

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
В.Е. НЕСТЕРОВ

**КОСМИЧЕСКИЙ
РАКЕТНЫЙ
КОМПЛЕКС
«АНГАРА»
ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ**



генеральный конструктор
В.Е. Нестеров

*Создателям космического
ракетного комплекса «Ангара»
посвящается*

Космический ракетный комплекс «Ангара»

История создания

том 1

Москва
2018



В.Е. Нестеров в своем кабинете. Роскосмос, июнь 2004 г.

СОДЕРЖАНИЕ

ТОМ 1

ОТ АВТОРА. ВСТУПЛЕНИЕ.....	13
----------------------------	----

ЧАСТЬ I

ГЛАВА 1. С ЧЕГО ВСЕ НАЧИНАЛОСЬ.....	17
ГЛАВА 2. ПЕРВЫЕ ШАГИ 1993-2005 гг.....	37
2.1. 1993-1994 гг.....	37
2.2. 1995 г.....	39
2.3. 1996 г.....	41
2.4. 1997 г.....	42
2.5. 1998 г.....	49
2.6. 1999 г.....	52
2.7. 2000 г.....	53
2.8. 2001 г.....	56
2.9. 2002 г.....	57
2.10. 2003 г.....	63
2.11. 2004 г.....	74
2.12. 2005 г.....	79
ГЛАВА 3. КАК РОДИЛАСЬ «АНГАРА». ВОСПОМИНАНИЯ А.И. КИСЕЛЕВА	90

ЧАСТЬ II

ГЛАВА 4. ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ 2006-2010 гг.....	103
4.1. 2006 г.....	103
4.2. 2007 г.....	123
4.3. 2008 г.....	139
4.4. 2009 г.....	150
4.5. 2010 г.....	166
ГЛАВА 5. КОМПЛЕКСНАЯ ПРОГРАММА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ.....	186
5.1. Отработка на образцах и моделях.....	187
5.2. Наземная стендовая отработка агрегатов и узлов.....	191

5.3. Лабораторно-стендовая отработка изделий и сборок.....	198
5.4. Комплексные холодные и огневые испытания.....	212
ГЛАВА 6. ЗАРУБЕЖНЫЕ КОНТРАКТЫ.....	251
6.1. КСЛВ.....	251
6.2. Байтерек.....	270

ЧАСТЬ III

ГЛАВА 7. РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ЛЕГКОГО КЛАССА.....	289
7.1. Анализ вариантов РКН.....	291
7.2. «Ангара-1.2» штатная.....	299
7.3. «Ангара-1.2ПП» первого пуска.....	320
7.4. Системы и агрегаты РКН.....	328
7.5. Технология подготовки РКН на ТК, УНТК и УСК.....	348
7.6. Циклограмма функционирования РКН.....	358
ГЛАВА 8. РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ТЯЖЕЛОГО КЛАССА.....	368
8.1. «Ангара-А5».....	368
8.2. Системы и агрегаты РКН.....	380
8.3. Технология подготовки РКН на ТК, УНТК и УСК.....	387
8.4. Циклограмма функционирования РКН.....	395
ГЛАВА 9. ДВИГАТЕЛИ И СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ.....	409
9.1. Двигатель УРМ-1 РД-191.....	409
9.2. Двигатель УРМ-2 РД-0124.....	427
9.3. Системы управления РН «Ангара».....	452

ТОМ 2

ЧАСТЬ IV

ГЛАВА 10. ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ 2011-2012 гг.....	477
10.1. 2011 г.....	477
10.2. 2012 г.....	492
ГЛАВА 11. ПОДГОТОВКА К СЕРИЙНОМУ ПРОИЗВОДСТВУ.....	516
ГЛАВА 12. ПО «ПОЛЕТ», ЦЕНТР ПРОИЗВОДСТВА РН «АНГАРА».....	555
ГЛАВА 13. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПРОЕКТЫ ГКНПЦ ИМ. М.В. ХРУНИЧЕВА.....	572

ГЛАВА 14. КРК «АНГАРА-А5» И КРК «РУСЬ-М», ПРОТИВОСТОЯНИЕ.....	598
ГЛАВА 15. МОДЕРНИЗАЦИЯ КРК «АНГАРА».....	61А
ГЛАВА 16. ГКНПЦ ИМ. М.В. ХРУНИЧЕВА В 2005-2012 ГОДАХ.....	627

ЧАСТЬ V

Наземная инфраструктура КРК «Ангара».....	653
ГЛАВА 17. ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС КРК «АНГАРА», ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ТРАНСПОРТИРОВКИ.....	660
17.1. Технический комплекс РН.....	664
17.2. Унифицированный технический комплекс.....	684
17.3. Транспортировочное оборудование	695
ГЛАВА 18. УНИВЕРСАЛЬНЫЙ СТАРТОВЫЙ КОМПЛЕКС КРК «АНГАРА».....	697
ГЛАВА 19. СТРОИТЕЛЬСТВО НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ КРК «АНГАРА». ВОСПОМИНАНИЯ С.Н. КОПЫТОВСКОГО.....	733
ГЛАВА 20. КОМПЛЕКС СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЙ, сбора и обработки.....	755
ГЛАВА 21. КОМПЛЕКС ЭКСПЛУАТАЦИИ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ.....	777

ЧАСТЬ VI

ГЛАВА 22. РАБОТЫ РКЗ И ЗЭРКТ ПО КРК «АНГАРА».....	793
22.1. Изготовление материальной части при создании КРК «Ангара» на РКЗ.....	793
22.2. Работы Завода по эксплуатации ракетно-космической техники	832
ГЛАВА 23. ЗАВЕРШАЮЩИЕ РАБОТЫ ПО ОКР, 2013 г.....	839
ГЛАВА 24. 2014 г. ПЕРВЫЙ ЭТАП КИ. ПОДГОТОВКА И ПУСК «АНГАРА-1.2ПП».....	877
ГЛАВА 25. 2014 г. ВТОРОЙ ЭТАП КИ. ПОДГОТОВКА И ПУСК «АНГАРА-А5».....	932
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	987
АВТОБИОГРАФИЯ АВТОРА.....	990
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.....	999
ПЕРЕЧЕНЬ ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ.....	1000
СОДЕРЖАНИЕ.....	1005

ПЕРЕЧЕНЬ ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АБ САЗ	автономный блок системы аварийной защиты;	БНАГ	бустерный насосный агрегат горючего;
АВД	аварийное выключение двигателя;	БНАО	бустерный насосный агрегат окислителя;
АДИ	автономные доводочные испытания;	БНС	блок начальных состояний;
АИ	автономные испытания;	БО	бак окислителя;
АКС	агрегат креновых сопел;	БРА	блок релейной автоматики;
АМ	агрегатный модуль;	БРЗ	большой расход заправки;
АНД	акустическое наружное давление;	БРП	большой расход подпитки;
АПП	аварийное прекращение пуска;	БРС	быстроразъемное соединение;
АР	аэродинамический руль;	БРТС	бортовая радио-телеметрическая система;
АРМ	автоматизированное рабочее место;	БС	боковая стабилизация;
АС-О	автостык по линии «О»;	БС	бортовые системы;
АСВК	автоматизированная система воздействия И контроля;	БС	блок синхронизации;
АСКУ	автоматизированная система координации и управления;	БСИ	бортовая система измерений;
АССОД	автоматизированная система сбора и обработки данных;	БЦВК	бортовой цифровой вычислительный комплекс;
АСУ	автоматизированная система управления;	БЦВМ	бортовая цифровая вычислительная машина;
АСУ ПЗ	автоматизированная система управления противопожарной защитой;	ВВД	вентилятор высокого давления;
АСУ ТО	автоматизированная система управления технологическим оборудованием;	ВВП	вентиль вакуумирования полости горючего;
АСУП	автоматизированная система управления ПОДГОТОВКОЙ;	ВВТ	вооружение и военная техника;
АСУП РН (РБ)	автоматизированная система управления подготовкой ракет-носителей и разгонных блоков;	ВГК	вентиль подачи горючего в камеру;
АФУ	антенно-фидерное устройство;	ВГО	вентиль подачи в газогенератор окислителя;
АФЧХ	амплитудно-фазовая частотная характеристика;	ВЗГ	вентиль закрытия разделительного клапана горючего;
БА	бортовая аппаратура;	ВНБ	вентиль наддува пускового бачка;
БА САДУЗ	бортовая аппаратура системы автоматического дистанционного управления заправкой;	ВОЛС	волоконно-оптическая линия связи;
БАСУ	бортовая аппаратура системы управления;	ВПВ	вентиль продувки газогенератора при выключении;
ББ	боковой блок;	ВРГ	вентиль открытия разделительного клапана давления;
БГ	бак горючего;	ВСК	вентиль (электроклапан) управления соплом крена;
БИК	бортовой измерительный комплекс;	ВСОТР	воздушная система обеспечения температурного режима;
БКС	бортовая кабельная сеть;	ВУО	выносное устройство обмена;
БМП	быстро меняющийся параметр;	ВЭО	высокоэллиптическая орбита;
		Г	горючее;
		ГЗС	грузозахватные средства;
		ГИК	Государственный испытательный космодром;

Перечень принятых сокращений

ГМ	грузовой макет;	ИУС	информационно-управляющая система;
ГММ	габаритно-массовый макет;	ИУС-И	информационно-управляющая система изделием;
ГО	головной обтекатель;	ИУС-С	информационно-управляющая система стендом;
ГП	газовая подушка;	К	крен;
ГПВ	Государственная программа вооружения;	КА	космический аппарат;
ГПИ	Государственный проектный институт;	КААС	комплект агрегатов автоматической стыковки;
ГПО	геопереходная орбита;	КАВИТ	комплект аппаратуры виброизмерений при транспортировании;
ГС	гидросистема;	КАПЭ ПГС	контрольно-проверочная аппаратура электроагрегатов ПГС;
ГСО	геостационарная орбита;	КБ	конструкторское бюро;
ГСП	гиростабилизированная платформа;	КБСК	комплект блока сопел крена;
ГСТ	главная ступень тяги;	КВ	Космические войска;
ГТМ	габаритно-тепловой макет;	КВТК	кислородно-водородный разгонный блок для РН тяжелого класса;
ДАД	датчик абсолютного давления;	КГЧ	космическая головная часть;
ДГЖО	дренажно-предохранительный клапан бака окислителя;	КД	конструкторская документация;
ДИ	доводочные испытания;	КЗБ	кабель-заправочная башня;
ДНП	данные на пуск;	КЗГ	клапан заправки бака горючего;
ДПА	датчиков-преобразующая аппаратура;	КЗО	клапан заправочный бака окислителя;
ДПК	дренажно-предохранительный клапан;	КИ	комплексные испытания;
ДУ	двигательная установка;	КИМС	комплексный имитационно-моделирующий стенд;
ДУЕ	датчики уровня емкостные;	КИП	контрольно-измерительные приборы;
ДУС	датчик угловой скорости;	КИС	контрольно-испытательная станция;
ЕЦУРБ	единый центр управления разгонным блоком;	ККП	комплекс командных приборов;
ЖК	жидкий кислород;	КМСК	комплект механизмов стыковки;
ЖРД	жидкостный ракетный двигатель;	КМТО	комплект механотехнологического оборудования;
ЗДИ	завершающие доводочные испытания;	КИО и ПА	комплект наземного оборудования и проверочной аппаратуры;
ЗИ	заводские испытания;	КНОРД-191	комплект наземного оборудования РД-191;
ЗИП	запасные инструменты и принадлежности;	КНСГ	контрольный набор стартовой готовности;
ЗНС	заправочно-нейтрализационная станция;	КП	контакт подъема;
ЗО	защитные операции;	КПА АБ САЗ	контрольно-проверочная аппаратура автономного блока системы аварийной защиты;
ЗСК	заправочно-сливной клапан;	КПА БА СКЗ	контрольно-проверочная аппаратура бортовой аппаратуры системы контроля заправки;
ИВК	информационно-вычислительный комплекс;		
ИД	исходные данные;		
ИИС	информационно-измерительная система;		
ИК	измерительные каналы;		
ИН	имитация натекания;		
ИО	исполнительные органы;		
ИСАД	измерительная система абсолютного давления;		

КПА ИСАД	контрольно-проверочная аппаратура измерительной системы абсолютного давления;	НИП	наземный измерительный пункт;
КПА СТИ	контрольно-проверочная аппаратура системы телеметрических измерений;	НК	наземный комплекс;
КПА УСURT	контрольно-проверочная аппаратура уровнемера системы управления расходом топлива;	НКС	наземная кабельная сеть;
КПЭО	комплексная программа экспериментальной обработки;	ЧКСт	наземная кабельная сеть технол;
КРК	космический ракетный комплекс;	НСГ	набор стартовой готовности;
КРП	кабель разового применения;	НСО	наземная стендовая отработка;
КРТ	компоненты ракетного топлива;	НТД	нормативно-техническая документация;
КС	камера сгорания;	НТО	наземное технологическое оборудование;
КСПТО	комплект средств подключения технологического оборудования;	НЦВМ	наземная цифровая вычислительная машина;
КСТ	конечная ступень тяги;	НЦВК	наземный цифровой вычислительный комплекс;
КТ	компоненты топлива;	НХЗ	нормальный ход запуска;
КТИ	контрольно-технологические испытания;	НШС	нештатная ситуация;
КТС	контроль технического состояния;	О	окислитель;
КУО БРС	комплект устройств отвода бортовых разъёмных соединений;	ОВОС	оценка воздействия на окружающую среду;
КШ	кроссировочный шкаф;	ОЗУ	оперативное запоминающее устройство;
КЩТ	кроссировочный щит телеметрии;	ОИ	огневые испытания;
ЛВС	локальная вычислительная сеть;	ОИР	опытно-испытательная работа;
ЛИ	летные испытания;	ОКР	опытно-конструкторская работа;
ЛКИ	летно-конструкторские испытания;	ОК	операционная карта;
ЛСО	лабораторно-стендовая отработка;	ОКЭ	облегченный корпус электросоединителей;
ЛЭП	линии электропередач;	ОПК	оборонно-промышленный комплекс;
МБО	межбаковый отсек;	ОПр	отсек промежуточный;
МВИ	межведомственные испытания;	ОР	отделочные работы;
МВК	межведомственная комиссия;	ОСИ	огневые стендовые испытания;
МВКГ	межведомственная координирующая группа;	ОТГ	оперативно-техническая группа;
МД	маршевый двигатель;	ОТУ	организационно-технические указания;
МДГ	мотор дросселя горючего;	ОЧ	отделяющаяся часть;
МИК	монтажно-испытательный корпус;	ПА	проверочная аппаратура;
МИОМ	магнитно-импульсная обработка металлов;	ПАРК	подсистема автоматического регулирования и контроля;
ММП	медленно меняющийся параметр;	ПАТ	передвижной агрегат термостатирования;
МО	метрологическое обеспечение;	ПБ	пожарная безопасность;
МРП	малый расход подпитки;	ПВ	поверочные включения;
МРТ	мотор регулятора тяги;	ПГС	пневмогидравлическая система;
НАП	навигационная аппаратура потребителя;	ПГСП	пневмогидравлическая система подачи компонентов топлива;
НАСУ	наземная аппаратура системы управления;	ПЗ	представитель заказчика;
		ПЗ	полетное задание;
		ПЗУ	постоянное запоминающее устройство;

Перечень принятых сокращений

ПИП	первичный измерительный преобразователь;	СЗЖК	система заправки жидким кислородом;
ПК	предохранительный клапан;	СЗК	система заправки кислородом;
ПМО	программно-математическое обеспечение;	СЗН	система заправки нафтилом;
ПН	полезная нагрузка;	СИ	система измерений;
ПНР	пусконаладочные работы;	СИ	средства измерений;
ПО	программное обеспечение;	СИП ТО	система измерения параметров технологического оборудования;
ПОН	программа обеспечения надежности;	СК	система координат;
ПОС	платы отрывных соединителей;	СИ	стартовый комплекс;
ППИ	планово-периодические испытания;	СКДО	система контроля, диагностики и отображения параметров;
ППО	предпусковые операции;	СКЗ	система контроля заправки;
ПРМ	пневмореле мембранное;	СКОН	система контроля опасных накоплений;
ПРП	пульт регламентных проверок;	СКСК	система контроля содержания кислорода;
ПРСИ	полноразмерный стенд испытательный;	СМ	связной модуль;
ПС	переходная система;	СМР	строительно-монтажные работы;
ПС	пусковой СТОЛ;	СНИ	система наземных измерений;
ПСД	проектно-сметная документация;	СНиП	строительные нормы и правила;
ПСИ	приемо-сдаточные испытания;	СНПГ	система нейтрализации проливов горючего;
ПСП	предстартовая подготовка;	СНЭСТ	система наземного электроснабжения спецтоками;
ПСТ	предварительная ступень тяги;	СПИ	специальные периодические испытания;
ПУ	пусковое устройство;	СОА	система обеспечения азотом;
ПЩ	пневмоштит;	СОГ	система охлаждения газохода;
Р	рыскание;	СОП	система отбора проб;
РБ	разгонный блок;	СОСГ	система обеспечения сжатыми газами;
РВР	ремонтно-восстановительные работы;	СОФ	система охлаждения факела;
РД	реле давления;	СПА	система приводов автоматики;
РДТТ	ракетный двигатель твердого топлива;	СПП	система пожаропреупреждения;
РИ	регламентные испытания;	СПП	средства пожаропреупреждения;
РК	рабочая комиссия;	СПСГ	система подготовки сжатых газов;
РКН	ракета космического назначения;	СРОК	система размножения и обмена команд;
РМ	рабочее место;	СС	стартовый стол;
РМО	рабочее место оператора;	ССВК	стендовая система визуального контроля;
РН	ракета-носитель;	ССО	солнечно-синхронная орбита;
РО	регулируемый объект;	ССПГ	система сброса промстоков горючего;
РП	регламентные проверки;	СТ	система термостатирования;
РП	рулевой привод;	СТВД	система термостатирования высокого давления;
РТ	рулевой тракт;	СТГ	система технологического газоснабжения;
РТД	рулевой тракт двигателя;		
САЗ	система аварийной защиты;		
СВВ	система выдавливания воды;		
СГЭП	система гарантированного электропитания		
СЗВ	система заправки водородом;		

СТИ	система телеметрических измерений;	УРМ	универсальный ракетный модуль;
СТК	система телеметрического контроля;	УСК	универсальный стартовый комплекс;
СТиПБ	средства термостатирования и пожаробезопасности;	УСКУРТ	уровнемер системы контроля уровня и управления расходом топлива;
СТН	система теленаблюдения;		
СТНД	система термостатирования низкого давления;	УСУРТ	уровнемер системы управления расходом топлива;
СТС	система технологической связи;	УТТХ	улучшенные тактико-технические характеристики;
СУ	система управления;	УУ	устройство удержания;
СУ	стыковочное устройство;	ФАСС	Федеральное агентство специально- го строительства;
СУЗ	система управления заправкой;		
СУНЭ	система управления нештатными элементами;	ФГУ	Федеральное государственное управление;
СУРТ	система управления расходом топлива;	ФГУП	Федеральное государственное унитарное предприятие;
СХВГ	система хранения и выдачи сжатых газов;	ФД	функциональный датчик;
СЭП	система электропитания;	ФКП	Федеральная космическая программа;
Т	тангаж;		
ТД	техническая документация;	ФОР	филтраосушительные устройства;
ТЗ	техническое задание;	ФЦП	федеральная целевая программа;
ТЗП	теплозащитное покрытие	ХО	хвостовой отсек;
ТК	технический комплекс;	ХСИ	холодное стендовое испытание;
ТМИ	телеметрическая информация;	ЦБ	центральный блок;
ТНА	турбонасосный агрегат;	ЦВМ	цифровая вычислительная машина;
ТО	технологическое оборудование;	ЦГ	циклограмма;
ТО	теплообменник;	ЦСОАИ	центр сбора, обработки и автомати- зированных измерений;
ТП	технический проект;		
ТР	техническое решение;	ЧТЗ	частное техническое задание;
ТР	техническое руководство;	ШБ	шаробаллон;
ТТ	твердое тело;	ШБН	шаробаллон наддува;
ТТЗ	тактико-техническое задание;	ШБУ	шаробаллон управления;
ТУА	транспортно-установочный агрегат;	ШС	шкаф соединительный;
ТУ	техническое условие;	ЭГС	электрогидравлический сервопри- вод;
ТУТ	транспортно-установочная тележка;		
ТЭО	техничко-экономическое обоснование;	ЭД	эксплуатационная документация;
ТЭП	техничко-экономические показатели;	ЭМО	электромагнитная обстановка;
УБ	укрупненные блоки;	ЭМС	электромагнитная совместимость;
УДП	упругая подвеска двигателей;	ЭО	экспериментальная отработка;
УЗ	устранение замечаний;	ЭП	эскизный проект;
УИР	управление инженерных работ;	ЭПК	электропневмоклапан;
УКИ	ускоренные климатические испытания;	ЭПЩ	электропневмоцист;
		ЭПЩС	электропневмоцист стенда;
УНТК	унифицированный технический комплекс;	ЭС	электросоединитель;
		ЭСР	электростатический разряд.
УПАР	упругая подвеска аэродинамических рулей;		
УПСПА	устройство проверок системы при- водов автоматики;		

ОТ АВТОРА ВСТУПЛЕНИЕ

Эта книга была задумана в январе 2015 г., сразу после ознакомления с откликами прессы на успешный запуск РКН «Ангара-А5» тяжелого класса, обеспечившей России независимый доступ в космос, и, особенно, после прочтения некоторых интервью по этому поводу. Появилась твердая уверенность, что толком про КРК «Ангара» широкому кругу читателей известно не так много, и в основном это мифы, мало похожие на реальность, которые многие годы переписываются из одной журналистской статьи в другую.

Книга написана по материалам моего архива, который начал формироваться с 2006 г., после моего назначения Генеральным директором ГКНПЦ им. М. В. Хруничева. Главным моим помощником в этой работе была Татьяна Аркадьевна Горгадзе, которой я выражаю свою огромную благодарность. Очень важную часть материалов мне удалось собрать в первых трех кварталах 2015 г., пока была возможность, и я безмерно признателен всем, кто оказал мне в этом содействие, без них книга бы не получилась такой информативной.

В первую очередь я очень признателен тем, чьи воспоминания и статьи вошли в эту книгу, и кто фактически является ее соавторами: А. И. Киселев, Ю. О. Бахвалов, Ю. Л. Кузнецов, конечно С.Н. Копытовский, написавший всю 19 главу, С. А. Петроковский, Ю. М. Моцак, В. А. Петрик, И. С. Додин.

Также низкий поклон тем, кто помогал в сборе материалов и составлении этой книги: В. С. Рачук, Е.Л. Межерицкий, М. И. Макаров, В. К. Чванов, Д. В. Донской, В.П. Пронников, А. В. Бобренов, Г. Б. Клейменов, Д.Б. Сороковой, В.Н. Нестеровский, М.В. Будушкин, А. Л. Бодунков и многие другие.

И конечно я очень, очень благодарен моей семье: супруге М. А. Нестеровой, дочери Е. В. Нестеровой и сыну М. В. Нестерову, без помощи которых книга просто не увидела бы свет.

Особую благодарность я хотел бы выразить С. В. Кузнецову, а также М. В. Лучникову и С. П. Назарову.

Эта книга уникальна в своем роде. Ни во времена советской космонавтики, ни во времена российской еще никто и никогда, если я не ошибаюсь, не написал такую подробную и объемную историю создания космического ракетного комплекса с момента его зарождения и до успешного проведения начального этапа летных испытаний.

История создания КРК «Ангара» написана в основном в хронологическом порядке с отдельными главами, дающими техническое описание космического ракетного комплекса, проведения его испытаний, строительства наземной инфраструктуры и других вопросов, имеющих самое непосредственное отношение к его созданию.

Мне удалось собрать большое количество открытых документов по созданию КРК «Ангара». Многие приведены полностью или в главной своей части. Именно в документах совершенно объективно, кратко, но в полном объеме отражались все важнейшие вопросы создания комплекса «Ангара» и намечались пути их решения. Внимательно читая эти документы, можно совершенно четко понять, с какими проблемами пришлось столкнуться, как трудно решались некоторые из них, и какие колоссальные усилия приходилось прилагать, чтобы работы по созданию комплекса «Ангара» продолжались до победного конца.

Книга непроста для неподготовленного читателя, но тем, кто интересуется ракетной техникой, учится и собирается с ней работать, она может быть интересна. Будет она полезна и для многих работающих в отрасли, для тех кто собирается делать новые космические ракетные комплексы, так как в книге четко прослеживается проверенная практикой методика их создания.



**Буйлова Елена
Владимировна**



**Воловник Александр
Давидович**



**Фадеев Александр
Сергеевич**



**Кананыхин Игорь
Сергеевич**

И конечно этот труд написан, в первую очередь, для тех, кто долгие годы создавал КРК «Ангара», чтобы сохранить для них и их потомков воспоминания о том великом подвиге, который был ими совершен во славу нашей Родины, величию нашей ракетно-космической техники. Многие из них найдут много интересного для себя, так как мало кто имел возможность участвовать во всех направлениях этой программы.

Сразу хочу извиниться перед теми, кто не отмечен в этой книге. Во-первых, всех отметить практически невозможно, учитывая формат и объем этого труда, а во-вторых, мне тоже не все известно, хотя этому очень важному и щепетильному вопросу было уделено особое внимание.

Самое главное, я хочу выразить глубочайшую признательность моим друзьям, которые оказали финансовое содействие для появления этой книги и без помощи которых книга не смогла бы быть издана. Это Елена Владимировна Буйлова, Александр Сергеевич Фадеев, Александр Давидович Воловник и Игорь Сергеевич Кананыхин. Огромная им от меня и, надеюсь, от тех кто получит эту книгу, благодарность.

Все ваши отзывы, замечания и предложения, уважаемый читатель, направляйте по адресу: г. Москва, 121099, 1-й Смоленский переулок, д. 9, кв. 77.

С уважением,
В.Е. Нестеров

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ



ГЛАВА 1. С ЧЕГО ВСЕ НАЧИНАЛОСЬ

Ретроспективный анализ работ по обоснованию облика перспективного космического ракетного комплекса тяжелого класса

Проектные и научно-исследовательские работы по выбору облика перспективного космического ракетного комплекса тяжелого класса, который должен был прийти на смену эксплуатируемому в настоящее время КРК «Протон», ведутся с конца 70-х - начала 80-х годов. За это время ведущими предприятиями ракетно-космической отрасли было проработано множество вариантов КРК, в числе которых можно назвать несколько модификаций КРК К11К37 (НПО «Южное», г. Днепропетровск, Украина), КРК «Гроза», «Нейтрон», «Энергия-М» (РКК «Энергия») и др. С 1992 года, после распада СССР и образования СНГ, эти работы вступили в новую фазу, когда на повестку дня встал вопрос обеспечения независимости России в области космической деятельности.

Ракета-носитель «Протон», запускаемая с территории Казахстана, имеющая высокотоксичные компоненты топлива, требовала замены на другую РН. Эта РН должна была отвечать следующим требованиям.

Обеспечение независимого доступа в космическое пространство, т.е. пуски РН должны производиться с территории РФ.

Использование в конструкции РН комплектующих элементов только российского производства.

Использование на РН экологически чистых компонентов ракетного топлива.

Соблюдение этих требований означало, что пуски должны производиться почти со 100% вероятностью с космодрома «Плесецк» и компонентами топлива должны были быть кислород, керосин и водород (в различных сочетаниях).

На основании Решения научно-технического совета войсковой части 08340 от 3 августа 1992 г. по вопросу «Средства выведения: состояние и перспективы их модернизации и развития», было объявлено конкурсное проектирование КРК тяжелого класса, который первоначально был назван «Фаэтон».

Основной целью проектных работ являлось формирование облика космического ракетного комплекса тяжелого класса, полностью ориентированного на использование производственной и экспериментальной базы российских предприятий, инфраструктуры России, а также на проведение запусков космических аппаратов с российского космодрома.

Требования, предъявляемые к комплексу, были определены сначала в «Исходных данных на разработку проектных материалов по комплексу ракет-носителей «Фаэтон», а затем в «Техническом задании на разработку технических предложений по созданию космических ракетных комплексов среднего и тяжелого классов», разработанных в 1992 году. Основными из этих требований являлось:

1. При проектировании КРК должны быть максимально использованы научно-технический задел по существующим РН, РБ, ТК и СК, а также опыт, полученный при их создании и эксплуатации.
2. Принимаемые технические решения должны обеспечить минимальные затраты на выполнение долгосрочной космической программы, прежде всего за счет:
 - унификации блоков РН и РБ;

- универсализации наземного технологического оборудования;
 - использования существующих строительных сооружений и технологического оборудования, а также элементов эксплуатируемых РН и РБ;
 - рациональной организации производства и совершенствования технологии изготовления РН и РБ;
 - минимизации количества площадей районов падения отделяющихся частей РН.
3. Ракеты-носители должны создаваться по двухступенчатой схеме с использованием нетоксичных компонентов ракетного топлива, оказывать минимальное неблагоприятное воздействие на окружающую среду и обеспечивать возможность эксплуатации на универсальном стартовом комплексе.
 4. Технический комплекс должен обеспечивать одновременную и независимую подготовку не менее двух РН с РБ.
 5. В состав СК должны входить не менее двух пусковых установок.
 6. Стартовый комплекс должен обеспечивать многократную (не менее двух раз) заправку ступеней РН и РБ без снятия ракеты космического назначения с пусковой установки.
 7. Управление процессами подготовки и пуска всей номенклатуры РКН, а также эксплуатации СК и ТК во всех режимах их применения должно осуществляться интегрированной АСУ ПП.
- На начальном этапе в конкурсе приняли участие РКК «Энергия» им. академика С. П. Королёва, ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и ГРЦ «КБ им. академика В. П. Макеева». Они представили на рассмотрение специально образованной Межведомственной экспертной комиссии по нескольким вариантам ракет-носителей среднего и тяжелого класса.

КБ «Салют» предложило ряд ракет-носителей «Енисей».

Двухступенчатую ракету среднего класса «Енисей-2» на компонентах кислород и керосин с двигателями на базе 11Д520 на первой ступени и на базе 11Д123 — на второй, модернизированной системой управления от РН «Зенит» и боковыми отсеками, создаваемыми на базе технологии, отработанной при изготовлении РН «Протон» и модулей станции «Мир».

Четырехступенчатую РН среднего класса «Енисей-Д», включающую РН «Енисей-2» и двухступенчатый разгонный блок, который состоит из кислородно-водородного блока на базе РБ «Шторм» и РБ «Бриз», создаваемого на базе третьей ступени РН «Рокот».

Трехступенчатую РН среднего класса «Енисей-3», состоящую из РН «Енисей-2» и разгонного блока (КВРБ или «Бриз» из состава двухступенчатого РБ).

Двухступенчатую РН тяжелого класса «Енисей-2Т», составленную из двух РН среднего класса «Енисей-2».

Двух- и трехступенчатые РН тяжелого класса «Енисей-3Т» и «Енисей-ДТ», состоящие из РН «Енисей-2Т» и РБ (аналогичных блокам для РН «Енисей» среднего класса).

В качестве наземных комплексов были предложены универсальный технический и стартовый комплексы на базе ТП 11П577 и СК 11П877 КРК «Зенит», создаваемого на космодроме «Плесецк».

Кроме того, в качестве одного из путей развития комплекса «Енисей» рассмотрен вариант применения на РН «Енисей» спасаемых многоразовых блоков первой ступени, которые используют два дозвуковых турбореактивных двигателя, аэродинамические крылья, вертикальное и горизонтальное оперение, шасси и дополнительную систему управления для управляемого полета и посадки блоков на аэродром.

Уже тогда КБ «Салют» предлагал многоразовую первую ступень.



**Полухин Дмитрий
Алексеевич (1927-1993)**

Генеральный конструктор
КБ «Салют»

Технические предложения РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва включали

Ракету-носитель «Зенит» в ее современном двухступенчатом исполнении («Зенит-2»), доработанную, чтобы обеспечить возможность выводить пилотируемые космические корабли.

Ракету-носитель «Зенит-3» - РН «Зенит», дооснащенную разгонным блоком 11С861МА.

Технический и стартовый комплексы КРК «Зенит-2», доработанные, чтобы обеспечить запуски пилотируемых космических кораблей и пуски РН «Зенит-3».

В материалах технических предложений рассмотрены две модификации РН «Зенит» с повышенными энергетическими характеристиками.

Ракета-носитель ГК1, имеющая увеличенную стартовую массу за счет дополнительно заправляемых компонентов топлива (на первой ступени - в два неотделяемых дополнительных топливных отсека, каждый из которых имеет баки окислителя и горючего, на второй ступени - в основные баки, увеличенные за счет дополнительных цилиндрических вставок), форсированные двигатели первой (на 5%) и второй (на 6%) ступеней, а также модифицированный двигатель 11Д33, используемый на блоке «Л» РН «Молния», вместо рулевого двигателя второй ступени 11Д513.

Ракета-носитель ГК2, аналогичная РН ГК1 и оснащенная двумя твердотопливными ускорителями (с тягой на земле 232 тс каждый), разработанными на основе РДТТ типа ЗД04.

В качестве разгонных блоков для РН ГК1 и ГК2 рассмотрены следующие варианты.

Одноступенчатый кислородно-керосиновый РБ 11С861-01А, создаваемый для РН «Протон».

Одноступенчатый кислородно-водородный РБ «Шторм», разрабатывавшийся для использования в составе РН «Протон».

Двухступенчатый РБ, на первой ступени которого используется блок 11С82ДФ-01, а на второй - блок «Б» на компонентах АТИН+НДМГ, аналогичный блоку «Бриз» разработки КБ «Салют».

Двухступенчатый РБ, на первой ступени которого используется кислородно-водородный блок, аналогичный ступени, создаваемой КБ «Салют» для индийской РН GSLV, а на второй - блок «Б».

Рассмотрен также объем доработок наземного комплекса КРК «Зенит», связанный с отличиями конструкций РН ГК1 и ГК2 от РН «Зенит», а также применением КВРБ.

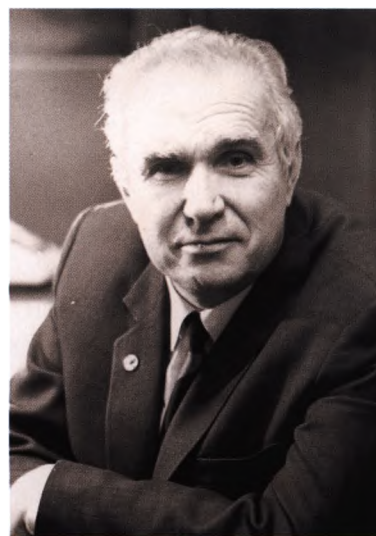
Следует отметить, что по своим энергетическим возможностям РН ГК1 находится на границе среднего и тяжелого классов, а ГК2 относится к РН тяжелого класса.

Кроме того, в технических предложениях РКК «Энергия» были рассмотрены два варианта РН тяжелого класса, создаваемых на базе ракетных блоков РН «Зенит» и РН легкого класса, которые позволяют решать задачи по выведению на геостационарную орбиту КА массой 2,5...3,0 т, используя одноступенчатый кислородно-керосиновый РБ (РБ 3000) или кислородно-водородный РБ типа «Шторм».

Ракета-носитель ГК3, состоящая из двух боковых блоков, которые заимствуются с РН легкого класса, центрального блока, представляющего собой доработанную первую ступень РН «Зенит», и блока второй ступени с двумя форсированными двигателями 11Д123 и рулевым двигателем РД-162.

Ракета-носитель ГК4, состоящая из двух доработанных блоков «А» РН «Энергия» на первой ступени и блока второй ступени, аналогичного блоку второй ступени РН ГК3.

Для подготовки и пуска РН ГК3 и ГК4 были рассмотрены три варианта стартового комплекса: на базе существующего СК 17П32, на базе строящегося СК 11П877 и новый автономный СК, а также новый технический комплекс.



Семенов Юрий Павлович

Генеральный конструктор
РКК «Энергия»

Помимо этого для РН среднего и тяжелого классов предложены принципиально новые образцы разгонных блоков на нетоксичных компонентах топлива, в которых сделана попытка объединить передовые достижения в области ракетно-космической техники.

РБ «Прорыв», использующий объединенную двигательную установку на компонентах кислород+керосин и маршевый двигатель новой разработки тягой 2 тс.

КВРБ «Ястреб» с кислородно-водородной ОДУ и маршевым двигателем новой разработки тягой 4 тс.

В материалах технических предложений также рассмотрена возможность построения альтернативных вариантов ракетно-космических комплексов: комплекс морского базирования и комплекс, базирующийся на экраноплане.

Космический ракетный комплекс «Фаэтон», предложенный ГРЦ «КБ им. академика В. П. Макеева», включал в себя.

Базовую двухступенчатую РН среднего класса «Фаэтон-2», аналогичную по конструктивно-компоновочной схеме и тактико-техническим характеристикам ракете-носителю «Зенит».

Трехступенчатую РН среднего класса «Фаэтон-3», состоящую из базовой РН «Фаэтон-2» и блока довыведения и разведения «Бриз» собственной разработки.

Четырехступенчатую РН среднего класса «Фаэтон-4», состоящую из базовой РН «Фаэтон-2» и двухступенчатого РБ «Бриз-2», который включает блок «Бриз-21» (модификация БДР «Бриз») в качестве первой ступени и РБ «Бриз-22» (вариант БДР «Бриз» с уменьшенными запасами энергии) в качестве второй ступени. Как альтернативный вариант двухступенчатого разгонного блока рассмотрен РБ «Бриз-Ф», отличающийся от РБ «Бриз-2» тем, что в качестве второй ступени вместо блока «Бриз-22» используется блок, создаваемый на базе ДУ КА «Фобос» (разработка НПО им. С. А. Лавочкина).

Двухступенчатую РН тяжелого класса «Фаэтон-2Т», представляющую собой РН «Фаэтон-2» с блоком твердотопливных ускорителей (рассмотрены три модификации: с двумя, четырьмя и шестью ускорителями).

Трехступенчатую РН тяжелого класса «Фаэтон-3Т», состоящую из РН «Фаэтон-2Т» и БДР «Бриз».

Четырехступенчатую РН тяжелого класса «Фаэтон-4Т», включающую РН «Фаэтон-2Т» и двухступенчатый РБ «Бриз-2Т», состоящий из блока «Бриз-21Т» с увеличенным по сравнению с блоком «Бриз-21» запасом топлива и блока «Бриз-22».

Стартовый комплекс на базе СК 11П877.

Техническую позицию на основе ТП 11П577.

Наземный комплекс системы управления, имеющий в составе автоматизированную систему управления подготовкой и пуском.

Для рассмотрения проектных материалов по перспективным средствам выведения и разгонным блокам Решением РКА и ВКС от 17.03.93 г. была образована Межведомственная экспертная комиссия под руководством начальника 50 ЦНИИКС генерал-майора, доктора технических наук В.А. Меньшикова, которая по результатам экспертизы технических предложений рекомендовала продолжить работы по поиску оптимальных вариантов КРК тяжелого класса в рамках эскизного проекта. С этой целью в сентябре 1993 года было разработано «Тактико-техническое задание на разработку эскизного проекта космического ракетного комплекса тяжелого класса», которое предусматривало два этапа проектирования. В тактико-техническом задании получили дальнейшее развитие перечисленные выше требования, которые были конкретизированы применительно к разработке КРК тяжелого класса.

В процессе 1 -го этапа конкурсного эскизного проектирования КРК тяжелого класса разработчикам необходимо было рассмотреть альтернативные варианты построения КРК и его составных частей, провести выбор и обоснование варианта для дальнейшего эскизного проектирования.

Энергетические возможности РН (РН с РБ) в соответствии с ТТЗ должны обеспечивать выведение с полигона «Плесецк» КА массой до 24 т на низкую круговую орбиту ($H_{кр} = 200$ км, $i = 63^\circ$), массой до 20 т на солнечно-синхронную орбиту ($H_{кр} = 350$ км) и массой до 3,5 т на геостационарную орбиту. При этом должна быть проработана возможность повышения энергетических возможностей РН (РБ) относительно заданных в ТТЗ величин, в том числе по выведению на геостационарную орбиту КА массой до 5 т.

Ракета-носитель тяжелого класса должна создаваться по двухступенчатой схеме с использованием нетоксичных компонентов ракетного топлива и обеспечивать возможность эксплуатации на универсальном стартовом комплексе.

В ТТЗ на эскизное проектирование были включены требования о проработке технических решений, обеспечивающих возможность создания универсальных ТК и СК на базе наземных комплексов космического ракетного комплекса «Зенит» при минимальном дооборудовании этих комплексов, а также решений, обеспечивающих повышение энергетических характеристик РН, в том числе за счет использования кислородно-водородного топлива.

Варианты КРК тяжелого класса, представленные на конкурс

В конкурсном эскизном проектировании приняли участие те же организации-разработчики, что и на этапе технических предложений. Они представили на рассмотрение МВЭК самостоятельные проекты КРК тяжелого класса.

РКК «Энергия» им. академика С. П. Королёва были предложены несколько вариантов РН тяжелого класса.



Иванов Владимир Леонтьевич

*Первый командующий Военно-космическими силами, заместитель генерального директора ГКНПЦ им. В. Хруничева (1996-2014 гг.), генерал-полковник, доктор военных наук, награжден Орденом «Красной Звезды», Орденами «За службу Родине в ВС СССР» II степени и III степени, десятью медалями, болгарским орденом «Красного Знамени» и медалью, лауреат премии правительства им. Гагарина, дважды лауреат премии правительства, награжден золотой медалью «Академика В. Ф. Уткина», академик Российской и Международной академии космонавтики, академии военных наук, заслуженный испытатель Байконура, почетный гражданин г. Байконур и г. Мирный, награжден ведомственными наградами Роскосмоса и Федерации космонавтики, ветеран Военно-космических сил
В.Л. Иванов внес выдающийся вклад в создание КРК «Ангара»*

РН ГК6 предлагается в качестве основного варианта. Она представляет собой двухступенчатую РН с последовательным расположением ступеней и имеет стартовую массу 905 т. На обеих ступенях используются в качестве горючего керосин РГ-1, в качестве окислителя - жидкий кислород.

Первая ступень - полиблочная, состоящая из центрального и двух боковых блоков диаметром 3,9 м, на каждом блоке используется двухкамерный двигатель РД-180 новой разработки тягой 392 тс у Земли и 424 тс в пустоте, создаваемый на базе ЖРД 11Д520. Особенностью конструкции боковых блоков является несимметричное расположение двигателей, которые смещены относительно оси блока на 1400 мм в сторону центрального блока, что в сочетании с их отклонением на 6 градусов в сторону центрального блока в момент старта позволяет устанавливать РН ГК6 на пусковую установку стартового комплекса РН «Зенит» без изменения формы и размеров канала газохода ПУ.



Филин Вячеслав Михайлович

Заместитель генерального
конструктора РКК «Энергия»

Вторая ступень - моноблочная, также диаметром 3,9 м. В качестве маршевого двигателя используется однокамерный ЖРД РД-146 тягой 90 тс, который является модификацией ЖРД 11Д123, в качестве рулевого - четырехкамерный двигатель РД-134Р тягой 35 тс новой разработки. Вторая ступень за счет глубокого дросселирования рулевого двигателя (до 40%) и многократного включения маршевой ДУ позволяет реализовать схемы выведения КА на круговые орбиты высотой до 2000 км.

Среди дополнительных вариантов заслуживают внимания проекты, предусматривающие использование водорода на второй ступени РН.

РН ГК7 стартовой массой 710 т, выполнена по двухступенчатой схеме с параллельным расположением ступеней и состоит из двух блоков первой ступени, аналогичных используемым на РН ГН6, и центрального блока второй ступени диаметром 3,9 м, на которой используется трехкомпонентное топливо: кислород + водород + РГ-1. Трехкомпонентный однокамерный двигатель РД-705 в первом режиме развивает тягу 182/204 тс (у Земли и в пустоте соответственно), во втором - 81 тс.



Карраск Владимир Константинович

Первый заместитель генерального конструктора КБ «Салют». Один из главных создателей РКК «Ангара»

РН ГК7А стартовой массой 725 т по конструктивно-компоновочной схеме аналогична РН ГК7. Основные отличия связаны с тем, что на центральном ракетном блоке второй ступени с максимальным диаметром 5,08 м используются жидкие кислород и водород, а в качестве маршевого двигателя - однокамерный ЖРД РД-0120 тягой 147,2/190 тс, являющийся модификацией ЖРД 11Д122.

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева предложил в качестве основного варианта двухступенчатую РН, имеющую стартовую массу 607 т и использующую на первой ступени кислород + РГ-1, а на второй ступени - трехкомпонентное топливо кислород + водород + РГ-1.

Первая ступень имеет три топливных модуля: два боковых для окислителя и один центральный - для горючего диаметром 3,9 м каждый, что обеспечивает транспортабельность первой ступени по железной дороге и позволяет использовать отработанную в ходе эксплуатации РН «Протон», имеющей аналогич-

ную конструкцию первой ступени, технологию работ по сборке РН. Первая ступень оснащается четырехкамерным ЖРД тягой 740/806,4 тс, являющимся модификацией ЖРД 11Д520.

Вторая ступень - моноблочная диаметром 3,9 м, оснащена трехкомпонентным однокамерным двухрежимным двигателем РД-705 новой разработки. Для стабилизации РН по крену на участке работы второй ступени используются специальные сопла крена.

ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева» предложил три варианта ракет-носителей.

В качестве основного варианта была рассмотрена двухступенчатая РН стартовой массой 850 тс последовательным расположением ступеней. На обеих ступенях используются жидкий кислород и РГ-1.

Первая ступень - полиблочная, состоящая из центрального блока диаметром 3,9 м и двух боковых блоков диаметром 2,4 м. В качестве двигателя центрального блока используется четырехкамерный двигатель РД-170 тягой 740/806,4 тс, являющийся модификацией ЖРД 11Д520, а в качестве двигателя бокового блока взята связка из двух однокамерных двигателей 11Д111 тягой 154/171,7 тс, разработанных для РН Н-1.

Вторая ступень - моноблочная диаметром 3,9 м, в качестве маршевого двигателя используется однокамерный ЖРД 11Д112 тягой 179,2 тс, разработанный для РН Н-1, в качестве рулевого - четырехкамерный двигатель РД-162 тягой 12 тс новой разработки.

Второй вариант РН имеет стартовую массу 850 т и отличается от первого тем, что вместо двух жидкостных блоков используются два твердотопливных ускорителя новой разработки диаметром 2,8 м и тягой 330,7/364 тс каждый.

Третий вариант РН имеет стартовую массу 935 т. От первого он отличается первой ступенью, которая по конструктивно-компоновочной схеме аналогична варианту, предложенному ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, и состоит из трех топливных модулей (боковые для кислорода и центральный для РГ-1). На центральном модуле симметрично относительно его оси установлены три двухкамерных ЖРД РД-180 новой разработки. Такое решение по первой ступени позволяет устанавливать РН на пусковое устройство РН «Зенит».

Дополнительные варианты ракет-носителей, предложенные организациями-разработчиками, были также рассмотрены Межведомственной комиссией как удовлетворяющие основным требованиям ТТЗ и обладающие техническими решениями, которые целесообразно учесть на 2-м этапе эскизного проектирования.

Результаты рассмотрения проектов Межведомственной экспертной комиссией

Межведомственная экспертная комиссия в своем заключении отметила, что головными разработчиками в основном выполнены требования ТТЗ для первого этапа эскизного проектирования. Придавая особую значимость разработке и созданию КРК тяжелого класса на космодроме «Плесецк», а в перспективе и на Восточном космодроме в возможно короткие сроки и в условиях ограничения финансирования МВЭК отметила, что не решен окончательно ряд вопросов, которые не позволяют на данном этапе принять однозначное решение по выбору базового варианта КРК тяжелого класса для дальнейшей разработки.

В частности, дополнительной проработки требовали вопросы, связанные с выбором типа наземного комплекса (универсальный или специализированный), определением варианта базирования универсального стартового комплекса в случае его создания (на базе одной из ПУ КРК «Зенит» или новое строительство), обеспечением возможности решения задач по планам боевого применения космических средств с первой ПУ КРК «Зенит» при одновременном проведении работ по созданию УСК на базе второй ПУ и др.

В заключении отмечалось, что большая номенклатура и неоднозначность выбора предлагаемых вариантов разгонных блоков для начального и последующего этапов эксплуатации КРК «Ангара» требуют продолжения работ по этому направлению.

Кроме того, дополнительные предложения КБ «Салют» по созданию варианта РН «Ангара» с кислородно-водородной второй ступенью, представленные уже в ходе работы МВЭК, а также принятие решения РКК «Энергия» и ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева» о проведении совместных работ по созданию КРК тяжелого класса указывали на возможность появления нового, отличного от предлагаемых, варианта носителя.

Сравнительный анализ технического совершенства рассмотренных ракет-носителей подтвердил перспективность направления, связанного с использованием жидкого водорода в качестве горючего на второй ступени РН. При этом наиболее предпочтительным техническим решением является применение трехкомпонентного ЖРД, что обеспечивает приемлемые габариты 2-й ступени, возможность транспортирования ее по железной дороге и не требует расширения промышленного производства водорода. Однако по сравнению с обычным двухкомпонентным ЖРД создание трехкомпонентного двигателя потребует больших затрат времени и средств и связано с большим техническим риском.

МВЭК в своем заключении отметила, что в представленных разработчиками материалах недостаточно глубоко проработаны варианты РН, использующие существующие двигатели 11Д520 и 11Д122, не раскрыты проблемные вопросы, связанные с применением жидкого водорода, в том числе вопросы его производства, транспортирования и хранения, не проведен технико-экономический анализ авиационного транспортирования крупногабаритных ступеней, не оценена возможность использования речного транспорта и вертолетов для доставки блоков РН с заводов-изготовителей на ТК.

МВЭК посчитала целесообразным для окончательного и обоснованного выбора базового варианта КРК тяжелого класса продолжить в 1994 году конкурсные проработки на уровне эскизного проектирования по двум основным проектам: КБ «Салют» и РКК «Энергия» им. академика С. П. Королёва (совместно с ГРЦ «КБ им. академика В. П. Макеева») с учетом высказанных в заключении замечаний и рекомендаций. При этом с точки зрения минимизации сроков и технического риска разработки в качестве основного варианта рекомендовалось рассмотреть РН, использующую кислород и керосин на обеих ступенях, а в качестве дополнительного - РН, использующую кислородно-водородное топливо на второй ступени. Особо отмечалась целесообразность проработки вариантов РН с применением ЖРД 11Д520, 11Д122 или их модификаций.

При дальнейшей работе над эскизным проектом МВЭК предложила также провести более глубокую проработку следующих вопросов.

Обоснование рационального состава ДУ носителя с учетом перспективных схем двухкомпонентных ЖРД, в том числе с использованием жидкого метана в качестве горючего (хотелось бы отметить, что уже в 1993 г. начали говорить о жидком углеводородном топливе, как о перспективном направлении работ).

Обоснование технических решений, направленных на сокращение потребных районов падения отделяющихся частей РН, и поиск оптимальных схем выведения с учетом выделенных районов под поля падения по трассам пусков с космодрома «Плесецк».

Минимизация экологических последствий при эксплуатации КРК «Ангара», в первую очередь недопущение засорения космического пространства и загрязнения окружающей среды.

Увязка с работами по универсальному наземному комплексу, выполняемыми в рамках ОКР «Универсал», с учетом совместной эксплуатации КРК «Ангара» и «Зенит» на базе создаваемой наземной инфраструктуры.



Председатель межведомственной экспертной комиссии В.А. Меньшиков (слева) и командующий ВКС В.Л. Иванов (справа) обсуждают итоги конкурса по выбору ракеты-носителя XXI века

В качестве основного пути развития разгонных блоков МВЭК рекомендовала принять для дальнейшего рассмотрения в рамках темы «Ангара» концепцию их поэтапного создания.

На первом этапе - использование в составе КРК «Ангара» универсального РБ на базе разгонного блока ДМ с учетом возможности применения в качестве второй ступени РБ «Фрегат» (НПО им. С. А. Лавочкина) или РБ «Бриз» (КБ «Салют»); окончательный выбор универсального РБ необходимо сделать после принятия решения по выбору базового варианта КРК.

На втором этапе - создание экологически чистого РБ по результатам дополнительной проектной проработки и конкурсного рассмотрения вариантов РБ с учетом облика РН «Ангара».

Варианты КРК тяжелого класса, представленные на конкурс в рамках дополнения к эскизному проекту первого этапа

В соответствии с рекомендациями МВЭК были выпущены дополнения к эскизным проектам. При этом РКК «Энергия» и ГРЦ «КБ им. академика В. П. Макеева» представили совместный проект РН, в котором ГРЦ отводилась роль разработчика второй ступени РН. По отношению к первоначальному варианту ракеты-носителя разработки РКК «Энергия» (ГК6) в РН совместной разработки, получившей обозначение «Энергия-3», улучшена плотность компоновки второй ступени, выбран новый рулевой двигатель для этой ступени. Основной вариант РН разработки ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, получивший обозначение «Ангара-2», также претерпел существенные изменения конструктивно-компоновочной схемы второй ступени РН, что было

связано в первую очередь с переходом и использованию в качестве маршевого двигателя модификации ЖРД 11Д122 разработки КБХА.

Предложения проектных организаций по ракете-носителю тяжелого класса кратко сводились к следующему.

РКК «Энергия» и ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева»

«Энергия-3». Двухступенчатая РН, выполнена по тандемной схеме с последовательным расположением ступеней. При этом первая ступень - полиблочная (центральный и два боковых блока), а вторая - моноблочная. На обеих ступенях в качестве окислителя применяется жидкий кислород, а в качестве горючего - РГ-1. В качестве маршевых двигателей на первой ступени используются три двухкамерных двигателя РД-180 разработки НПО «Энергомаш». Опираение РН на пусковое устройство осуществляется через хвостовые отсеки боковых блоков. В процессе разделения ступеней межблочные связи не рвутся, и отделяющаяся первая ступень уходит на траекторию падения как единое целое. На второй ступени используются маршевый двигатель РД-146 и четырехкамерный рулевой двигатель РД-Д51Р.

КБ «Салют»

«Ангара-2». Двухступенчатая РН, выполнена по тандемной схеме с последовательным расположением ступеней. При этом каждая ступень РН представляет собой связку центрального и двух подвесных баков. На первой ступени применяется топливо жидкий кислород + РГ-1, на второй жидкий кислород + жидкий водород. Выбор компонентов топлива предопределил использование маршевых двигателей РД-17Д и 11Д122 (с агрегатами управления по крену). Особенности РН являются низкая величина начальной тяговооруженности 1 -й ступени и минимально возможное количество двигателей на 1 -й и 2-й ступенях.

Результаты рассмотрения проектов Межведомственной экспертной комиссией

В материалах ДЭП получили дальнейшее развитие два подхода к формированию облика РН тяжелого класса: первый основан на использовании только кислородно-керосинового топлива («Энергия-3»), а второй допускает использование на второй ступени кислородно-водородного топлива («Ангара-2»).

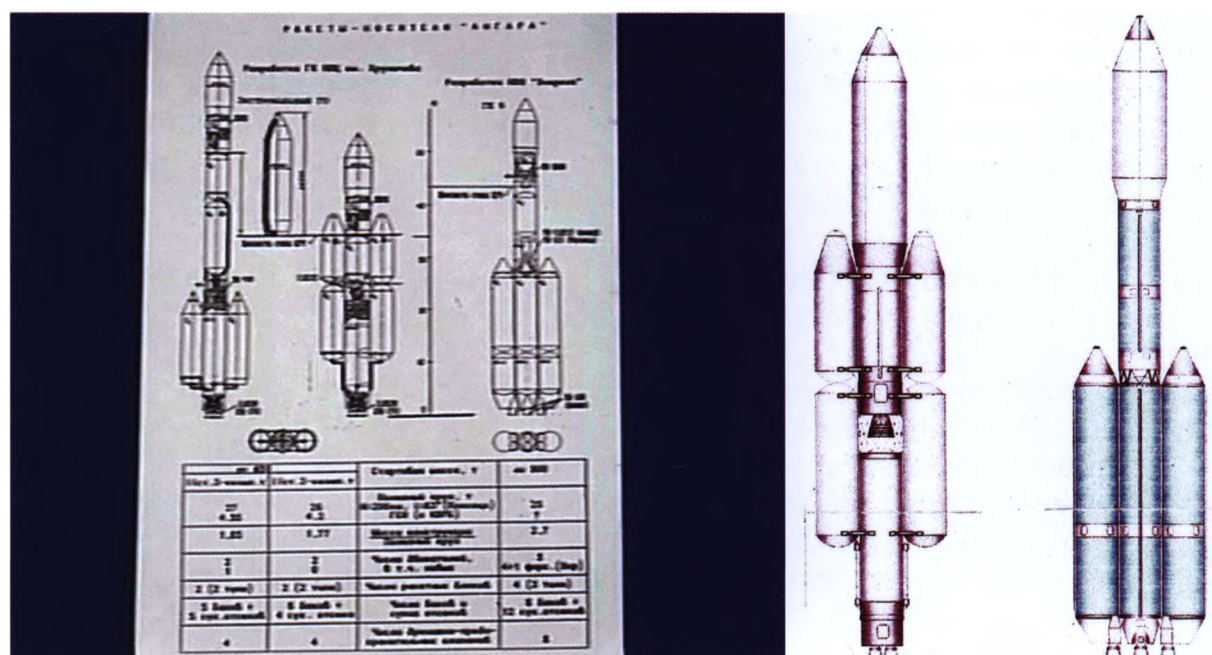


Рис. 1.1.

Рассмотрев предложенные варианты КРК, Межведомственная экспертная комиссия отметила следующее.

В основу концепции построения РН «Энергия-3» и «Ангара-2» разработчиками положен ряд ограничений, которые позволяют в той или иной степени реализовать требования заказчика по максимальному использованию существующего задела по наземным комплексам на полигоне «Плесецк», сокращению сроков и финансовых затрат на создание КРК тяжелого класса. К таким ограничениям, учитываемым при формировании облика РН «Энергия-3», относятся.

Возможность использования ПУ для РН «Зенит».

Соответствие компонентов топлива, используемых в РН «Энергия-3», компонентам, применяемым в РН «Зенит».

Использование научно-технического и технологического задела по ЖРД.

Использование существующих районов падения отделяющихся частей РН.

При формировании облика РН «Ангара-2», в отличие от РН «Энергия-3», введено более жесткое ограничение - использование модификаций существующих ЖРД 11Д520 и 11Д122 со снятием тем самым ограничения по использованию только кислородно-керосинового топлива.

Поверочные баллистические расчеты, проведенные ЦНИИ ВКС по исходным данным, представленным разработчиками, подтвердили заявленные энергетические характеристики ракет-носителей и «Ангара-2», и «Энергия-3».

Анализ массовых сводок вариантов РН в свою очередь показал возможность выполнения заданных требований по энергетическим характеристикам РН (выведение полезного груза массой 24 т на орбиту высотой 200 км наклонением 63 град.).

Было отмечено, что низкая тяговооруженность РН «Ангара-2» требует длительного вертикального участка, что не позволяет реализовать ее увод от стартовых сооружений при возникновении нештатных ситуаций на начальном участке полета. Малая стартовая тяговооруженность РН вынуждает использовать на начальном участке полета «крутые» траектории, продолжительный участок выведения, приводящий к дополнительным существенным гравитационным потерям.

Анализ проектных решений и заявленных технических характеристик по двигательным установкам показал, что с точки зрения минимизации затрат времени и средств, а также ориентации на максимальное использование существующего технического задела по двигателям, при условии решения всего комплекса вопросов, связанных с использованием жидкого водорода, предпочтительными представляются.

Для первой ступени - ЖРД РД-174 (тягой 740 тс).

Для второй ступени - ЖРД 11Д122.

Проведенный анализ проектных материалов по системам управления вариантов РН позволил сделать вывод, что по техническим характеристикам обе рассмотренные системы управления удовлетворяют требованиям ТТЗ на разработку КРК тяжелого класса, при этом СУ разработки НПО АП имеет наибольшую преемственность с СУ РН «Зенит» и «Протон». Отличительной особенностью разработки НПО А является использование ряда прогрессивных технических решений в архитектуре вычислительного комплекса и в использовании стандартизованных внутренних и внешнесистемных связей, которые позволяют в дальнейшем более экономично реализовать модернизацию СУ.

Оценка глубины и реализуемости технических решений по стартовым и техническим комплексам показала нецелесообразность ориентации на начальном этапе создания КРК тяжелого класса на дооборудование первой ПУ СК «Зенит» для проведения летных испытаний и начальной эксплуатации РН тяжелого класса, что может привести к затягиванию сроков начала пусков РН «Зенит» с полигона «Плесецк». Вместе с тем, анализ возможности и затрат на дооборудование первой ПУ СК «Зенит» для последующей увязки РН тяжелого класса с этой ПУ должен быть проведен на втором этапе эскизного проектирования в рамках ОКР «Ангара».

Таблица 1.1. Основные характеристики ракеты-носителя «Ангара»

№ п/п	Характеристики	КБ «Салют»	РКН «Энергия»
1	Стартовая масса • РН (без КГЧ/с КГЧ) • 1-я ступень • 2-я ступень	611,5/640 481,53 129,84	638-641 129,8
2	$M_{пг}$, полезного груза на опорную орбиту ($H_{кр} = 200$ км, $i = 63$ град.), т	26	24,2*
3	$M_{пг}$, полезного груза на ГСО с использованием РБ (КВРБ/ РБ «Бриз-М»), т	4,3/3,2	
4	Масса конструкции РН, т, в т.ч. • 1 -й ступени • 2-й ступени	46,6 33,0 13,66	14,4
5	Масса заправляемых компонентов топлива, т • 1-я ступень (ж. O_2 /РГ-1) • 2-я ступень (ж. O_2 /ж. H_2)	324,4/122,7 99,4/16,7	97,98/16,88
6	Конечная масса блока, т • 1-й ступени • 2-й ступени	40,178 15,663	39,6** 16,8
7	Габаритные размеры (длина / поперечное сечение), м • РН (без КГЧ) • 1-й ступени • 2-й ступени • КГЧ	35,25/3х3,9 25,44/3х3,9 13,80/3х3,9 19,42/4,35	13,80/3х3,9 19,42/4,35
8	Тяга МД 1 ступени (у Земли / в пустоте), тс	740/806,4	
9	Удельный импульс МД 1 -й ступени (у Земли / в пустоте), с	309,5/337,2	
10	Тяга МД 2 ступени (в пустоте), тс	190	190
11	Удельный импульс МД 2-й ступени (в пустоте), с	455,5	455,5
12	Стоимость изготовления изделия (опытного / серийного), млрд, руб.	68,7/55,0	
13	Стоимость пуска РН (опытный / серийный), млрд. руб.	80,2/67,4	-
14	Затраты на ОКР, млрд. руб.	2500,0	-

* Масса полезного груза приведена для $H_{кр} = 190$ км. При увеличении высоты круговой орбиты до 200 км масса полезного груза, по мнению РКК «Энергия», снижается на 0,25 т.

** Конечная масса блока 1 ступени, принятая РКК «Энергия» в качестве ИД от КБ «Салют».

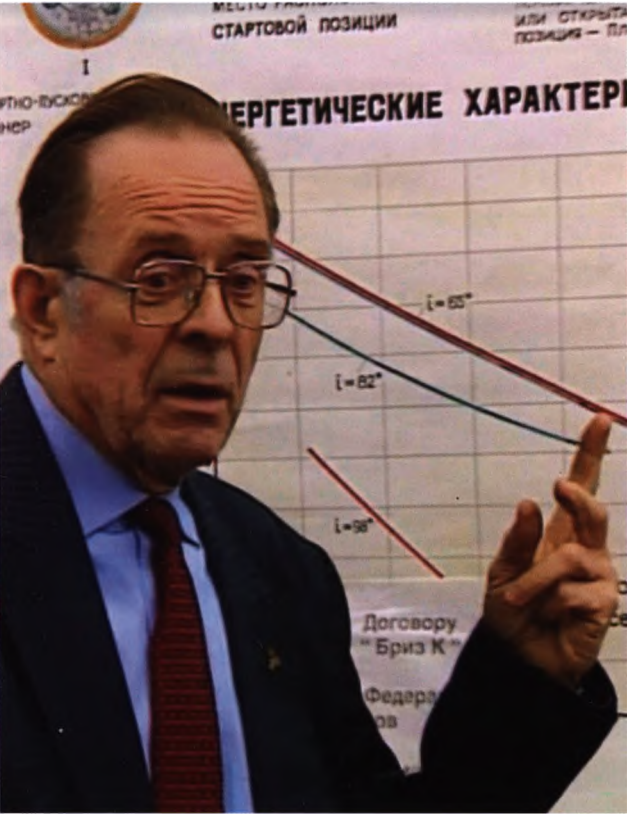
Анализ технических решений по предложенным вариантам РН тяжелого класса показал, что РН «Ангара-2» разработки КБ «Салют» имеет более высокие показатели энергомассового

совершенства, которые достигнуты за счет использования на второй ступени водорода и применения ряда оригинальных конструктивных и компоновочных решений, а также в большей степени использует существующий задел по ЖРД, чем вариант РН «Энергия-3». Однако технические решения по РН «Энергия-3», в отличие от РН «Ангара-2», позволяют транспортировать ее блоки железнодорожным транспортом без остановки встречного движения, обеспечивают возможность проведения холодных (огневых) технологических испытаний ракетных блоков перед поставкой их на технический комплекс, обеспечивают выведение полезных грузов на орбиты высотой 1500-2000 км без блока довыведения.

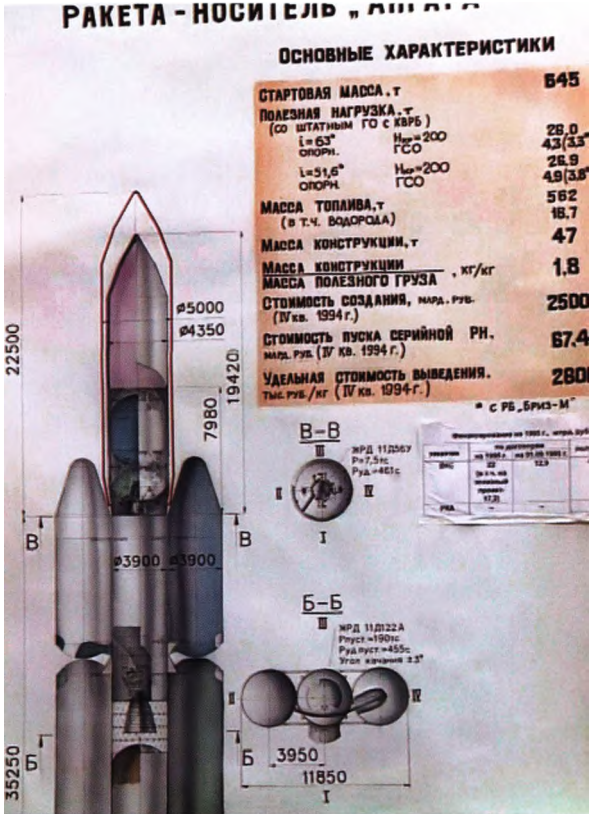
КРК с РН «Энергия-3» также обеспечивает более высокие показатели оперативности, а сама ракета-носитель является более технологичной при сборке в условиях эксплуатирующей части.

При этом МВЭК было отмечено, что представленные конкурсные проработки по КРК тяжелого класса характеризуются различными направлениями реализации имеющегося технического задела в ракетно-космической технике и потенциала соответствующих КБ, наличием целого ряда вопросов, требующих глубокой проработки и подтверждения технической реализации на последующих этапах разработки КРК. В связи с этим окончательно сформировать облик КРК тяжелого класса можно будет в ходе второго этапа эскизного проектирования и после уточнения заказчиком требований к основным техническим решениям, определяющим облик составных частей КРК, в том числе требований по номенклатуре КРТ и необходимости увязки РН тяжелого класса с пусковым устройством КРК «Зенит».

Анализ результатов проектирования по КРК тяжелого класса в рамках ОКР «Ангара» в период с 1992 по 1994 год показал, что дальнейшие работы по созданию КРК необходимо проводить под единым руководством, с обобщением и максимальным использованием прогрессивных технических решений, полученных в ходе конкурсного проектирования. При этом МВЭК рекомендовала заказчикам - ВКС и РКА - определить степень участия в дальнейших работах организаций, принявших участие в конкурсном проектировании.



Доклад В.К. Карраска на МВЭК



Предложения МВЭК были закреплены в принятых в дальнейшем директивных документах. Так, **Решением Межведомственной комиссии Совета Безопасности Российской Федерации по научно-техническим вопросам оборонной промышленности №8 от 14.07.1994 г.** «О дальнейших направлениях работ по проекту «Ангара» головным разработчиком космического ракетного комплекса «Ангара» был определен ГКНПЦ им. М. В. Хруничева. Это было подтверждено **Совместным решением ВКС и РКА о создании КРК «Ангара» от 12.08.1994 г.**, в котором, помимо определения головного исполнителя ОКР, РКК «Энергия» поручалась разработка второй ступени ракеты-носителя.

Основные положения тактико-технического задания на ОКР по созданию КРК тяжелого класса

Разработка второго этапа эскизного проекта КРК тяжелого класса проводилась в соответствии с проектом ТТЗ на выполнение ОКР по его созданию, результатами предварительного конкурсного проектирования и выводами Межведомственной экспертной комиссии, образованной совместным Решением ВКС МО РФ и РКА от **17.03.1993 г.**

В ТТЗ были закреплены приоритеты, которые сложились в результате рассмотрения Межведомственной экспертной комиссией проектов КРК, в том числе:

- целью выполнения ОКР является создание перспективного космического ракетного комплекса тяжелого класса на полигоне «Плесецк», при этом необходимо провести предварительные проработки вариантов технического облика аналогичного КРК на космодроме «Свободный» с оценкой стоимости создания и эксплуатации такого комплекса;
- основными требованиями по энергетическим возможностям РКН остались требования о выведении КА массой не менее 24 т на низкую круговую орбиту ($H_{кр} = 200$ км, $i = 63$ град) и не менее 3,5 т на геостационарную орбиту; дополнительно было задано требование о проработке возможности выведения на ГСО КА массой до 5 т;
- заданы новые требования по техническому состоянию элементов КРК в различных готовностях и временным показателям технических готовностей с учетом использования универсального наземного комплекса для подготовки и пуска РКН;
- ракета-носитель тяжелого класса должна создаваться по двухступенчатой схеме с использованием в качестве компонентов ракетного топлива: на первой ступени - жидкого кислорода и углеводородного горючего РГ-1, на второй ступени - жидкого кислорода и жидкого водорода;
- при проектировании ДУ РН и РБ должен быть максимально использован научно-технический задел по существующим двигателям, в том числе на первой ступени РН должен использоваться ЖРД 11Д520 (11Д521), на второй - ЖРД 11Д122, либо их модификации.

Требования к маршевым двигателям РН и РБ отражали необходимость дальнейшего расширения и последовательного развития системы контроля качества и обеспечения надежности ЖРД, отработанной при создании РН «Энергия» и «Зенит», в том числе:

- маршевые двигатели РН и РБ должны обеспечивать заданную гарантийную наработку с учетом проведения контрольно-технологических испытаний и остаточного гарантийного запаса по ресурсу и числу включений;
- товарные поставки двигателей РН и РБ должны проводиться после проверок работоспособности каждого экземпляра огневыми контрольно-технологическими испытаниями.

Требования к системе управления ракеты-носителя также были построены на использовании отработанных технических решений и последовательном эволюционном ее совершенствовании. СУ должна быть автономной, строиться на базе БЦВМ и обеспечивать решение следующих задач:

- автономное прицеливание РН методом гирокомпасирования;



Коптев Юрий Николаевич

Генеральный директор Российского космического агентства и Росавиакосмоса с 1992 по 2004 годы. Доктор технических наук, профессор. Лауреат государственных премий СССР и РФ. Награжден орденами: Ленина, Трудового Красного Знамени, Октябрьской Революции, «За заслуги перед отечеством» 2-й и 3-й степени, Почета; медалями: «За трудовую доблесть», «300 лет Российскому флоту», «100 лет Военно-воздушных сил». Имеет почетные звания: «Заслуженный деятель науки РФ», «Заслуженный работник ракетно-космической промышленности». Действительный член Академии космонавтики имени К. Э. Циолковского и Международной инженерной академии. Награжден золотой медалью «Академика В. Ф. Уткина» и почетным знаком Ростехнологии «За трудовые заслуги». Кавалер французского ордена «Почетного легиона», орденов Украины и Казахстана. Лауреат Государственной премии Украины. Награжден ведомственными наградами Роскосмоса и медалями Федерации космонавтики СССР и РФ. Ю.Н. Коптев внес выдающийся вклад в создание космического ракетного комплекса «Ангара».

- проведение до начала пусковой циклограммы оперативного расчета нового полетного задания на основе одного из базовых с контролем правильности расчета;
- реализацию алгоритмов выведения КА по гибким траекториям, близким к оптимальным.

Требования к наземному комплексу были основаны на качественно новом подходе к его построению - универсальности. Универсальность наземного комплекса означает реализацию таких технических решений, которые бы обеспечили возможность подготовки и пусков ракет космического назначения легкого, среднего и тяжелого классов.

Универсальный наземный комплекс разрабатывается по отдельному ТТЗ в рамках ОКР «Универсал» в составе:

- универсального технического комплекса;
- универсального стартового комплекса;
- комплекса автоматизированных систем управления.

АСУП РН и АСУП РБ должны решать следующие задачи:

- автоматический контроль выполнения технологических графиков подготовки РН (РБ) и выдачу операторам АСУП РН и АСУП РБ предупреждений об отклонениях в выполнении графиков работ;
- формирование и контроль исполнения команд на реализацию средствами управления автоматизированных циклограмм работ, введения временных задержек выполнения автоматических циклограмм работ, а также контроль и исполнение команд на останов с отображением текущего времени останова;
- поиск неисправностей и отказов в бортовых системах РН (РБ), накопление и хранение этих данных с целью дальнейшего использования при прогнозировании состояния этих систем.

Требования к комплексу средств измерений, сбора и обработки информации были построены с учетом развития общих для всех СВ измерительного комплекса космодрома, космических систем навигации, связи и ретрансляции. КСИСО должен обеспечивать решение следующих задач:

- обеспечение контроля работы бортовых систем при автономных и комплексных испытаниях РКН, а также при непосредственной подготовке к пуску с выдачей результатов пользователям;
- проведение телеизмерений и измерений текущих навигационных параметров, кино- и фотодокументирование процессов запуска и полета РКН на участке выведения;
- определение факта выхода КА на орбиту.

Требования по эксплуатации, хранению, удобству технического обслуживания и ремонта традиционно были направлены на сокращение трудоемкости технологических операций, повышение их надежности и безопасности:

- КРК должен обеспечивать возможность проведения пуска в любое время года и суток и в климатических условиях, соответствующих ГОСТ 16350-80;
- КРК должен обеспечивать нахождение РКН в заправленном состоянии на УСК не менее 26 часов (с проработкой до 68 часов) при допустимых климатических и метеорологических условиях, а также двукратную заправку РКН компонентами ракетного топлива и сжатыми газами (слив КРТ и сброс сжатых газов) с последующим пуском РКН;
- КРК должен обеспечивать при допустимых климатических метеорологических условиях нахождение РКН в незаправленном состоянии на УСК не менее 30 суток (в том числе не менее 10 суток после слива компонентов топлива).

ВТТЗ были включены требования, отражающие долгосрочное направление технической политики ВКС и РКА на повышение экологической безопасности СВ, в том числе по разработке:

- технических решений, исключающих засорение космического пространства отделяющимися от РБ и верхних ступеней РН частями, обеспечивающих увод РБ с орбиты функционирования КА и приведение верхних ступеней РН в заданные районы падения;
- технических решений по управляемому приведению отделяющихся частей первой ступени РН в ограниченные районы падения;
- мероприятия по сокращению площади районов падения для головного обтекателя.

Характеристика технических решений по составным частям КРК, предложенных в эскизном проекте

На втором этапе эскизного проектирования получили дальнейшее развитие и детализацию технические решения по КРК тяжелого класса, выбранного в качестве базового для дальнейшего проектирования по результатам конкурсного рассмотрения ЭП 1 этапа в рамках МВЭК.

КБ «Салют» ГКНПЦ им. М. В. Хруничева предложена двухступенчатая РН со стартовой массой 660 т, использующая на первой ступени в качестве компонентов топлива РГ-1 и жидкий кислород, а на второй ступени - жидкие кислород и водород.

Первая ступень имеет три топливных модуля диаметром 3,9 м каждый: два боковых - для окислителя и один центральный - для горючего. Ступень оснащается четырехкамерным ЖРД 11Д174 тягой 760/806,6 т (у Земли/ в пустоте), являющимся модификацией двигателя 11Д520 разработки КБ «Энергомаш», применяемого на РН «Зенит».

Вторая ступень, аналогично первой, имеет также три топливных модуля с сохранением диаметра 3,9 м по каждому: два боковых - для горючего и один центральный - для окислителя. Ступень оснащена кислородно-водородным ЖРД 11Д122А с тягой в пустоте 190 т, являющимся модификацией двигателя 11Д122 разработки КБ Химавтоматики, применяе-

мого на 2 ступени РН «Энергия» и «Энергия-М» и прошедшего все виды испытаний, в том числе два успешных ЛИ в составе РН «Энергия».

По результатам проектирования подтверждены заявленные на первом этапе массовые характеристики РН. Параллельная проработка конструкции РН «Ангара» КБ «Салют» и РКК «Энергия» в рамках единой конструктивно-компоновочной схемы показали достаточно близкие для этапа эскизного проектирования результаты и позволили выявить наиболее совершенные (передовые) технические решения, объединение которых может существенно повысить конструктивное совершенство 2 ступени РН.

В составе РКН предусматривается использование разгонных блоков двух типов: КВРБ и РБ «Бриз-М». При этом масса полезного груза, выводимого на ГСО, по мнению КБ «Салют», составит 4,3 и 3,2 т соответственно.

Кроме того, рассмотрено применение на РН «Ангара» многофункционального разгонного блока с электрореактивной двигательной установкой и энергоустановкой на базе фотопреобразователей (МРБЭФ), который может обеспечить выведение на ГСО в режиме малой тяги КА массой до 8,4 т.

В материалах ЭП расчеты РКН проведены для космической головной части (КГЧ), имеющей следующие габаритные размеры: длина 19,42 м и диаметр 4,35 м. Показана также возможность применения КГЧ увеличенных размеров: диаметром 5,0 м и длиной 22,5 м, при условии введения ограничений при наземной эксплуатации и в полете по скорости ветра.

На РН «Ангара» планируется применение автономной инерциальной системы управления (СУ) на базе трехосного гиросtabilизатора и бортового цифрового вычислительного комплекса с использованием режима гирокомпасирования для азимутального наведения РН.

ВЭП представлены материалы по разработке на конкурсной основе бортовой СУ двух типов: разработки НПО АП (г. Москва) и НИИ А (г. Екатеринбург). Кроме того, при анализе проектных материалов учтена заявленная КБ «Салют» возможность использования СУ РБ «Бриз-М» (разработка МОКБ «Марс», г. Москва) для управления полетом РКН.

Для подготовки и пусков РН «Ангара» в соответствии с требованиями ТТЗ предложено использовать универсальный наземный комплекс, создаваемый по теме «Универсал», в состав которого входят: универсальный технический комплекс, универсальный стартовый комплекс и комплекс автоматизированных систем управления УНК.

Для сокращений площадей районов падения отделяемых частей РН предложены технические решения по управляемому спуску первой ступени РН, а в перспективе рассмотрено создание на базе одноразовой первой ступени многоразовой ступени, способной возвращаться в район полигона без промежуточного приземления с использованием аэродинамического качества и турбореактивных двигателей.



**Дермичев Геннадий
Дмитриевич**

Начальник отделения
НБ «Салют»

Результаты экспертизы проектных материалов и защиты эскизного проекта на НТС

Экспертиза материалов эскизного проекта (2 этапа) КРК тяжелого класса, проведенная ЦНИИ ВКС, показала, что ЭП в основном соответствуют требованиям «Тактико-техниче-

ского задания на опытно-конструкторскую работу по созданию космического ракетного комплекса тяжелого класса».

В заключении отмечалось, что в проектных материалах получили дальнейшее развитие и детализацию технические решения по варианту КРК, выбранному по результатам конкурсного рассмотрения ЭП 1 этапа в рамках МВЭК в качестве базового для дальнейшего проектирования.

По конструктивно-компоновочной схеме РН - решения, предусматривающие использование на 1 ступени жидкого кислорода и керосина, а на 2 ступени - жидких кислорода и водорода.

По использованию в качестве маршевых двигателей существующих ЖРД 11Д520 и 11Д122 с незначительными доработками.

По конструкции РН и наземных комплексов - решения, направленные на использование существующего задела по наземному комплексу РН «Зенит» и универсальному наземному комплексу.

По транспортированию РН железнодорожным транспортом.

К положительным сторонам проекта было отнесено следующее.

Технические решения по конструкции РН, предложенные КБ «Салют» и РНК «Энергия», подтвердили возможность реализации массовых характеристик изделия, обеспечивающих выполнение требований ТТЗ по энергетическим возможностям РН.

В качестве маршевых двигателей, входящих в состав ДУ первой и второй ступеней РН «Ангара» предлагается использовать ЖРД РД-174 и 11Д122А, являющиеся близкими прототипами двигателей 11Д520 и 11Д122, прошедших полный цикл наземной отработки и летных испытаний. Использование при разработке ЖРД РД-174 и 11Д122А, апробированных принципиальных схем и основных конструктивных решений двигателей прототипов обуславливают практическую реализуемость создания указанных ЖРД в заявленные сроки с требуемыми характеристиками при наличии необходимого объема финансирования. Требуемые доработки маршевых двигателей РД-174 и 11Д122А не имеют принципиального характера и не являются ограничивающими факторами при их создании.

Создание КРК «Ангара» может быть обеспечено в заявленные сроки при наличии необходимого объема финансирования.

В качестве недостатка проекта в заключении отмечено, что головным разработчиком не проведен окончательный выбор среди альтернативных вариантов технических решений, что внесло неопределенность и несогласованность по ряду характеристик комплекса, в том числе: по показателям оперативности, эксплуатационным характеристикам, показателям точности выведения и др.

Предложенная для использования в составе КРК «Ангара» номенклатура разгонных блоков не подкреплена анализом альтернативных вариантов РБ, принята без технико-экономического обоснования и анализа их целевого применения.

При этом следует было подчеркнуть, что РБ «Бриз-М», предлагаемый для выведения КА на ГСО на начальном этапе эксплуатации комплекса не выполняет требование п. 3.2.1.2 ТТЗ по энергетическим возможностям РКН (выведение на ГСО КА массой не менее 3,5 т), ухудшает показатели оперативности и экологические характеристики комплекса вследствие применения токсичных КРТ и засорения околоземного космического пространства сбрасываемым дополнительным топливным баком, что может оказаться неприемлемым после 2005 г.



**Цуриков Юрий
Александрович**

*Начальник отделения КБ
«Салют», ученый секретарь
НТС ГКНПЦ*

КВРБ обеспечивает выполнение требований ТТЗ, предъявляемых к РБ в составе КРК «Ангара». Вместе с тем на последующих этапах проектирования было предложено разработать технические решения, обеспечивающие решение следующих задач.

Повышение энергетических возможностей для обеспечения выведения на ГСО КА массой 5 т.

Исключение токсичных КРТ в ДУ система обеспечения запуска.

Групповое выведение КА с целью повышения эффективности целевого использования и снижения стоимости выведения КА в рамках ПВКС и ФКП.

Предложение по одновременному использованию с РН «Ангара» как комплекса РБ «Бриз-М», так и дорогостоящего комплекса КВРБ нуждается в дополнительном обосновании.

В заключении также сказано, что результаты эскизного проектирования подтвердили возможность и целесообразность создания универсальных СК и ТК, обеспечивающих проведение подготовки и пуска РН «Ангара» на базе наземных комплексов РН «Зенит», создаваемых на космодроме «Плесецк». Кооперация основных исполнителей по агрегатам и системам УСК и УТК позволяет осуществить их разработку и создание на территории РФ в заданные сроки.

Анализ основных ТТХ комплекса показал.

По заявленным в ЭП энергетическим возможностям РН (РН с РБ) предлагаемый КРК в основном обеспечивает решение задач по выведению КА в интересах МО. Вместе с тем анализ материалов ЭП по разгонным блокам показал, что реализуемость заявленных энергетических возможностей РН с РБ «Бриз-М» требует дополнительного обоснования. В случае незначительного снижения энергетических характеристик относительно заявленного уровня такая РКН не сможет обеспечить решение задач выведения ряда КА. К тому же в предлагаемом варианте для выведения указанных КА с помощью РБ «Бриз-М» необходимо использовать 10-часовую схему выведения, что требует согласования с разработчиками КА.

Предлагаемый КВРБ обеспечивает выведение геостационарного КА массой до 4,3 т. Для одиночных запусков большей части КА рассматриваемой номенклатуры такой РБ является переразмеренным. В связи с этим может представлять интерес повышение эффективности использования такого РБ за счет группового выведения КА. Выведение на ГСО КА массой 5 тс помощью КВРБ не обеспечивается, поэтому в дальнейшем необходимо проработать возможные пути решения этой задачи с привлечением разработчика КА.

Требуются дополнительные исследования и конструкторские проработки, направленные на улучшение эксплуатационных характеристик и показателей оперативности. Кроме того, в материалах эскизного проекта недостаточно глубоко проведен анализ вопросов, связанных с обеспечением безопасности эксплуатации комплекса, в том числе экологической, его боевой устойчивости, живучести и стойкости, радиоэлектронной защиты, стандартизации и унификации, необходима доработка дополнительных материалов по метрологическому и эргономическому обеспечению, а также по эксплуатационной документации.

Итоговым выводом заключения ЦНИИ ВКС было то, что материалы эскизного проекта второго этапа, разработанные КБ «Салют» в кооперации с соисполнителями, могут быть положены в основу дальнейших работ по проектированию КРК тяжелого класса, а отмеченные замечания необходимо устранить в рамках дополнения к эскизному проекту.

01.12.1995 г. на НТС ВКС была проведена защита эскизного проекта. В своем решении НТС отметил, что работы по КРК «Ангара» выполняются в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 6 января 1995 года № 14 и Постановлением Правительства Российской Федерации от 26 августа 1995 года № 829. Создание космического ракетного комплекса тяжелого класса «Ангара» является задачей особой государственной важности, обеспечивающей гарантированный доступ Российской Федерации в космическое пространство. В постановляющей части НТС было сказано следующее:

«Анализ заключений головных институтов (ЦНИИ ВКС и ЦНИИМАШ) на эскизный проект КРК тяжелого класса «Ангара» 2-го этапа показал, что выводы институтов о соответствии материалов требованиям ТТЗ на ОКР и перечни замечаний и технических вопросов, требующих уточнения и более детальной проработки практически совпадают».

Вместе с тем, по мнению ЦНИИМАШ, перенос сроков начала летных испытаний КРК «Ангара» на 2005 год создает предпосылки для пересмотра технического облика комплекса с позиций ужесточения требований к нему как комплексу нового поколения, который будет решать задачи по выведению КА до середины следующего столетия.

Я специально дал такую подробную и, главное, документальную информацию об этих двух непростых годах проведения конкурса на создание нового космического ракетного комплекса тяжелого класса. До сих пор существуют различные мнения о его результатах.

Если вы прочли внимательно эту главу, а еще лучше, всю первую часть, то вам станет понятно, как тяжело и долго принималось решение. И как человек, который сейчас может рассуждать с высоты 20 прошедших лет, я могу совершенно однозначно сказать, что Российской космонавтике очень повезло, что в результате конкурса победителем оказался проект ГKNПЦ им. М. В. Хруничева. Я уверен, что конкурс выиграл не столько проект, который в то время мало кому нравился (и мне в том числе), сколько предприятие, которое в ту непростую пору смогло начать эту работу при практически полном отсутствии государственного финансирования. Российской космонавтике очень повезло, что во главе Центра Хруничева стоял А. И. Киселев, который хорошо понимал, что этот проект - это жизнь его предприятия, обеспечение большим объемом работ на долгие годы. Именно благодаря ему, его неумной энергии и возможностям конкурс был выигран.

Надо по праву считать этого великого человека отцом нашей «Ангары».

ГЛАВА 2. ПЕРВЫЕ ШАГИ

2.1. 1993-1994 ГОДЫ

В 1993 г. на разработку нового носителя тяжелого класса, обеспечивающего России независимый доступ в космос, был объявлен конкурс, который проходил в 1993-94 гг.

В 1993 г. произошло еще два важных события:

11.09.1993 г. Министерство обороны РФ заключило Государственный контракт с ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, как с участником конкурса, № 32/93 на выполнение ОКР «Создание КРК тяжелого класса «Ангара».

11.12.1993 г. Постановлением Совета министров РФ № 1282 принята Федеральная космическая программа до 2000 г., где определен начальный этап работ по космическому ракетному комплексу с РН тяжелого класса на конкурсных началах.

После обращения в начале апреля 1994 г. Генерального директора ГКНПЦ им. Хруничева А.И. Киселева к Президенту Российской Федерации Б.Н. Ельцину **18.04.1994 г.** было дано поручение об ускорении принятия решения по конкурсу.

14.07.1994 г., как результат этого поручения, была проведена межведомственная экспертная комиссия (МВЭК) по научно-техническим вопросам оборонной промышленности Совета безопасности РФ. В решении МВЭК говорилось.

- Согласится с выводами экспертной комиссии о том, что по совокупности технико-технологических решений и экономических оценок комплекс «Ангара-2» обладает определенными преимуществами по отношению к комплексу «Энергия-3».
- Считать целесообразным предложение Военно-космических сил России о проведении дальнейших работ по проекту «Ангара-2» на основе варианта ракетного комплекса, предложенного Государственным космическим научно-производственным центром имени М. В. Хруничева и об определении указанного Центра как головного разработчика космического ракетного комплекса «Ангара-2» в целом.
- Рекомендовать проработать вопрос об участии в создании комплекса «Ангара-2» НПО «Энергия» имени академика С. П. Королева.
- Рекомендовать Минобороны России, совместно с РКА, Госкомоборонпромом России и другими заинтересованными министерствами и ведомствами в 3-х месячный срок подготовить проект Указа Президента Российской Федерации о создании космического ракетного комплекса «Ангара-2».

Решение было подписано председателем МВК М.Д. Малеем и секретарем МВК Ю.Э. Андреевым.

Сразу после выхода решения Межведомственной комиссии Совета Безопасности было выпущено «Совместное решение Военно-космических сил и Российского космического агентства о создании космического ракетного комплекса «Ангара». Документ был утвержден **12.08.1994 г.** командующим ВКС В. Л. Ивановым и генеральным директором РКА Ю. Н. Коптевым.

В решении говорилось.

- Считать необходимым создание космического ракетного комплекса «Ангара». Головным разработчиком комплекса «Ангара» в целом определить Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева.

- Поручить РКК «Энергия» им. С. П. Королева разработку второй ступени РН «Ангара» на водородно-кислородном топливе.
- Считать целесообразным использовать в этих целях имеющийся материальный задел по теме «Энергия» и ведущиеся работы по теме «Энергия-М», включая ХТИ, ОСИ и летные испытания.
- Считать необходимым и целесообразным использование существующей экспериментальной базы, созданной по теме «Энергия-Буран», в том числе универсальный комплекс стенд-старт космодрома Байконур для экспериментальной отработки комплекса.
- Государственному космическому научно-производственному центру им. М. В. Хруничева совместно с Ракетно-космической корпорацией «Энергия» до 1 сентября с.г. представить план-график разработки эскизного проекта 2 этапа по комплексу «Ангара».
- ВКС МО РФ и РКК решить вопрос по выделению необходимых средств в 1994 г. и заключить соответствующие договора.

2.2. 1995 ГОД

06.01.1995 г. вышел Указ Президента РФ № 16 «О создании космического ракетного комплекса «Ангара», который объявлял создание комплекса «Ангара» задачей особой государственной важности, а ГКНПЦ им. М. В. Хруничева - головным разработчиком. Главными заказчиками были МО и РКА. Указ определял и срок начала ЯКИ новой РН - 2005 г., с космодрома «Плесецк».

26.08.1995 г. во исполнении Указа Президента РФ было выпущено Постановление Правительства РФ № 829. «О мерах по обеспечению создания космического ракетного комплекса «Ангара».

В Постановлении поручалось.

- Минобороны РФ, РКА и Госкомоборонпром России обеспечить проведение работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара» с началом летных испытаний в 2005 г. на 1 Государственном испытательном космодроме Минобороны РФ (космодроме «Плесецк»),
- Минобороны РФ и РКА обеспечить финансирование работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара» за счет средств федерального бюджета.

Кроме того этим Постановлением был утвержден перечень основных исполнителей работ по «Ангаре» и самый первый генеральный план-график.

Хочу обратить внимание на основные этапы этого плана-графика.

Работы по ракете-носителю

Разработка технического проекта и конструкторской документации.	1996- 2002 гг.
Подготовка производства и изготовление материальной части для наземной отработки РН.	1997- 2000 гг.
Автономные наземные испытания ракеты-носителя. Отработка двигателей 1 и 2 ступеней.	1996-2002 гг.
Изготовление изделий для огневых стендовых испытаний. Проведение огневых стендовых испытаний.	1998- 2003 гг.
Изготовление примерочно-заправочного макета, проведение автономных испытаний на техническом и стартовом комплексах.	2000-2006 гг.
Изготовление изделий для летно-конструкторских испытаний (ракеты-носители, головные обтекатели, разгонные блоки).	2002-2006 гг.
Проведение летно-конструкторских испытаний	2005 г.

Работы по универсальному кислородно-водородному разгонному блоку

Разработка конструкторской документации на КВРБ	1996-1998 гг.
Подготовка производства и изготовление материальной части для наземной отработки КВРБ.	1996-2000гг.
Автономные наземные испытания	1999-2001гг.
Изготовление технологического и заправочного макетов, проведение их испытаний.	1999—2004гг.
Изготовление изделий для летно-конструкторских испытаний.	2001-2003гг.

Работы по универсальному наземному комплексу.

Разработка конструкторской документации на агрегаты и системы.	1996-1998 гг.
Разработка проектной документации на строительство зданий и сооружений.	1996-1998 гг.
Изготовление и поставка оборудования, проведение строительных и монтажных работ.	1998-2003 гг.
Автономные и комплексные испытания агрегатов и систем. Летно-конструкторские испытания.	1999-2005 гг.

Эскизный проект создавался в проектно-расчетном комплексе под руководством В. К. Карраска при участии Г. Д. Дермичева, И. С. Радугина, Ю. А. Цурикова, С. А. Петроковского, О. Г. Фёдорова, Е. В. Леонова, О. Г. Слепова, Е. А. Музыченко, Е. Г. Пашкова и др. В группе ведущих разработчиков А.И. Ушаков, Е.Г. Пашков, РН. Пашкова, С.А. Егоров.

01.12.1995 г. был проведен НТС ВКС по вопросу: рассмотрение эскизного проекта второго этапа по космическому ракетному комплексу тяжелого класса «Ангара» и определения дальнейшего порядка работ по созданию комплекса. Решение НТС ВКС утверждено **25.12.1995 г.** командующим ВКС генерал-полковником В.Л. Ивановым.

В решении были даны следующие наиболее важные поручения.

- Эскизный проект второго этапа по космическому ракетному комплексу «Ангара», разработанный ГKNПЦ им. М. В. Хруничева с кооперацией предприятий-соисполнителей в соответствии с проектом ТТЗ на ОКР по созданию КРК тяжелого класса утвердить.
- Дальнейшие работы по созданию КРК «Ангара» проводить в соответствии с Постановлением Правительства Российской Федерации от 26 августа 1995 г. № 829, исходя из предусмотренных данным постановлением этапов, сроков и объемов финансирования.
- Поручить ГKNПЦ им. М. В. Хруничева с кооперацией разработать в 4 квартале 1995 г. дополнение к эскизному проекту с целью устранения недостатков, отмеченных в заключениях головных институтов, и уточнения ряда вопросов.
- ГKNПЦ им. М. В. Хруничева с кооперацией провести уточненное технико-экономическое обоснование проекта КРК «Ангара».
- ГKNПЦ им. М. В. Хруничева совместно с кооперацией предприятий-соисполнителей и ЦНИИ ВКС в рамках технического проекта во 2 квартале 1996 г. разработать материалы, уточняющие этапность работ по ОКР «Ангара» с учетом создания перспективного ряда РН отечественной системы средств выведения, включая носители легкого и среднего классов.
- ГKNПЦ им. М. В. Хруничева совместно с кооперацией предприятий-соисполнителей и ЦНИИ ВКС провести комплексное тактико-технико-экономическое обоснование состава и характеристик разгонных блоков для РН «Ангара» с учетом предложений по альтернативным вариантам РБ.
- Поручить ЦНИИ ВКС совместно с заинтересованными организациями в 1 квартале 1996 г. по результатам эскизного проекта и дополнения к нему разработать дополнение к ТТЗ на ОКР по созданию КРК тяжелого класса «Ангара».

Следует обратить внимание, что вопросы создания ряда носителей на базе КРК «Ангара» впервые прозвучали именно в этом документе.

2.3. 1996 ГОД

31.07.1996 г. ТТЗ № К-00665 на ОКР по созданию КРК тяжелого класса «Ангара» было утверждено от МО РФ Н. Родионовым, от РКА Ю. Коптевым. В ТТЗ были сформулированы требования Минобороны России к основным характеристикам и порядку проведения ОКР по созданию КРК «Ангара» с подвесными топливными баками.

В соответствии с требованиями ТТЗ в 1996 г. КБ «Салют» с кооперацией разрабатывало технический проект КРК «Ангара», который был закончен в конце года. Материал был сделан качественно, он оказался очень объемным и состоял из 93 частей и 17Д книг.

Проект РН «Ангара» тяжелого класса с подвесными баками, по общему мнению, не был шедевром конструкторско-инженерного искусства, это понимали и заказчики и, самое главное, разработчики. Скорее всего, именно благодаря этому и появилась сегодняшняя «Ангара», ставшая лучшим космическим ракетным комплексом в мире.

Идея создания целого ряда РН из унифицированных ракетных блоков была предложена проектным направлением КБ «Салют» под руководством Г.Д. Дермичева. Следует отметить, что это не было ноу-хау КБ «Салют».

В начале 1970 годов II управлением ЦУКОС МО под руководством Героя Социалистического труда генерал-майора Всеволода Андреевича Бокова была задана ЦНИИ КС МО научно-исследовательская работа «Ряд», где и были разработаны основные идеи ряда ракет-носителей от легкого до сверхтяжелого классов из унифицированных модулей.

В дальнейшем эта идея получила свое серьезное развитие в работах РКК «Энергия». Под руководством Главного конструктора Б. И. Губанова, создавшего РН «Энергия», являющуюся вершиной развития советской ракетной техники, был разработан ряд ракет-носителей из унифицированных изделий на базе первой ступени РН «Зенит» и второй ступени РН «Энергия».

В 1983 г. февральским и майским Постановлениями ЦК КПСС и Совета Министров СССР поручалось РКК «Энергия» развернуть работы по созданию на базе многоразовой системы «Буран» сверхтяжелых ракетных комплексов «Буран-Т», «Вулкан» и тяжелого ракетного комплекса «РЛА-125» на базе унифицированных модулей.

Все это время вопросами унифицированных рядов ракет-носителей занимался ЦНИИМАШ, направлением средств выведения под руководством В. В. Вахниченко.

В «Основных положениях концепции перспективной системы средств выведения», которые разрабатывались несколько лет и были утверждены в 1997 г. директором ИЦ им. М. В. Келдыша А. С. Коротеевым и директором ЦНИИМАШ В. Ф. Уткиным, на 10-й странице говорилось: «Необходимость осуществления Россией самостоятельной космической деятельности предопределяет необходимость формирования собственной системы средств выведения, опирающейся на производственную и эксплуатационную базу в новых социально-политических и экономических условиях, и опыта, полученного в ходе эксплуатации существующих ракетных комплексов. В этом отношении заслуживает внимания системный подход к разработке перспективных средств выведения легкого и среднего классов на базе унифицированных элементов нового тяжелого носителя».



**Недайвода Анатолий
Константинович**

Генеральный конструктор КБ
«Салют» (1994-2003)

2.4. 1997 ГОД

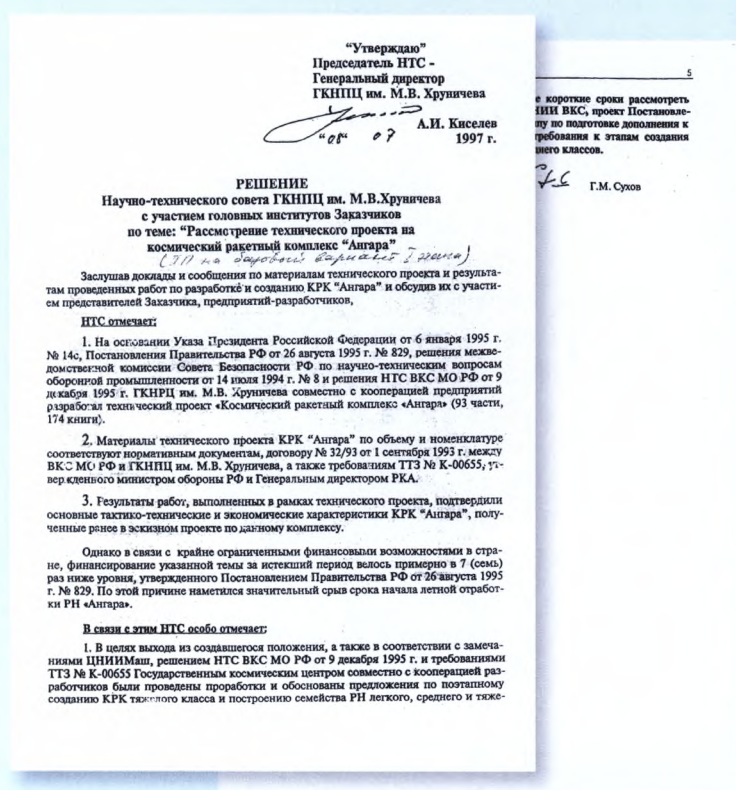
Проектным направлением КБ «Салют», с учетом опыта развития РКТ, была выдвинута идея построения семейства РН легкого, среднего и тяжелого класса на основе двух универсальных ракетных модулей УРМ-1 и УРМ-2 с использованием пусковой установки КРК «Зенит» на космодроме «Плесецк».

03.03.1997 г. технический проект КРК «Ангара» был рассмотрен на совместном НТС МО и РКА. В составе проекта была представлена дополнительная книга «Комплексные исследования по вариантам развития и этапности создания КРК «Ангара», где предлагалось создание семейства РН «Ангара» на основе унифицированного ракетного модуля для первых ступеней, которая в апреле 1997 г. была направлена в РКА и МО.

08.07.1997 г. состоялся знаковый НТС ГКНПЦ им. М. В. Хруничева под руководством Генерального директора А. И. Киселева, где была одобрена идеология новой «Ангары».

Именно эту дату можно считать датой начала рождения современной «Ангары». Это действительно была очень большая инженерно-конструкторская победа, обеспечившая первый шаг создания этого комплекса.

03.09.1997 г. новая идеология создания «Ангары» была одобрена на совместном ВТС ВКС и НТС РКА.



«Утверждаю»
Председатель НТС -
Генеральный директор
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
А.И. Киселев
08.07.1997 г.

РЕШЕНИЕ

Научно-технического совета ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
с участием головных институтов Заказчиков
по теме: «Рассмотрение технического проекта
на космический ракетный комплекс «Ангара»

Заслушав доклады и сообщения по материалам технического проекта и результатам проведенных работ по разработке и созданию КРК «Ангара» и обсудив их с участием представителей Заказчика, предприятий-разработчиков,

НТС отмечает:

1. На основании Указа Президента Российской Федерации от 6 января 1995 г. № 14, Постановления Правительства РФ от 26 августа 1995 г. №829, решения межведомственной комиссии Совета Безопасности РФ по научно-техническим вопросам оборонной промышленности от 14 июля 1994 г. № 8 и решения НТС ВКС МО РФ от 9 декабря 1995 г. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева совместно с кооперацией предприятий разработал технический проект «Космический ракетный комплекс «Ангара» (93 части, 174 книги).

2. Материалы технического проекта КРК «Ангара» по объему и номенклатуре соответствуют нормативным документам, договору № 32/93 от 1 сентября 1993 г. между ВКС МО РФ и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, а также требованиям ТТЗ № К-00665, утвержденного министром обороны РФ и Генеральным директором РКА.

3. Результаты работ, выполненных в рамках технического проекта, подтвердили основные тактико-технические и экономические характеристики КРК «Ангара», полученные ранее в эскизном проекте по данному комплексу.

Однако в связи с крайне ограниченными финансовыми возможностями в стране, финансирование указанной темы за истекший период велось примерно в 7 (семь) раз ниже уровня, утвержденного Постановлением Правительства РФ от 26 августа 1995 г. № 829. По этой причине наметился значительный срыв срока начала летной отработки РН «Ангара».

В связи с этим НТС особо отмечает:

1. В целях выхода из создавшегося положения, а также в соответствии с замечаниями ЦНИИМаш, решением НТС ВКС МО РФ от 9 декабря 1995 г. и требованиями ТТЗ № К-00665 Государственным космическим центром совместно с кооперацией разработчиков были проведены проработки и обоснованы предложения по поэтапному созданию КРК тяжелого класса и построению семейства РН легкого, среднего и тяжелого классов на основе универсальных модулей и использования ПУ-1 КРК «Зенит» на космодроме «Плесецк», находящейся в высокой степени готовности (80%, разработчик КБТМ). В качестве маршевого двигателя для универсального модуля предлагается использование однокамерного РД-191 (на компонентах ракетного топлива «жидкий кислород + керосин») на основе камеры сгорания и агрегатов четырехкамерного РД-174 (разработчик НПО «Энергомаш»), при этом используется примерно 60% существующего задела.

2. На первом этапе работ (до 2002 года) предполагается создать универсальный модуль и на базе этого модуля (с добавлением второй ступени) - ракету-носитель легкого класса «Ангара-1». При этом в качестве второй ступени предлагается использовать ускоритель на компонентах топлива «АТ + НДМГ» на основе центрального блока РБ «Бриз-М» и «Бриз-К», разрабатываемых для модернизированной РН «Протон-М» и РН «Рокот», либо ускоритель на компонентах топлива «жидкий кислород + РГ-1» на основе блока «И», разрабатываемого для РН «Русь».

На втором этапе работ (до 2005 года) (в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 6 января 1995 г. № 16 и Постановлением Правительства РФ от 26 августа 1995 г. № 829) с максимальным использованием отработанных на первом этапе элемен-

тов КРК «Ангара-1» создается КРК тяжелого класса «Ангара» в полном соответствии с ТТЗ Министерства обороны РФ и РКА.

Предлагаемая РН тяжелого класса выполнена по пакетной схеме. В качестве первой ступени используются четыре модуля, унифицированных с первой ступенью РН легкого класса. В качестве второй ступени РН используется кислородно-водородный ракетный блок с маршевым двигателем РД-0120 (разработчик КБХА), выполняемый по трехбаковой схеме аналогично ускорителю второй ступени в базовом варианте РН «Ангара», но с увеличенным по сравнению с ним запасом топлива.

При этом такая схема открывает возможность запуска двигателя второй ступени со старта, что позволяет увеличить стартовую тяговооруженность и полезную нагрузку по сравнению с базовым вариантом, а также надежность ДУ I и II ступеней.

3. Масса полезной нагрузки, выводимой РН «Ангара» тяжелого класса «пакетной» компоновки на опорную орбиту ($H_{кр} = 200$ км, $i = 63^\circ$), составляет 29,4 т, при этом, с использованием КВРБ, масса полезной нагрузки на ГСО составит 4,9 т.

Масса полезной нагрузки, выводимой РН легкого класса на опорную орбиту ($H_{кр} = 200$ км, $i = 90^\circ$), составляет:

- до 1,7 т (с ускорителем II ступени на основе центрального блока РБ «Бриз-М»);
- до 3,4 т (с ускорителем II ступени на основе блока «И» РН «Русь»),

4. При таком подходе максимально используется созданный и создаваемый задел по наземной инфраструктуре КРК «Зенит» (технический и стартовый комплексы и пр.), находящийся в высокой степени готовности и в настоящее время остающийся невостребованным, по комплексу РН легкого класса «Рокот», создаваемого за счет внебюджетных источников (технический комплекс, в том числе, «чистовые» камеры для подготовки КА, ЗНС и пр.), а также по комплексу РН «Русь» (рабочее место для подготовки блока «И» и пр.).

5. Необходимость создания ракеты-носителя «Ангара-1» (первый этап) вытекает из анализа существующей в стране обстановки со средствами выведения легкого класса («Космос», «Циклон», «Рокот», «Стрела» и др.), которые являются не специализированными разработками, а продуктами доработок боевых баллистических ракет, которые разрабатывались 20...30 лет назад. Производство этих носителей прекращено, и в настоящее время при их пусках используются ракеты из накопленного запаса.

6. В процессе выполнения технического проекта были рассмотрены предложения 50 ЦНИИ ВКС МО РФ по этапности создания КРК «Ангара», предусматривающие разработку на первом этапе РН грузоподъемностью до 17 т на низкой орбите и до 3,2 т - на ГСО.

Данные предложения отражают заинтересованность МО РФ в раннем появлении РН промежуточной грузоподъемности и могут быть использованы ГКНПЦ им. М.В. Хруничева для углубленной проработки в случае принятия соответствующих организационных решений.

Таким образом, поэтапный подход к созданию РН тяжелого класса позволит получить не только полностью отвечающую ТТЗ заказчиков РН «Ангара», но и современную РН легкого класса «Ангара-1», при этом общий уровень затрат не превысит затрат, предусмотренных действующим Постановлением Правительства РФ о создании комплекса «Ангара».

В целях продолжения работ по КРК «Ангара» с учетом ограниченных возможностей по его бюджетному финансированию, на основании проработок ГКНПЦ им. М.В. Хруничева по поэтапному созданию КРК тяжелого класса и построению семейства РН различных классов на базе унифицированного ракетного блока I ступени, а также предложений по изменению приоритетности создания РН тяжелого, среднего и легкого классов, выдвинутым в последнее время Заказчиком,

НТС решил:

1. Материалы технического проекта КРК «Ангара» по объему и номенклатуре соответствуют нормативным документам, договору № 32/93 от 1 сентября 1993 г, между ВКС МО РФ и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, а также требованиям ТТЗ № К-00665, утвержденного министром обороны РФ и Генеральным директором РКА.

2. Результаты работ, выполненных в рамках технического проекта, подтвердили основные тактико-технические и экономические характеристики КРК «Ангара», полученные ранее в эскизном проекте по данному комплексу.

3. Предложения ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, разработанные в ходе технического проектирования по поэтапному созданию КРК тяжелого класса, одобрить и предложить для дальнейшей разработки.

4. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева подготовить предложения по корректировке Постановления Правительства РФ № 829 от 26.08.95 г. в части уточнения этапности создания комплекса.

Срок: 15 июля 1997 г.

5. Просить ВКС и РКА в возможно более короткие сроки рассмотреть предложения ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 50 ЦНИИ ВКС, проект Постановления Правительства РФ и образовать рабочую группу по подготовке дополнения к ТТЗ № К-00665, в котором конкретизировать требования к этапам создания КРК тяжелого класса, а также КРК легкого и среднего классов.

Ученый секретарь НТС
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Г.М. Сухов



Ю.Н. Коптев подписывает Генеральный план-график, справа от него министр обороны И. Д. Сергеев

В декабре 1997 г. был утвержден Генеральный план график создания КРК «Ангара», предусматривающий пуск РН легкого класса «Ангара-1.1» в III кв. 2000 г., «Ангара-1.2» в I кв. 2002 г., РН среднего класса «Ангара-3» в I кв. 2003 г. и пуск РН тяжелого класса во II кв. 2005 г.

Утверждаю:
Генеральный директор ГКНПЦ им. М.В.Хруличева
/А.И.Киселев/

Согласовано:
Генеральный директор РКА
/Ю.Н.Коптев/

Согласовано:
Генеральный директор РВСН
/В.Н.Яковлев/

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ПЛАН-ГРАФИК

создания космического ракетного комплекса "Ангара"

——— работы по Р-Я летного класса "Ангара-1.1"
——— работы по Р-Я среднего класса
——— работы по Р-Я тяжелого класса

№	Наименование работ	Головные исполнители работ	97	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	
1	Выпуск Дополнения к ТТЗ № К-00665		III	IV	I	II	III	IV	I	II	III	IV
2	Выпуск Дополнения к техническому проекту по РКР "Ангара"	ГКНПЦ										
3	Создание РН "Ангара"											
3.1	Разработка документации, изготовление и поставка комплектующих систем, ступеней, РБ и ГО:											
	- маршевый двигатель I ступени РД-191М;	НПО "Энергомаш"										
	- маршевый двигатель I ступени 14Д30;	КБХМ										
	- двигатели 1Д458, 17Д58Э;	НИИМАШ										
	- маршевый двигатель II ступени РД-0124;	КБХА										
	- маршевый двигатель КВРБ КВД-1;	КБХМ										
	- маршевый двигатель II ступени РД-0120А;	КБХА										
	- система управления;	НПО А										
	- комплекс командных приборов;	НИИ КП										
	- командно-вычислительный комплекс;	МО КБ "Марс"										
	- электроавтоматика СБН и СПВП;	НИИ ТМ										
	- навигационная аппаратура потребителя;	МКБ "Компас"										
	- бортовой автономный регистратор;	НПО ИТ										
	- РТС "Пирит";	НПО ИТ										
	- РТС "Скут";	ГКНПЦ										
	- БРИЗ-М и ГО;	"ЦСКБ-Прогресс"										
	- Блок "И" и ГО;	ГКНПЦ										
	- КВРБ и ГО;	РКК "Энергия"										
	- II ступень РН тяжелого класса на O ₂ +H ₂ ;	ГКНПЦ										
	- II ступень РН тяжелого класса на O ₂ +H ₂ +РГ-1	ГКНПЦ										
	- на модели, стендовые изделия, стенды и оснастку											
3.3	Выпуск ЭД	ГКНПЦ										
3.4	Технологическая подготовка производства	ГКНПЦ										

3.5	Изготовление мат. части для наземной обработки РН "Ангара": - модели и модельные установки; - "россыпь" агрегатов и систем; - стендовые изделия; - стенды и оснастка для испытания; - доработка стендов для ОСИ	ГКНПЦ НИИХИММАШ
3.6	Проведение испытаний РН "Ангара": - испытание моделей и модельных установок; - автономная обработка составных частей РН; - комплексные испытания РН; - комплексные испытания РН в составе КРК	ГКНПЦ ЦНИИМАШ НИИХИММАШ ИЦ им. Келдыша
3.7	Изготовление летных изделий РН "Ангара"	ГКНПЦ
4.0	Доработка наземного комплекса (РД, изготовление, поставки, монтаж, АИ, КУ);	КБТМ, КБТХМ
5.0	Научно-техническое сопровождение	ЦНИИМАШ 4 ЦНИИ МО РФ ИЦ им. Келдыша
6.0	Доработка комплекса средств измерений, сбора и обработки информации	РНИИ КП НПО ИТ
7.0	Летные испытания	ГКНПЦ
Объемы финансирования ОКР "Ангара" млрд. руб. в ценах 1997 года		ВСЕГО: Летный класс: 1029 Средний класс: 649 Классический класс: 27777657 КРБС: 995
от ГКНПЦ И.А. Медведь / И.А. Иванов / А.А. Ильявов / А.А. Калинин / И.С. Додин / Е.Г. Пашков / А.И. Ушakov / Ю.И. Давыдов / Е.Г. Сизов		от РКБ Б.Д. Остроунов / А.Н. Кузнецов / А.Н. Чулков
от РВСН В.А. Никитин / В.А. Грин / В.А. Субботин / С.В. Волоник / С.Ю. Ус		от 4 ЦНИИ МО РФ В.Ф. Уткин / В.З. Дворкин / П.П. Попов / С.П. Попов / А.М. Меньшиков

Вспомогательные измерения на ИК спектрометре проводили в диапазоне 1200 см⁻¹ с шагом 10 см⁻¹. Для измерения пропускания использовали калибровку по эталонной пленке полиметилметакрилата (ПММА) толщиной 100 мкм. Для измерения пропускания образцов использовали калибровку по пленке полиметилметакрилата (ПММА) толщиной 100 мкм. Для измерения пропускания образцов использовали калибровку по пленке полиметилметакрилата (ПММА) толщиной 100 мкм. Для измерения пропускания образцов использовали калибровку по пленке полиметилметакрилата (ПММА) толщиной 100 мкм.



Основные характеристики	Протон-М	Ангара-А5
Стартовая масса, т	702	773
Максимальная длина РКН, м	61,76	64,0
Максимальный диаметр, м	7,48	8,86
Количество ступеней / двигателей	3/12	3/6
Компоненты топлива	АТ + НДМГ	O ₂ + керосин

Энергетические характеристики		Протон-М	Ангара-А5		
				Базовый	Улучш. ЭМХ
Низкая орбита	H _{круг.} =200км	22,0	24,5	26,0	-
ГСО	с РБ «Бриз-М»	3,2	2,8	3,2	3,5
	с РБ «КВТК»		4,5	5,0	5,8
ГПО	с РБ «Бриз-М»	6,0	5,4	6,0	6,7
	с РБ «КВТК»		7,5	8,2	9,5

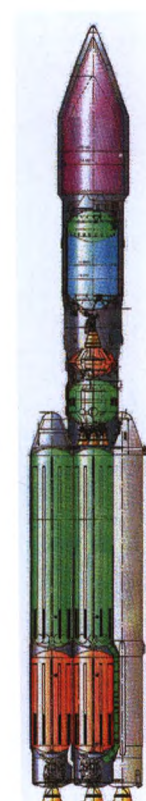


Рис. 2.4.1 Сравнительные характеристики ракет-носителей «Протон-М» и «Ангара-А5»

2.5. 1998 ГОД



**Радугин Игорь
Сергеевич**

Заместитель генерального
конструктора КБ «Салют»
(1998-2005 гг.)

В течение 1998 г. шло выполнение поручений НТС от 03.09.1997 г.: дорабатывался технический проект КРК «Ангара» с введением в него этапности создания РН; разрабатывалось дополнение к ТТЗ на ОКР КРК «Ангара» тяжелого класса; выполнялись эскизные проекты РН легкого и среднего класса.

13.01.1998 г., по предложению ГКНПЦ, МО и РКА приняли совместное «Решение о порядке дальнейших работ по созданию КРК «Ангара». В нем были подтверждены сроки пусков РН, указанные в Генеральном плане-графике. Но главное - определены источники финансирования создания КРК «Ангара»: финансирование должно было осуществляться на долевой основе совместно ГКНПЦ (68%), РКА (16%) и МО (16%), начиная с 1998 года, вплоть до 2005 г. включительно.

Финансирование проекта в значительной степени взял на себя ГКНПЦ из собственных средств и прибыли, получаемой от коммерческих пусков РН «Протон».

Также поручалось разработать дополнение к ТТЗ с введением этапности работ.

Приказом ГД от 16.09.1998 г. Е.Г. Пашков назначен Главным конструктором темы «Ангара-1» и «Ангара-2».

Приказом ГД от 18.09.1998 г. было предписано участие ГКНПЦ им. М. В. Хруничева в АЗ-м международном Парижском аэрокосмическом салоне в Ле Бурже, который был запланирован на 13-20 июня 1999 г.

Генеральным директором в связи с этим было роздано много поручений, в том числе о создании полноразмерного макета РН «Ангара-1» и РБ «Бриз-М», а также около 15 моделей различного масштаба по тематике ГКНПЦ.

Немного ранее руководством ГКНПЦ было принято решение (16.01.1998 г.) о разработке в кооперации с НПО «Молния» эскизного проекта комплекса ракеты-носителя легкого класса с многоразовым возвращаемым ускорителем I ступени (тема «Байкал»).

«Утверждаю»
Министр обороны РФ

И. Сергеев
12 января 1998 года

«Утверждаю»
Генеральный директор РКА
Ю. Коптев
13 января 1998 года

«Согласовано»

Первый заместитель МО РФ
Н. Михайлов
12 января 1998 года

Главнокомандующий РВСН
В. Яковлев
14 января 1998 года

Начальник вооружения ВС РФ
А. Ситнов
12 января 1998 года

Генеральный директор
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
А. Киселев
8 января 1998 года

Решение
о порядке дальнейших работ по созданию КРК «Ангара»

МОРФ (РВСН)	789,0(16%)	99,0	115,0	115,0	110,0	110,0	110,0	110,0	20,0
итого	4936,0 (100%)	226,0	510,0	830,0	820,0	820,0	820,0	820,0	90,0

Примечание. Объемы финансирования работ РКА и РВСН по созданию КРК «Ангара» уточняются ежегодно при формировании государственного оборонного заказа и корректировке Федеральной космической программы России на период до 2005 года.

3. МО РФ (РВСН), РКА совместно с ГКНПЦ им. М. В. Хруничева уточнить требования ТТЗ № К-00665 по созданию КРК «Ангара», предусмотрев поэтапное создание семейства РН на основе единого универсального модуля и рациональное использование существующих объектов инфраструктуры космодрома «Плесецк». При этом предусмотреть безусловное обеспечение в приоритетном порядке всех запусков космических аппаратов в интересах Министерства обороны и выведение полезных нагрузок федеральных ведомств России (кроме пилотируемой программы).

09.11.1998 г. Министерством обороны и Генеральным директором РКА была утверждена стратегия развития средств выведения космических аппаратов и наземной космической инфраструктуры. В ней была определена главная цель развития средств выведения КА - обеспечение гарантированного доступа России в космос; в том числе за счет перехода к использованию РН тяжелого класса «Ангара» для запуска КА военного назначения на высокоэнергетические орбиты с космодрома «Плесецк».

2.6. 1999 ГОД

Результатом сложившейся ситуации с проектом КРК «Ангара» явился практически полный отход от первоначального варианта. Была изменена ранее принятая компоновочная схема ракеты в моноблочном исполнении на схему модульного построения первой ступени РН тяжелого класса. Было предложено использование в составе 1-й ступени однотипных универсальных ракетных модулей (УРМ-1). Из состава РН тяжелого класса исчезла 2-я водородная ступень (вместе со своим разработчиком - РКК «Энергия»). В основе верхней ступени РН тяжелого класса появился также УРМ-2 - унифицированный со 2-й ступенью РН легкого класса. В состав РН тяжелого класса был введен РБ «Бриз», хотя в перспективе значился КВРБ - кислородно-водородный разгонный блок. Двигатели также изменились: РД-174 на РД-191, на верхней ступени вместо «водородного» - «керосиновый» РД-0124 и другие существенные изменения.

В таком виде проект в течение 1998-1999 г. дорабатывался.

В сентябре 1999 г. состоялись организационные перестановки. Новым заместителем генерального конструктора по КРК «Ангара» был назначен О. И. Давыдов (Приказ ГД от 1 Д.09.99 г. № 175), а главным конструктором по теме «Ангара» Ю. П. Корнилов (Приказ ГК от 30.09.99 г. № 484).

Так, в конце 1999 г. работа по созданию КРК «Ангара» получила новый импульс. С учетом новой схемы был выполнен макет РН «Ангара-1» для Ле Бурже, где и состоялся первый показ в июле 1999 г. РН «Ангара».

Уже в конце 1999 г. на космодроме «Плесецк» комиссией, состоящей из представителей МО и промышленности, была проведена рекогносцировка сооружений и оборудования КРК «Зенит», предназначенных для использования в комплексе «Ангара».



Макет ракеты «Ангара-1» на выставке Ле Бурже



Руководители КБ «Салют» (конец 90-х годов)

2.7. 2000 ГОД



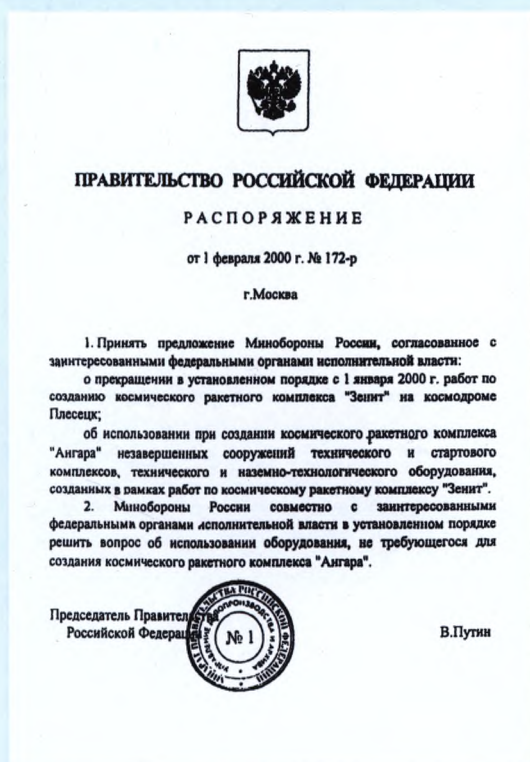
Давыдов Олег Иванович

Заместитель генерального
конструктора КБ «Салют»
(1999-2006 гг.)

На основании проведенных работ на космодроме «Плесецк», зафиксированных в «Акте рекогносцировки...», было выпущено Распоряжение Правительства РФ от **01.02.2000 г.** № 172-Р - о прекращении работ по созданию КРК «Зенит» на космодроме «Плесецк» и использовании для КРК «Ангара» незавершенных сооружений ТК и СК, а также наземно-технического оборудования, созданных для КРК «Зенит».

Чуть ранее, **06.01.2000 г.**, было выпущено Распоряжение Правительства РФ № 34-Р- о разрешении Центру им. М.В. Хруничева использовать КРК «Ангара» для коммерческих запусков иностранных КА гражданского назначения и о разрешении сотрудничать в осуществлении запусков указанных КА с фирмой «Локхид-Мартин», которая должна была проводить маркетинг КРК «Ангара».

Таким образом, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева удалось привлечь дополнительно на создание КРК «Ангара» 60 млн. долл. Начиная с 2000 года, эти средства привлекались в основном на разработку конструкторской документации по РН и создание двигателя РД-191.



ПРАВИТЕЛЬСТВО РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

РАСПОРЯЖЕНИЕ

от 1 февраля 2000 г. № 172-р

г. Москва

1. Принять предложение Минобороны России, согласованное с заинтересованными федеральными органами исполнительной власти:

- о прекращении в установленном порядке с 1 января 2000 г. работ по созданию космического ракетного комплекса «Зенит» на космодроме Плесецк;

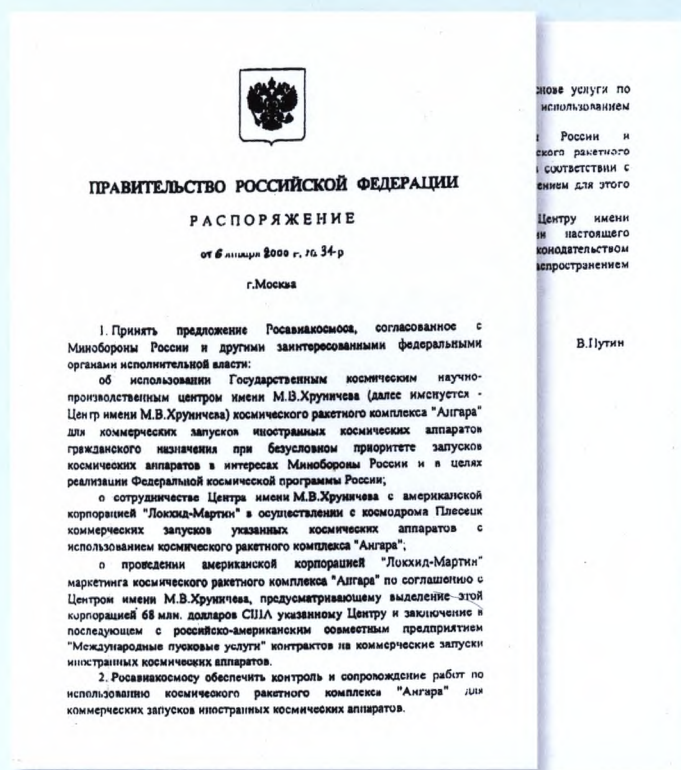
- об использовании при создании космического ракетного комплекса «Ангара» незавершенных сооружений технического и стартового комплексов, технического и наземно-технологического оборудования, созданных в рамках работ по космическому ракетному комплексу «Зенит».

2. Минобороны России совместно с заинтересованными федеральными органами исполнительной власти в установленном порядке решить вопрос об использовании оборудования, необходимого для создания космического ракетного комплекса «Ангара».

Председатель Правительства
Российской Федерации

В. Путин

В дальнейшем в течение 2000-2005 гг. проходили постоянные периодические контакты с фирмой ILS, образованной тремя учредителями: «Локхид-Мартин», ГНПЦ им. М. В. Хруничева и РКК «Энергия». Эта фирма занималась маркетингом, в основном, РН «Протон» и на перспективу - РН «Ангара» в разных вариантах. Контакты были в форме непосредственных встреч в Москве на 1-2 дня и в виде телеконференций. Для контактов с ILS были выпущены «Справочники пользователя по РН «Ангара-1.1», «А3», «А5». Со стороны ILS были выставлены различные требования к условиям запуска КА (в частности, к условиям подготовки на космодроме «Плесецк»),



ПРАВИТЕЛЬСТВО РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

РАСПОРЯЖЕНИЕ

от 6 января 2000 г. № 34-р

г. Москва

1. Принять предложение Росавиакосмоса, согласованное с Минобороны России и другими заинтересованными федеральными органами исполнительной власти:

- об использовании Государственным космическим научно-производственным центром имени М. В. Хруничева (далее именуется Центр имени М. В. Хруничева) космического ракетного комплекса «Ангара» для

коммерческих запусков иностранных космических аппаратов гражданского назначения при безусловном приоритете запусков космических аппаратов в интересах Минобороны России и в целях реализации Федеральной космической программы России;

- о сотрудничестве Центра имени М. В. Хруничева с американской корпорацией «Локхид-Мартин» в осуществлении с космодрома Плесецк коммерческих запусков указанных космических аппаратов с использованием космического ракетного комплекса «Ангара»;

- о проведении американской корпорацией «Локхид-Мартин» маркетинга космического ракетного комплекса «Ангара» по соглашению с Центром имени М. В. Хруничева, предусматривающему выделение этой корпорацией 68 млн долларов США указанному Центру и заключение в последующем с российско-американским совместным предприятием «Между-

народные пусковые услуги» контрактов на коммерческие запуски иностранных космических аппаратов.

2. Росавиакосмосу обеспечить контроль и сопровождение работ по использованию космического ракетного комплекса «Ангара» для коммерческих запусков иностранных космических аппаратов.

Минобороны России оказывать на договорной основе услуги по запуску иностранных космических аппаратов с использованием космического ракетного комплекса «Ангара».

Согласиться с предложением Минобороны России и Росавиакосмоса - государственных заказчиков космического ракетного комплекса «Ангара» о создании указанного комплекса в соответствии с выданным ими тактико-техническим заданием с привлечением для этого внебюджетных средств.

3. Росавиакосмосу, Минобороны России и Центру имени М. В. Хруничева руководствоваться при выполнении настоящего распоряжения международными обязательствами и законодательством Российской Федерации в области контроля за нераспространением ракетных технологий.

Председатель Правительства
Российской Федерации

В. Путин

07.01.2000 г. было утверждено Министром обороны И. Сергеевым и Генеральным директором РКА Ю. Коптевым дополнение № 1 к ТТЗ № К-00665 на создание РН легкого, среднего и тяжелого классов. Выпуск этого документа послужил основанием для разработки дополнения № 1 к техническому проекту КРК «Ангара» модульной конструкции из унифицированных элементов.

В июне 2000 г. было выпущено дополнение №1 к ТП по КРК «Ангара» модульной конструкции из унифицированных модулей.

После утверждения Дополнения № 1 к ТТЗ КБ «Салют» выпустило все директивные документы по КРК «Ангара»: Схемы деления КРК и составных частей, КПЭО, ПОН, ТЗ на составные части, индексы и серии для стендовых изделий (ТР № 33/А-2000 от 05.12.2000 г.).

К осени была произведена доработка технического проекта (ТП) и начат выпуск КД на РН «Ангара-1.1»(УРМ-1). За год было принято больше 30 технических решений по самым разным аспектам создания КРК «Ангара», включая многочисленные изменения проекта.

30.03.2000 г. Постановлением Правительства РФ № 288 была утверждена Федеральная космическая программа России, в которой определялись объемы и порядок финансирования работ по созданию КРК «Ангара» по линии Росавиакосмоса в период до 2006 года.

Дополнение № 1 к ТП было разослано на экспертизу в головные институты Заказчиков - ЦНИИМАШ, ИЦ им. М.В. Келдыша, НПО Техномаш, организации АГАТ, 4 ЦНИИ МО, а также в ВП 1653 МО.

С конца 2000 г. и в течение первой половины 2001 г. поступали заключения на дополнение № 1 к ТП, после чего КБ «Салют» приступило к устранению замечаний. В течение второй половины 2001 г. и 2002 г. были составлены и утверждены «Мероприятия по закрытию замечаний...», выполнение которых длилось до середины 2009 г.

2.8. 2001 ГОД

С февраля 2001 г. Генеральным директором ГKNПЦ им. М. В. Хруничева стал А. А. Медведев.

В 2001 г. выпуск КД был продолжен, но уже по РН «Ангара-А5». До ноября 2001 г. было выпущено 100% КД по УРМ-1. Техническим решением №47/А-01 от 20.06.01 г., утвержденным в КБ, были присвоены индексы ракетным блокам семейства РН «Ангара» в соответствии со «Схемой деления».

В 2001 г. была запущена на РКЗ и КБ «Арматура» КД на РН «Ангара-1.1» как на штатное, так и, частично, стендовые изделия - в основном, на новые агрегаты. Кроме того, была запущена стендовая оснастка в ОЗ РКЗ, КБ «Арматура» и ЗМТ и ТНП. По мере изготовления испытательный комплекс приступил к испытаниям (—30 наименований агрегатов).

На полигоне «Плесецк» проведена ревизия объектов СК и ТК РН «Зенит», передаваемых в соответствии с Постановлением Правительства № 172-Р.

13.11.2001 г. был выпущен Приказ № 261 о переориентации на выпуск КД для упрощенного варианта изделия первого пуска - ЛБ (Ангара-1) с обеспечением пуска в 4 кв. 2003 г. в соответствии с генеральным планом-графиком, на базе модернизированного стартового комплекса КРК «Циклон» 11П868.

В конце 2001 г. во весь голос заявила о себе проблема финансирования работ по КРК «Ангара». Дело в том, что «Решение о порядке дальнейших работ ...» от 13 мая 1998 г., которым устанавливалось долевое участие в финансировании проекта МО, РКА и ГKNПЦ, стабильно не выполнялось. Так, РКА за 3 года (1998, 1999, 2000) не выделило ни рубля, в 2001 г. - только 2 млн. рублей, МО платило чуть больше, но все равно намного меньше положенного. При этом МО за 3 года (1998-2001 гг.) на капитальное строительство на космодроме «Плесецк» также не выделило ни рубля. Вся тяжесть финансирования работ легла на ГKNПЦ, который тоже не мог выделять 100% оговоренной суммы. Совершенно очевидно было, что ТК и СК ко времени пуска (по графику) РН «Ангара-1.1» не будут готовы.

В этой обстановке и возникла идея сделать упрощенную башню (практически только одну мачту) и упрощенную РН «Ангара-1» с минимальным набором обеспечивающих систем. Такие перечни пускового минимума были составлены.

23.11.2001 г. на совещании в МО было, наконец, принято решение о финансировании в 2002 г. строительства полигона в размере 162,7 млн руб. Таким образом, началось строительство полигона: восстановление производственной базы, подъездные пути, дренажи и прочие подготовительные работы.



**Медведев Александр
Алексеевич**

*Генеральный директор -
генеральный конструктор
ГKNПЦ им. М.В. Хруничева
(2001-2005 гг.)*

2.9. 2002 ГОД

20.01.2002 г. Указом Президента Российской Федерации была принята Государственная программа вооружения на период 2001-2010 гг., где был определен порядок финансирования работ по созданию КРК «Ангара» из Государственного бюджета по линии Министерства обороны.

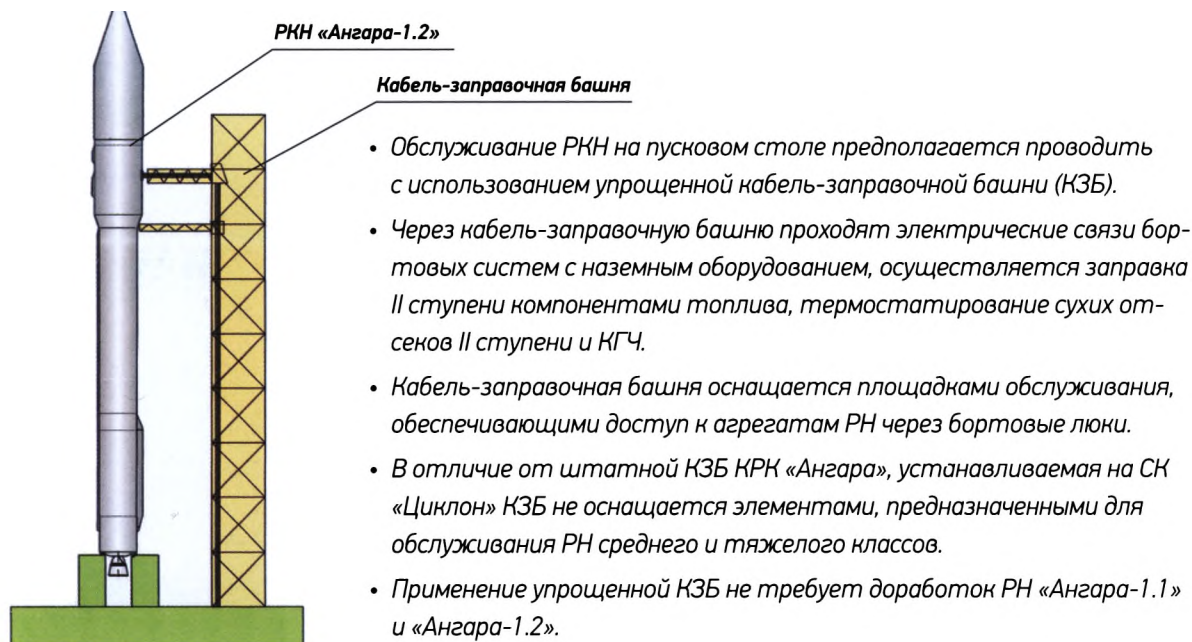


Рис. 2.9.1. Допоборудование СК 11П868 кабель-заправочной башней

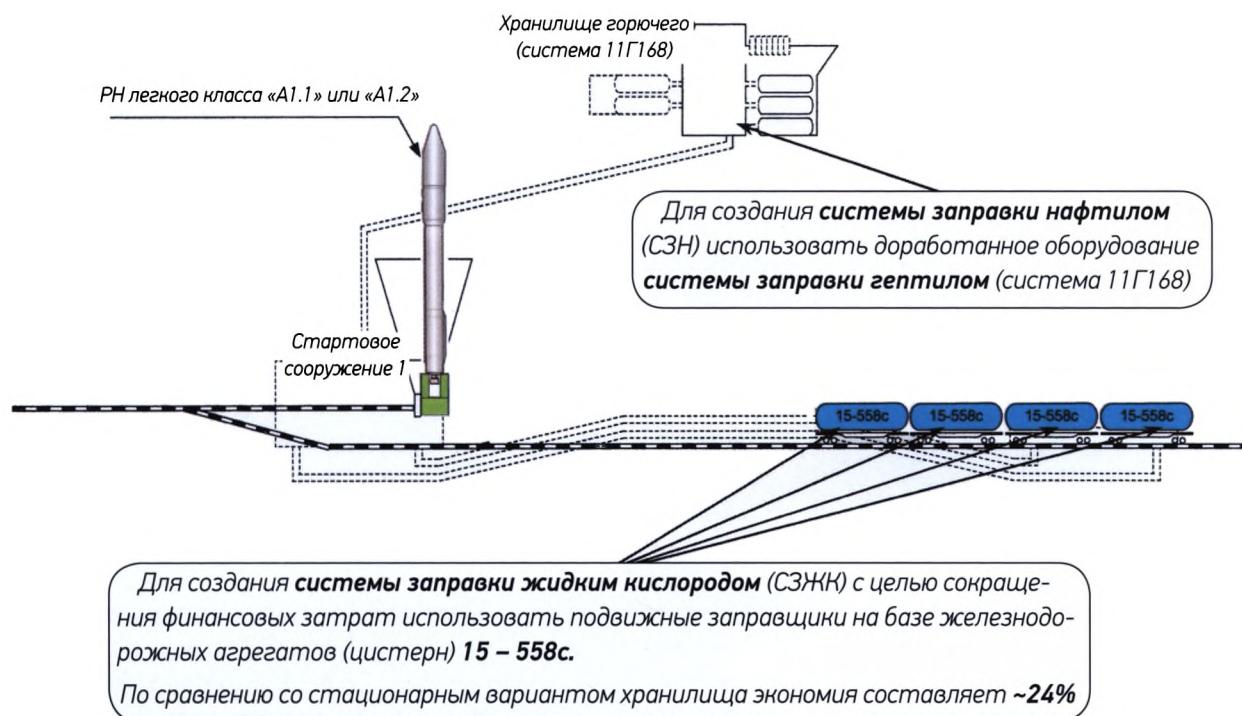


Рис. 2.9.2. Схема обеспечения заправки РН легкого класса «Ангара-1.1» и «Ангара-1.2» компонентами топлива на базе модернизированного стартового комплекса РН «Циклон» (11П868) с использованием подвижных средств заправки жидким кислородом



Рис. 2.9.3. Унификация РН семейства «Ангара». Использование научно-технического и технологического задела

Начало 2002 г. прошло под знаком подготовки НТС по теме «Ангара». Он состоялся **17.04.2002 г.** в Центре им. М. В. Хруничева под председательством Генерального директора А. А. Медведева. В нем, помимо сотрудников ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, приняли участие представители МО и РКА, институтов заказчиков, руководители предприятий кооперации - всего около 60 человек.

В решении НТС отмечается, что материалы дополнения № 1 к техническому проекту и его содержание в основном соответствуют нормативным требованиям ТТЗ с дополнением № 1 и могут быть положены в основу для дальнейших работ.

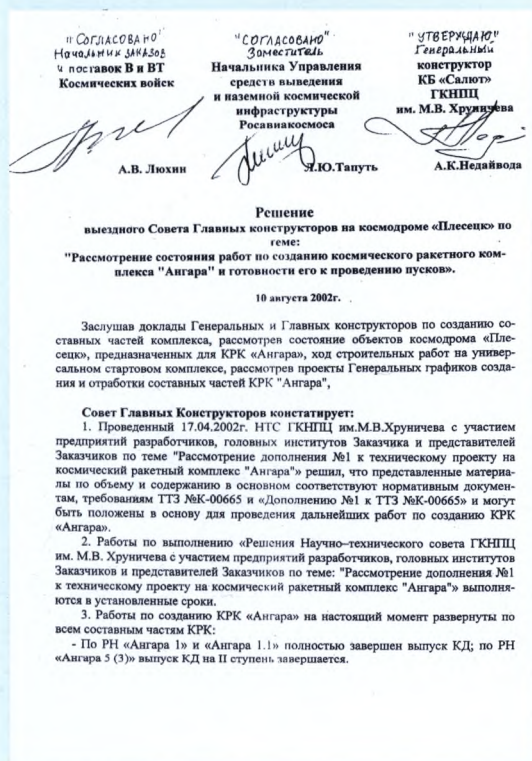
- НТС, одобрив в целом дополнение № 1 к ТП, поручил закрыть все замечания институтов к этому дополнению.
- НТС рекомендовал продолжить работы по изделию для первого пуска с выпуском дополнительных материалов, отражающих необходимый объем изменений и доработок по РН, ТК и СК для проведения пуска этого изделия в III-IV кварталах 2002 г.
- НТС поручил ГКНПЦ им. М. В. Хруничева проработать возможность использования ПУ СК 17П32 (пл. 2 космодрома «Плесецк» ГИК МО) для СК КРК «Ангара».

На основании приказа Генерального директора ГКНПЦ было выпущено дополнение №2 к техническому проекту с целью оценки возможности использования СК 17П32-2 в качестве дополнительного к штатному для пусков РН легкого класса «Ангара-1.1» и «Ангара-1.2», а также РН среднего класса «Ангара-А3» с РБ «Бриз-М» и РБ «Фрегат».

Однако в конце 2002 г. определилась позиция заказчиков, по которой не поддерживалось финансирование работ, связанных с пуском РН «Ангара» с использованием СК упрощенной конфигурации.

18.07.2002 г. был издан приказ ГД № 161 об изготовлении макета РН «Ангара-1.1» и отправке его в «Плесецк».

10.08.2002 г. состоялся выездной SGK в «Плесецке». Были рассмотрены вопросы обеспечения создания инфраструктуры космодрома, финансирования в требуемых объемах, а также сроков пуска РН «Ангара-1».



«Утверждаю»

Генеральный конструктор КБ «Салют»
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
А.К. Недайвода

«Согласовано»

Начальник заказов и поставок В и ВТ
Космических войск

А.В. Люхин

«Согласовано»

Заместитель Начальника Управления
средств выведения и наземной космической
инфраструктуры Росавиакосмоса

Л.Ю. Тапуть

Решение

**выездного Совета Главных конструкторов на космодроме «Плесецк» по теме:
«Рассмотрение состояния работ по созданию космического ракетного комплекса
«Ангара» и готовности его к проведению пусков»**

10 августа 2002 года

Заслушав доклады Генеральных и Главных конструкторов по созданию составных частей комплекса, рассмотрев состояние объектов космодрома «Плесецк», предназначенных для КРК «Ангара», ход строительных работ на универсальном стартовом комплексе, рассмотрев проекты Генеральных графиков создания и отработки составных частей КРК «Ангара»,

Совет Главных конструкторов решил:

1. Выполнение основных технических характеристик РН семейства «Ангара», заявленных в ТТЗ, подтверждается результатами проведенных ГКНПЦ им. М.В.Хруничева и НПО «Энергомаш» наземных стендовых и огневых испытаний.

2. Определены основные объекты наземной инфраструктуры космодрома «Плесецк», необходимые для запуска семейства РН «Ангара».

3. Просить Госзаказчиков КРК «Ангара» - Космические войска и Росавиакосмос - ускорить рассмотрение возможностей дофинансирования работ по созданию КРК «Ангара» в 2002 году.

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, КБТМ и КВ установленным порядком подготовить решение о кредитовании доработки РД на УСК и ТК в текущем году.

КВ, КБТМ, ГКНПЦ им. М. В. Хруничева в целях ускорения работ по созданию УСК и ТК КРК «Ангара» проработать предложения по прямому финансированию Госзаказчиком (КВ) работ КБТМ.

Предусмотреть в ГОЗ-2003 г. финансирование в объемах не ниже предусмотренного ГПВ.

6. КБТМ провести расширенный НТС и защиту ЭП по УНТК до 15.09.2002 г.

5. В/ч 56756 и в/ч 13991 совместно с заинтересованными организациями провести совещание по окончательному закреплению помещений лабораторного корпуса соор. 142—1 по предприятиям и темам. Срок - до 15.09.02 г.

6. 31 ГПИ СС МО РФ разработать Обоснование инвестиций на ТК и инженерные сети. Срок-до 30.10.02 г.

7. КБТМ, в/ч 56756, 31 ГПИ СС МО РФ, ГКНПЦ им. М. В. Хруничева провести уточнение графиков «Решения о разработке, согласовании и утверждении «Исходных данных» для выпуска ПСД на УСК КРК «Ангара» с целью обеспечения сроков пусков РН «Ангара-1» в конце 2003 г. и РН «Ангара-3» в конце 2006 г. и утвердить Решение в срок до 30.08.2002 г., а также разработать и утвердить графики платежей, обеспечивающие своевременное выполнение работ.

8. Просить в/ч 58122 разработать и утвердить «Решение на разработку ПСД» по соор. 1, 3, 6 УСК. Срок - до 15.09.02 г.

9. Просить в/ч 58122 разработать и утвердить «Решение о понижении категоричности по пожаровзрывобезопасности» для сооружений ТК КРК «Ангара». Срок - до 30.09.02 г.

10. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева провести уточнение КПЭО в соответствии с представленными СГК предложениями и учетом замечаний 4 ЦНИИ МО РФ и ЦНИИМАШ. Срок - до 30.08.02 г.

6 ЦНИИ МО РФ и ЦНИИМАШ провести рассмотрение и согласование КПЭО в срок до 20.09.02 г.

11. Просить Генерального директора - Генерального конструктора КБХА Рачука В. С., Росавиакосмос рассмотреть возможность ускорения работ по отработке и поставкам двигателя РД-0124А.

12. РНИИ КП, НИИ КС ГКНПЦ им. М. В. Хруничева подготовить предложения по поэтапному созданию КСИСО КРК «Ангара», соответствующему предлагаемой последовательности ЛИ. Срок - 01.10.02 г.

13. Просить Космические войска совместно с ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, КБТМ рассмотреть представленные Совету Главных конструкторов предложения ГКНПЦ им. М. В. Хруничева по развитию экспериментально-испытательной базы космодрома «Плесецк». Срок - 30.09.02 г.

16. Поручить ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБТМ совместно с 31 ГПИ СС МО РФ уточнить предложения по созданию ТК для подготовки зарубежных КА применительно к РН «Ангара» среднего класса на УНТК КРК «Ангара» площадки 171В без дополнительных высотных пристроек. Срок - до 30.09.02 г.

15. Продолжить работы по рассмотрению возможности использования РН «Ангара-1» для отработки УРМ и как изделия НЖ (технологическое и заправочное) для отработки ТК и старта.

16. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и КБОМ провести дальнейшую проработку предложений по возможному использованию ПУ стартового комплекса 17П32 для пусков РН «Ангара».

17. Для обеспечения выполнения работ по созданию системы связи ЗЭРКТ, КБ «Салют», КБТМ и КВ предусмотреть:

- выделение помещений и земельных участков под монтаж оборудования системы «Телкомсвязь-ПА»;
- обеспечение данных помещений силовыми вводами, заземлением, освещением, ТВР.

Подписной лист
к Решению СГК на космодроме «Плесецк»
по теме:
"Рассмотрение состояния работ по созданию космического ракетного ком-
плекса "Ангара" и готовности его к проведению пусков

В/ч 13991 Командир	КЕ ТМ Генеральный директор- Генеральный конструктор	ГКННН Заместитель Генерального директора
Г.Н.Коваленко	Г.П.Бирюков КЕОМ Первый заместитель Начальника в Генерального конструктора	В.Л.Иванов Директор ЭЗРКТ
	В.Н.Климов НПО "Энергомаш" Главный конструктор	С.С.Додин Директор РКЗ
	В.И.Громыко КЕХА Главный конструктор	А.А.Калинин Директор НИИКС
	В.Д.Горюхов РНИИ КП Генеральный директор- Главный конструктор	В.А.Меньшиков Директор «Харьинчен- Дукон»
	Л.И.Гусев КБТХМ Генеральный директор- Генеральный конструктор	Ю.В.Прохоров Генеральный кон- структор КБ "Армату- ра"
	М.И.Степанов ННЦ АП Генеральный директор	Ю.Л.Аруманов
	Е.Л.Мезерницкий	

Однако одновременно выходит Приказ ГД № 155 от 08.07.2002 г. о необходимости выпуска КД на РН «Ангара-3» с целью обеспечения пуска в IV кв. 2000 г. и о прекращении работ по РН «Ангара-1». В IV кв. 2002 г. выходит новый приказ об ускорении выпуска КД на РН «Ангара-5» с целью обеспечения пуска в IV кв. 2005 г. В качестве предложения дается команда о разработке нового Генерального план-графика со сроком пуска «Ангара-5» в IV кв. 2005 г.

Работы по созданию КРК «Ангара» в 2002 г.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

По РН «Ангара-1» и «Ангара-1.1» полностью завершен выпуск КД; по РН «Ангара-5(3)» выпуск КД на II ступень завершается.

По стендовым изделиям для отработки УРМ документация выпущена, за исключением КД на изд. «И» (срок - сентябрь 2002 г.), для отработки II ступени выпуск КД продолжается в соответствии с графиком.

ГКНПЦ проведена технологическая подготовка производства для изготовления РН «Ангара-1» и «Ангара-1.1», для РН «Ангара-5(3)» - продолжается.

ГКНПЦ изготовлены Д отсека для статических испытаний УРМ, а также -60% агрегатов для автономной отработки.

ГКНПЦ изготовлены отсеки, баки и комплектующие для летного «Ангара-1» и стендовых изделий для отработки УРМ, завершается сборка изделия для динамических испытаний.

Испытательный комплекс ГКНПЦ провел с положительными результатами испытания 3-х сборок для статических испытаний А7, А4, А6, также проводит автономные испытания агрегатов, узлов и систем УРМ по мере их поступления от РКЗ и КБ «Арматура».

НПО «Энергомаш» провело 6 огневых испытаний двигателя РД-191 на двигателях № 1 и № 2 в различных режимах работы. Изготавливается 3-й двигатель.

КБХА ведет отработку двигателя РД-0124А в направлении заданных в ТЗ характеристик по удельному импульсу, по запуску при низких входных давлениях, по ресурсу. Работы идут с отставанием от намеченных сроков, результаты пока отрицательные.

НПЦ АП поставил аппаратуру СУ на стенд КС-Х1А для РН «Ангара-1». Задерживаются поставки на стенд комплектующих по другим системам (СНЭСТ, СТК, БКС, ИКС и др.). В соответствии с принятым решением начаты работы по созданию СУ для РН «Ангара-3».

КБТМ ведет разработку рабочей документации на технологическое оборудование по графикам, утвержденным 06.12.2001 г., в объеме выделенного финансирования, заканчивает разработку ЭП УНТК.

В части комплекса средств измерений, сбора и обработки информации (КСИСО) и наземного комплекса управления (НКУ) разгонными блоками КРК «Ангара» развернуты работы по выпуску дополнения к техническому проекту КСИСО КРК «Ангара», документов сквозного планирования и технических заданий на элементы комплекса.

Чтобы обеспечить проведение на космодроме «Плесецк» примерку технологического оборудования ТК РН, комплекса средств транспортирования с макетом «Ангара-1.1» и отработать технологию подготовки изделия, ГKNПЦ им. М. В. Хруничева планирует совместно с КБТМ работы по определению необходимого объема штатных средств транспортирования, штатного наземного оборудования, обеспечивающего работу с макетом на ТК, а также доработок с учетом максимального использования имеющегося задела матчасти.

В 2002 году состоялись первые контакты между ГKNПЦ и Южной Кореей по будущему проекту KSLV, в основе которого лежала, как известно, РН «Ангара-1.1».

2-3 октября состоялась инспекционная поездка на космодром «Плесецк» руководства ILS. Были осмотрены все сооружения ТК и СК на площадках, предназначенных для подготовки и пуска РН «Ангара», комиссия воочию увидела ход работ по строительству новых объектов ТК и СК и осмотрела аэродромы «Перо» в «Плесецке» и в Архангельске, куда предполагалось доставлять КА из США и Европы для последующей транспортировки на космодром.

22.12.2002 г. в «Плесецк» был отправлен макет РН «Ангара-1.1», изготовленный в соответствии с приказом Генерального директора № 161 от 18.02.02 г.



**Калинин Анатолий
Алексеевич**

*Заместитель Генерального
директора ГKNПЦ им.
М. В. Хруничева - директор
РКЗ (1994-2004 гг.)*

2.10. 2003 ГОД

21.02.2003 г. был утвержден новый Генеральный план-график (дополнение № 1). В нем было прописано создание только одной РН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М» и на перспективу - создание РН «Ангара-А5» с КВРБ с пуском в IV кв. 2010 г. со 2-й пусковой установки.

Под всю программу создания КРК «Ангара» были подložены деньги, запланированные по разным статьям ГПВ + ФКП, в т.ч. отдельно на капитальное строительство на полигоне. Кроме того, были запланированы деньги на техническое перевооружение предприятий и на подготовку серийного производства.

15.04.2003 г. состоялась совместное заседание Президиума НТС Росавиакосмоса и Военно-научного комитета Космических войск по рассмотрению проектов перспективных РН тяжелого и среднего класса. Обсуждение показало, что по состоянию на 2003 г. в стране еще не было ясного понимания задач, стоящих перед основными предприятиями нашей ракетно-космической отрасли, создающими весь набор ракет-носителей - от легкого до тяжелого классов. В частности, Центру им. М.В. Хруничева были даны поручения о выдаче предложений по использованию РН «Ангара» в интересах ФКП и ГПВ, о разработке аванпроекта и бизнес-плана создания КРК «Ангара» на космодроме «Байконур», об уточнении ТЭО (технико-экономического обоснования) создания КРК «Ангара».

Кроме того, ГКНПЦ им. М. В. Хруничева было поручено.

Разработать комплексную программу снижения трудоемкости и стоимости изготовления РН «Ангара».

Обосновать затраты на изготовление и разработать предложения по размещению серийного производства двигателя РД-191.

Обосновать затраты на техническое перевооружение заводов кооперации для обеспечения серийного производства РН «Ангара».

Работы по созданию КРК «Ангара» в 2003 г.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

По универсальному ракетному модулю первой ступени.

Полностью завершён выпуск КД на штатное и стендовые изделия.

Проведена технологическая подготовка производства в объемах, позволяющих изготавливать изделия для наземных испытаний и ЯКИ.

Развернуто изготовление и проводится автономная наземная отработка агрегатов и систем.

Всего подлежат испытаниям 52 наименования общим количеством 593 ед. Изготовлено и передано на доводочные испытания - 89%, на предварительные - 57%, на приемочные - 38%. Завершены доводочные испытания по 31 наименованию, предварительные - по 18 наименованиям, приемочные - по 10 наименованиям.

Проводится изготовление и начаты испытания стендовых изделий. Испытаниям подлежат 22 сборки с переходящей матчастью в количестве 3 комплектов. Завершены испытания 5 из них (статические испытания баков, в том числе при криогенных температурах и отработка системы пожаропреупреждения). В 2003 г. будет завершено изготовление изделий для динамических испытаний и холодных проливов и начато изготовление баков и отсеков для 1ЛИ.

По ракетному модулю второй ступени.

Выпущено 87% КД на штатное изделие.

Проводится технологическая подготовка производства с завершением изготовления технологической оснастки в III кв. 2003 г.

Всего предстоит провести испытания 17 наименований агрегатов и систем, а также 6 стендовых изделий.

УТВЕРЖДАЮ:

Генеральный директор
ТКНПЦ им. М. В. Хруничева

А. А. Медведев

УТВЕРЖДАЮ:

Генеральный директор
Российского авиационно-
космического агентства

О. Н. Колтев

УТВЕРЖДАЮ:

Командующий Космическими войсками
Министерства обороны Российской Федерации

А. Н. Перминов

СОГЛАСОВАНО:

Начальник строительства и расквартирования войск -
заместитель Министра обороны Российской Федерации

А. Д. Косован

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ПЛАН-ГРАФИК

Дополнение № 1,

[illegible]

Планируемый срок изготовления матчасти для наземных испытаний, сроки проведения испытаний - в основном 2004 г.

НПО «Энергомаш»

Полностью разработана конструкторская и технологическая документация.

Подготовлено производство и стендовая база, изготавливаются комплектующие и двигатели для наземной отработки.

Начата огневая отработка двигателя. Отработку планируется провести на 10 двигателях, 110 испытаний, общее огневое время - 26000 сек. Испытано 3 двигателя, проведено 10 испытаний с общим огневым временем - около 700 сек.

Уверенно подтверждается выполнение основных требований к двигателю, включая дросселирование.

КБХА

Двигатель создается и отрабатывается параллельно с двигателем РД-0124 для РН «Союз-2», двигатели имеют большую степень преемственности конструкции.

Разработана конструкторская и технологическая документация.

Проведена подготовка производства и стендовой базы, проводится изготовление комплектующих и двигателей для наземной отработки.

Проводится огневая отработка двигателя. Отработку планируется провести на 12 двигателях, 46 испытаний, общее огневое время - 14180 сек. Испытано 4 двигателя, проведено 25 испытаний с общим огневым временем - 2462 сек. Основная задача проведенных испытаний - отработка запуска двигателя и достижение заданного значения удельного импульса. Результаты последних испытаний - положительные.

Принятые решения о повышении входных давлений для двигателя РД-0124А позволяют существенно повысить надежность запуска двигателя и сблизить параметры его работы с двигателем РД-0124.

По ракетам-носителям в целом.

Полностью выпущена КД на РН легкого класса.

КД на РН тяжелого и среднего класса выпущена на 85%.

Головные обтекатели заимствуются для РН тяжелого и среднего классов от РБ «Бриз-М», легкого - от РН «Рокот».

НПЦАП

Разработана и изготовлена аппаратура бортовой и наземной частей СУ для ПРСИ как в части управляющей работой УРМ в составе первой ступени РН, так и в части управления РН всех классов в целом (85%).

На объединенном стенде ПРСИ-КС-Х1А проводится автономная отработка БАСУ и НАСУ. Отработано 60% аппаратуры БАСУ и НАСУ.

Отработано на автономном рабочем месте программиста 50% ПМО.

Разработка аппаратуры БАСУ и НАСУ проводилась с большой степенью унификации с аппаратурой, выпускавшейся НПЦ АП.

В целом состояние работ по созданию УРМ первой ступени РН отстает на 2-4 месяца, что связано с дефицитом финансирования и отсутствием ряда смежных систем на ПРСИ, не позволяющим поддержать достигнутый темп работ.

КБТМ ведет разработку рабочей документации на технологическое оборудование в соответствии с графиками работ.



*Городничев Юрий
Петрович*

*Первый заместитель директора - главный инженер
РКЗ (1986-2004 гг.).*

В 2003 году планируется окончание разработки КД на 16 систем и агрегатов, задействованных в подготовке и пуске РКН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М». Окончание разработки 8 систем планируется на 2004 год. План-графики разработки этих систем построены таким образом, что возможен их запуск в производство с марта 2004 года. Из них основными являются кабель-заправочная башня и ТУА для РКН тяжелого класса. По состоянию разработки КД имеется возможность заказать изготовление оборудования с 1 октября 2003 года.

Начаты работы по проведению РВР оборудования, смонтированного для КРК «Зенит», используемого для КРК «Ангара».

Разработано «Обоснование инвестиций», выпущено Дополнение 1 к «Обоснованию инвестиций», учитывающее изменение этапности создания стартового комплекса в соответствии с Дополнением 1 к «Генеральному плану-графику создания КРК «Ангара».

Утвержден «Перечень сооружений, обеспечивающих подготовку и пуск РКН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М».

В настоящее время ведутся работы по 8 основным сооружениям в соответствии с графиком работ на 2003 год.

Освоить титульные ассигнования в сумме: КВЛ - 651,3 млн руб., из них - СМР - 359,3 млн руб.

По ТК РН (пл. 142):

В 2003 году планируется окончание разработки КД на все системы и агрегаты ТК, кроме КМТО для РКН тяжелого класса, обеспечивающие подготовку РКН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М». Готовность КД на КМТО для запуска в производство определена мартом 2004 года.

Утвержден перечень сооружений ТК РН. Выпущено ТЗ на разработку «Обоснования инвестиций».

В 2003 году планируется выдача ИД и разработка ПОД на основные сооружения ТК РН. Начало строительных работ предполагается в 2004 году.

По УНТК (пл. 171В):

В 2003 году планируется разработка ТЗ, ЭП и начало разработки РД на системы и агрегаты УНТК. Окончание разработки РД определен II кв. 2004 года.

Выпущено ТЗ на разработку «Обоснования инвестиций». Утвержден перечень сооружений УНТК.

Выдача ИД и разработки ПОД планируется на 2004 год.

Основным сдерживающим фактором является отсутствие «Решения» о использовании существующих сооружений площадки 171В для размещения УНТК, согласованного с РВСН.

По КСТ РН:

Разработка КД на агрегаты транспортирования 1 -й и 2-й ступеней РН «Ангара-А5» завершена.

Окончание разработки КД на агрегат транспортирования 3-й ступени - ноябрь 2003 года.

29.06.2003 г. состоялся выездной СГК на космодроме «Плесецк» по рассмотрению хода работ по созданию КРК «Ангара». Было констатировано, что ведутся работы по 8 основным сооружениям УСК, проводятся РВР оборудования УСК для «Зенита», начата реконструкция производственной базы и общестроительные работы, в т.ч. по сооружению жилого городка.

Было также отмечено недостаточное финансирование работ по созданию КРК, в т.ч. отсутствие авансирования в 2003 г. на работы кооперации. В решении СГК основной пункт относился именно к обеспечению финансирования со стороны Генеральных заказчиков.

В июне 2003 г. был изготовлен макет «Байкала», который и был впервые представлен в Ле Бурже.

В целом, итоги 2002 и 2003 годов оказались провальными. Из-за хронического недофинансирования практически остановилась ОКР.

РКЗ и КБ «Арматура» остановили изготовление изделий ЛСО и стендовой оснастки.



Многоразовый ускоритель «Байкал» на выставке в Ле Бурже

«Согласовано»
Заместитель
Командующего
Космическими войсками
по вооружению
О.Г. Громов

«Согласовано»
Заместитель
Генерального директора
Росавиакосмоса
А.Н. Кузнецов

«Утверждаю»
Генеральный директор
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
А.А. Медведев

**Решение
выездного Совета Главных конструкторов на космодроме «Плесецк»
по теме:**

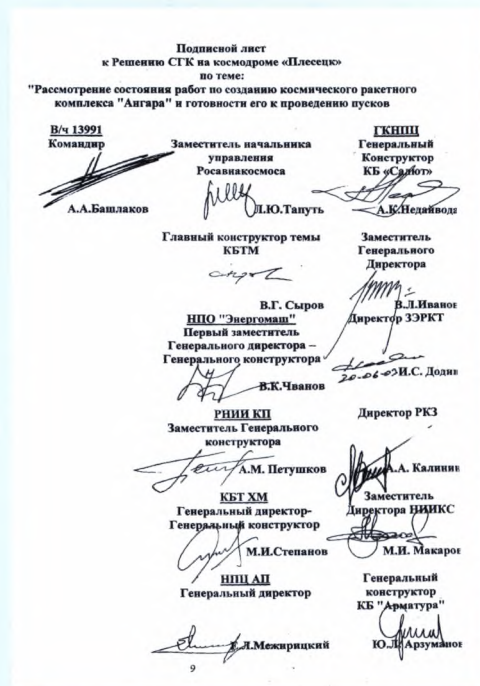
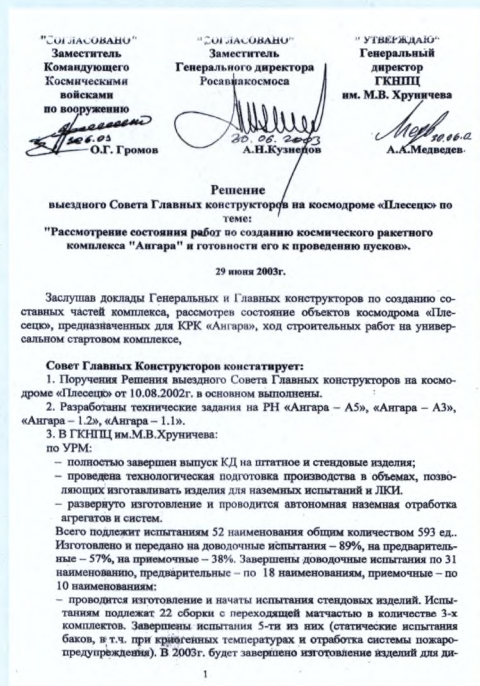
**«Рассмотрение состояния работ по созданию космического ракетного комплекса
«Ангара» и готовности его к проведению пусков»**

29 июня 2003 г.

Заслушав доклады Генеральных и Главных конструкторов по созданию составных частей комплекса, рассмотрев состояние объектов космодрома «Плесецк», предназначенных для КРК «Ангара», ход строительных работ на универсальном стартовом комплексе,

Совет Главных Конструкторов решил:

1. В целом работы по созданию КРК «Ангара» проводятся в соответствии с утвержденными планами-графиками. Имеющиеся отставания по отдельным работам не являются определяющими для своевременного завершения сроков создания комплекса и обусловлены большей частью объемами и несвоевременностью финансирования.



2. Просить Госзаказчиков КРК «Ангара» - Космические войска и Росавиакосмос, рассмотреть возможность ускорения выдачи авансов на работы по созданию КРК «Ангара» в 2003 году.

3. С целью обеспечения непрерывности финансирования работ по созданию КРК «Ангара», Космическим войскам и Росавиакосмосу совместно с ГKNПЦ им. М. В. Хруничева проработать возможность заключения контрактов на срок 2-3 года.

Д. ГKNПЦ им. М. В. Хруничева, предприятиям - соисполнителям создания КРК «Ангара» неуклонно продолжать концентрировать усилия на решении основной задачи - создании комплекса для пуска РН тяжелого класса, обращая в то же время внимание на универсальность принимаемых решений для обеспечения эксплуатации всех РН семейства «Ангара».

5. ГKNПЦ им. М. В. Хруничева совместно с КБХА продолжить работу по дальнейшей унификации двигателей РД-0124А и РД-0124.

6. ГKNПЦ им. М. В. Хруничева завершить выдачу в НПЦ АП недостающих исходных данных на разработку СУ для РН «Ангара-А5» и завершить согласование ранее выданных ИД.
Срок-до 30.08.03 г.

7. ГKNПЦ им. М. В. Хруничева принять меры по допоставке на комплексный стенд НПЦ АП агрегатов, эквивалентов и кабелей.
Срок - до 30.09.03 г.

8. Просить 4 ЦНИИ МО РФ и ЦНИИМАШ ускорить согласование КПЭО по РН семейства «Ангара».

9. ГKNПЦ им. М. В. Хруничева, КБТМ, в/ч 56756, в/ч 58122 завершить согласование и утвердить План-график создания УСК.
Срок-до 18.07.03 г.

10. ГKNПЦ им. М.В. Хруничева с кооперацией принять меры к срочному обеспечению ПСД сооружений УСК, обеспечивающих пуск РН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М», не вошедших в план 2003 г.

11. Просить в/ч 58122, в/ч 13210, в/ч 42099 принять меры по обеспечению готовности сооружений УСК, определенных «Перечнем сооружений ...», к монтажу технологических систем не позднее III квартала 2004 г.

12. Просить Космические войска (ИКЦ СЭКТ при ВКА им. А.Ф. Можайского) выдать технические предложения по созданию системы измерений и долговременного контроля (ИДК) технического состояния строительных конструкций стартового сооружения (соор. 1, пл. 35).

Срок-до 15.08.03 г.

13. КБТМ обеспечить выдачу ИД на ПСД по соор. 1,59 УСК.

Срок-до 01.05.03 г.

14. КБТМ разработать и утвердить График выдачи ИД на ПСД по ТК.

Срок-до 10.07.03 г.

15. Просить в/ч 58122, 31 ГПИ СС разработать и утвердить График разработки ПСД по ТК.

Срок-до 25.07.03 г.

16. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБТМ, КБТХМ, РНИИ КП, в/ч 56756, в/ч 58122 разработать Планы-графики создания (дооборудования) ТК, УНТК, ЗНС, КСИСО, обеспечивающих подготовку РКН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М».

Срок-до 30.09.03 г.

17. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева подготовить предложения по размещению УНТК.

Срок-до 31.07.03 г.

18. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, КБТМ совместно с 31 ГПИ СС МО РФ уточнить предложения по созданию ТК для подготовки зарубежных КА применительно к РН «Ангара» среднего и тяжелого классов.

Срок - до 30.09.03 г.

19. Просить в/ч 58122 обеспечить выпуск Обоснования инвестиций по ТК и дополнения к Обоснованию инвестиций по УСК.

Срок-до 30.10.03 г.

20. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, РНИИ КП, в/ч 56756 проанализировать оптимальность построения бортового телеметрического комплекса КРК «Ангара» с учетом перспектив его лифтирования и минимизации затрат по наземному измерительному комплексу.

Срок-до 30.08.03 г.

21. С целью повышения уровня технического руководства в ходе работ по созданию КРК «Ангара» образовать межведомственную оперативно-техническую группу.

Ответственные: ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБТМ, в/ч 56756, в/ч 58122.

Срок-до 20.07.03 г.

22. С целью повышения уровня технического руководства в ходе строительно-монтажных работ по объектам КРК «Ангара» назначить ответственного представителя ГКНПЦ им. М. В. Хруничева на космодроме «Плесецк», наделив его необходимыми полномочиями.

Ответственные: ГКНПЦ им. М. В. Хруничева.

Срок - до 20.07.03 г.

23. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева представить на 1 ГИК МО РФ схему прохождения подготовки составных частей РКН «Ангара» с РБ «Бриз-М» на космодроме «Плесецк».

Срок-до 30.08.03 г.

24. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, КБТМ, КБТХМ разработать и согласовать с 4 ЦНИИ МО РФ и ЦНИИМАШ инженерную записку по оценке варианта заправки-слива БНД РБ «Бриз-М» в составе РКН «Ангара», установленной в вертикальном положении на СК.

Срок-до 30.09.03 г.

25. КБТМ проработать и представить предложения по необходимости создания КАЗ на космодроме «Плесецк».

Срок - до 30.08.03 г.

26. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева представить на космодром «Плесецк» эскизный проект на КРК «Ангара».

Срок - до 30.07.03 г.

27. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева принять меры по закрытию представленных НПЦ АП актов на выполненные работы и ускорить согласование договора № 1280Д на ОКР «Разработка, изготовление и отработка СУ РН «Ангара-А5».

Срок-до 15.07.03 г.

КБ «Салют» вынуждено было остановить испытания даже тех сборок и агрегатов, которые были изготовлены - не оплачивались счета за расходные материалы.

Не велась подготовка стендовых баз ЦНИИМАШ и НИИХИММАШ.

Кооперация также остановила работы из-за неоплаты выполненных работ и отсутствия авансирования будущих.

НПО «Энергомаш» изготовило только 2 двигателя вместо 5.

КБХА не смогло перейти к испытаниям двигателей.

КБТМ выпускало КД только по профинансированным позициям; (из 28 систем УСК КД выпустили на 10, из 18 систем ТК - только на Д).

НПЦ АП - отсутствие комплектации стенда ПРСИ.

Филиал НПЦ АП (площадка в Филях) был ликвидирован.

Перевод в метрополию занял почти год, были потеряны сотрудники и наработки.

Практически было потеряно 2 года. Причин, помимо недофинансирования, было три.

Частая смена идеологии создания КРК:

- сначала «Ангара-1.1», затем «Ангара-5»,
- затем «Ангара-1», затем «Ангара-3»,
- снова «Ангара-5».

Это привело к выпуску нескольких комплектов КД. Для некоторых фирм (НПЦ АП, КБТМ) эти варианты принципиально различны.

Постоянное уменьшение численности КБ «Салют» из-за регулярного сокращения сотрудников.

Многотемье: «Ангара» была не единственной темой в ГКНПЦ.

Работы велись малочисленным составом, планы регулярно не выполнялись, сроки всех графиков, в т.ч. и Генерального плана-графика все время сдвигались.

16.07.2003 г. состоялось Межведомственное совещание по вопросу «Состояние работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара» и выполнению Генерального плана-графика создания КРК «Ангара» (дополнение № 1).

В июле 2003 г. и.о. генерального конструктора КБ «Салют» был назначен Ю.О. Бахвалов.

В октябре 2003 г. Ю.О. Бахвалов стал начальником КБ «Салют», первым заместителем генерального конструктора.



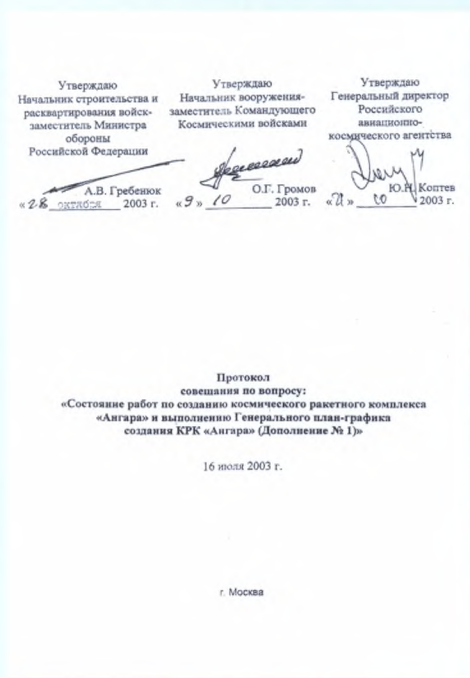
**Бахвалов Юрий
Олегович**

Начальник КБ «Салют»
(2003-2012 гг.), генеральный
конструктор КБ «Салют»
(2012-2015 гг.)

Утверждаю
Начальник строительства
и расквартирования войск -
заместитель Министра обо-
роны Российской Федерации
А.В. Гребенюк
28 октября 2003 г.

Утверждаю
Начальник вооружения -
заместитель Командующего
Космическими войсками
О.Г. Громов
9 октября 2003 г.

Утверждаю
Генеральный директор
Российского авиационно-
космического агентства
Ю.Н. Коптев
21 октября 2003 г.



Протокол
совещания по вопросу:
«Состояние работ по созданию космического
ракетного комплекса «Ангара» и выполнению
Генерального план-графика создания
КРК «Ангара» (Дополнение № 1)»

16 июля 2003 г.

г. Москва

В совещании приняли участие представители Мин-
экономразвития России, Минобороны России, Росавиа-
космоса, ГКНПЦ им М. В. Хруничева, КБТМ, НПО «Энер-
гомаш», КБХА, НПЦ АП, ЦНИИМАШ, НИИХИММАШ,
Организации «Агат», ИЦ им. М. В. Келдыша.

Совещание отмечает:

Имеющиеся нерешенные организационные и финансовые вопросы на настоящее время привели к отставанию работ на 3-4 месяца и в конечном итоге могут привести к невыполнению сроков завершения работ. Основным из них является недостаток финансовых средств, выделяемых из всех источников. Так, из запланированных средств федерального бюджета в 1998—2002 гг. выделено менее 50%. В 2003 году существенно улучшилось финансирование работ со стороны Минобороны России. В текущем году уже выделено 1021,7 млн руб., в 2004 году планируется выделить 2535 млн руб. Со стороны Росавиакосмоса по причине крайне недостаточного финансирования Федеральной космической программы (в 2001-2003 гг. бюджетные ассигнования получены с суммарным дефицитом в 7,5 млрд руб.) выделение средств на ОКР «Ангара» велось со значительным отставанием от плановых показателей. В 2003 г. выделено только 10 млн руб.

Совещание решило:

1. Для оперативного решения вопросов создания КРК «Ангара» в сроки, определенные «Генеральным план-графиком...» (Дополнение №1), и координации работ предприятий

и ведомств Минобороны России совместно с Росавиакосмосом сформировать до 25.10.2003 г. Межведомственную группу управления проектом во главе с Первым заместителем начальника строительства и расквартирования войск Минобороны России Аистовым В.Ф., заместителем Командующего Космическими войсками по вооружению Грозовым О. Г., начальником строительства, инженерно-технического обеспечения и расквартирования Космических войск - помощником Командующего Космическими войсками Калиничевым Б. Г., заместителем Генерального директора Росавиакосмоса Кузнецовым А. Н. и генеральным директором ГКНПЦ им. М. В. Хруничева Медведевым А. А. с правами и полномочиями для координации и регулирования хода выполнения работ.

2. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева совместно с КБТМ и ГУССом в срок до 15.10.2003 г. разработать и согласовать с кооперацией разработчиков и заказчиками детальный План-график работ по созданию КРК «Ангара» (с указанием ответственных лиц).

3. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева до 15.10.2003 г. разработать и согласовать с Государственными заказчиками График финансирования работ по созданию КРК «Ангара».

4. Космическим войскам совместно с ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и КБТМ в срок до 26.09.2003 г. принять решение о размещении универсального наземного технического комплекса КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк».

5. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева подготовить и направить в 1653 ВП МО отчет о расходовании бюджетных и собственных средств предприятия, израсходованных в период с 1996 года по настоящее время на создание КРК «Ангара». Начальнику 1653 ВП МО сообщить о результатах проверки расходования финансовых средств на очередном совещании в Росавиакосмосе.

6. Обратит внимание ГКНПЦ им. М. В. Хруничева на необходимость сокращения сроков заключения государственных контрактов (договоров) и их своевременное выполнение.

2.11. 2004 ГОД

2004 год начался со встречи Президентов РФ и Казахстана (**09.01.2004 г.**) в Астане. В результате встречи было подписано «Соглашение... по эффективному использованию космодрома Байконур» до 2050 года.

Статья 4 «Соглашения» предусматривала создание КРК на базе российского КРК «Ангара» - КРК «Байтерек».

Первые прикидки по организации работ по созданию КРК «Байтерек» были проведены в отд. 545 - графики, кооперация, финансирование.

18.02.2004 г. Президент Российской Федерации, Верховный Главнокомандующий вооруженных сил РФ В.В. Путин посетил космодром «Плесецк», где ознакомился с ходом работ по КРК «Ангара».



Президент РФ
В.В. Путин на кос-
модроме «Плесецк»,
18.02.2004 г.

10.03.2004 г. Командующим Космическими войсками назначен В. А. Поповкин.

12.03.2004 г. Руководителем Роскосмоса был назначен А.Н. Перминов.

26.10.2004 г. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева подписал контракт на участие в разработке комплекса для Южной Кореи - KSLV. За основу 1-й ступени был взят УРМ-1 РН «Ангара-(1.1,1.2,5)». В качестве зачета фактически использовались испытания (статические, динамические) УРМ-1. Двигатели РД-151, по существу, это те же двигатели РД-191, так что и отработка ДУ также зачитывалась с УРМ-1 (изделие И1). Таким образом, сроки выполнения контракта (первый пуск должен быть 16.10.07 г.) оказались привязаны к срокам выполнения работ по «Ангаре».

Недофинансирование за период 2001-2004 гг. по сравнению с планами программ ГПВ и ФКП составило 972 млн руб. при общей плановой величине финансирования 2049 млн руб.

В 2004 г. наконец-то началось финансирование (правда, не в полном объеме) работ по теме «Ангара». Помимо выделения средств по дополнительным соглашениям к договору с МО № 32/93 от 01.09.93 г. в размере 451 млн руб. было принято решение (01.03.04 г., потом уточненное 18.03.2004 г.) о выделении Центру им. Хруничева кредитной линии в размере 835 млн руб. Роскосмос в этом году также сумел выделить средства в размере 492 млн руб.

21.12.2004 г. было подписано (зам. министра МО) новое решение о порядке финансирования КРК «Ангара» на период 2005-2010 гг. (на 2005 г. открывалась кредитная линия в размере 842 млн руб.).



Перминов Анатолий Николаевич

Командующий Космическими войсками (2001-2004 гг.), руководитель Роскосмоса (2004-2011 гг.), заместитель генерального директора - генерального конструктора ОАО «Российские космические системы», генерал-полковник, доктор технических наук, профессор, действительный государственный советник Российской Федерации I класса, награжден орденами: «За заслуги перед Отечеством» III и IV степени, «За военные заслуги», Трудового Красного Знамени, «За службу Родине в Вооруженных Силах СССР» III степени, казахстанским орденом «Дружбы» II степени, является Офицером французского ордена Почетного легиона, лауреат премии Правительства, имеет Благодарность Президента, заслуженный машиностроитель, награжден ведомственными наградами Роскосмоса и медалями Федерации космонавтики

А.Н. Перминов внес значительный вклад в создание КРК «Ангара»

Работы по созданию КРК «Ангара» в 2004 г.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

В 2004 г. на РКЗ были изготовлены 6 сборок для испытаний и 114 агрегатов (совместно с КБ «Арматура»), а также стендовая оснастка для их испытаний. В изготовлении находились еще 3 сборки и агрегаты.

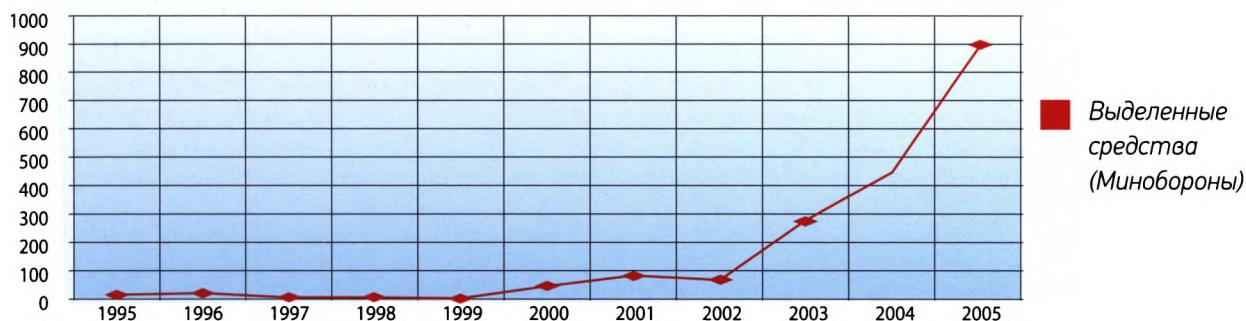
В испытательном комплексе были испытаны 6 сборок и 97 наименований агрегатов, продолжались испытания 15 наименований агрегатов и 2 сборки.

НПО «Энергомаш» провело 18 испытаний на трех двигателях РД-191 и четырех перебранных. Запущено в производство еще 4 двигателя.

КБХА провело 22 испытания на 7 двигателях РД-0124А и трех перебранных. Запущен в производство 8-й двигатель.

В НПЦ АП проходило комплектование стенда ПРСИ и начаты изготовление приборов БАСУ и НАСУ и отработка приборов СУ.

Выделение средств 1995–2005 гг. (млн руб.)



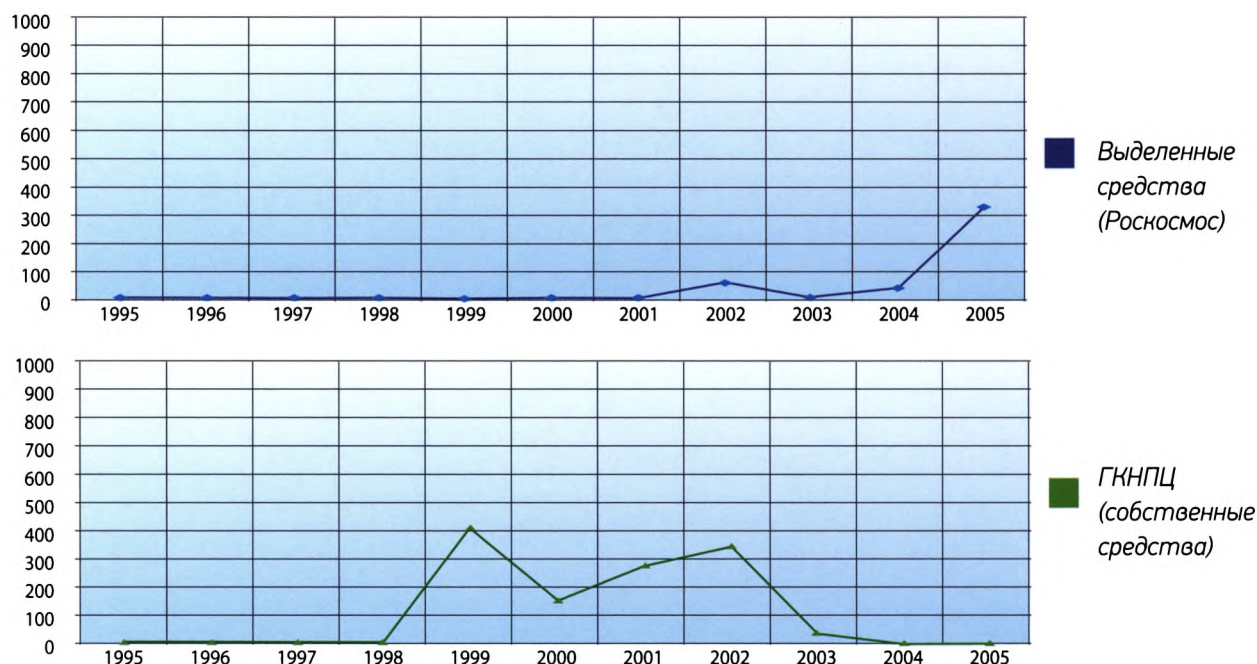


Рис. 2.11.1

На космодроме «Плесецк» продолжались строительные работы. Начато изготовление стартового стола. Технологические системы, на которые закончился выпуск КД, запущены в производство. КД выпущены на 11 систем из 28 - по УСК, и на 5 из 18 - по ТК.

Однако потерянное время было уже не вернуть, и к концу 2004 года стало ясно, что срок первого пуска РН «Ангара-А5» - IV кв. 2005 г. - выдержать не удастся.

Утверждаю
Начальник вооружения
ВС РФ - заместитель
Министра обороны РФ
генерал армии
А.М. Московский
21 декабря 2004 г.

Согласовано
Начальник службы эконо-
мики и финансов Министра
обороны РФ
Л.К. Куделина
(рукописно: в пределах средств бюджета)
2 декабря 2004 г.

Согласовано
Командующий
Космическими войсками
генерал-лейтенант
В.А. Поповкин
1 декабря 2004 г.

РЕШЕНИЕ

О порядке финансирования ракетно-космического комплекса «Ангара»

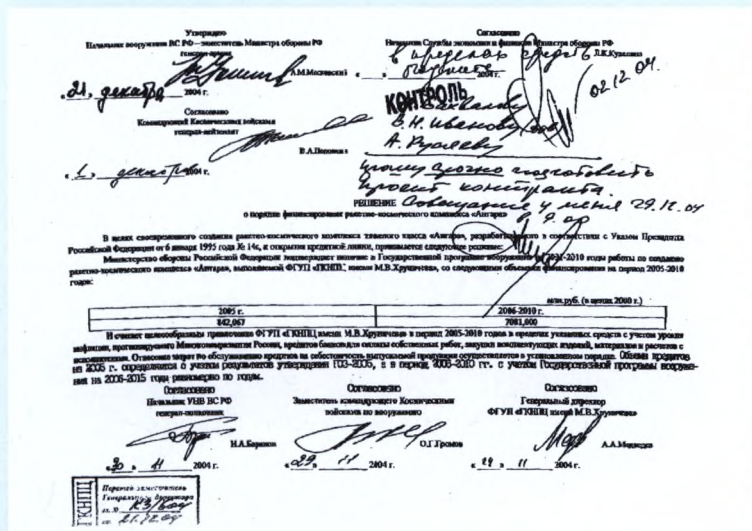
В целях своевременного создания ракетно-космического комплекса тяжелого класса «Ангара», разрабатываемого в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 6 января 1995 года № 14, и открытия кредитной линии принимается следующее решение:

Министерство обороны Российской Федерации подтверждает наличие в Государственной программе на 2001-2010 годы работы по созданию ракетно-космического комплекса «Ангара», выполняемой ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева», со следующим объемом финансирования на период 2005-2010 годов:

млн руб. (в ценах 2000 г.)

2005 г.	2006-2010 гг.
842,067	7081,000

И считает целесообразным привлечение ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева» в период 2005-2010 годов в пределах указанных средств с учетом уровня инфляции, прогнозируемого Минэкономразвития России, кредитов банков для оплаты собственных работ, закупки комплектующих изделий, материалов и расчетов с исполнителями. Отнесение затрат по обслуживанию кредита на себестоимость выпускаемой продукции осуществляется в установленном порядке. Объем кредитов на 2005 г. определяется с учетом результатов утверждения ГОЗ-2005, а в период 2006-2010 гг. с учетом Государственной программы вооружения на 2005-2015 годы равномерно по годам.



необходимые для создания КРК «Ангара» до 2010 года

2006	2007	2008	2009	2010	ИТОГО	Примечание
2501,0	2501,0	2501,0	2501,0	2501,0	13405,0	Коэффициент перевода из цен 2000 г. в 2006 г. - 1,766
1300,0	300,0	200,0	100,0	50,0	4012,0	2005-06 гг. - разраб КД и ЭД; 2007-10 гг. - МВИ ДУ, созд. НКУ, корректировка литература КД и ЭД
500,0	870,0	580,0	580,0	580,0	3610,0	Стоимость 1 -й РН А5 - 1000,0 млн. 2-й РН А5 - 870,0 млн. РН А3 - 580,0 млн.
50% А-5	А-5	А-3	А-3	А-3		
425,0				425,0		
27,0						
85,0						
30						
80						
78,0					678,0	Стоимость ТК - 1170 в 2006г.
307,7	171,4	10,0	10,0	10,0	761,9	При условии оплаты работ исполнителями в 2005г. - исполнителем в 2007г.
1130,8	666,6	20,0	20,0	20,0	2067,8	
60,0	60,0	60,0	60,0	300,0		
110,0	50,0	50,0	50,0	32,5	692,5	
3811,5	2118,0	920,0	820,0	752,5	13405,0	

Согласовано
Начальник УНВ ВС РФ
генерал-полковник
Н.А. Баранов
30.11.2004 г.

Согласовано
Заместитель Командующего
космическими
войсками по вооружению
О.Г. Громов
29.11.2006 г.

Согласовано
Генеральный директор
ФГУП «ГКНПЦ имени
М.В. Хруничева»
А.А. Медведев
28.11.2006 г.

О порядке финансирования ракетно-космического комплекса «Ангара»

	2005	2006	2007	2008	2009	2010	ИТОГО	Примечание
Объемы выделенного финансирования МО	900,0	2501,0	2501,0	2501,0	2501,0	2501,0	13605,0	Коэффициент перевода из цен 2000 г. в 2006 г. - 1,766
Объемы потребного финансирования разработки систем и агрегатов РН «Ангара А5»	2062,0	1300,0	300,0	200,0	100,0	50,0	6012,0	2005-06 гг. - разраб КД и ЭД; 2007-10 гг. - МВИ ДУ, созд. НКУ, корректировка литература КД и ЭД
Изготовление РН для ЛКИ	500,0	500,0	870,0	580,0	580,0	580,0	3610,0	Стоимость 1 -й РН А5 - 1000,0 млн. 2-й РН А5 - 870,0 млн. РН А3 - 580,0 млн.
	50% А-5	50% А-5	А-5	А-3	А-3	А-3		

Затраты на проведение пуска		425,0					425,0	
Изготовление РБ «Бриз-М»		210,0						
Изготовление ГО		65,0						
Адаптация КГЧ		60						
Изготовление переходной системы		30						
Пусковые услуги (т.ч. транспортирование, услуги МО, КРТ, пусков. компания)		60						
Разработка КД наземных систем ТК и СК								
ТКиСК(1 ПУ)	498,0	78,0					576,0	Создание ТК и 1 ПУ к 2006 г.
Изготовление наземного оборудования ТК и СК								
ТК	252,8	307,7	171,4	10,0	10,0	10,0	761,9	При условии оплаты работ, выполненных в 2006 г., контрагентами в 2007 г.
1 ПУ	1210,2	1130,8	666,6	20,0	20,0	20,0	3067,6	
Страхование		60,0	60,0	60,0	60,0	60,0	300,0	
Обслуживание кредита	360,0	110,0	50,0	50,0	50,0	32,5	652,5	
Итого потребного финансирования	4883,0	3911,5	2118,0	920,0	820,0	752,5	13405,0	

2.12. 2005 ГОД

Практически до 2006 г., то есть за первые 13 лет проведения опытно-конструкторских работ по ОКР «Ангара», было выделено всего 4% финансовых средств от общего необходимого объема.

Это ответ на вопрос, почему так долго создавалась «Ангара».

Такой большой дефицит средств не мог не сказаться на сроках выполнения Генерального плана-графика - стала неизбежной скорая его корректировка. Выпущенные в начале 2005 г. графики ЛСО РН «Ангара-А5», ориентированные на пуск «Ангара-А5» в 2006 году, также оказались сорванными и нуждались в корректировке.

Табл. 2.12.1. Финансирование ОКР по созданию КРК «Ангара»

Сводная таблица финансирования ОКР «Ангара» по контракту с КВ МО (млн руб.)

№	Исполнитель работ	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	Итого
1	РКЗ	847,063	1313,560	1197,240	834,860	592,800	585,100	870,270	6240,893
3	ЗЭРКТ	448,576	1953,840	920,000	507,180	20,000	10,000		3859,596
4	НИИ КС	4,200	23,385	26,410	14,590	2,400	2,400		73,385
6	КБ «Арматура»	32,795	45,120	19,340					97,255
7	КБ «Салют»	54,843	100,120	76,730	98,930	56,400	76,700	29,730	493,453
8	НПО «Энергомаш»	293,695	538,758	90,000	150,000	30,770			1103,223
9	КБ ХА	94,017	141,837	80,000	130,000	14,230			460,084
10	КБ ТМ	225,200	313,640	45,460					584,300
11	НПЦАП	12,140	35,270	2,839					50,249
12	Кооперация	237,470	272,870	8,081	62,340		11,600		592,361
	Итого:	2250,00	4738,40	2466,10	1797,90	716,60	685,800	900,000	13554,8

Стоимость поставляемого оборудования включена в объемы финансирования РКЗ и ЗЭРКТ

29.04.2005 г. на основании решения Начальника вооружения ВС РФ - заместителя Министра обороны РФ генерала армии А. А. Московского и благодаря пробивным способностям Первого заместителя Генерального директора ГKNПЦ им. М. В. Хруничева А. Н. Кузнецова было подписано долгосрочное дополнительное соглашение № 23 к государственному контракту (договору) от 01.09.1993 г. № 32/29 на выполнение ОКР «Создание КРК тяжелого класса «Ангара». В нем определены содержание и объемы финансирования ОКР на период 2005-2011 гг. В рамках Государственной программы вооружения - 15,97 млрд руб. в ценах 2005 г. (в том числе 900 млн руб. в 2005 г.)

В соответствии с допсоглашением № 23 предусматривалось в период до 2011 г. создание КРК «Ангара» в объеме пускового минимума (включая создание технологического оборудования для технических и стартовых комплексов), изготовление РКН и проведение шести пусков в рамках летных испытаний (трех пусков РН «Ангара-А5» и трех пусков «Ангара-А3»).

Изготовление РН планировалось в следующие сроки:

РН «Ангара-А5» № 1Л - 2006 г.

№ 2Л - 2007 г.

№ 3Л - 2011 г.

РН «Ангара-А3» № 1Л - 2008 г.

№ 2Л - 2009 г.

№ 3Л - 2010 г.

Заключение долгосрочного договора явилось очень важным событием в истории создания «Ангары». На ближайшие 6 лет были определены серьезные и реальные объемы финансирования, и работы пошли полным ходом.

Работы по созданию КРК «Ангара» в 2005 г.

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева

Конструкторская документация (КД) на РН «Ангара-А5» практически выпущена. Комплект КД передан на РКЗ.

КБ «Салют» приступило к выпуску эксплуатационной документации (ЭД). Работы ведутся по рабочим графикам с окончанием в 2007 г.

РКЗ изготовил (в кооперации с КБ «Арматура»):

- 112 наименований агрегатов и узлов для АИ из 177;
- 5 сборок для статических испытаний - А4, А5, А6, А7, А3;
- сборку № 2Б2 - для отработки системы пожаропредупреждения (СПП);
- сборку В1 - для динамических испытаний бака «О» УРМ-1;
- сборку В2 - для динамических испытаний бака «Г» УРМ-1;
- оснастку для обеспечения испытаний изделий.

В декабре будет сдано на испытания изделие Д1 (для холодных проливов), в апреле 2006 - изделие И1 (огневые испытания ДУ УРМ-1).

Завершается изготовление сборки А8 (статические испытания гаргротов и обтекателей УРМ-1).

Продолжается изготовление агрегатов и узлов для АИ в соответствии с Г графиками и оснастка для их испытаний.

На РКЗ подготовлено производство для начала изготовления штатного изделия - РН «Ангара-А5». Начато изготовление элементов конструкции первой летной РН «Ангара-А5», заключены договоры и идет изготовление комплектующих систем и агрегатов первой летной РН «Ангара-А5».

КБ «Салют» (не выделять) проводил ЛСО РН «Ангара-А5».

Проводились испытания изготовленных заводами агрегатов УРМ-1 и УРМ-2. Закончены испытания 97 наименований агрегатов. Проходят испытания 15 наименований и по мере изготовления - остальные.

Испытаны с положительными результатами Д сборки для отработки статической прочности А4, А5, А6, А7.

Закончены испытания по отработке системы пожаропредупреждения (СПП) - сборка 2Б2.

Закончены в ЦНИИМаше испытания сборки В1 для отработки динамической прочности бака «О» с положительными результатами.

Проводились испытания в ЦНИИМаше сборки В2 для отработки динамической прочности бака «Г».

Проводились испытания сборки А3.



Мирош Юрий Михайлович

Заместитель директора РКЗ по качеству, руководитель департамента качества завода

ОАО «Энергомаш»

Создание ЖРД РД-191 в ОАО «Энергомаш».

Изготовлено 3 двигателя: Д001, Д002, Д003.

После огневых испытаний (ОИ) произведена переборка Д002 в Д002/1, Д003 в Д003/1, далее Д003/1 в Д003/2. Закончена переборка двигателя Д002/1 в Д002/2 для КДИ (последние огневые испытания - 02.11.05 г. продолжительностью 150 сек.).

Проведены 18 ОИ. Общее наработанное огневое время - 178Д,1 сек.

Запущены в производство двигатели №№ Д004, Д005, Д006, Д007, а также комплектация для штатного комплекта двигателей (Д00Д для ОСИ).

КБ Химавтоматики

Создание ЖРД РД-0124А в КБХА.

Изготовлено 7 двигателей №№ 1А, 2А, 3А, 4А, 5АП, 6А, 7А.

После ОИ произведена переборка двигателей №№ 5АП в 5АПР, 6А в 6АП, 7А в 7АП.

Проведено 22 огневых испытания. Общее наработанное огневое время - 6652 сек. С учетом отработки двигателя (по общей программе) проведено 124 ОИ на 30 двигателях и установках с общим огневым временем 19 337 сек.

В производстве находятся узлы и агрегаты двигателя № 8А.

НПЦ АП

Создание СУ.

Разработка КД шла в соответствии с графиком создания СУ.

Преимуществом приборов СУ РН «Ангара-А5» с СУ «Морской старт», «Фрегат», «Протон-М» по применяемости составляет 77%, по межпроектной унификации - 81%.

Полноразмерный стенд комплексных испытаний укомплектован БАСУ и НАСУ, начата отработка приборов СУ. Комплектация стенда ПРСИ макетами ДУ и электроаналогами смежных систем идет с задержкой на 2-3 месяца. Договора на изготовление комплектации заключены. ПКИ будут изготовлены и поставлены в декабре 2005 г.

НИИХИММАШ

Испытания изделий И1А1С и И5А2С.

Проводится подготовка к огневым испытаниям УРМ-1.

Стендовые системы стенда ИС-102 готовятся к испытаниям УРМ-2.

Срок испытаний изделия И1А1С - 2006 г., срок испытаний изделия И5А2С - 2007 г.

В связи с загрузкой стенда испытаниями III ступени РН «Союз-2» сроки начала испытаний изделий И1А1С сдвигаются на апрель-май 2006 г.

КБТМ

Создание универсального стартового комплекса (УСК) и технического комплекса (ТК).

Закончена разработка КД на 11 систем из 28 УСК и на 5 систем из 18 ТК.

Не завершен выпуск конструкторской документации на:

- кабель-заправочную башню;
- транспортно-установочный агрегат тяжелого класса;
- комплект механо-технологического оборудования для РКН тяжелого класса;
- комплект механо-технологического оборудования для КГЧ с РБ «Бриз-М»;
- АСУ ТО УСК;
- комплект средств противопожарной защиты УСК и ТК РН;
- комплект средств подключения технологического оборудования к АСУ ТО;
- ПКД на установку электрооборудования и раскладку кабелей УСК, ТК;

Не начат выпуск КД на комплект заправки баков низкого давления РБ «Бриз-М».

Проводится изготовление наземного технологического оборудования УСК.

Завершено изготовление пускового стола 14И030 (без газопроводов).

Изготовлена также 1-я очередь систем 14Г716 (система производства сжатых газов) и 14Г831 (система хранения и выдачи сжатых газов).

Было начато изготовление систем: 14Г716 (2-я очередь); 14Г831 (2-я очередь), 14Г733. Срок окончания изготовления этих систем - 2006 год.

По остальным системам идет изготовление пневмоарматуры, изготовление самих систем не начато.

В системах 14Г716, 14Г831, 14Г155, 14И729, 14И726, 14И733 предполагается использовать оборудование, заимствованное из систем 11Г1115, 11Г1116, 11Г1118, 14Г14 комплекса «Зенит».

Основное заимствованное оборудование, требующее проверок на функционирование и обслуживание:

- компрессорное оборудование (мембранные компрессоры 4,0 МК-30/5-400 - 7 шт.);
- газификационные установки СГУ7КМ - 4 шт.;
- блоки осушки БВ-200/200—400 - 9 шт.);
- баллоны (2717 шт.);



технический комплекс РН

головные обтекатели



универсальный
стартовый комплекс



КВТК



Бриз-М



Фрегат-СБ



ДМ-03



ракеты-носители легкого,
среднего и тяжелого классов



унифицированный
технический
комплекс
(ТК РБ, ТК КГЧ)

Характеристики		Ракеты-носители		
		Ангара-А1.2	Ангара-А3	Ангара-А5
Стартовая масса, т		171	480	773
Масса полезной нагрузки, т				
Низкая орбита	Нкруг. = 200 км	3,5	14,6	24,5
ССО	Нссо = 835 км	2,4		
ГСО	с РБ «Бриз-М»			2,8
	с РБ «КВТК»			4,5
ГПО	с РБ «Бриз-М»			5,4
	с РБ «КВТК»			7,5

Рис. 2.12.1. Состав космического ракетного комплекса «Ангара»

- пневмоциты и блоки из систем 11Г1115; 11Г1118; 14Г14;
- приборы для контроля сжатых газов;
- арматура и сигнализаторы давления из системы 11Г1116.

Изготавливается первый комплект агрегатов автоматической стыковки коммуникаций МИ995. Изготовление первого комплекта планируется завершить в декабре 2005 года. Заводские испытания планируется провести в I квартале 2006 года.

Пневмооборудование пускового стола 14И030.04 полностью изготовлено и поставлено ЗАО «Промышленные технологии» для участия в заводских испытаниях пускового стола.

Завершается изготовление агрегата транспортирования ускорителя 1-й ступени 14Т145.

Находится в изготовлении КМТО 14И032.01.

По капитальному строительству объектов комплекса «Ангара».

Проектно-сметной документацией по основным сооружениям объект практически обеспечен, кроме отдельных работ по соор. 1.

Завершены работы по монтажу ограждающих конструкций и теплового контура на 14 основных сооружениях и обваловке на 10.

Выполняются внутренние общестроительные работы по готовности к сдаче сооружений под монтаж спецтехнических систем на 18 сооружениях, 7 сооружений готовы к монтажу спецтехнических систем.

Завершены общестроительные работы по монтажу ограждающих конструкций, теплового контура и монтажу основного тепло-механического оборудования на комплексе котельной пл. 35к.

Завершены строительно-монтажные работы и введены в эксплуатацию 2-е ВЛ 110 кВ от ПС Новая до ПС № 5 общей протяженностью 9,4 км. Завершается монтаж оборудования на ПС № 5 по первому пусковому комплексу - готовность 95%. Начаты пуско-наладочные работы.

В процессе развертывания работ по КРК «Байтерек» выявилась необходимость в выделении самостоятельной группы. В ноябре 2004 г. произошло очередное изменение структуры КБ «Салют»: появился отдел №К581 (Приказ №617/К от 16.11.2004 г.) для организации работ по «Байтереку», О. И. Давыдов сосредоточил свои усилия на «Байтереке» и стал Главным конструктором КРК «Байтерек», а Главным конструктором КРК «Ангара» был назначен Г. Б. Клейменов.

20.10.2005 г. постановлением Правительства РФ №635 утверждена Федеральная космическая программа России на 2006-2015 гг., где определены объемы и порядок работ по созданию КРК «Ангара» по линии Роскосмоса до 2015 г.

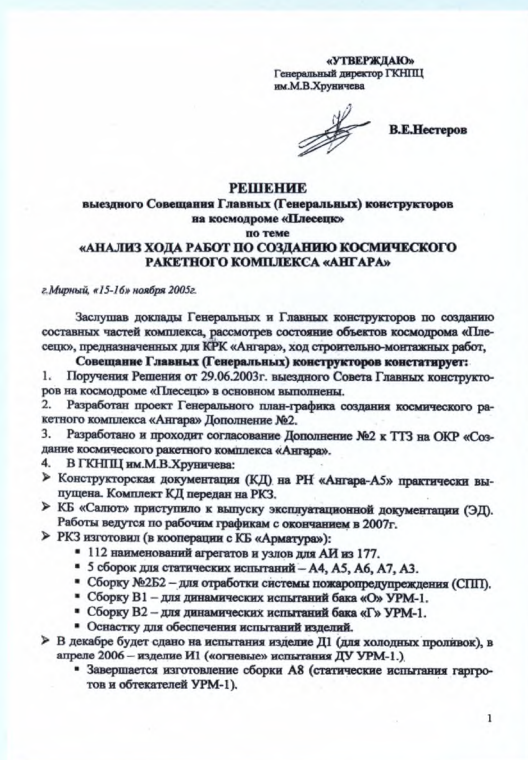
15-16.11.2005 г. в Плесеце состоялось выездное заседание Совета Главных конструкторов, где был проведен анализ хода работ по созданию КРК «Ангара». Было констатировано, что процесс создания КРК «Ангара» вследствие обеспечения финансированием, хотя и не в полном объеме, набирает ход, однако сроки начала ЛКИ РН «Ангара-А5» необходимо увязать с выделением финансовых средств на капитальное строительство объектов наземного комплекса КРК «Ангара» на космодроме с учетом поставки технологического оборудования и проведения СМР и ПНР.



Клейменов Геннадий Борисович

Главный конструктор
КРК «Ангара» (2005-2016 гг.)

Г.Б. Клейменов внес выдающийся вклад в создание КРК «Ангара».



«Утверждаю»

Генеральный директор ГКНПЦ
им. М.В.Хруничева

В.Е. Нестеров

**РЕШЕНИЕ
выездного Совещания Главных (Генеральных)
конструкторов
на космодроме «Плесецк»
по теме:
«АНАЛИЗ ХОДА РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ
КОСМИЧЕСКОГО
РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА «АНГАРА»**

г.Мирный, 15-16 ноября 2005 г.

Заслушав доклады Генеральных и Главных конструкторов по созданию составных частей комплекса, рассмотрев состояние объектов космодрома «Плесецк», предназначенных для КРК «Ангара», ход строительно-монтажных работ,

Совещание Главных (Генеральных) конструкторов решило:

1. Для координации работы по созданию комплекса «Ангара» и вопросам капитального строительства на космодроме «Плесецк» просить Начальника вооружений ВС РФ - Заместителя Министра обороны РФ рассмотреть возможность образования Межведомственной оперативной группы (МОГ) с привлечением Космических войск МО, Федерального космического агентства, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Федерального агентства Специального строительства и 1-го Государственного испытательного космодрома РФ.

2. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева доработать Генеральный план-график создания КРК «Ангара» (Дополнение №2) с учетом реальных сроков разработки КД, изготовления, проведения монтажных, наладочных работ, испытаний (АИ и КИ) технологического оборудования и выделенного финансирования по ГПВ, ФКП на ОКР и по ФЦП «Развитие российских космодромов» на капитальное строительство объектов наземного комплекса КРК «Ангара».

Срок: февраль 2006 г.

3. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева представить в Роскосмос обращение и пакет документов об образовании Совета Главных конструкторов по комплексу «Ангара».

Срок: ноябрь 2005 г.

Д. С целью обеспечения непрерывного финансирования работ по созданию КРК «Ангара» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева проработать возможность заключения долгосрочного Госконтракта с Федеральным космическим агентством на 2006-2010 гг. на весь объем средств, предусмотренных в ФКП на тему ОКР «Ангара».

Срок: март 2006 г.

5. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБТМ, КБТХМ, 31 ГПИ СС с привлечением кооперации организовать на космодроме «Плесецк» постоянно действующее техническое руководство (конструкторское сопровождение) работ по созданию наземного комплекса КРК «Ангара».

Срок: февраль 2006 г.

6. КБТМ совместно с 31 ГПИ СС, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Спецстрою РФ подготовить предложения по составу технического, технологического оборудования и строительной готовности сооружений наземного комплекса КРК «Ангара» для обеспечения пускового минимума, исходя из минимально возможных сроков технической готовности оборудования и систем ТК, УСК.

Срок: февраль 2006 г.

7. НИИХИММАШ провести:

- Огневые испытания изделия УРМ-1

Срок: декабрь 2006 г.

- Огневые испытания изделия УРМ-2

Срок: октябрь 2007 г.

8. КБТМ разработать графики выпуска и поэтапной сдачи КД

Срок: 5 декабря 2005 г.

9. КБТМ завершить разработку рабочей документации на УСК, предусмотрев поэтапную сдачу КД для опережающего заказа ГКНПЦ им. М.В. Хруничева систем и агрегатов УСК.

Срок: декабрь 2006 г.

10. КБТМ ускорить выпуск КД и завершить разработку рабочей документации на ТК РН, с учетом опережающей готовности ТК к приему РН «Ангара-А5» №1Л и началу ЛКИ.

Срок: июнь 2006 г.

11. КБТМ разработать решение и организовать разработку и поэтапную выдачу КД на кабель-заправочную башню.

Срок: 10 декабря 2005 г.

12. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева совместно с КБТМ проработать вопрос целесообразности дальнейшей экспериментальной отработки газодинамики УСК КРК «Ангара».

Срок: декабрь 2005 г.

13. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева завершить согласование Дополнения 2 к ТТЗ на ОКР КРК «Ангара» и представить на утверждение Генеральным заказчиком.

Срок: февраль 2006 г.

16. Предложить в/ч 58122 организовать разработку укрупненных графиков проведения общестроительных работ на сооружениях УСК с учетом графика выпуска КД, результатов ревизии НТО и сроков поставки нового технологического оборудования.

Срок: 30 июля 2006 г.

15. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева организовать проведение ревизии заимствуемого технологического оборудования УСК с определением объема и сроков проведения РВР.

Срок: 30 мая 2006 г.

16. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБТМ выпустить графики поставки и монтажа нового технологического оборудования с учетом результатов ревизии оборудования, заимствуемого из состава КРК «Зенит».

Срок: 30 июня 2006 г.

17. 31 ГПИ СС определить объем строительно-монтажных работ по соор. 162-1 для создания ТК РН и УНТК первого этапа.

Срок: декабрь 2005 г.

18. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разработать и разослать в в/ч 53145, в/ч 58122, КБТМ, 31 ГПИ СС Решение «О выборе варианта создания УНТК 2 этапа».

Срок: 15 декабря 2005 г.

19. КБТМ разработать и утвердить «План-график выдачи исходных данных и разработки ПКД по системам ТК и УСК»

Срок: декабрь 2005 г.

20. КБТМ, ОАО ЦНПО «Каскад» реализовать поэтапное выполнение утвержденного «Решения о выполнении работ по системе технологической связи на УСК и ТК РН КРК «Ангара».

Срок: в соотв. с Решением

21. КБТМ с кооперацией для контроля выполнения номерами боевого расчета особо ответственных операций при подготовке РН к пуску подготовить Решение о выполнении работ по системе телевизионного наблюдения и предусмотреть его поэтапную реализацию.

Срок: март 2006 г.

22. Предложить в/ч 58122 с привлечением установленным порядком 31 ГПИ СС, ОАО ЦНПО «Каскад» предусмотреть разработку документации на установку мачт для создания единой опорной (магистральной) сети связи 1 ГИК по обеспечению передачи информации с КРК «Ангара» на КП в/ч 13991.

Срок: декабрь 2006 г.

23. 31 ГПИ СС выполнить разработку и выпуск ПСД:

- На устройство закладных деталей на отметке «0» стартового сооружения под металлооблицовку покрытия.

Срок: 2 мес. (после получения стр. задания).

- На усиление оснований и фундаментов стартового сооружения.

Срок: 20 января 2006 г.

- На устройство закладных деталей газоотводного лотка под металлооблицовку с учетом заключения ИКЦ СЭКТ.

Срок: 2 мес. (после получения стр. задания)

24. Предложить в/ч 58122 определить и утвердить кооперацию предприятий промышленности по выполнению монтажных работ в рамках создания КРК «Ангара».

Срок: январь 2006 г.

25. Предложить в/ч 58122:

- Заключить установленным порядком договор с исполнителем на выполнение проектных работ по защите нулевой отметки соор. 1 пл. 35 с их окончанием в I квартале 2006 г.

Срок: ноябрь 2005 г.

- Оформить договор на проведение в период ноябрь - декабрь 2005 г. силовых испытаний закладных элементов днища газохода, боковых стен нулевой отметки соор. 1 пл. 35 и др. работ, предусмотренных «Решением о порядке проведения испытаний закладных элементов соор. 1 пл. 35 для обеспечения работ проектирования СК РН «Ангара».

Срок: ноябрь 2005 г.

- Решить вопрос о привлечении СКТБ-16 к разработке монтажно-технологической документации.

Срок: ноябрь 2005 г.

- Организовать и провести строительные работы по усилению фундаментов соор. 1 пл. 35 на основании рекомендаций НИИОСП им. Н.М. Герсегова для обеспечения заданных величин осадок.

Срок: I кв. 2006 г.

26. ОАО «НПО Энергомаш» проработать вопрос об оптимизации состава и количества параметров телеметрической информации двигателя РД-191.

Срок: январь 2006 г.

27. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева с кооперацией совместно с РНИИ КП, ФГУП «ОКБ МЭИ», проработать вопрос об оптимизации объема бортовых измерений и состава бортовых и наземных средств телеметрического контроля.

Срок: февраль 2006 г.

28. ФГУП «ОКБ МЭИ», РНИИ КП совместно с ГКНПЦ им. М.В. Хруничева подготовить и представить в в/ч 53145, в/ч 56756 предложения с технико-экономическим обоснованием по поставкам, монтажу, настройке и вводу в эксплуатацию МПРС на объектах КСИСО КРК «Ангара».

Срок: март 2006 г.

29. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева с кооперацией разработать ПМО обработки измерительной информации, ПМД и ЭД КСИСО и НКУ.

Срок: октябрь 2007 г.

30. РНИИ КП по исходным данным и в рамках договора с ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разработать КСИСО КРК «Ангара» и обеспечить реализацию его функционирования с учетом сроков поставки, монтажа и ПНР всех серийных средств из состава КСИСО (включая МПРС) предусмотренных войсковой частью 53145.

Срок: июль 2007 г.

31. ФГУП «ОКБ МЭИ» совместно с кооперацией обеспечить поставку, монтаж, ПНР станций МПРС.

Срок: июль 2007 г.

32. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (ЗЭРКТ) заключить договор с ОАО «Криогенмаш» на изготовление и поставку недостающих элементов резервуаров РСК-1400.

Срок: декабрь 2005 г.

33. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (НИИ КС) с кооперацией проработать вопросы:

- создания автоматизированной системы информации о техническом состоянии и надежности элементов КРК «Ангара» (ГОСТ РВ 51217-98, ГОСТ В 21203-81, РК-98)

Срок: сентябрь 2006 г.

- создания на космодроме «Плесецк» «Терминального комплекса дистанционного обучения»

Срок: июнь 2006 г.

34. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева с кооперацией решить вопрос о передаче отработанных объектов испытаний (позтапно) в ВКА им. А.Ф. Можайского для создания учебно-материальной базы по КРК «Ангара».

Срок: февраль 2006 г.

35. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева с кооперацией разработать программу теоретического обучения специалистов, эксплуатирующих КРК «Ангара».

Срок: июнь 2006 г.

36. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБТМ и КБТХМ совместно с Космическими войсками проработать вопросы транспортирования, хранения, подготовки и анализа качества КРТ, используемых для заправки РБ «Бриз-М», на космодроме.

Срок: июнь 2006 г.

37. НПЦ АП завершить защиту и представить на экспертизу технический проект на СУ для РН «Ангара-А5». ЦНИИМАШ, ЦНИИ-4, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева выдать заключение на проект.

Срок: 15 декабря 2005 г.

38. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева с привлечением специалистов КБТМ и КБТХМ провести техническое обучение (на космодроме «Плесецк») специалистов и руководящего состава космодрома по КРК «Ангара».

Срок: январь 2006 г.

39. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева завершить разработку и представить на экспертизу и согласование в ЦНИИМАШ следующую проектную документацию:

- материалы по САЗ двигателя РД-191 и обеспечению ухода РН со старта при отказе одного двигателя;

работки и программу обеспечения надежности на составные части комплекса и ракеты-носителя тяжелого класса.

- Генеральному директору ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» В. Е. Нестерову представить в Роскосмос и Космические войска согласованные с предприятиями кооперации предложения по модернизации ТК и СК РН «Циклон» для пуска РН «Ангара» легкого класса.
- Генеральному директору ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» В. Е. Нестерову подготовить и выслать во ФГУП «Организация «Агат» исходные данные для проведения технико-экономической оценки КРК «Ангара».
- Генеральному директору ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» В. Е. Нестерову заключить договоры в рамках ОКР «Ангара» на период до начала летных испытаний с предприятиями кооперации.
- Генеральному директору ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» В.Е. Нестерову представить предложения по составу технического и технологического оборудования и готовности сооружений наземного комплекса КРК «Ангара» для обеспечения первого пуска РН «Ангара» тяжелого класса в 2008 г.
- Генеральному директору ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» В. Е. Нестерову совместно с предприятиями кооперации проработать возможность проведения опережающих холодных и огневых испытаний УРМ-2, ускорения исследований газодинамики старта.
- Генеральному директору ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» В. Е. Нестерову, начальнику управления заказов и поставок космических систем и средств РКО А. В. Люхину, начальнику вооружения-заместителю командующего Космическими войсками по вооружению О. Г. Грому, начальнику управления строительства, инженерно-технического обеспечения и расквартирования Космических войск В. Н. Иванову разработать предложения по пусковому минимуму и выделению средств в 2007 г. на создание ТК РН «Ангара» тяжелого класса.
- Заместителю руководителя Роскосмоса В.П. Ремишевскому, начальнику управления заказов и поставок космических систем и средств РКО А. В. Люхину, начальнику вооружения-заместителю командующего Космическими войсками по вооружению О. Г. Грому разработать предложения по созданию структуры федерального уровня для реализации национального проекта «Ангара».
- ВРИО, начальника Управления средств выведения, наземной космической инфраструктуры и кооперационных связей А. Н. Чулкову, начальнику сводного управления организации космической деятельности В. А. Давыдову, начальнику управления заказов и поставок космических систем и средств РКО А. В. Люхину, начальнику вооружения-заместителю командующего Космическими войсками по вооружению О. Г. Грому проанализировать порядок финансирования работ по проекту «Ангара» и доложить предложения по повышению ее эффективности руководителю Роскосмоса, начальнику вооружения Вооруженных сил Российской Федерации-заместителю Министра обороны Российской Федерации и командующему Космическими войсками.

26.12.2005 г. состоялось совместное совещание представителей ГКНПЦ, Федерального агентства специального строительства, Космических войск, аппарата Начальника вооружения МО, КБТМ, 31 ГПИСС МО. Обсуждались вопросы строительства на космодроме «Плесецк» объектов КРК «Ангара». Были приняты решения по обеспечению организации финансирования работ на космодроме «Плесецк» на 2006 г.

ГЛАВА 3. КАК РОДИЛАСЬ «АНГАРА». ВОСПОМИНАНИЯ

А. И. КИСЕЛЕВА



Киселев Анатолий Иванович

Директор ЗИХ (1975-1993 гг.), Генеральный директор ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (1993-2001 гг.), доктор технических наук, профессор, Герой Социалистического Труда, награжден двумя орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, орденом «За заслуги перед Отечеством» III степени, орденом Почета, Лауреат Ленинской премии, премии Правительства, награжден золотой медалью «Академика В. Ф. Уткина», академик Инженерной академии и Российской академии космонавтики, почетный доктор МАТИ и Кингстонского университета, ветеран «Байконура», награжден ведомственными наградами Роскосмоса, медалями НАСА и Федерации космонавтики

А. И. Киселев внес решающий вклад в создание КРК «Ангара»

В России единственным носителем тяжелого класса, который обеспечивает вывод космических аппаратов связи, телевидения, навигации на геостационарную орбиту и запуски к планетам солнечной системы является тяжелая ракета «Протон». С развалом СССР старт ракеты «Протон», находящийся на Байконуре, стал принадлежать Казахстану, с которым на правительственном уровне необходимо было решать организационные и юридические вопросы эксплуатации космодрома Байконур. Но в 1992-1993 годах с ликвидацией министерств практически никому до космодрома не было дела. Те, кому в 1992-1993 годах довелось побывать в городе Ленинске, административном центре космодрома, не раз вспоминали «Книгу джунглей», в которой описан оставленный людьми город.

В июне 1993 года в результате массовых беспорядков в строительных войсках, подчиненных уже Казахстану, сгорели три казармы, три штаба, клуб, больница, библиотека. Начался активный отток высококлассных специалистов полигона. Трудно представить, чтобы кто-то из специалистов американского НАСА или Европейского космического агентства, увидев зияющие глазницы жилых домов, или монтажно-испытательные корпуса с худыми крышами, или ржавые стартовые сооружения, устав от поисков телефонной связи, питьевой воды, очумев от жары или стужи, при отсутствии кондиционеров и прочих атрибутов нормальной жизни согласился бы запускать космические аппараты стоимостью сотни миллионов долларов.

Первая попытка встречи на правительственном уровне, в которой с нашей стороны принимали участие О.Н. Сосковец, П. С. Грачёв; со стороны Казахстана - премьер-министр С. А. Терещенко, полностью была провалена по вине российской стороны. Работать на космодроме

Байконур становилось все сложнее и сложнее. Вот такая обстановка и подтолкнула к мысли, что Россия должна иметь собственный космодром для старта тяжелых ракет, да и новую ракету, на экологически чистых компонентах, которая придет на смену «Протону» и будет способна решать все задачи в интересах Министерства обороны, Российского космического агентства и Академии наук Российской Федерации.

В конце 1992 года Научно-технический совет Военно-космических сил под руководством командующего Владимира Леонтьевича Иванова принял решение на проектирование и создание космических ракетных комплексов нового поколения. Это решение легло в основу конкурса, объявленного Министерством обороны и Российским космическим агентством.

На первом этапе КБ «Салют» (в то время еще не был создан ГКНПЦ) не участвовало в конкурсе, но в конце 1993 года я собрал проектантов и приказал срочно днем и ночью готовить материалы на конкурс. Конечно, эти материалы были далеки от совершенства.

Министерство обороны и Российское космическое агентство создали экспертную комиссию, которую возглавил начальник Центрального научно-исследовательского института Министерства обороны В. А. Меньшиков.

В конкурсе принимали участие крупнейшие предприятия России: РКК «Энергия»; самарское ЦСКБ «Прогресс»; ГРЦ «КБ имени академика В. П. Макеева» и ГКНПЦ имени М. В. Хруничева.

На одном из заседаний комиссии я дал команду Генеральному конструктору А. К. Недайводе и его заместителям не критиковать конкурентов, не делать ни одного замечания в их адрес, что вызвало полное недоумение, и при этом записать подробно все замечания конкурентов.

Со стороны участников конкурса проект хруничевцев подвергся резкой критике. Было сделано около 60 замечаний. Имея богатый опыт, я прекрасно понимал, что окончательного решения принято не будет, зато все замечания на филевский проект были предметом дальнейшей работы и уже к следующему заседанию комиссии противникам не о чем было говорить. Комиссия заседала, отправляла проект на доработку, а время шло.

Я отдавал себе отчет в том, что вопрос создания новой перспективной ракеты надо поднимать на уровень руководства страны.

В начале апреля 1994 года было подготовлено письмо на имя Президента России Б. Н. Ельцина, и я с ним поехал на прием к А. И. Корабельщикову - помощнику Бориса Николаевича. обстоятельно объяснил ситуацию с Казахстаном, подчеркнул необходимость создания стартового комплекса на территории России, в Плесеце, и необходимость создания тяжелой ракеты нового поколения.

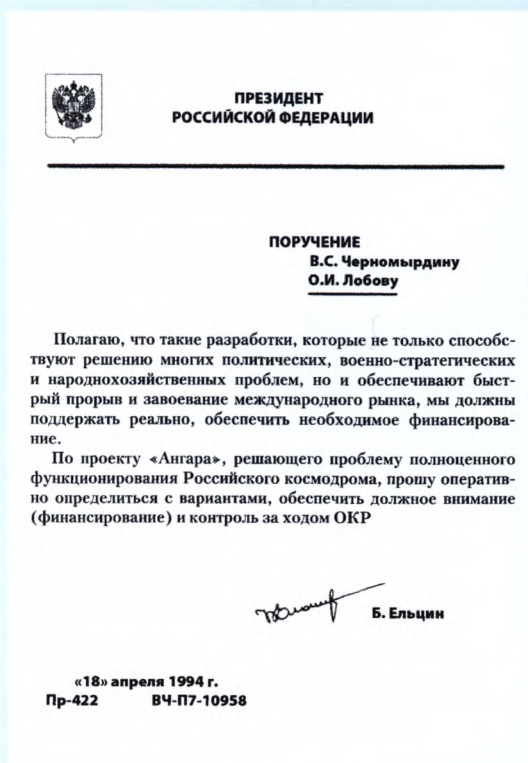
Попросил А. И. Корабельщикова не передавать письмо в канцелярию, а лично доложить Президенту.

Буквально через несколько дней (**18.04.1994 г.**) вышло поручение Президента России Б. Н. Ельцина премьер-министру В. С. Черномырдину и Секретарю Совета безопасности О. И. Лобову определиться с вариантами и обеспечить финансирование.

Это поручение Президента вывело решение вопроса на уровень Межведомственной комиссии Совета безопасности Российской Федерации по научно-техническим вопросам оборонной промышленности.

Возглавлял Межведомственную комиссию Совета безопасности М. Д. Малей. Я встретился с ним и посоветовал до заседания комиссии посетить конкурентов и на месте рассмотреть все тактико-технические и экономические аспекты комплексов. Предложение М.Д. Малеем было принято. Этим филевцы делают еще один шаг к победе в конкурсе, так как проект «Ангара» делался с самого начала под оснастку, стапели, стенды, сварочное оборудование, имеющиеся на ракетно-космическом заводе, а это колоссальный выигрыш в затратах и во времени.

Заседание Межведомственной комиссии Совета безопасности проходило **14.07.1994 г.** В состав комиссии входили академики, авторитетные ученые, генеральные и главные кон-



**ПРЕЗИДЕНТ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

**ПОРУЧЕНИЕ
В.С. Черномырдину
О.И. Лобову**

Полагаю, что такие разработки, которые не только способствуют решению многих политических, военно-стратегических и народнохозяйственных проблем, но и обеспечивают быстрый прорыв и завоевание международного рынка, мы должны поддержать реально, обеспечить необходимое финансирование.

По проекту «Ангара», решающему проблему полноценного функционирования Российского космодрома, прошу оперативно определиться с вариантами, обеспечить должное внимание (финансирование) и контроль за ходом ОКР.

Б. Ельцин

«18» апреля 1994 г.
Пр-422 ВЧ-П7-10958

структуры, члены правительства РФ. Длилось заседание несколько часов, в результате было принято следующее решение:

1. Согласно заключению Экспертной комиссии, образованной ВКС и РКА содержание материалов по проектам «Ангара-2» и «Энергия-3» являются достаточными, чтобы на данной стадии работ осуществить выбор предпочтительного варианта комплекса.
2. Принять к сведению:
 - доклады Государственного космического научно-производственного центра имени М. В. Хруничева и НПО «Энергия» имени академика С. П. Королёва;
 - доклад председателя Экспертной комиссии В. А. Меньшикова.
3. Согласиться с выводами Экспертной комиссии о том, что по совокупности технико-технологических решений и экономических оценок комплекс «Ангара-2» обладает определенными преимуществами по отношению к комплексу «Энергия-3».
4. Считать целесообразным предложение Военно-космических сил России о проведении дальнейших работ по проекту «Ангара» на основе варианта ракетного комплекса, предложенного Государственным космическим центром имени М. В. Хруничева, и об определении указанного Центра, как головного разработчика космического ракетного комплекса «Ангара-2» в целом.
5. Рекомендовать Минобороны России (Военно-космическим силам) совместно с РКА, Роскомоборонпромом России и другими заинтересованными министерствами подготовить проект Указа Президента РФ о создании космического ракетного комплекса «Ангара-2».

06.01.1995 г. вышел Указ Президента РФ о создании космического ракетного комплекса «Ангара».

В выигрыше конкурса значительную роль сыграло то, что филиевские проектанты ориентировались на имеющиеся на ракетно-космическом заводе оснастку и оборудование, а главное, что были объединены КБ «Салют» и завод имени М. В. Хруничева, а такому объединению, с таким опытом, кадрами конструкторов, технологов, высококвалифицированных рабочих, многие годы работающих вместе под силу решать любые задачи мирового уровня.

Победа в конкурсе закрепила за филиевцами статус лидера российской ракетно-космической промышленности.

Объективную и реальную помощь в решении комиссии Совета безопасности оказали Военно-космические силы России и в то время ее командующий, генерал-полковник, доктор военных наук, профессор Владимир Леонтьевич Иванов.

Но сказать, что хруничевцы легко выиграли конкурс, значит покривить душой. Первый вариант им самим не приносил удовлетворения, они понимали, что это не та ракета и комплекс, который нужно иметь в XXI веке. После выхода Указа Президента России пришлось срочно в корне переработать проект. Проектанты, конструкторы КБ, технологи завода работали буквально круглосуточно, рассматривая различные варианты и находя решения на замечания наших конкурентов и головного института ЦНИИМаш.

Невозможно перечислить всех по фамилии, но нельзя не отметить и выразить огромную благодарность работникам КБ и завода: В. К. Карраску, Г.Д. Дермичеву, С. А. Петроковскому, И. С. Радугину, А. К. Недайводе, А. А. Медведеву, О. И. Давыдову, Ю.О. Бахвалову, М.Б. Соколову, И.М. Вострикову, В.Н. Иванову, А. А. Калинин, Ю.П. Городничеву.

Работая над проектом «Ангара», разработчики исходили из того, что после развала СССР Россия осталась без ракет легкого и среднего класса. В Омске было прекращено производство ракет легкого класса «Космос». Ракеты «Циклон», «Зенит» и «Днепр» остались на Украине. Запас ракет легкого класса «Рокот» был ограничен.

Перед ГКНПЦ имени М. В. Хруничева стояла задача создать не просто «Ангару», а семейство ракет легкого, среднего, тяжелого класса, а в перспективе и сверхтяжелого класса. Создатели пришли к выводу: ракета «Ангара» должна быть модульной, состоять из унифицированных модулей, причем запускаться ракета легкого, среднего и тяжелого класса должна была с одного полностью автоматизированного старта.

Не менее важным следствием перехода на универсальные ракетные модули (УРМ) явилась возможность с минимальными затратами создать ряд РН различной грузоподъемности, комбинирующих применение различного количества УРМ.

Ракету легкого класса «Ангара-1» с универсальным ракетным модулем (УРМ) изготавливает ПО «Полет». Генеральный директор с 2008 года Григорий Моисеевич Мураховский. Он поддерживает и продолжает традиции Якова Васильевича Колупаева, Сергея Степановича Бовкуна, Валентина Ивановича Зайцева. Коллектив ПО «Полет», обладающий бесценным опытом изготовления ракет «Космос», ракетных двигателей и космических аппаратов в сложных условиях перестройки нашел себя и продолжает трудиться в ракетно-космической промышленности.

Ракета среднего класса «Ангара-3» с двумя боковыми УРМ и одним центральным блоком УРМ второй ступени.



*Иванов Владимир
Леонтьевич*

Командующий ВКС, генерал-полковник

Ранета тяжелого класса «Ангара-5», где первая ступень состоит из 4 УРМ, расположенных вокруг одного аналогичного центрального блока, используемого в качестве второй ступени. Двигатель РД-191 для УРМ создан в НПО «Энергомаш».

Энергетические характеристики всех предложенных классов РН семейства «Ангара» отвечают перспективным характеристикам КА наиболее востребованным федеральной космической программой России и Министерством обороны.

Вторые ступени РН «Ангара-3» и «Ангара-5» созданы также на базе УРМ, начинают работать с земли, т.е. одновременно с УРМ первой ступени, но работают значительно дольше, чем блоки первой ступени, за счет дросселирования двигателя второй ступени.

В качестве разгонных блоков РН среднего и тяжелого классов на первом этапе эксплуатации планируется применение разгонного блока «Бриз-М» с последующим переходом к использованию на ракете «Ангара-5» нового кислородно-водородного блока, разрабатываемого ГKNПЦ имени М. В. Хруничева. Разработку системы управления для всех типов РН семейства «Ангара» выполняет НПЦ АП имени Н.А. Пилюгина с использованием технических решений, реализованных на ракетах «Протон-М» и «Зенит».

Автоматизированный стартовый комплекс разработало Конструкторское бюро транспортного машиностроения под руководством Г. П. Бирюкова.

В проекте «Ангара» участвуют многие крупнейшие фирмы России, в ГKNПЦ имени М. В. Хруничева с особой благодарностью отмечают вклад Генерального конструктора двигателя первой ступени РД-191 Б. И. Каторгина, Генерального конструктора двигателя третьей ступени В. С. Рачука; Главного конструктора системы управления Е.Л. Межерицкого и Главного конструктора стартового комплекса Г. П. Бирюкова.

Благодаря дружной работе с ними и другими коллегами по кооперации можно решать задачи любой сложности.

Таким образом, большинство технических решений по ракетам семейства «Ангара» опирается на имеющийся в ракетной отрасли задел и обеспечено производственными возможностями предприятий-изготовителей, что создает уверенность в успешном решении задач. Разработка технического проекта семейства «Ангара» модульной конструкции из унифицированных элементов завершена в 2000 году с последующим выпуском рабочей документации и изготовлением отдельных элементов конструкции, в том числе натурного макета «Ангара-1», который демонстрировался на Международном аэрокосмическом салоне в Париже в 1999 году.

Следует отметить, что ракета «Ангара» спроектирована на нетоксичных компонентах топлива.

«Ангара» легкого класса заменит находящиеся в эксплуатации комплексы на токсичных компонентах «Космос» и «Рокот».

«Ангара-А3» по своим характеристикам превосходит теперь ставшие зарубежными носителями «Зенит» и «Днепр».

Несмотря на более высокоширотное расположение космодрома «Плесецк» относительно космодрома Байконур, что при выведении космических аппаратов на геопереходные и геостационарную орбиты требует больших энергетических затрат, характеристики ракеты «Ангара-А5» будут сохранены на уровне «Протона-М», а с появлением кислородно-водородного блока и превосходить их.



**Каторгин Борис
Иванович**

*Академик РАН, лауреат
Государственной премии
РФ, премии Правительства
России*

Проектирование «Ангара» происходило в условиях сложной экономической обстановки в стране. Несмотря на то, что в Указе Президента РФ было записано «считать важнейшей государственной задачей», и это был государственный заказ, ни Министерство обороны, ни Российское космическое агентство, как заказчики комплекса, практически не выделяли никаких средств. Я как Генеральный директор ГКНПЦ имени М. В. Хруничева предложил МО и РКА подписать решение, где 68% средств на разработку комплекса выделял Центр Хруничева и по 16% - Министерство обороны и РКА. Решение было подписано в январе 1998 года.

Но и это решение не выполнялось ни МО, ни РКА. Срывались сроки изготовления комплекса. Особенно тяжелое положение сложилось по стартовому комплексу. Работы Министерством обороны практически не велись и в сентябре 2000 года я был вынужден обратиться с письмом к Президенту России В. В. Путину.

ПРЕЗИДЕНТУ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ПУТИНУ В.В.

Уважаемый
Владимир Владимирович!

Перспективный космический ракетный комплекс «Ангара», включающий в себя семейство ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов и создаваемый на российском космодроме «Плесецк», обеспечит долговременный гарантированный доступ в космос российских средств выведения в интересах обороны и безопасности страны.

Ракеты-носители «Ангара» разрабатываются на экологически чистых компонентах топлива (кислород + керосин) и будут выводиться с универсального наземного комплекса космодрома «Плесецк» перспективные космические аппараты в широком диапазоне масс.

В соответствии с Постановлением Правительства РФ от 26 августа 1995 года № 829 финансирование космического ракетного комплекса «Ангара» должно осуществляться Министерством обороны и Росавиакосмосом в равных долях (по 50%).

Однако со стороны Министерства обороны РФ и Росавиакосмоса финансирование создания КРК «Ангара» практически отсутствует, то есть составляет 8% от принятых обязательств.

Складывается парадоксальная ситуация - к 2003 году ГКНПЦ имени М.В. Хруничева разрабатывает ракеты-носители за счет всей своей прибыли, а наземный стартовый комплекс, с которого должны осуществляться запуски, будет отсутствовать.

Обращения к Министерству обороны и Правительству РФ остались без ответа. В то же время Министерство обороны (РВСН) получает десятки миллионов рублей от запусков коммерческих спутников на РН «Протон».

Наши предложения об использовании этих средств для финансирования космодрома остаются без внимания, хотя это единственный путь для решения задачи.

Вынужден обратиться к Вам, Владимир Владимирович, так как в соответствии с указом Президента РФ от 6 января 1995 года №14 «создание космического ракетного комплекса «Ангара» считается задачей особой государственной важности».

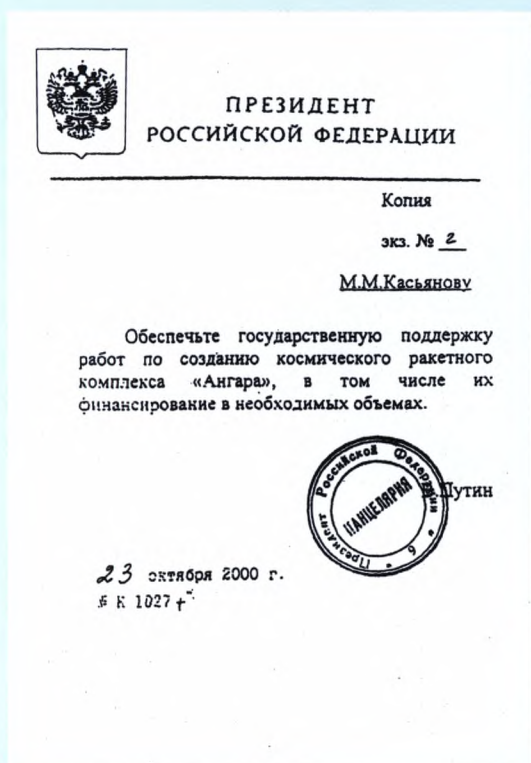
Прошу Вас, Владимир Владимирович, обязать Правительство РФ, Министерство обороны и Росавиакосмос решить вопрос финансирования разработки космического ракетного комплекса «Ангара».

С уважением, Генеральный директор ГКНПЦ имени М.В. Хруничева

А.И. Киселев

После поручения В. В. Путина премьер-министру М. М. Касьянову дело строительства старта сдвинулось с мертвой точки.

Работы по строительству старта комплекса «Ангара» Министерство обороны практически начало лишь в 2003 году.



ПРЕЗИДЕНТ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Копия
экз. № 2
М.М. Касьянову

Обеспечьте государственную поддержку работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара», в том числе их финансирование в необходимых объемах.

В. Путин

23 октября 2000 года

Строительство полностью автоматизированного стартового комплекса для ракет тяжелого класса с современным оборудованием дело необычно сложное, требующее привлечения высококлассных специалистов, как военных, так и гражданских, причем создание такого комплекса занимает 6-8 лет.

Координацию работ по созданию стартового комплекса ракеты «Ангара» возглавили заместитель Генерального директора И.С. Додин и заместитель Генерального конструктора А. Г Гусев.

Большой объем работ по наземному оборудованию для стартового комплекса выполняет КБ «Арматура» во главе с Генеральным директором Юрием Леоновичем Арзумановым.

Отсутствие стартового комплекса снизило и темпы работ по созданию самой ракеты «Ангара» в Космическом центре имени М. В. Хруничева.

Не следует забывать, что ракета «Ангара» без кислородно-водородного разгонного блока - это не «Ангара», ее технические характеристики будут соответствовать заданным после появления разгонного блока, а новый кислородно-водородный разгонный блок Центру Хруничева создавать минимум 3-4 года. Таким образом, первый старт ракеты «Ангара» тяжелого класса в комплектации с кислородно-водородным блоком можно ожидать в 2013-2014 году, а в 2015 году у «Ангара» появится российский конкурент - самарская ракета «Русь-М» совместной разработки ЦСКБ «Прогресс» и ГРЦ имени академика В. П. Макеева.

После выигрыша конкурса по созданию нового носителя «Русь-М» для пилотируемых полетов с нового космодрома Свободный ЦСКБ «Прогресс» предложил новое семейство РН «Русь-М» от легкого до сверхтяжелого класса, и нет поводов сомневаться, что ЦСКБ «Прогресс» с этой задачей справится успешно, тем более, что возглавляет ЦСКБ «Прогресс» Александр Николаевич Кирилин, лауреат Государственной премии РФ, энергичный, опытный человек, работающий с 1997 года директором, а с 2003 года Генеральным директором. Схема семейства носителей «Русь-М» во многом напоминает модульную схему «Ангара», и решение по комплексу «Русь-М» принималось для обеспечения работой многотысячных коллективов ЦСКБ «Прогресс» и ГРЦ имени В. П. Макеева.

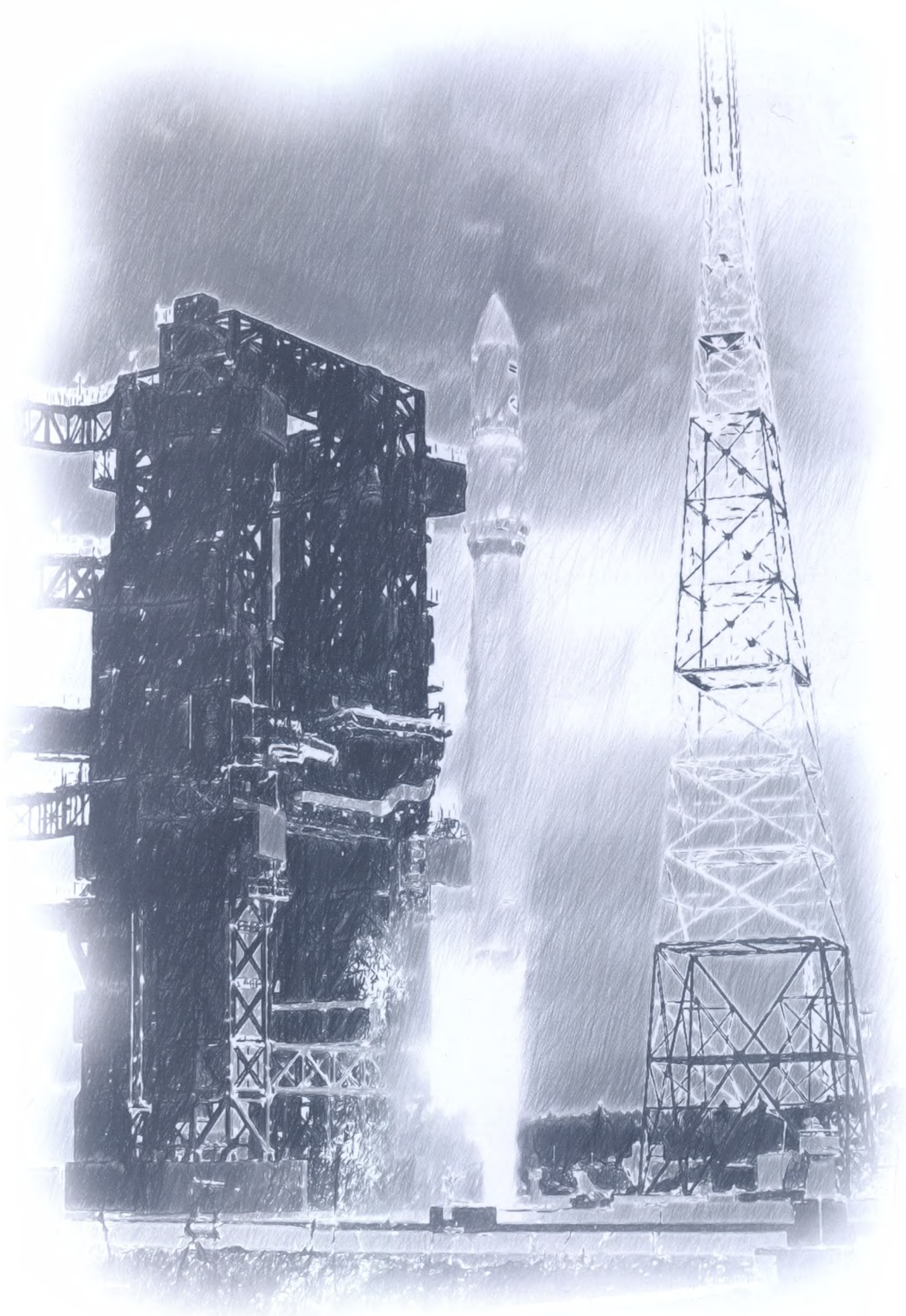
Таким образом, с появлением ракеты «Русь-М», если ГНПЦ имени М. В. Хруничева в ближайшие годы резко не изменит свое отношение к комплексу «Ангара», он может остаться без нее. А ракету еще надо учить летать, и первые коммерческие запуски возможны только после 5-7 пусков федерального значения. Будем надеяться, что филевцы, как это не раз было, решат эту задачу, да и контракт с Южной Кореей этому поможет.



**Кирилин Александр
Николаевич**

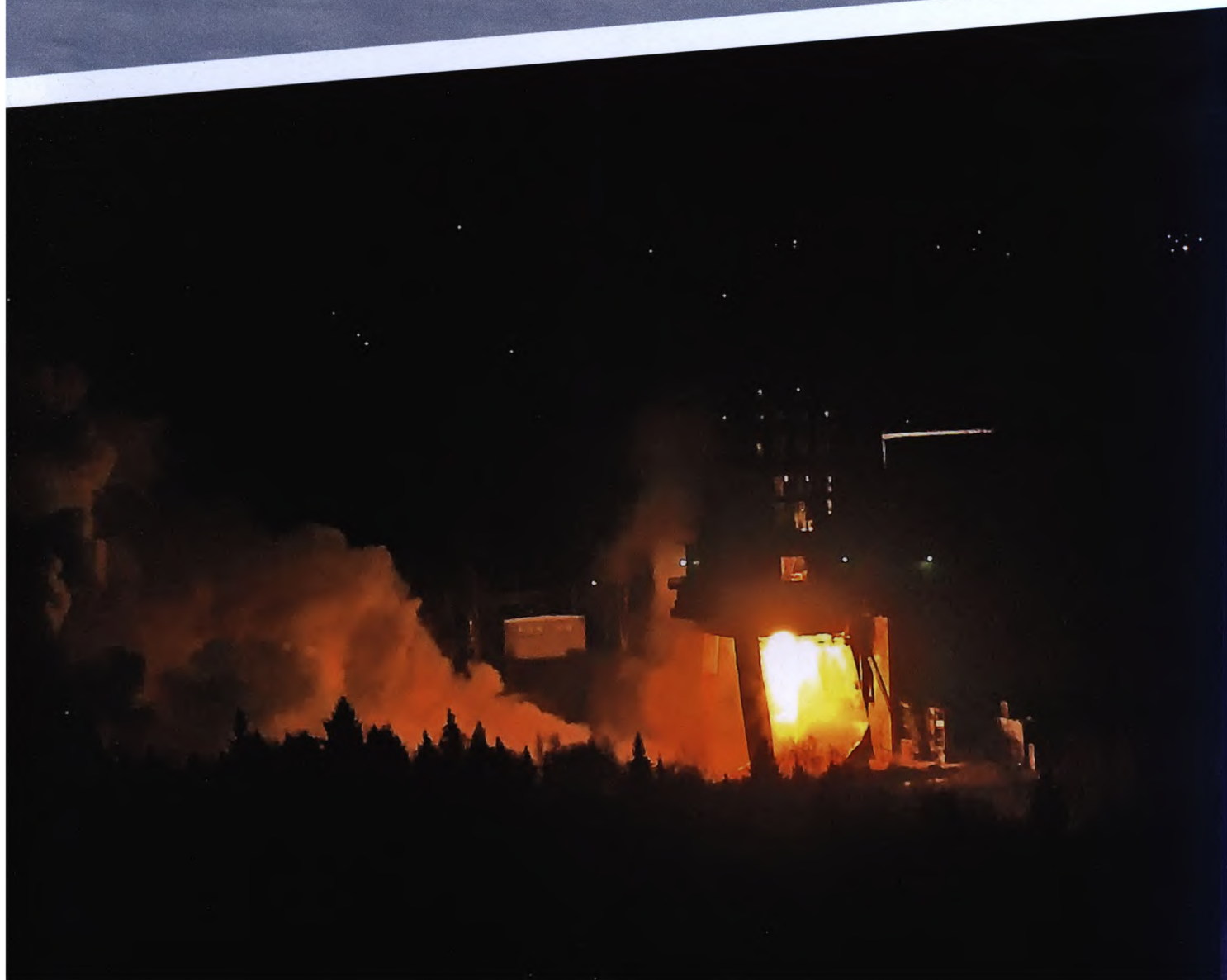
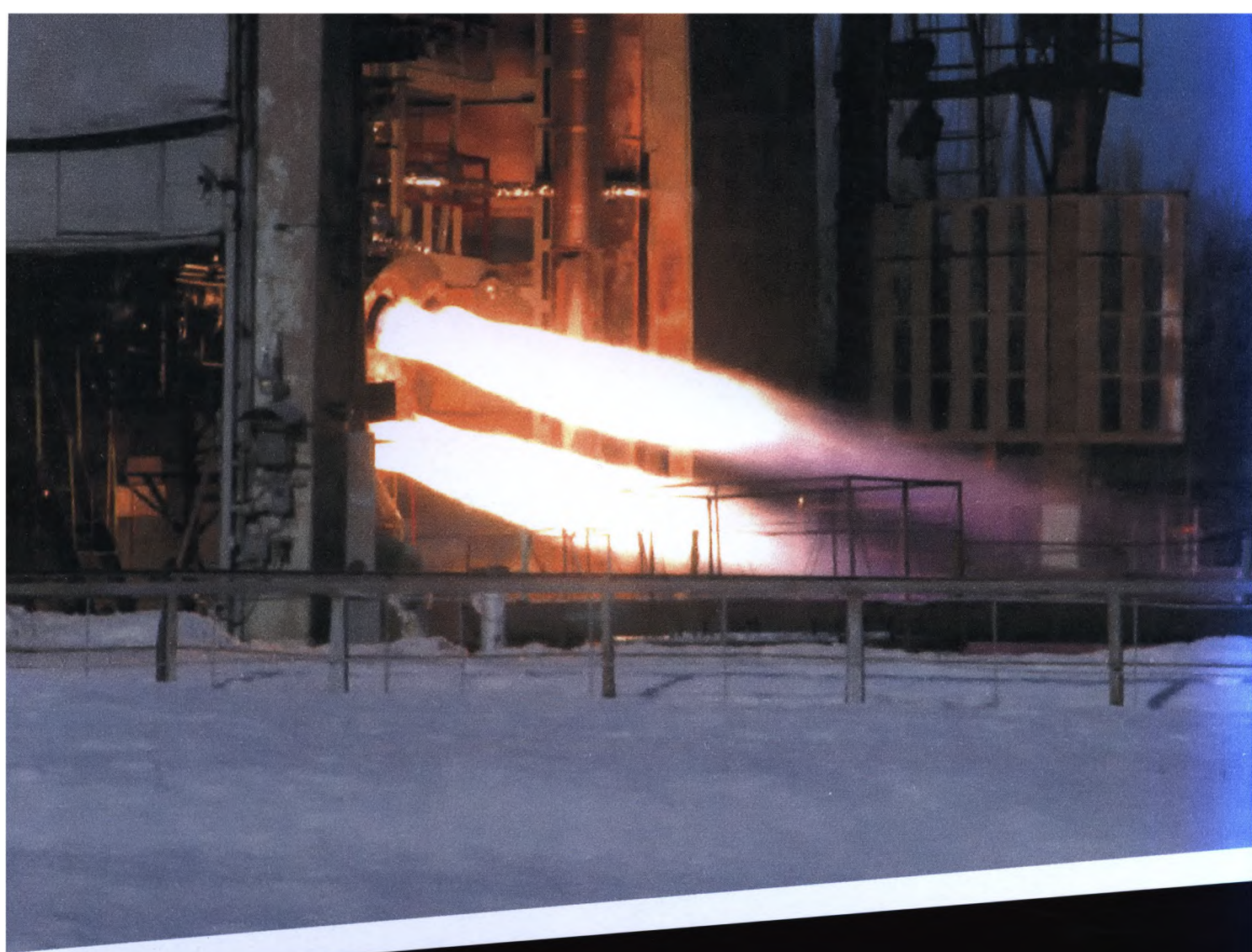
*Генеральный директор
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»*

г. Москва, 2009 г.



ЧАСТЬ ВТОРАЯ







ГЛАВА 4. ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ 2006-2010 гг.

4.1. 2006 ГОД

25.11.2005 г. Распоряжением Президента РФ № 569-РП освобожден от занимаемой должности А. А. Медведев и назначен Генеральным директором ГKNПЦ им. М. В. Хруничева В. Е. Нестеров.

После своего увольнения А. А. Медведев написал письмо Президенту Российской Федерации с просьбой о своем трудоустройстве. Президент откликнулся на эту просьбу и С. Б. Иванову поступило указание помочь в решении этого вопроса.

Мне позвонил А. Н. Перминов и спросил мое мнение о возможности его трудоустройства в ГKNПЦ им. М. В. Хруничева.

Тогда у меня были хорошие взаимоотношения с Александром Алексеевичем, и я предложил назначить его на должность генерального конструктора Центра. Мы согласовали этот вариант и я дал команду готовить приказ.

Не прошло и двух часов, как ко мне на прием пришло все руководство КБ «Салют». Не пришел только руководитель КБ Ю.О. Бахвалов. Как я понял, из этических соображений.

Выступая поочередно в течение полутора часов с высоким эмоциональным накалом, приводя большое количество конкретных примеров, все руководство конструкторского бюро доказывало мне недопустимость назначения А. А. Медведева генеральным конструктором ГKNПЦ и, соответственно, их начальником.

Это, честно говоря, повергло меня в шок, я не ожидал такого негатива к личности Александра Алексеевича со стороны коллектива. В конце этого разговора, естественно, руководству КБ «Салют» было обещано, что это назначение не состоится.

Я сразу позвонил А. Н. Перминову и все сообщил. Он помолчал и сказал, что это еще раз подтверждает правильность решения об увольнении А. А. Медведева с поста генерального директора ГKNПЦ.

Так, А. А. Медведев не стал генеральным конструктором ГKNПЦ и соответственно КРК «Ангара».

После детального ознакомления в январе 2006 г. с подписанным 29.04.2005 г. дополнением №23 к контракту №32/79 от 01.09.1993 г. на создание носителя тяжелого класса «Ангара» сразу бросилось в глаза несоответствие выделяемых финансовых средств (15,97 млрд руб.) объему требуемых работ: создание КРК «Ангара» вместе с технологическим оборудованием наземного комплекса и проведение 6 пусков (три «Ангара-А5» и три «Ангара-А3»).

Были вызваны представители финансово-экономических служб, которые, к сожалению, доложили, что с точки зрения финансовой достаточности контракт практически не прорабатывался.



**Нестеров Владимир
Евгеньевич**

Генеральный директор
ГKNПЦ им. М.В. Хруничева
(2005-2012 гг.)

После команды срочно подготовить такие материалы выяснилось, что дефицит средств составляет более 40% от объема контракта, то есть убытки при его выполнении составляли свыше 6 млрд руб. Контракт был нереализуем.

Без серьезных технических обоснований идти и серьезно менять подписанный менее года назад контракт было немыслимо, но и выполнить его было невозможно. А в это время КБ «Салют» вышло с предложением об изменении идеологии начала летных испытаний КРК «Ангара». Рекомендовалось не начинать ЛИ сразу с пуска РН тяжелого класса «Ангара-А5», а первым провести запуск «Ангара-1.2ПП», состоящей из штатных модулей УРМ-1 и УРМ-2.

Преимуществом этой идеи являлось обеспечение полной наземной и полетной отработки УРМ-1 и УРМ-2, а также агрегатов и систем ТК и СК. При этом возрастает надежность (вероятность выполнения целевой задачи с 0,76 до 0,84), и в два раза снижается технический риск потери УСК при пуске до 0,001. Руководство ГKNПЦ им. М. В. Хруничева как-то сразу и полностью поддержало это предложение.

С этими двумя вопросами я поехал советоваться с командующим Космическими войсками Владимиром Александровичем Поповкиным. После детального обсуждения было найдено взаимно приемлемое решение и выработан алгоритм дальнейших действий.

В самом начале февраля В.А. Поповкин собрал у себя совещание с участием всех заинтересованных лиц, где были озвучены указанные проблемы.

16.02.2006 г. по результатам совещания распоряжением командующего Космическими войсками МО была образована рабочая группа по продолжению работ по созданию КРК «Ангара» под председательством ВРИО Начальника вооружения, заместителя командующего Космическими войсками, доктора технических наук О. П. Скоробогатова.

Были созданы *U* рабочие подгруппы.

По анализу директивных документов и подготовке нового Генерального плана-графика, под руководством В. Н. Иванова.

По определению вариантов облика РН легкого класса для проведения опережающего пуска на этапе ЛИ под руководством Ю.О. Бахвалова.

По анализу состояния работ по созданию наземного комплекса на космодроме «Плесецк» под руководством Г. П. Бирюкова.

По проведению технико-экономического анализа создания КРК «Ангара» под руководством В.П. Стасюка.

09.03.2006 г. на космодроме «Плесецк» было проведено совещание командования Космических войск с представителями головных предприятий промышленности, где обсуждался ход работ по созданию КРК «Ангара». Были также рассмотрены предварительные итоги работы группы О. П. Скоробогатова.

СОГЛАСОВАНО

Генеральный директор ГKNПЦ
им. М.В. Хруничева
В.Е. Нестеров

«_» марта 2006 г.

УТВЕРЖДАЮ

Командующий Космическими войсками
генерал-полковник
В.А. Поповкин

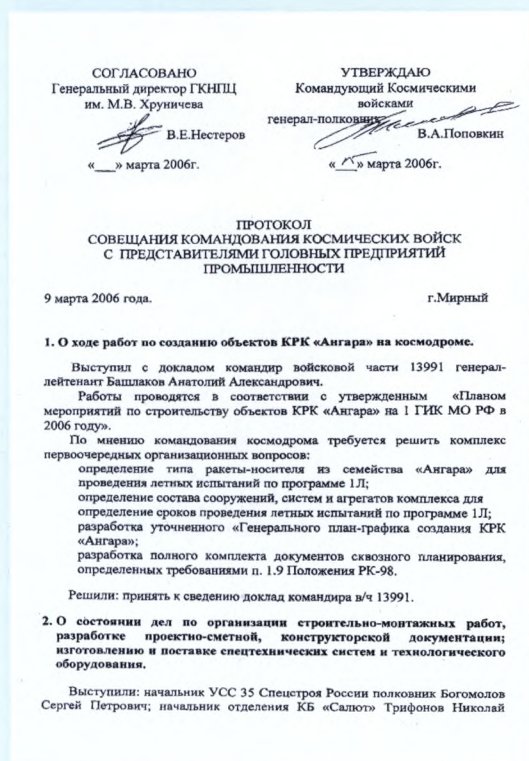
15 марта 2006 г.

ПРОТОКОЛ

СОВЕЩАНИЯ КОМАНДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ВОЙСК С ПРЕДСТАВИТЕЛЯМИ ГОЛОВНЫХ
ПРЕДПРИЯТИЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

9 марта 2006 года.

г. Мирный



1. О ходе работ по созданию объектов КРК «Ангара» на космодроме.

Выступил с докладом командир войсковой части 13991 генерал-лейтенант Башлаков Анатолий Александрович.

Работы проводятся в соответствии с утвержденным «Планом мероприятий по строительству объектов КРК «Ангара» на 1 ГИК МО РФ в 2006 году».

По мнению командования космодрома, требуется решить комплекс первоочередных организационных вопросов:

- определение типа ракеты-носителя из семейства «Ангара» для проведения летных испытаний по программе 1Л;
- определение состава сооружений, систем и агрегатов комплекса для определения сроков проведения летных испытаний по программе 1Л;
- разработка уточненного «Генерального плана-графика создания КРК «Ангара»;

- разработка полного комплекта документов сквозного планирования, определенных требованиями п. 1.9 Положения РК-98.

Решили: принять к сведению доклад командира в/ч 13991.

2. О состоянии дел по организации строительно-монтажных работ, разработке проектно-сметной, конструкторской документации; изготовлению и поставке спецтехнических систем и технологического оборудования.

Выступили: начальник УСС 35 Спецстроя России полковник Богомолов Сергей Петрович; начальник отделения КБ «Салют» Трифонов Николай Николаевич; Генеральный директор ФГУП КБТМ Гончар Алексей Григорьевич; начальник 31 ГПИ СС - полковник Климов Александр Михайлович.

Работы проводятся по плану, задержек в строительстве нет. Целевые задачи года могут быть выполнены в полном объеме и в установленные сроки.

В 2006 году планируется завершить разработку рабочей документации для запуска в производство технологического оборудования, за исключением 4 агрегатов (систем):

- кабель-заправочная башня;
- транспортно-установочный агрегат РН тяжелого класса;
- комплект монтажно-технологического оборудования ТК РН;
- комплект монтажно-технологического оборудования УНТК 1 -го этапа.

Не принято окончательное решение по размещению УНТК 2-го этапа.

Поэтапная выдача рабочей документации КБТМ планируется с июня 2006 г. по октябрь 2007 г.

Выдано 95% проектно-сметной документации по УСК. Не разработана документация на комплекс сооружений заправки баков низкого давления РБ «Бриз-М» и стартовое сооружение в части металлоконструкции газохода и закладных на отметке «0».

Решили дать поручения:

- представить предложения по проведению организационно-штатных мероприятий для обеспечения эксплуатации котельной пл. 35К, ТП № 5110/6кВ и ЦРП пл. 35 (соор. 59А) (в/ч 13991 -23 марта 2006 г.);
- принять решение по размещению УНТК 2-го этапа (в/ч 53145, в/ч 56756, в/ч 58122, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, в/ч 13991-10 апреля 2006 г.);
- выдать в полном объеме исходные данные для разработки рабочей документации на УСК (ГКНПЦ им. М. В. Хруничева - май 2006 г.);
- завершить в полном объеме выдачу исходных данных для разработки рабочей документации на технологическое оборудование УСК «Ангара» (КБТМ, ГКНПЦ им. М. В. Хруничева - 31 августа 2006 г.);
- определить изготовителей технологического оборудования УСК и ТК РН «Ангара» (ГКНПЦ им. М.В.Хруничева, ФГУП КБТМ-10 апреля 2006 г.);
- решить вопрос по применяемым отделочным материалам для обитаемых помещений командного пункта УСК (соор. 3) (31 ГПИ СС, в/ч 58122-10 апреля 2006 г.).

3. Предложения по уточнению порядка и сроков проведения работ на объектах КРК «Ангара»:

Выступил главный конструктор КРК «Ангара» ГКНПЦ им. М. В. Хруничева Клейменов Геннадий Борисович.

Для безусловного выполнения целевой задачи пуска РКН тяжелого класса с РН «Ангара-А5» и РБ «Бриз-М» и повышения показателей надежности необходимо проведение опережающего пуска РН легкого класса «Ангара-А1.2» с универсального стартового комплекса.

Преимуществом является обеспечение полной наземной и полетной отработки УРМ-1 и УРМ-2, а также агрегатов и систем ТК и УСК. При этом возрастает надежность (вероятность выполнения целевой задачи: 0,8Д) и снижается технический риск потери УСК при пуске до 0,001.

В ходе работы совместной группы разработан проект «План-графика создания космического ракетного комплекса «Ангара» (РН легкого класса и РН тяжелого класса)».

Для его безусловного выполнения необходимо частичное перераспределение финансирования капитальных вложений с 2008-2009 гг. на 2007-2008 гг. в рамках Федеральной целевой программы «Развитие российских космодромов на 2006-2015 гг.».

Кроме того, ГКНПЦ им. М. В. Хруничева необходимо подписать с предприятиями кооперации сквозные ведомости исполнения.

Решили дать поручения:

- разработать и согласовать в установленном порядке сквозные ведомости исполнения с лимитным финансированием с предприятиями кооперации в рамках ОКР «Ангара» (ФГУП КБТМ, ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, в/ч 53U5-апрель 2006 г.);
- провести ревизию заимствованного оборудования из состава УСК и разгрузочной площадки (РП), решить вопрос о его дальнейшем использовании (ГКНПЦ им. М. В. Хруничева-1 июля 2006 г.).

4. Заключение ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, А ЦНИИ МО РФ, войсковых частей 56756 и 53145 по порядку и срокам проведения работ на объектах КРК «Ангара»:

Выступили: Начальник эксплуатации и ремонта ВВТ Космических войск генерал-майор Скоробогатов Олег Петрович; начальник 4 ЦНИИ МО-генерал-майор Василенко Владимир Васильевич; начальник вооружения-заместитель командующего Космическими войсками по вооружению генерал-лейтенант Громов Олег Георгиевич.

Для достижения необходимых показателей надежности по запуску РКН тяжелого класса с РН «Ангара А5» целесообразно проведение одного опережающего пуска РН легкого класса «Ангара-А1.2» с универсального стартового комплекса.

При этом возрастает надежность (вероятность выполнения целевой задачи: 0,84) и снижается технический риск потери УСК при пуске до 0,001.

Предусмотренное Федеральной космической программой РФ на период 2006-2015 гг. и проектом Государственной программой вооружений финансирование ОКР по созданию КРК «Ангара» с учетом выделения средств на капитальное строительство объектов космодрома в рамках Федеральной целевой программы «Развитие российских космодромов на 2006-2015 гг.» (с учетом перераспределения средств на капитальное строительство ТК РН с 2008 г. и 2009 г. на 2007 г. и 2008 г.) позволяет обеспечить готовность материальной части и наземной инфраструктуры космодрома «Плесецк» к началу летных испытаний КРК «Ангара» в 2010 году.

Решили дать поручения:

- представить в Космические войска на утверждение согласованный перечень сооружений, необходимых для начала летных испытаний (ГКНПЦ им. М. В. Хруничева-март 2006 г.);
- провести анализ и согласовать графики поставки технологического оборудования с графиками выполнения строительно-монтажных работ (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, в/ч 53145, в/ч 58122 - 9 апреля 2006 г.);
- доработать и представить на согласование в установленном порядке проект Генерального плана-графика создания КРК «Ангара» (дополнение 2) (ГКНПЦ им. М. В. Хруничева-апрель 2006 г.);
- Генеральному директору ГКНПЦ им. М. В. Хруничева Нестерову Владимиру Евгеньевичу организовать проведение заседания Совета главных конструкторов по комплексу «Ангара» по рассмотрению рекомендаций рабочей группы и утверждения порядка дальнейших работ по созданию КРК «Ангара» (апрель 2006 г.);
- подготовить проект доклада Министру обороны Российской Федерации о ходе работ по созданию КРК «Ангара» и целесообразности проведения одного опережающего пуска РН легкого класса «Ангара-А1.2»; (Космические войска, в/ч 53145, ГКНПЦ им. М. В. Хруничева - 10 апреля 2006 г.).

Начальник управления заказов и поставок
космических систем и средств РКО
генерал-майор
А. Люхин

Начальник эксплуатации и ремонта ВВТ
Космических войск
генерал-майор
О. Скоробогатов

Рабочей группой были разработаны материалы, на основании которых составлен итоговый отчет, утвержденный в **апреле 2006 г.** руководством Космических войск и Федерального Космического агентства.

Основной вывод: для повышения вероятности выполнения целевой задачи и снижения риска разрушения УСК при первом пуске РН тяжелого класса «Ангара-А5» целесообразно проведение с УСК одного опережающего пуска РН легкого класса «Ангара-1.2» в штатной комплектации.

Результаты отработки КРК «Ангара» при опережающем пуске РН легкого класса «Ангара-1.2ПП»

Преимущества

- I ступень полностью соответствует штатной конфигурации РН «Ангара-1.2» и использует УРМ-1 в варианте центрального блока (II ступени) РН «Ангара-А5» с дооснащением аэродинамическими рулями.
- II ступень полностью соответствует III ступени РН «Ангара-А5» и использует УРМ-2 без изменений.
- Максимально соответствует по связям РН «Ангара-А5» с КЗБ УСК.
- СУ полностью соответствует СУ РН «Ангара-А5» по конструкции и компоновке с дооснащением модулем управления аэродинамическими рулями.
- ГО оптимизирован под все перспективные ПН для РН легкого класса.
- Отработка полностью обеспечивается выполнением существующего КПЭО РН «Ангара-А5».

Недостатки

- Пониженные энергетические характеристики.

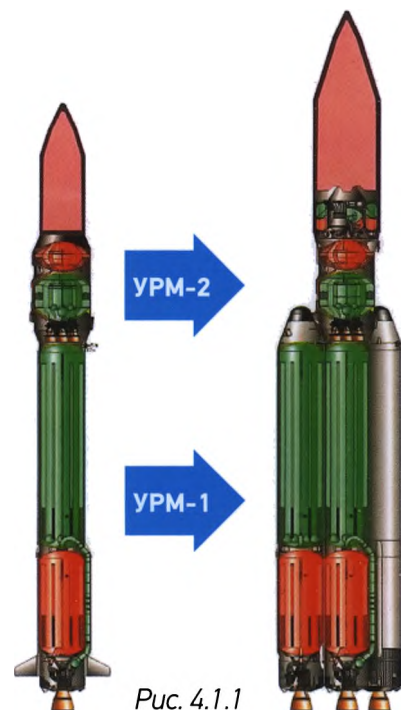


Рис. 4.1.1

Следует отметить, что после официального принятия новой идеологии, было детально проверено и утверждено начальником Управления заказов и поставок космических систем и средств РКО А. В. Люхиным ТЭО необходимого финансирования ОКР «Ангара».

Это позволило провести корректировку контракта, где вместо 6 пусков осталось только 3: «Ангара-1.2ПП» и 2 пуска «Ангара-А5». Контракт стал реализуем.

Это стало первой большой финансовой победой.

19.05.2006 г. командующим Космическими войсками В. А. Поповкиным и руководителем Роскосмоса А.Н. Перминовым было подписано решение об образовании Совета главных конструкторов, утвержден его состав и положение о СГК. Совет главных конструкторов, продуктивно работавший с 2002 года, был официально узаконен.

Председателем СГК по КРК «Ангара» был назначен генеральный директор ГKNПЦ им. М. В. Хруничева Нестеров Владимир Евгеньевич, которому было поручено при необходимости образовывать оперативно-техническое руководство для принятия решения по организационно-производственным и техническим вопросам, возникающих при создании КРК «Ангара».

Заместителем председателя СГК назначили первого заместителя генерального конструктора ГKNПЦ-руководителя КБ «Салют» Бахвалова Юрия Олеговича.

Членами Совета главных конструкторов стали:

Анфимов Николай Аполлонович - генеральный директор ЦНИИМАШ;

Башлаков Анатолий Александрович - начальник 1 ГИК МО (по согласованию);
 Булавкин Вячеслав Васильевич - генеральный директор НПО «Техномаш»;
 Василенко Владимир Васильевич - начальник 4 ЦНИИ МО (по согласованию);
 Везенов Виталий Иванович - директор, главный конструктор ОКБ «Спектр»;
 Гаврилин Борис Николаевич - начальник и главный конструктор ГосНИИП;
 Гончар Алексей Григорьевич - генеральный директор КБТМ;
 Замышляев Николай Петрович - директор «СКУ Система»;
 Казанов Александр Аполлонович - директор НИИ «Полюс»;
 Клейменов Геннадий Борисович - главный конструктор КРК «Ангара» ГКНПЦ им. М. В. Хруничева;
 Колесников Николай Павлович - начальник 153 ГЦИУ КС (по согласованию);
 Коротеев Анатолий Сазонович - генеральный директор ИЦ М. В. Келдыша;
 Коротков Олег Валерьевич - начальник, главный конструктор КБ «Точмаш»;
 Макаров Александр Александрович - генеральный директор НИИХИММАШ;
 Межеричкий Ефим Леонидович - генеральный директор НПЦ АП;
 Мокров Евгений Алексеевич - генеральный директор, главный конструктор НИИФИ;
 Пирогов Николай Анатольевич - генеральный директор, генеральный конструктор ОАО КБ ЭМ;
 Победоносцев Константин Александрович - генеральный конструктор ОКБ МЭИ;
 Райкунов Геннадий Геннадьевич - генеральный директор, главный конструктор НПО ИТ;
 Рачук Владимир Сергеевич - генеральный директор, генеральный конструктор КБХА;
 Сафин Мурад Дильшатovich - генеральный директор МКБ «Компас»;
 Свалов Юрий Леонидович - директор «Литон-2»;
 Степанов Михаил Иванович - генеральный директор, генеральный конструктор КБТХМ;
 Сыров Анатолий Сергеевич - генеральный директор, генеральный конструктор МОКБ «Марс»;
 Титов Александр Васильевич - генеральный директор КБ «Мотор»;
 Урличич Юрий Матэвич - генеральный директор РНИИ КП.
 В секретариат СГК были назначены:
 Сороковой Дмитрий Борисович - главный конструктор темы КБ «Салют», ответственный секретарь СГК;
 Роскина Людмила Александровна - ведущий инженер КБ «Салют» - технический секретарь.

Таким образом, Роскосмосом и ВКС я был назначен председателем СГК КРК «Ангара», то есть фактически генеральным конструктором этого комплекса, так как по многолетней сложившейся традиции только генерального конструктора по комплексу назначают председателем СГК по этому комплексу.

Предусмотренное ФКП на период 2006-2015 гг. и проектом ГПВ финансирование ОКР «Ангара» с учетом выделения средств на капитальное строительство объектов космодрома (в рамках Федеральной целевой программы «Развитие российских космодромов на 2006-2015 гг.») позволяло обеспечить готовность КРК «Ангара» к началу ЛИ в 2010 г. (при условии перераспределения средств на капитальное строительство на ТК с 2008-2009 г. на 2007-2008 г.).

Табл. 4.1.1. Финансирование создания КРК «Ангара» 1995-2005 гг. млн руб. в текущих ценах

		1995	1996	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2006	2005	ИТОГО
		год	год	год	год	год	год	год	год	год	год	год	1995-2005 год
Минобороны	план	11,0	16,1	5,6	99,0	115,0	115,0	73,6	153,9	370,0	652,0	900,0	2311,0
	факт	11,0	16,1	5,6	6,5	1,0	68,3	85,0	70,0	279,6	652,0	900,0	1876,7
Роскосмос	план			1,0	99,0	115,0	115,0	69,0	80,0	150,0	60,0	330,0	999,0
	факт			1,0				2,0	56,6	5,5	60,0	330,0	636,9

ГКНПЦ (собственные факт средства)					3,1	612,6	151,6	275,0	366,9	39,6		65,0	1273,6
ИТОГО:	план	11,0	16,1	6,6	201,1	662,6	381,6	617,6	580,8	559,6	692,0	1275,0	6583,6
	факт	11,0	16,1	6,6	9,6	613,6	199,9	362,0	673,3	326,3	692,0	1275,0	3583,2

Объем финансирования ОКР по созданию КРК «Ангара»

Источник финансирования	2006 год	2007 год	2008 год	2009 год	2010 год	2011 год	ВСЕГО:
Государственная программа вооружений	2800,0	2800,0	2800,0	2800,0	2800,0	1070,0	15 070,0
Федеральная космическая программа *	310,0	320,0	330,0	215,0	215,0	115,0	1505,0
Итого по годам:	3110,0	3120,0	3130,0	3015,0	3015,0	1185,0	16 575,0

* В текущих ценах.

ОБЪЕМ ФИНАНСИРОВАНИЯ ПО КАПИТАЛЬНОМУ СТРОИТЕЛЬСТВУ ОБЪЕКТОВ КОСМОДРОМА «ПЛЕСЕЦК»
(Источник финансирования: ФЦП «Развитие российских космодромов 2006-2015 гг.»)

млн руб. в ценах 2005 г.

Объекты строительства	2006 год	2007 год	2008 год	2009 год	2010 год	2011 год
Универсальный стартовый комплекс (пл. 35)	1260,0	1611,2	1295,7	1553,7 1953,7**	1666,2 2000,6**	936,6 200,0**
Технический комплекс РН (пл. 142)	0	0,0 501,3**	286,8 316,5**	216,5 653,2**	316,5 0,0**	653,2 0,0**
Технический комплекс РБ, пл. 142 (1 этап)	0	0	0 150,0**	0 63,6**	0 0,0**	951,9 738,3**

** Необходимое перераспределение финансовых средств.

27.07.2006 г. было утверждено первым заместителем министра обороны А.М. Московским и начальником Генерального штаба Ю.Н. Балуевским Дополнение № 2 к ТТЗ.

В рамках деятельности РГ был разработан проект Генерального плана-графика по созданию КРК «Ангара». Дополнение № 2. В течение 2006 г. проходило согласование Генерального плана-графика по созданию КРК «Ангара». Дополнение № 2, которое завершилось утверждением его 21.09.2006 г. Этот график устанавливал новую последовательность пусков РН и новые даты.

1-й пуск РН «Ангара-1.2»-I кв. 2011 г.

1-й пуск РН «Ангара-А5»-III кв. 2011 г.

2-й пуск РН «Ангара-А5»-Ш кв. 2012 г.

Под этот график было подложено финансирование ОКР КРК на 2006-2011 гг. по ГПВ и ФКП, кроме того график определял финансирование по капитальному строительству объектов космодрома «Плесецк» по ФЦП «Развитие российских космодромов...».

График предусматривал проведение холодных и огневых испытаний в НИИХИММаше стеновых изделий И5 (отработка ДУ УРМ-2) в 2008 г. и И1 (отработка ДУ УРМ-1) в 2008-2009 гг. Такая последовательность вызвана ходом отработки РД-0124А в КБХА и РД-191 в НПО «Энергомаш» и готовностью этих двигателей к ОСИ в составе изделий И5 и И1. Определение последовательности и сроков испытаний изд. И1 и И5 было следствием выполнения поручения,

выданного на совместном заседании коллегии ФКА и Военного Совета КВ от 28.11.2005 г. (Решение от 28.11.2005 г. № 10/6, п. 22)

В соответствии с Генеральным планом-графиком... Дополнение № 2, были переделаны графики экспериментальной отработки как агрегатов и узлов, так и стендовых установок.

17.10.2006 г. в Москве состоялся Совет главных конструкторов под председательством генерального директора ГКНПЦ В.Е. Нестерова. SGK констатировал изменение обстановки по созданию КРК «Ангара» в лучшую сторону и выдал новые поручения, в т.ч. по усилению контроля за ходом работ на космодроме «Плесецк», по усилению темпов испытаний двигателей РД-012ДА и РД-191 и подготовки стенда ИС-102 в НИИХИММАШ к испытаниям И5 и И1.

В связи с неопределенностью сроков поставки изделий И1 и И5 на испытания в НИИХИММАШ (из-за срыва сроков изготовления изд. И1 вследствие отсутствия поставки РД-191 из НПО «Энергомаш») было принято решение проводить подготовку к испытаниям в НИИХИММАШ одновременно по изд. И1 и И5. По Генеральному плану-графику ... Дополнение №2, поставка И5 ожидалась не раньше начала 2008 г. Таким образом, 2007 г. оказался «пустым» для НИИХИММАШ. Чтобы заполнить с пользой это время, было решено в 2007 г. поставить в НИИХИММАШ недособранное изделие И1 (у него отсутствовал двигатель для ОСИ РД-191) с макетным двигателем РД-191 с целью примерки и привязки всех систем стенда ИС-102 к изделию. Было оформлено Решение № 248/А-07 от 03.05.07 г., по которому **25.07.2007 г.** изделие И1 отправлено в НИИХИММАШ, на стенде ИС-102 которого до декабря 2007 г. проходила примерка И1 и наземных систем.

«УТВЕРЖДАЮ»

Генеральный директор ГКНПЦ
им. М. В. Хруничева - Председа-
тель совета Главных конструкторов
по космическому ракетному
комплексу «Ангара»

В.Е. Нестеров

РЕШЕНИЕ

**Совета Главных конструкторов
«АНАЛИЗ ХОДА РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ
КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО
КОМПЛЕКСА «АНГАРА»**

г. Москва, 17 октября 2006 г.

Заслушав доклады Генеральных и Главных конструкторов по анализу новой концепции создания комплекса, Генерального плана-графика создания КРК «Ангара» (Дополнение 2), анализу хода создания составных частей комплекса, работ по изготовлению наземного технологического оборудования, и анализу хода строительно-монтажных работ объектов космодрома «Плесецк».

Совещание Главных конструкторов решило:

1. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева представить на согласование в 4 ЦНИИ МО и ЦНИИМАШ техническое задание на РН «Ангара-А1.2» и организовать выпуск и согласование необходимых документов сквозного планирования (Схем деления, ПОН, КПЭО).

Срок - 15.12.06 г.

«УТВЕРЖДАЮ»

Генеральный директор ГКНПЦ им.М.В.Хруничева-
Председатель совета Главных конструкторов по кос-
мическому ракетному комплексу «Ангара»



В.Е.Нестеров

РЕШЕНИЕ

Совета Главных конструкторов
«АНАЛИЗ ХОДА РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ КОСМИЧЕСКОГО
РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА «АНГАРА»

г.Москва, «17» октября 2006г.

Заслушав доклады Генеральных и Главных конструкторов по анализу новой концепции создания комплекса, Генерального план-графика создания КРК «Ангара» (Дополнение 2), анализу хода создания составных частей комплекса, работ по изготовлению наземного технологического оборудования, и анализу хода строительно-монтажных работ объектов космодрома «Плесецк».

Совещание Главных (Генеральных) конструкторов констатирует:

1. Поручения Решения от 16-17.11.2005г. выездного Совета Главных конструкторов на космодроме «Плесецк» и Коллегии Роскосмоса от 28.11.2005г. в основном выполнены.
2. Разработан и утвержден Генеральный план-графика создания космического ракетного комплекса «Ангара» Дополнение №2.
3. Работы в ГКНПЦ им.М.В.Хруничева и кооперации исполнителей, изготовление наземного технологического оборудования и строительно-монтажные работы на объектах унифицированного стартового и технического комплексов поводятся в соответствии с утвержденным Генеральным план-графиком.
4. В соответствии с докладом Генерального директора КБТМ, конструкторская документация на облицовку газоходов выпущена и принята 1523 ВП МО 17.10.06г. Исходные данные для монтажа закладных элементов металлоконструкций пускового стола выданы в 31 ГПИ СС.
5. Требуя завершения работы КБТМ по разработке решения о поэтапной сдаче КД на крупногабаритные изделия объектов УСК (КЗБ и ТУА).
6. КБТМ необходимо завершить выдачу 31ГПИ СС исходных данных, необходимых для выпуска проектной документации.
7. Не завершены работы по комплектованию стенда ГРСИ в НПП АП.

2. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и КБТМ завершить оформление решения о поэтапной выдаче КД предприятиям-изготовителям кабель-заправочной башни и ТУА.

Срок 30.11.06 г.

3. КБТМ организовать сдачу в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева выпущенной КД на облицовку газопроводов и передать документацию на заводы-изготовители.

Срок-25.10.06 г.

- Д. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, КБТМ и ВП МО при них, образовать рабочую группу по рассмотрению вопросов поэтапного выпуска конструкторской документации на КЗБ и ТУА и разработке мероприятий, направленных на обеспечение сроков передачи КД заводам-изготовителям.

Срок - 01.11.06 г.

5. У ЦНИИ МО, КБ «Салют», НПЦ АП решить вопрос о разработке методики оценки показателя достоверности испытаний на этапе ПРСИ.

Срок - 15.12.06 г.

6. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева обеспечить поставку макетов двигателя РД-191Х на стенд ПРСИ в НПЦ АП.

Срок-31.10.06 г.

7. НПО «Энергомаш», ЦНИИАШ после завершения испытаний двигателей РД-191 №Д004/ и Д005/1 представить в ГКНПЦ им.М.В.Хруничева и 1653 ПЗ согласованные с 210 ВП МО, ИЦ им. М.В. Келдыша и НИИМАШ предложения по обеспечению отработки двигателя РД-191 в заданные сроки.

Срок - 15.12.06 г.

8. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, НИИХИММАШ, НПО «Энергомаш», КБХА, РНЦ ПХ разработать предложения по определению методики осушки керосина РГ-1 при проведении испытаний двигателей, огневых испытаниях и в эксплуатации.

Срок - 15.12.06 г.

9. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева проработать предложения НИИХИММАШ по задействованию в составе стендового оборудования дополнительной батареи баллонов высокого давления, дополнительных емкостей для слива керосина

3. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева рассмотреть предложения ФГУП НПО ИТ по использованию модифицированной системы СКУТ.
4. Поручить НПО ИТ:
- поддержать техническую готовность и модернизацию антенных комплексов «Жемчуг» и «Изумруд», размещенных на трассе ПИК космодрома Плесецк; (работа выполняется вне средств, предусмотренных на ОКР «Ангара»).
5. График работы Совета главных конструкторов на 2007 год утвердить.

Члены Совета главных конструкторов:

Осадченко Александр Сергеевич
Башлаков Анатолий Александрович
Булавкин Вячеслав Васильевич
Клейменов Геннадий Борисович
Данилюк Александр Юрьевич
Мазуров Александр Александрович
Везенов Виталий Иванович
Гаврилин Борис Николаевич
Побелоносцев Константин Александрович
Замышляев Николай Петрович
Казанов Александр Апполонович
Колесников Николай Павлович
Райкунов Геннадий Геннадьевич
Коротев Анатолий Сазонович
Гончар Алексей Григорьевич

Мохов Евгений Алексеевич
Межирицкий Ефим Леонидович
Коротков Олег Валерьевич
Фатеев Игорь Юрьевич
Везенов Виталий Иванович
Райкунов Геннадий Геннадьевич
Рачук Владимир Сергеевич
Сафин Мурад Дильшатович
Свалов Юрий Леонидович
Степанов Михаил Иванович
Сыров Анатолий Сергеевич
Титов Александр Васильевич
Удальцов Юрий Матвеевич

Секретарь СГК Д.Сороковой

после проведения «холодных» проливов, вопросы изготовления систем управления испытаниями.

Срок - 30.11.06 г.

10. ОКБ МЭИ обеспечить поставку ИТС «Орбита» на стенд ПРСИ в НПЦ АП.

Срок - 15.11.06 г.

11. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева обратиться в Управление вооружения и Космические войска с просьбой определить порядок финансирования приобретения вспомогательного оборудования УСК и ТК.

Срок-20.12.06 г.

12. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева обратиться в Управление вооружения и Космические войска по вопросу порядка согласования цен и приемки строительно-монтажных работ, выполняемых в рамках ОКР «Ангара».

Срок-20.12.06 г.

13. Предприятиям-соисполнителям ГКНПЦ им. М.В. Хруничева представить на согласование планы работ предприятий на 2007 г. и необходимые договорные документы для формирования Государственных контрактов на следующий год.

Срок - 15.12.06 г.

14. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева провести проектно-конструкторские проработки (с представлением результатов на экспертизу головных институтов) по применению в составе КРК «Ангара» разгонных блоков на нетоксичных компонентах топлива, разработка которых ведется в соответствии с ФКП-2015 в рамках ОКР «Двина-ДМ» и «Двина КВТК».

Срок - 2007 г.

15. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева продолжить работу по «Плану мероприятий по устранению замечаний ЦНИИмаш, изложенных в заключении на материалы тендерного проекта (Дополнение 1)...» с проведением необходимых проработок и представлением их результатов в ЦНИИмаш.

Срок - 12.2006 г.

16. ЦНИИМАШ и 4 ЦНИИ МО совместно с ГКНПЦ им. М.В. Хруничева проработать предложения по определению перечня перспективных полезных нагрузок, планируемых к запуску на РН «Ангара-А5», «Ангара-А1.2».

Срок - 20.06.07 г.

В 2006 г. «Рособоронзаказ» проводил контрольные мероприятия на ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», ФГУП «КБТМ», ФГУП «Управление специального строительства» № 35 при Спецстрое России и в 391 ОКС МО РФ.

16.11.2006 г. по результатам этой работы директором Федеральной службы по оборонному заказу С. А. Маевым был направлен доклад в ВПК о недостатках в организации работ по ОКР «Ангара», основными из которых являлись.

Неоднократные изменения идеологии построения КРК и порядка выполнения ОКР.

Недостаточная продуманность порядка подтверждения требований ТТЗ на КРК.

Неоправданно длительный срок создания КРК, неудовлетворительное планирование и финансирование работ.

24.11.2006 г. впервые по теме «Ангара» с повесткой о состоянии реализации научно-технических проблем по созданию этого космического ракетного комплекса был проведен научно-технический совет Военно-промышленной комиссии при Правительстве Российской Федерации, который выдал необходимые рекомендации в протоколе заседания №ВПК(нтс) - 13пр.

СОГЛАСОВАНО
Директор Федерального агентства
специального строительства
Н.П. Абрамкин
Н.П. Абрамкин

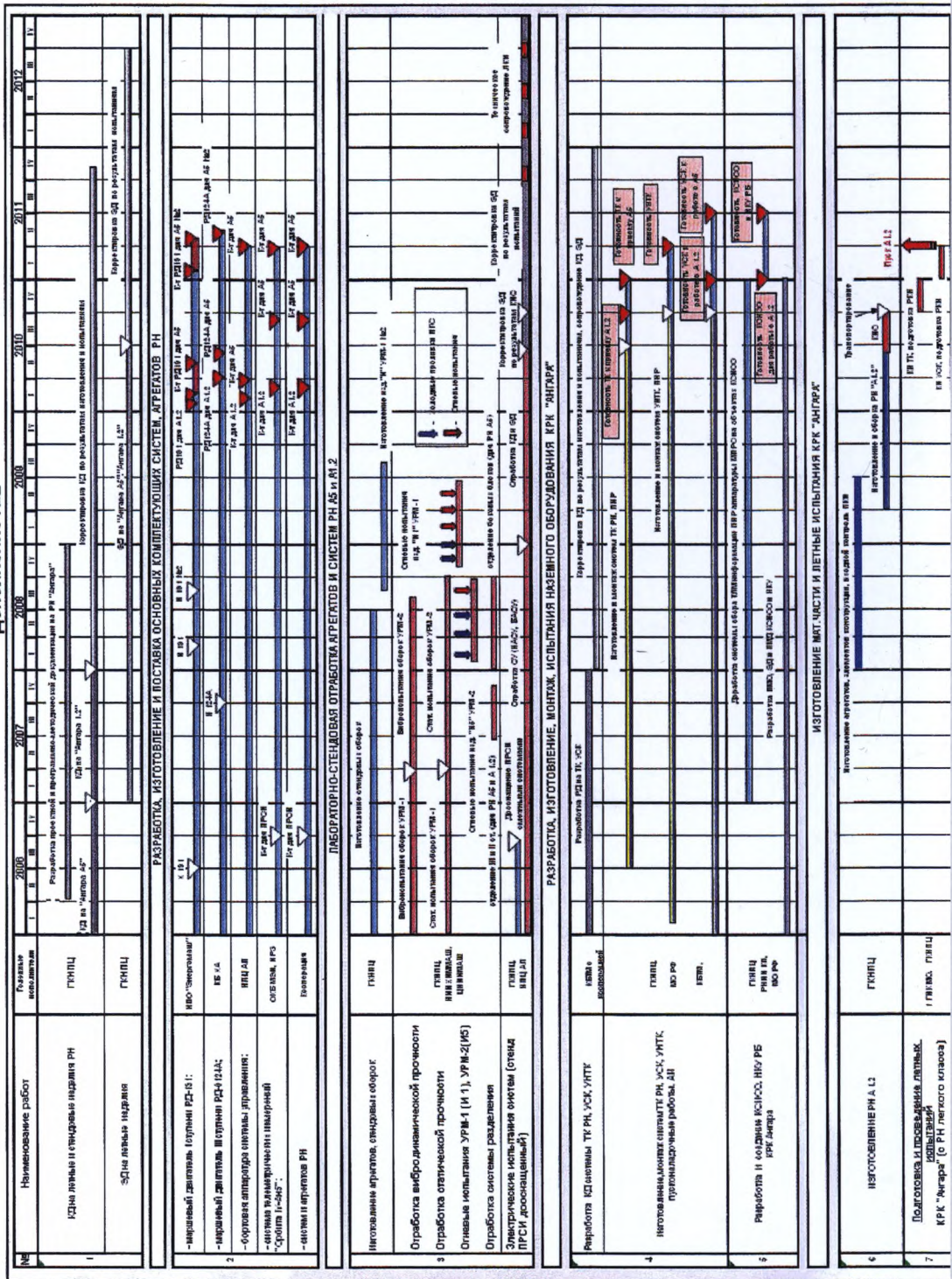
УТВЕРЖДАЮ
Заместитель Министра обороны
Российской Федерации
А.М. Москвитский
А.М. Москвитский

УТВЕРЖДАЮ
Командующий
Космическими войсками
Российской Федерации
В.А. Поповкин
В.А. Поповкин

УТВЕРЖДАЮ
Руководитель Федерального
космического агентства
А.Н. Перминов
А.Н. Перминов

УТВЕРЖДАЮ
Генеральный директор
ГНЦ РК им. М. В. Хруничева
В.Е. Нестеров
В.Е. Нестеров

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ПЛАН-ГРАФИК СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА "АНГАРА" Дополнение №2



Заседание проходило под председательством руководителя секции №3 НТС ВПК Н.А. Анфимова. На заседании присутствовали:

члены ВПК - В. Г. Дмитриев, А. П. Бобрышев, А. Н. Перминов;

члены НТС ВПК - Ю. А. Колесников, В. В. Василенко, А. С. Коротеев, В. П. Легостаев, В. П. Мисник, Ю.М. Урличич;

ответственные работники ФКА - В. П. Ремишевский, Н. И. Якушин, В. И. Бондаренко;

ответственные представители Минобороны - А. П. Лопатин, А.Ю. Данилюк, А. И. Устинкин,

А. И. Олексенко, С. В. Ковальчук, И. И. Кузнецов, С. А. Пелипенко, А. В. Фирсанов, Ю. В. Власов;

руководители и представители предприятий оборонно-промышленного комплекса - В. Е. Нестеров, Ю. О. Бахвалов, Г. П. Бирюков, В. И. Лукьященко, В. В. Вахниченко, А. И. Кузин, В. Н. Денчик, А. Г. Гончар, Н.А. Пирогов, В.С. Рачук, Е.Л. Межерицкий, А.А. Макаров, Н.Г. Паничкин.

Основные рекомендации НТС состояли в следующем.

- Для обеспечения готовности строящихся объектов наземного комплекса КРК «Ангара» к монтажу технологического оборудования в 2008 году внести предложение по перераспределению средств на проведение строительно-монтажных работ по КРК «Ангара», предусмотренных в ФЦП «Развитие российских космодромов на 2006-2015 годы», с сохранением общих объемов финансирования.
- ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» с участием ФГУП КБТМ во 2 квартале 2007 года провести оценку сроков и затрат на дооснащение наземного комплекса под кислородно-водородный разгонный блок.
- Роскосмосу и Минобороны России в 4 квартале 2007 года подготовить предложения по уточнению программы целевого использования КРК «Ангара» в период до 2020 года в интересах федеральных и коммерческих заказчиков.
- Роскосмосу и Минобороны России с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» внести во 2 квартале 2007 года в Правительство Российской Федерации проект программы технического перевооружения и подготовки серийного производства ракет-носителей «Ангара» на ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» и предприятиях кооперации с предложениями по ее финансированию.

11.12.2006 г. впервые по теме «Ангара» прошло заседание Военно-промышленной комиссии при Правительстве РФ под председательством С.Б. Иванова.

На заседании присутствовали:

члены ВПК - В. Н. Путилин, И. В. Боровков, В. Г. Дмитриев, Ю. Н. Балуюевский, А. П. Бобрышев, А. Г. Бурутин, Ю. К. Демченко, В. М. Заварзин, Н.П. Лаверов, М.И. Лычагин, Н.Ф. Моисеев, А.Н. Перминов, В.Я. Пospelов, М.И. Суходольский, В.Б. Христенко;

руководители, заместители руководителей федеральных органов исполнительной власти -

Н.П. Аброськин, А.Р. Белоусов, В.А. Давыдов, И.М. Каменский, С.А. Маев;

от Администрации Президента РФ - В. М. Попик;

от аппарата Совета Безопасности - А. Ю. Виданов, Н. П. Хануков;

ответственные работники федеральных органов исполнительной власти - А. В. Гребенюк,

А. В. Живихин, А. И. Иванов, О. Н. Колесник, Ю. А. Колесников, А. Г. Комлев, А. П. Лопатин, Е. В. Мартынов, В. Г. Михеев, В. И. Попов, В. А. Поповкин, С. В. Прокошенков, А. В. Смольяков, С. В. Хуторцев, В. Е. Чистова, А. Н. Чулков;

руководители предприятий оборонно-промышленного комплекса - Н.А. Анфимов, В.В. Василенко, А. Г. Гончар, И. М. Гончаренко, А. И. Кузин, В. Е. Нестеров, Ю. М. Урличич;

ответственные работники аппарата Правительства РФ - В. П. Артемов, А. В. Беляев, А. В. Вагин, В.И. Волков, С. В. Заика, А. В. Кизенко, Б. А. Казаченко, С.П. Макеев, В. А. Рузаев, В.Е. Сурыгин, А. В. Урюпин, В. К. Уткин, Н. Е. Циркунов, В. А. Чернов.

На заседании было отмечено, что состояние разработки конструкторской документации, изготовление опытных образцов, выполнение экспериментальных работ и испытаний элементов

КРК «Ангара», а также планируемые объемы финансирования, предусмотренные указанными программно-плановыми документами, позволяют обеспечить готовность КРК «Ангара» к началу летных испытаний в 2010 году.

В протоколе заседания были даны следующие основные поручения.

- Минобороны России (А. М. Московскому), Роскосмосу (А. П. Перминову), совместно со Спецстроем России, с участием заинтересованных федеральных органов исполнительной власти и ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» разработать и представить в феврале 2007 г. в Военно-промышленную комиссию при Правительстве Российской Федерации генеральный план-график создания КРК «Ангара».
- В целях консолидации производственных, технологических, научно-технических и финансовых ресурсов, предусмотренных для создания КРК «Ангара», Минобороны России (А. М. Московскому), Роскосмосу (А. Н. Перминову) совместно со Спецстроем России, с участием заинтересованных федеральных органов исполнительной власти и ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» разработать межведомственную комплексную целевую программу создания КРК «Ангара», предусмотрев в ней объединение ресурсов, предусмотренных федеральными целевыми программами «Развитие российских космодромов на 2006-2015 годы», «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации на 2007–2010 и на период до 2015 года», «Национальная технологическая база» на 2007-2011 годы, а также Федеральной космической программы России на 2006-2015 годы и Государственной программы вооружения на 2007-2015 годы.
- Минобороны России (Ю. Н. Балуюевскому) совместно с заинтересованными федеральными органами исполнительной власти ускорить представление в Правительство РФ проектов решений Президента Российской Федерации и Правительства Российской Федерации по вопросам создания КРК «Ангара» в соответствии с Государственной программой вооружения на 2007-2015 годы.
- Минобороны России (А. М. Московскому, Роскосмос (А. Н. Перминову) с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» разработать предложения по уточнению целевого использования КРК «Ангара» в интересах государственных и коммерческих заказчиков, провести оценку и по ее результатам разработать предложения по снятию с производства и выводу из эксплуатации существующих ракет-носителей, вместо которых планируется использование РН «Ангара».
- Роскосмосу (А.Н. Перминову) совместно с Минобороны России и Рособоронзаказом представить в месячный срок в Военно-промышленную комиссию при Правительстве Российской Федерации предложения по кандидатуре на должность генерального конструктора КРК «Ангара».

Одним из важнейших поручений стало создание межведомственной комплексной целевой программы создания КРК «Ангара», объединяющей все финансовые ресурсы, предусмотренные разрозненными федеральными целевыми программами

Забегая вперед, скажу, что разработанная, согласованная со всеми заинтересованными министерствами и ведомствами МКЦП, одобренная ВПК, была представлена в Правительство РФ и если бы она обрела свой законный статус, то летные испытания КРК «Ангара» были бы начаты существенно раньше 2014 года. Но этого не произошло.

14.12.2006 г. с целью организации взаимодействия федеральных органов исполнительной власти и обеспечения сбалансированного проведения работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара» было принято «Решение о межведомственной координирующей группе по созданию космического ракетного комплекса «Ангара».

Решение было утверждено: директором Федерального агентства специального строительства РФ Н. Аброськиным, руководителем Федерального агентства по промышленности Б. Аleshиним, руководителем Федерального космического агентства А. Перминовым, начальником Генерального штаба Вооруженных сил РФ-первым заместителем Министра обороны РФ Ю. Балуевским и согласовано: М. Лейбманым, А. Дутовым, В. Ремишевским, А. Московским, а также В. Поповкиным и В. Нестеровым.

В решении объявлялось об организации межведомственной координирующей группы (МВГК) по созданию КРК «Ангара» под председательством командующего Космическими войсками В.А. Поповкина.

Этим решением было утверждено положение о МВГК и ее состав.

Заместителями МВГК были назначены:

Лейбман Михаил Евгеньевич - первый заместитель директора Спецстроя России;

Лопатин Александр Петрович - начальник вооружения, заместитель командующего Космическими войсками по вооружению;

Ремишевский Виктор Петрович - заместитель руководителя Роскосмоса.

Членами МВГК стали:

Анфимов Николай Аполлонович - генеральный директор ФГУП «ЦНИИМАШ»;

Бычковский Александр Георгиевич - заместитель генерального директора ФГУП «МП «Звездочка»;

Василенко Владимир Васильевич - начальник А ЦНИИ Минобороны России;

Гончар Алексей Григорьевич - генеральный директор ФГУП «КБТМ»;

Иванов Владимир Николаевич - начальник строительства, инженерно-технического обеспечения и расквартирования войск, помощник командующего Космическими войсками;

Копытовский Сергей Николаевич - начальник центрального производственного распределительного управления Спецстроя России;

Люхин Александр Викторович - начальник управления заказов и поставок космических систем и средств РКО Минобороны России;

Нестеров Владимир Евгеньевич - генеральный директор ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»;

Пилипенко Сергей Александрович - начальник организационно-планового управления войсковой части 56756;

Тапугь Леонард Юльянович - заместитель начальника управления средств выведений, наземной космической инфраструктуры и кооперационных связей Роскосмоса;

Чулков Александр Николаевич - начальник управления средств выведения, наземной космической инфраструктуры и кооперационных связей Роскосмоса;

Секретарями МВГК были назначены:

Калинин Сергей Юрьевич - начальник отдела войсковой части 56756;

Сороковой Дмитрий Борисович - главный конструктор темы КБ «Салют» ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева».

14.12.2006 г. Президент РФ В. В. Путин посетил космодром «Плесецк», где ему было доложено о состоянии работ по созданию наземного комплекса КРК «Ангара». Владимир Владимирович не только выдал указания по ускорению строительства наземного комплекса, но и принял решение о существенном улучшении социальной структуры г. Мирный, которое вошло в Федеральную программу развития космодромов.

19.12.2006 г. в адрес руководителя Федерального космического агентства А.Н. Перминова и командующего Космическими войсками В.А. Поповкина от Генерального директора ГКНПЦ им. М. В. Хруничева было направлено обращение с предложением комплекса мероприятий по совершенствованию технико-экономических характеристик РН тяжелого класса «Ангара-А5». Более подробно об этом написано в 15 главе этой книги.



Командующий КВ В.А. Поповкин докладывает Президенту РФ В.В. Путину. Справа Министр обороны С.Б. Иванов, на заднем плане - начальник Спецстроя РФ Н.П. Аброськин

Институтами заказчика и заказчиками предложения отвергнуты не были, но восприняты были без особого энтузиазма. По всей видимости, вопрос был поднят преждевременно. Но Центр продолжал работать над этой идеей.

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР
им. М. В. ХРУНИЧЕВА
(ГКНПЦ им. М. В. Хруничева)

19.12.06 № 352/6A7

Руководителю Федерального космического
агентства
ПЕРМИНОВУ А.Н.

Командующему Космическими войсками
ПОПОВКИНУ В.А.

По вопросу совершенствования технико-эко-
номических характеристик РН тяжелого класса
«Ангара-А5»

Уважаемый Анатолий Николаевич!
Уважаемый Владимир Александрович!

В настоящее время работы по созданию РН тя-
желого класса «Ангара-А5» ведутся в строгом соответствии с утвержденным Вами «Генераль-
ным планом-графиком создания космического ракетного комплекса «Ангара». Дополнение 2».

005562

Федеральное космическое агентство
Федеральное государственное унитарное предприятие
**ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ
НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР
им. М. В. ХРУНИЧЕВА**
(ГКНПЦ им. М. В. Хруничева)
Нововолокна ул., д. 18, г. Москва, 121087
Тел. (495) 145-9034, факс (495) 142-3900, e-mail: grom@skk.ru
ОКПО 17664076, ОГРН 1027739198896, ИНН/КПП 7706032050/770601001

№ 19.12.06 № 352/6A7

Руководителю Федерального
космического агентства
ПЕРМИНОВУ А.Н.
107996, г. Москва, ул. Щепкина, 42

Вх. АП-17622
от 20.12.06 г.

Вх. 6848
от 21.12.06 г.

Командующему Космическими войсками
ПОПОВКИНУ В.А.
119160, г. Москва

По вопросу совершенствования технико-экономических характеристик
РН тяжелого класса «Ангара-А5»

Уважаемый Анатолий Николаевич!
Уважаемый Владимир Александрович!

В настоящее время работы по созданию РН тяжелого класса «Ангара-А5»
ведутся в строгом соответствии с утвержденным Вами «Генеральным
планом-графиком создания космического ракетного комплекса «Ангара»,
Дополнение 2».

Характеристики этой РН в основном соответствуют данным технического
проекта выполненного в 2000 году.

Однако оценка трудоемкости изготовления летных изделий показывает,
что стоимостные характеристики РН существенно превышают заданные в ТТЗ
уровни. При передаче изделия в серийное производство с учетом модернизации
оборудования характеристики значительно улучшатся, но не достигнут
заданных значений. Нами проработан ряд конструктивных решений, внедрение
которых позволит существенно снизить трудоемкость изготовления.

АП-17622
20.12.2006.

Характеристики этой РН в основном соответствуют данным технического проекта выполненного в 2000 году.

Однако оценка трудоемкости изготовления летных изделий показывает, что стоимостные характеристики РН существенно превышают заданные в ТТЗ уровни. При передаче изделия в серийное производство с учетом модернизации оборудования характеристики значительно улучшатся, но не достигнут заданных значений. Нами проработан ряд конструктивных решений, внедрение которых позволит существенно снизить трудоемкость изготовления.

Во-первых, при условии внедрения современного и высокоточного оборудования и технологических процессов возможно:

- применить фрикционную сварку блоков;
- повысить точности отработки вафельных панелей.

Данное оборудование используется при изготовлении РН «Атлас-5», «Дельта-Л».

Во-вторых, при условии оптимизации нагрузок на боковые блоки и центральный блок:

- перейти на гладкие обечайки на боковых блоках (трудоемкость изготовления боковых блоков составляет 60% трудоемкости изготовления РН «Ангара-А5»).

В третьих, при незначительной доработке наземного оборудования (введение дополнительных систем):

- снятие систем «газ-лифт» для захлаживания двигателя РД-191;
- снятие системы пожаропредупреждения;
- снятие бортовой аппаратуры системы обеспечения заправки и концевых выключателей с агрегатов двойного использования.

Подробно эти мероприятия изложены в Приложении.

Указанные мероприятия существенно снижают трудоемкость изготовления РН при сохранении:

- надежности изделия;
- тактико-технических характеристик.

При этом снижается масса изделия и повышается энергетическая эффективность.

Внедрение данных мероприятий потребует доработки документации и проведения дополнительных испытаний, однако указанные работы могут быть проведены в соответствии со сроками генерального графика и не потребуют увеличения цены ОКР, определенной действующими дополнительными соглашениями к госконтрактам с ФКА и КВ МО РФ.

Прошу Вашего решения.

Приложение: Мероприятия по снижению стоимости и трудоемкости изготовления РН на 4-х листах.

Генеральный директор ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
В.Е. Нестеров

Во-первых, при условии внедрения современного и высокоточного оборудования и технологических процессов возможно:

- применить фрикционную сварку блоков;
- повысить точности отработки вафельных панелей.

Данное оборудование используется при изготовлении РН «Атлас-5», «Дельта-Л».

Во-вторых, при условии оптимизации нагрузок на боковые блоки и центральный блок:

- перейти на гладкие обечайки на боковых блоках, (трудоемкость изготовления боковых блоков составляет 60% трудоемкости изготовления РН «Ангара-А5»).

В третьих, при незначительной доработке наземного оборудования (введение дополнительных систем):

- снятие систем «газ-лифт» для захлаживания двигателя РД 191;
- снятие системы пожаропредупреждения;
- снятие бортовой аппаратуры системы обеспечения заправки и концевых выключателей с агрегатов двойного использования.

Подробно эти мероприятия изложены в Приложении.

Указанные мероприятия существенно снижают трудоемкость изготовления РН при сохранении:

- надежности изделия;
- тактико-технических характеристик.

При этом снижается масса изделия и повышается энергетическая эффективность.

Внедрение данных мероприятий потребует доработки документации и проведения дополнительных испытаний, однако указанные работы могут быть проведены в соответствии со сроками генерального графика и не потребуют увеличения цены ОКР, определенной действующими дополнительными соглашениями к госконтрактам с ФКА и КВ МО РФ.

Прошу Вашего решения.

Приложение: Мероприятия по снижению стоимости и трудоемкости изготовления РН на 4-х листах.

Генеральный директор ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
С.В. Уваров В.Е. НЕСТЕРОВ

Работы по КРК «Ангара» в 2006 году

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева

Лабораторно-стендовая отработка узлов, агрегатов, изделий.
Изготовлено.

57 узлов, агрегатов для автономных испытаний.

Сборка А2а - для статических испытаний.

Сборка А8 (гаргроты, обтекатели) для статических испытаний.

Сборки А14 и А15 для статических испытаний.

Сборка В3 для динамических испытаний.

Сборка 2Б5 для отработки ПГС.

Сборка 2Б3 для отработки демпфера.

Оснастка для проведения испытаний.

КБ «Салют» испытано.

31 узел и агрегат (автономные испытания).

Сборка А2а - 7 видов испытаний из 12 (статические испытания).

Сборка А3 - конфигурации АЗ, АЗд и АЗу (статические испытания).

Сборка А8 - 9 испытаний из 10 (статика обтекателей).

Сборка В3 - испытания начаты.

В настоящее время на испытаниях находятся.

64 узла и агрегата (автономные испытания).

Сборка А2а - оставшиеся случаи нагружения.

Сборка А3 - доработка после испытаний по случаю АЗу.

Сборка Д1 - отработка ПГС («холодные» проливки).

Сборки 2Б3 и 2Б5 монтируются в цехах испытаний.

Сборка В3 - в ЦНИИМАШ-динамические испытания.

Объем проведенной автономной отработки систем и агрегатов РН составляет 70%, по изделиям ЛСО-25%, и обеспечивает выполнение директивных сроков готовности КРК «Ангара» кЛИ.

НПО «Энергомаш»

Изготовлены 3 двигателя РД-191 для доводочных испытаний.

Произведена переборка 3 двигателей после испытаний.

Проведено 18 огневых испытаний.

Всего - 41 огневое испытание.

Общая «огневая» наработка составила 6358,6 с.

КБХА

Изготовлено 2 двигателя РД-0124 для доводочных испытаний.

Проведено 8 огневых испытаний.

Всего - 31 огневое испытание.

Общая огневая наработка составила 8717,4 с.

НПЦ АП

По системе управления завершается выпуск конструкторской документации, приборы, входящие в состав СУ прошли лабораторные испытания. Следует отметить, что приборный состав системы управления заимствуется с доработками от РН «Протон-М», «Зенит-3SL».

ОКБ МЭИ

По системе телеметрических измерений завершается выпуск конструкторской документации, приборы, входящие в состав СТИ, прошли испытания.

Прототип СТИ РН «Ангара-А5»-система «Орбита-ИВМО» проходит ЛИ в составе ракет «Тополь-М» и «Булава» с положительными результатами.

СТИ «Орбита-1\АН5» РН «Ангара-А5» для стенда ПРСИ в НПЦ АП изготовлена Ижевским радиозаводом (ИРЗ) в декабре 2006 года. Комплект аппаратуры не прошел ПСИ, выявлена необходимость доработки и повторения испытаний.

Ожидаемый срок поставки для стенда ПРСИ:

СТИ «Орбита-ИВАН5-01» - 30 января 2007 г.

СТИ «Орбита-ИВАН5-02» – 28 февраля 2007 г.

КБТМ

Степень разработки КД по системам составляет в среднем 66% (по составным частям НК-от 43% до 83%). Необходимо направить усилия на разработку комплектов КД, позволяющих осуществить поэтапную передачу документации на заводы-изготовители наземного оборудования. Из-за задержки с разработкой КД на металлооблицовку газоходов УСК в 2006 году сорваны работы по изготовлению и монтажу элементов конструкции пускового стола на УСК.

Запланировано не позднее II кв. 2007 года начать передачу КД на заводы-изготовители металлоемких конструкций с длительным циклом изготовления (КЗБ, ТУА, комплект устройств отвода).

В полном объеме завершение разработки КД для изготовления систем и агрегатов длительного цикла изготовления, монтажа и испытаний планируется в 2007 году, по КПА - в 2008 году.

Итоги выполнения Генерального плана-графика

Анализ хода работ по созданию комплекса «Ангара» показал, что все работы, предусмотренные Генеральным планом-графиком создания КРК «Ангара» (Дополнение 2) в 2006 году, в основном выполнены. За исключением следующих работ.

Не проведено доукомплектование стенда ПРСИ в НПЦ АП по причине недопоставки СТИ «Орбита» (разработчик - ОКБ МЭИ, изготовитель - Ижевский радиозавод). Комплект аппаратуры был изготовлен ИРЗ в декабре 2006 г., однако на приемо-сдаточных испытаниях была выявлена необходимость доработки аппаратуры с последующим повтором ПСИ. Новый срок поставки-февраль 2007 г.

Не изготовлен комплект металлооблицовки газоходов УСК по причине задержки с выпуском КД (разработчик - КБТМ, изготовитель - ЗАО «Промышленные технологии»),

Не проведена антикоррозионная обработка металлоконструкций агрегата РСК-1600 по причине неурегулированности вопросов выполнения и оплаты работ по проектно-сметной документации при заключении договора с ОАО «Криогенмонтаж» в рамках финансирования ОКР.

Объем работ, финансируемых Минобороны по Гособоронзаказу в 2006 г., выполнен полностью на сумму 2 млрд 800 млн руб. и сдан заказчику.

Объем работ, финансируемый Роскосмосом по Федеральной космической программе в 2006 г. выполнен полностью на сумму 310 млн руб. и сдан заказчику.

4.2. 2007 ГОД

С начала 2007 г. активно заработала Межведомственная координирующая группа (МВКГ) под председательством командующего Космическими войсками В. А. Поповкина, созданная в декабре 2006 г.

19.01.2007 г. состоялось первое заседание МВКГ, на котором были подведены итоги 2006 г. и рассмотрены проблемные вопросы выполнения работ в 2007 г. Был одобрен план работ группы на 2007 г. и дано 15 поручений, наиболее важными из которых являлись.

- ГКНПЦ представить в МО РФ новый вариант генерального план-графика создания комплекса «Ангара» для последующего представления в ВПК.
- КВ и ГКНПЦ разработать проект межведомственной комплексной целевой программы создания КРК «Ангара».
- 4 ЦНИИ МО, ЦНИИМАШ, ГКНПЦ подготовить предложения по уточнению целевого использования КРК «Ангара» в интересах государственных и коммерческих заказчиков и по снятию с производства и выводу из эксплуатации существующих РН, вместо которых планируется использовать РН «Ангара».

27.02.2007 г. было проведено второе заседание МВКГ на космодроме «Плесецк», где в первую очередь обсуждались проблемные вопросы по созданию наземного комплекса КРК «Ангара», было дано 21 поручение. Вот основные из них.

- ГКНПЦ совместно с Космическими войсками и Спецстроем России разработать детальный план проведения работ на космодроме «Плесецк» по созданию наземной инфраструктуры КРК «Ангара».
- ГКНПЦ с предприятиями-соисполнителями ОКР «Ангара» заключить долгосрочные договоры на весь период выполнения ОКР по твердой фиксированной цене.
- ГКНПЦ им. М. В. Хруничева обеспечить постоянное присутствие на космодроме полномочных представителей головного разработчика КРК «Ангара» и предприятий-разработчиков составных частей комплекса с целью общей координации работ.

27.02.2007 г. там же на космодроме прошло заседание Совета главных конструкторов по КРК «Ангара».

В начале 2007 г. руководством ГКНПЦ было принято 2 решения, касающихся облика ряда РН «Ангара».

Первое из них - об организации работ по снижению трудоемкости изготовления, повышению энерго-массовых характеристик РН «Ангара-А5» и эффективности целевого применения КРК «Ангара» (Приказ ГД от 16.01.07 г. № 14). В числе мероприятий, разработанных в течение года по этому Приказу (и развивающих его решений № 255/А-2007 г. от 25.06.2007 г., № 275/А-2007 г., № 288/А-2007 г. от 05.12.2007 г.) предложения по установке высотных сопловых насадок на двигатели РД-191 и РД-0124А, по внедрению перелива КРТ из боковых баков в центральный бак РН «Ангара-А5», по улучшению технологии изготовления (фрикционная сварка, повышение точности обработки обечаек и др.), упрощение конструкции РН (снятие «газ-лифт» для захлаживания двигателя РД-191, системы пожаротушения, БА САДУЗ).

Второе - это решение по разработке дополнения № 3 к Техническому проекту КРК «Ангара». Оно вызвано тем, что РН «Ангара-1.2» в существовавшем виде неэффективна и не может выполнять возложенные на нее задачи по доставке на орбиту нужных полезных нагрузок.

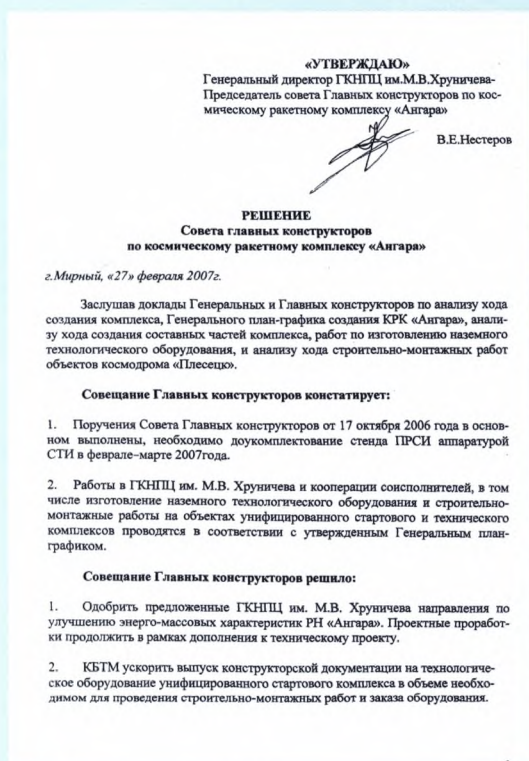


**Сороковой Дмитрий
Борисович**

*Г.павный нонструктор темы
КБ «Салют», сенретарь
МВНГ, сенретарь СГН*



26-28 февраля 2007 года на космодроме «Плесецк» прошло совещание Совета главных конструкторов и заседание Межведомственной рабочей группы по созданию «Ангара». По итогам заседания командующий Космическими войсками генерал-полковник В. А. Поповкин и Генеральный директор ГКНПЦ им. М. В. Хруничева В.Е. Нестеров ответили на вопросы представителей СМИ



«УТВЕРЖДАЮ»

Генеральный директор ГКНПЦ им. М. В. Хруничева-
Председатель совета Главных конструкторов
по космическому ракетному комплексу «Ангара»
В. Е. Нестеров

РЕШЕНИЕ

Совета главных конструкторов
по космическому ракетному комплексу
«Ангара»

г. Мирный, 27 февраля 2007 г.

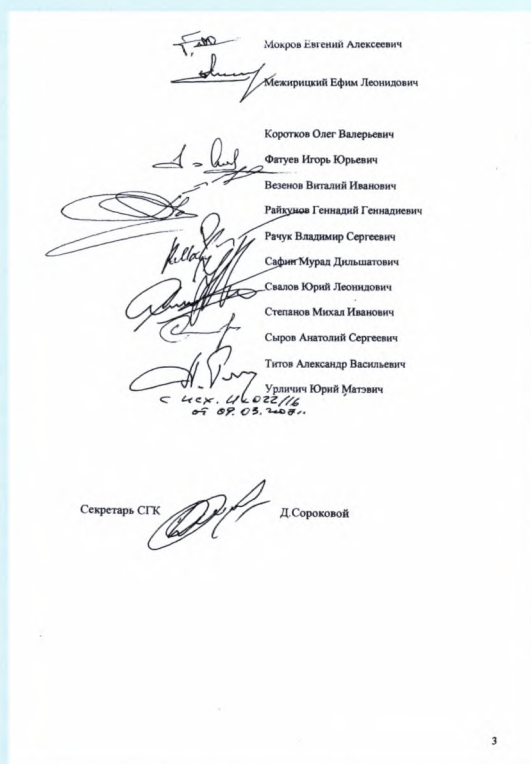
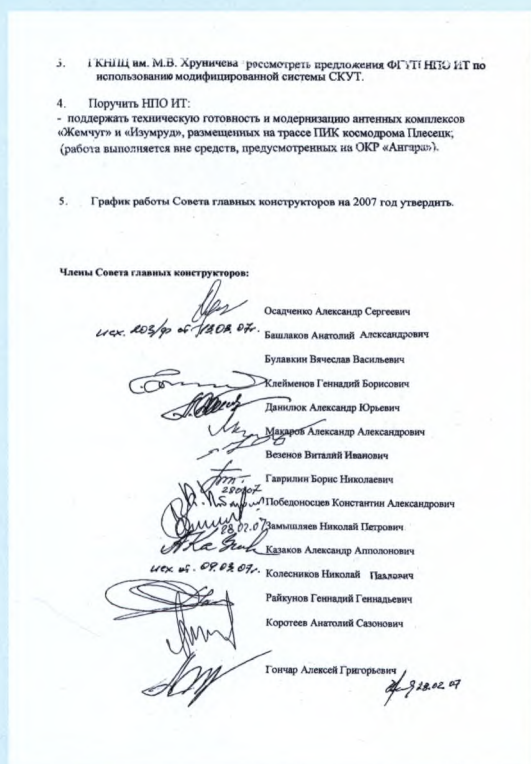
Заслушав доклады Генеральных и Главных конструкторов по анализу хода создания комплекса, Генерального плана-графика создания КРК «Ангара», анализу хода создания составных частей комплекса, работ по изготовлению наземного технологического оборудования и анализу хода строительно-монтажных работ объектов космодрома «Плесецк».

Совещание Главных конструкторов решило:

1. Одобрить предложенные ГКНПЦ им. М.В. Хруничева направления по улучшению энерго-массовых характеристик РН «Ангара». Проектные проработки продолжить в рамках дополнения к техническому проекту.
2. КБТМ ускорить выпуск конструкторской документации на технологическое оборудование унифицированного стартового комплекса в объеме, необходимом для проведения строительно-монтажных работ и заказа оборудования.
3. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева рассмотреть предложения ФГУП НПО ИТ по использованию модифицированной системы СКУТ.
4. Поручить НПО ИТ:
 - поддержать техническую готовность и модернизацию антенных комплексов «Жемчуг» и «Изумруд», размещенных на трассе ПИК космодрома «Плесецк»* (работа выполняется вне средств, предусмотренных на ОКР «Ангара»).
5. График работы Совета главных конструкторов на 2007 год утвердить.

Секретарь СГК

Д. Сороковой



«Дополнение № 3 к ТП...» в части РН «Ангара-1.2» было разработано в 42 книгах. Поскольку оно было разработано в соответствии с приказом Генерального директора ГКНПЦ, то есть в инициативном порядке, то его обсуждение прошло в узком составе на НТС ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, где получило полное одобрение.

В апреле 2007 г. генеральный директор, генеральный конструктор КБ «Арматура» Ю. Л. Арзуманов обратил мое внимание на неудачную, по его мнению, конструкцию устройства

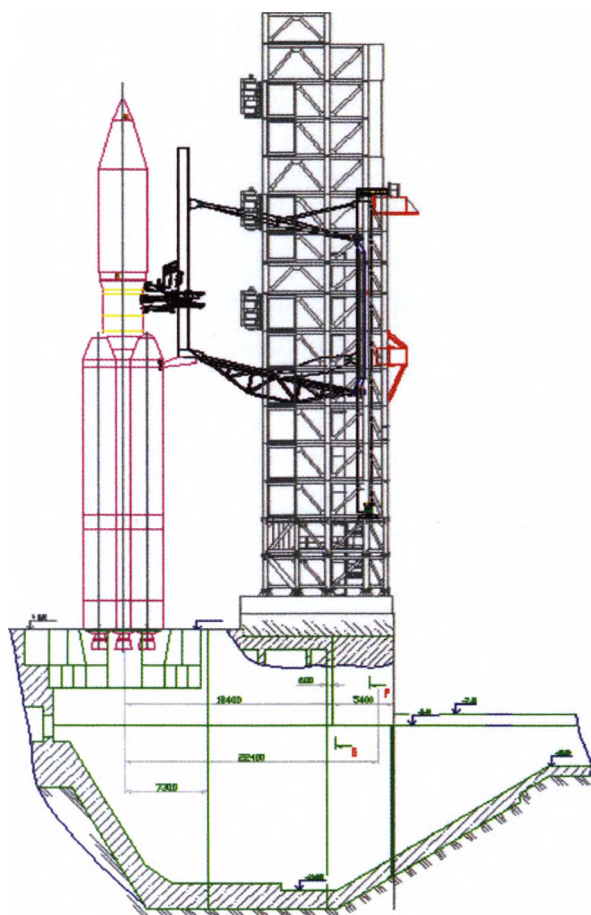


Рис. 4.2.1. Механизм отвода в подсоединенном положении

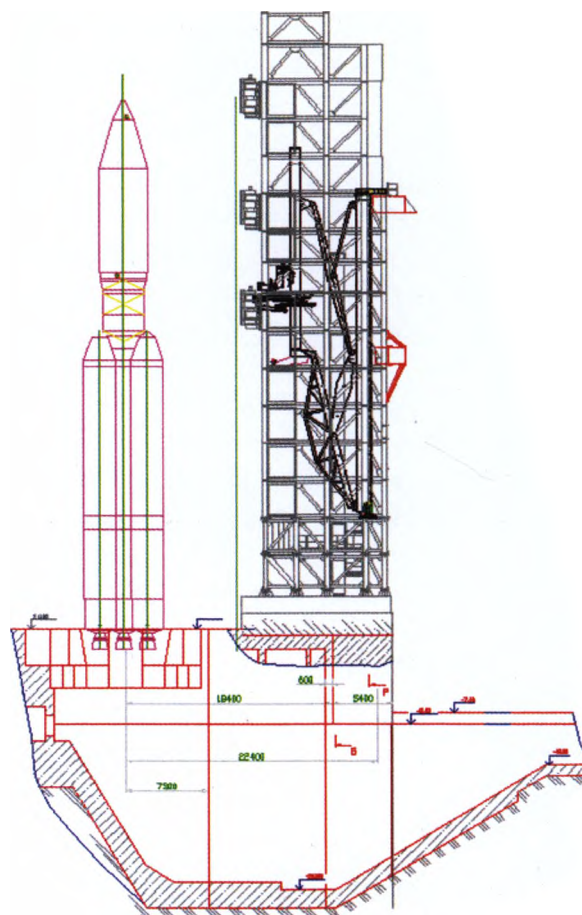


Рис. 4.2.2. Механизм отвода в отведенном положении

удержания и отвода коммуникаций кабель-заправочной башни УСК. Многометровая конструкция после расстыковки с РН по принципу маятника, находящегося в верхней точке, под собственным весом отходит от ракеты-носителя. Общая масса устройства составляла 108,9 тонн. Ничего подобного не было ни на одном СК ни в России, ни за рубежом.

Так как устройство уже разрабатывалось, и на него уже были затрачены определенные средства, вопрос необходимо было решать с заказчиком. О проблеме было доложено командующему КВ В. А. Поповкину, который о стартовых комплексах знал не понаслышке, свою службу он начинал на «Гагаринском старте» космодрома Байконур.

Он сразу собрал совещание всех заинтересованных в КБТМ, головной организации по созданию УСК, где нам показали анимационный фильм, как это устройство работает. На экране это выглядело еще страшнее, чем на чертежах.

На вопрос к конструкторам КБТМ, зачем так усложнять, был получен ответ, что только так можно выполнить требования КБ «Салют» об удержании РН на первых секундах полета для безударного выхода ракеты-носителя из стартового устройства.

Был задан вопрос конструкторам КБ «Салют»: так ли необходимо удержание РН? На это был получен ответ, что после недавно проведенных уточняющих расчетов они пришли к выводу, что от такого удержания можно отказаться.

По результатам совещания была образована совместная рабочая группа, которая рекомендовала существенно более простую и понятную конструкцию агрегата стыковки и отвода коммуникаций общей массой 12,6 тонны, которая впоследствии была создана КБ «Арматура» и отлично себя показала при всех испытаниях и проведении первых пусков РН «Ангара».

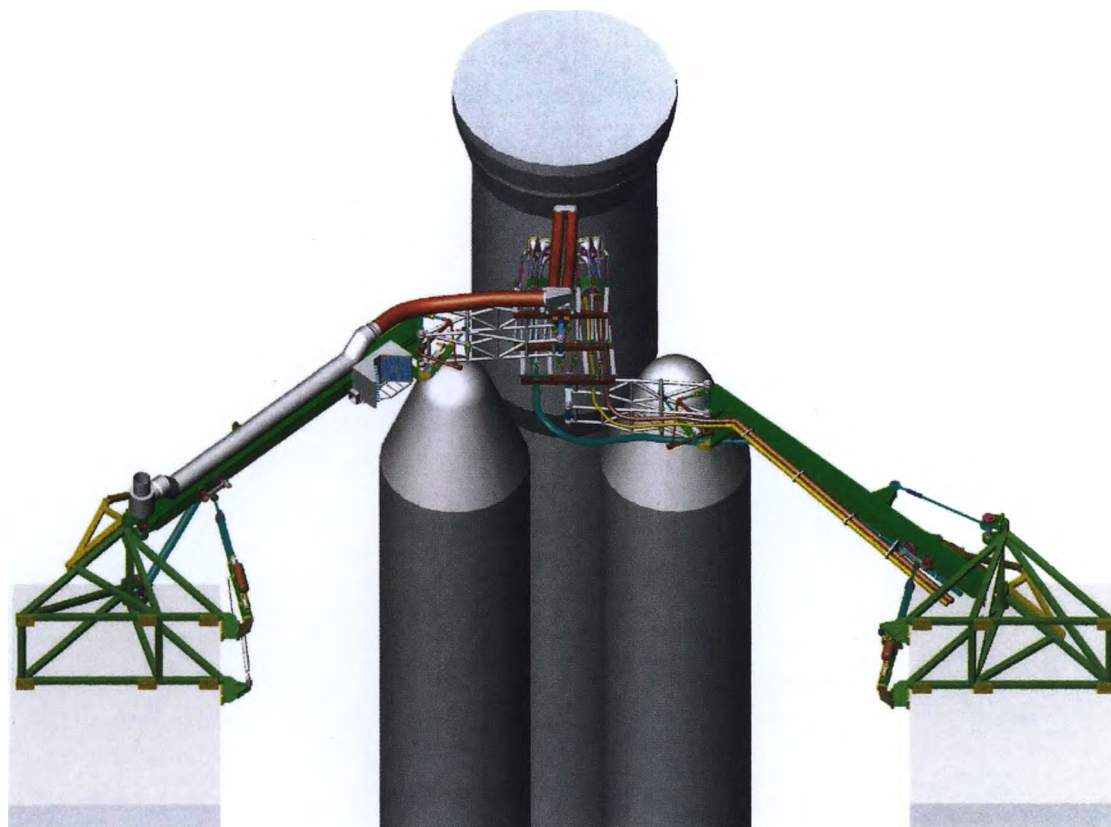


Рис. 6.2.3. Комплект УО БРС РН в подсоединенном положении

28.04.2007 г. прошло третье заседание МВКГ, на котором в основном были рассмотрены проблемные вопросы по работам на космодроме «Плесецк». Было дано 25 поручений, наиболее значительными из которых являлись.

- КБТМ завершить оформление и согласование с предприятиями-соисполнителями решения о поэтапной разработке и выдаче конструкторской документации (КД), обеспечивающей изготовление технологического оборудования в предусмотренные Генеральным планом-графиком создания КРК «Ангара» сроки.
- КБТМ завершить выпуск КПЭО на ТК и УСК КРК «Ангара», уточнить программы заводских испытаний.
- КБТМ оформить решение о порядке применения в АСУ ТО электрорадиоизделий, электронных модулей и материалов иностранного производства.
- В/ч 53145 определить порядок применения твердой фиксированной цены при заключении долгосрочных договоров, а также порядок применения твердых фиксированных расценок при применении ФЭР в рамках ОКР.

28.05.2007 г. было проведено четвертое заседание МВКГ, где были рассмотрены все нерешенные проблемы по КРК «Ангара». Было дано 20 поручений, наиболее важными из которых являлись.

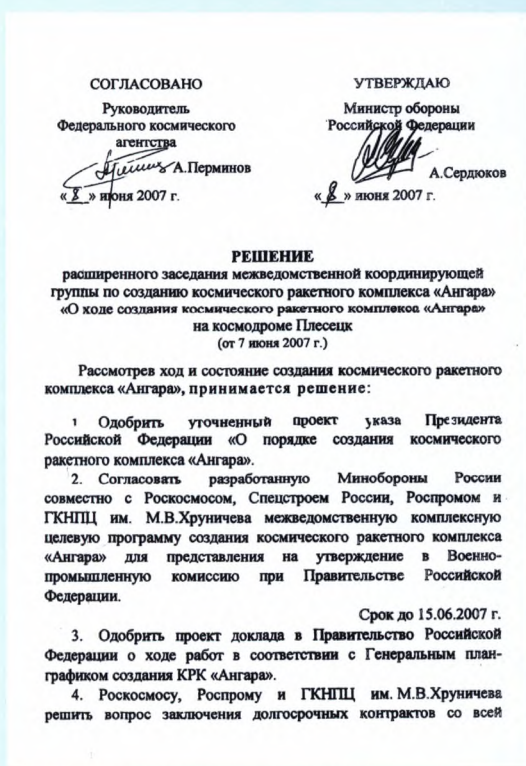
- ГКНПЦ им. М. В. Хруничева подготовить согласованный проект МКЦП создания КРК «Ангара» для представления в ВПК.
- Роскосмосу проработать вопрос использования РН легкого класса «Ангара-1.2» вместо РН «Рокот» для запусков КА в рамках Федеральной космической программы.
- В/ч 13991, в/ч 56756 по результатам ревизии смонтированного на УСК КРК «Ангара» технологического оборудования; принять решение по объему и порядку проведения ремонтно-восстановительных работ, необходимости повторного заказа оборудования.

04.06.2007 г. в городе Омске прошло совещание руководителей ГKNПЦ им. М.В. Хруничева и ПО «Полет», вошедшего в состав ГKNПЦ. Было принято принципиальное решение о загрузке производства ПО «Полет» изделиями разработок ГKNПЦ, в том числе РН «Ангара-1.2», УРМ-1 РН «Ангара-А5».

07.06.2007 г. во время посещения Министром обороны РФ А.Э. Сердюковым космодрома «Плесецк» состоялось расширенное заседание межведомственной координирующей группы по созданию КРК «Ангара» с участием руководителя Роскосмоса А.Н. Перминова.

Главными решениями совещания были.

- Одобрить уточненный проект нового Указа Президента РФ «О порядке создания КРК «Ангара».
- Согласовать разработанную Минобороны России совместно с Роскосмосом, Спецстроем России, Роспромом и ГKNПЦ им. М.В. Хруничева Межведомственную комплексную целевую программу создания космического ракетного комплекса «Ангара» для представления на утверждение в Военно-промышленную комиссию при Правительстве Российской Федерации.



УТВЕРЖДАЮ
Министр обороны
Российской Федерации
А. Сердюков
8 июня 2007 г.

СОГЛАСОВАНО
Руководитель
Федерального космиче-
ского агентства
А. Перминов
8 июня 2007 г.

РЕШЕНИЕ
расширенного заседания межведомственной
координирующей группы по созданию космиче-
ского ракетного комплекса «Ангара»
«О ходе создания космического ракетного
комплекса «Ангара» на космодроме «Плесецк»
(от 7 июня 2007 г.)

Рассмотрев ход и состояние создания косми-
ческого ракетного комплекса «Ангара», принима-
ется решение:

1. Одобрить уточненный проект указа Президента Российской Федерации «О порядке создания космического ракетного комплекса «Ангара».

2. Согласовать разработанную Минобороны России совместно с Роскосмосом, Спец-
строем России, Роспромом и ГKNПЦ им. М.В. Хруничева межведомственную комплексную
целевую программу создания космического ракетного комплекса «Ангара» для представ-
ления на утверждение в Военно-промышленную комиссию при Правительстве Российской
Федерации.

Срок: до 15.06.2007 г.

3. Одобрить проект доклада в Правительство Российской Федерации о ходе работ в соответствии с Генеральным план-графиком создания КРК «Ангара».

4. Роскосмосу, Роспрому и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева решить вопрос заключения долгосрочных контрактов со всей кооперацией предприятий-разработчиков и изготовителей составных частей КРК «Ангара», в объеме предельной лимитной цены.

Срок: до 01.08.2007 г.

5. Роскосмосу (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) подготовить проекты нормативно-правовых актов, определяющих порядок обеспечения подготовки серийного производства РН «Ангара».

Срок: до 01.09.2007 г.

6. Космическим войскам, Спецстрою России во II полугодии 2007 года организовать проведение строительно-монтажных работ на техническом комплексе ракеты-носителя «Ангара».

Начальник вооружения Вооруженных Сил
Российской Федерации -
заместитель Министра обороны
Российской Федерации
Н. Макаров
8 июня 2007 г.

Первый заместитель директора
Федерального агентства специального
строительства Российской Федерации
М. Яейбман
7 июня 2007 г.

Заместитель руководителя Федерального
космического агентства
В. Ремишевский
8 июня 2007 г.

Начальник Генерального штаба
Вооруженных Сил Российской Федерации -
первый заместитель Министра обороны
Российской Федерации
Ю. Балуевский
8 июня 2007 г.

Командующий Космическими войсками,
председатель межведомственной коор-
динирующей группы по созданию космиче-
ского ракетного комплекса «Ангара»
В. Поповкин
8 июня 2007 г.



31.08.2007 г. в НПО «Энергомаш» состоялось очередное заседание МВКГ, где были рассмотрены проблемы создания маршевого двигателя УРМ-1 ракет-носителей «Ангара» и другие вопросы. Было дано 8 поручений, важнейшими из которых являются.

- ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, НПО «Энергомаш» проработать вопрос о необходимости выпуска дополнения к техническому заданию на разработку РД-191.
- ГКНПЦ им. М. В. Хруничева провести НТО по дополнению к ТП № 3 на КРК «Ангара», включающему материалы по РН «Ангара», РН «Ангара-А1.2» первого пуска и РН «Ангара-А1.2» штатная с модернизированной второй ступенью.
- ГКНПЦ им. М. В. Хруничева провести сравнительный анализ вариантов использования разгонных блоков («Бриз-М», «Фрегат», ДМ, КВРБ) в составе КРК «Ангара».

06.09.2007 г. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (направление заместителя Генерального директора А. И. Кузина) совместно с А ЦНИИ МО и ЦНИИМАШ были подготовлены и утверждены руководителями этих организаций В. В. Василенко, Н. А. Анфимовым и В. Е. Нестеровым «Предложения по уточнению целевого использования КРК «Ангара» в период до 2020 года в интересах федеральных и коммерческих заказчиков, а также в рамках международного сотрудничества».

Документ констатировал, что потребности в проведении пусков РН семейства «Ангара» в интересах федеральных заказчиков составят.

РН «Ангара-1.2» - 53 пуска.

РН «Ангара-А5» - 21 пуск.

Потребности в коммерческих пусках в период до 2020 г. могут составить.

РН «Ангара-1.2» - до 7 пусков.

РН «Ангара-А3» - до 6 пусков.

РН «Ангара-А5» - до 7 пусков.

Состояние работ по созданию наземного комплекса КРК «Ангара»

ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» с предприятиями кооперации проводится работа по разработке КД на комплекты наземного оборудования и контрольно-проверочной аппаратуры РН, разгонного блока и космической головной части КРК «Ангара».

Завершена разработка рабочей документации (далее - РД) на 7 систем из 14 по техническому комплексу РН и РБ.

Завершена разработка РД на 8 систем из 13 по универсальному стартовому комплексу.

Завершена разработка РД на 4 системы из 15 по универсальному наземному техническому комплексу.

ФГУП «КБТМ» (г. Москва) с предприятиями кооперации проводится работа по разработке КД и РД на системы и агрегаты наземного комплекса.

Разработана документация на 17 систем из 20 (около 85%) по ТК.

Разработана документация на 20 систем из 30 (около 67%) по УСК.

Разработана документация на 8 систем из 11 (73%) по УНТК (1-го этапа).

Разработана документация полностью по комплексу средств транспортирования на 5 агрегатов из 5 (100%).

По заказам ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» проводится изготовление наземного технологического оборудования УСК и ТК КРК «Ангара».

В настоящее время изготавливаются.

Оборудование пускового стола в составе: рамы пускового стола, преобразователей, электро- и пневмооборудования, деталей комплекта облицовки газоотражателя и закладных элементов.

Оборудование системы производства сжатых газов УСК в составе: компрессорные станции, оборудование компрессорной воздуха, детали и узлы для монтажа магистрального трубопровода.

Оборудование системы хранения и выдачи сжатых газов (1-я очередь) в части комплекта газоснабжения.

Комплект технологического оборудования для ТК (1-я и 2-я очереди).

Комплект агрегатов автоматической стыковки коммуникаций (1-й комплект).

Оборудование системы термостатирования высокого давления в составе: теплообменники - 12 шт., комплекты оборудования трубопроводов - 6 комплектов.

Оборудование системы технологического газоснабжения.

Оборудование системы заправки нафтилом (1-я очередь).

Железнодорожный агрегат транспортирования ускорителя 2-й ступени.

Железнодорожный агрегат транспортирования 1-й ступени.

Комплект монтажной оснастки для пускового стола.

Оборудование из комплекта механо-технологического оборудования (12 наименований).

Детали и сборки комплектов облицовки газоотражателя и закладных элементов пускового стола.

Системы термостатирования высокого и низкого давления.

Система заправки жидким кислородом в согласованном объеме.

Система обеспечения азотом в согласованном объеме.

Системы сбора и нейтрализации промстоков горючего в согласованном объеме.

Кабель-заправочная башня в согласованном объеме.

Комплект средств подключения технологического оборудования в согласованном объеме.

Система выдавливания воды, хранения и выдачи газов.

Второй комплект агрегатов автоматической стыковки коммуникаций в полном объеме.

Система контроля содержания кислорода в согласованном объеме.

Проведена проверка механических свойств материала комплектов облицовки и закладных элементов пускового стола.

Проводится работа по продлению назначенных показателей технологического оборудования, используемого из состава ракетно-космического комплекса «Зенит».

Полностью отправлено с космодрома «Плесецк» оборудование в конструкторское бюро «Арматура» (г. Ковров, Владимирская область).

Отправлены на заводы-изготовители для проведения ремонтно-восстановительных работ азотные газификаторы - 4 шт. и гелиевые компрессоры - 7 шт.

Проводится отбор и подготовка к отправке оборудования, используемого в системах заправки нафтилом, термостатирования высокого и низкого давления, заправки жидким кислородом.

Восстанавливаются наружная и внутренняя поверхности баллонов системы хранения и выдачи сжатых газов.

Таким образом, на сегодняшний день из 114 систем технологического оборудования и контрольно-проверочной аппаратуры изготовлена и находится в стадии изготовления 21 система, что составляет примерно 25% от общего объема необходимого оборудования. Основной объем оборудования запланирован к изготовлению на 2008-2009 гг.

18.09.2007 г. под председательством Н.А. Анфимова прошло заседание научно-технического совета ВПК по проблемным вопросам разработки и создания КРК «Ангара».

На заседании присутствовали:

председатель НТС ВПК, заместитель Председателя ВПК - В.Г. Дмитриев;

члены НТС ВПК - Ю.А. Колесников, В. В. Василенко, В. В. Жинкин, А. С. Коротеев, В. П. Легостаев, В. П. Мисник;

от аппарата Правительства РФ - Е.К. Боженков;
 представители ФКА - А.Н. Чулков, В. И. Приклонский, А. Н. Юркин;
 представители Минобороны России - С.Ю. Калинин, С. В. Ковальчук, В. Г. Костылев, Н. Н. Лупашко, В. В. Марфин, Я. Б. Паршин;
 представители НИИ и промышленности - В.Е. Нестеров, Н.Г. Паничкин, В. В. Вахниченко, А. И. Кузин, Г. Б. Клейменов, А. Г. Гончар, М. П. Ефимов, А. С. Сыров, Н.А. Пирогов, И.Ю. Фатуев, В. Д. Горохов, В. В. Морозов, Н.П. Колесников, И. А. Крохин, А.Д. Синьков, А. С. Осадченко;
 эксперты НТС ВПК-А.А. Авденко, В. П. Филипов.

В протоколе заседания были отражены следующие основные рекомендации.

- ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», АЦНИИ Минобороны России и ФГУП «ЦНИИМАШ» с привлечением ОАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королева и ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина» провести анализ возможности использования в составе КРК «Ангара» всех существующих и разрабатываемых разгонных блоков («Бриз-М», «Фрегат», РБ типа ДМ, РБ КВРБ).
- Для обеспечения потребных объемов государственных капитальных вложений на подготовку производственных мощностей РН «Ангара» Роскосмосу внести в Правительство РФ предложения по изменению федеральной целевой программы «Развития оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации на 2007-2010 годы и на период до 2015 года», предусматривающие перенос капитальных вложений, выделяемых ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» на обеспечение производства РН «Ангара», в объеме 4601,9 млн. рублей с 2011-2015 годов на 2008-2010 годы (без изменения общего объема финансирования).
- Для обеспечения технологической готовности производственных мощностей основной кооперации предприятий для серийного производства ракет-носителей «Ангара» в объемах, предусмотренных Государственной программой вооружения на 2007-2015 годы Роскосмосу внести в Правительство РФ предложения по дополнительному государственному финансированию технологической подготовки серийного производства РН «Ангара» в 2008-2012 годах ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» в рамках федеральной целевой программы «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации на 2007-2010 годы и на период до 2015 года» в объеме 5352,0 млн. рублей (в ценах 2007 года).

12.10.2007 г. первый заместитель Председателя Правительства РФ, председатель Военно-промышленной комиссии С.Б. Иванов посетил ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и провел там выездное заседание ВПК с повесткой дня «О ходе работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара».

На заседании присутствовали:

члены ВПК - В.Н. Путилин, И. В. Боровков, О. И. Бочкарев, А. П. Бобрышев, В. Г. Дмитриев, В.М. Заварзин, Н.Ф. Моисеев, А.Н. Перминов, В.Я. Поспелов;
 руководители, заместители руководителей федеральных органов исполнительной власти - Н.П. Аброськин, Н. Е. Макаров, Д. В. Мантуров, В. П. Ремишевский;
 от администрации Президента РФ - А.В. Кульба;
 ответственные работники федеральных органов исполнительной власти - В.А. Поповкин, А. П. Лопатин, С. В. Хугорцев, А. Н. Чулков, В. З. Воронкович, В. Н. Иванов;
 руководители предприятий и организаций оборонно-промышленного комплекса - В.Е. Нестеров, А.Г. Гончар, В.С. Рачук, Е.Л. Межеричкий, Н.А. Пирогов, В.В. Василенко, В.Н. Сычев, А. И. Кузин, И. Г. Панин;
 ответственные работники Аппарата Правительства РФ - С.В. Заика, А. В. Кизенко, В. Е. Сурыгин.

На заседании было отмечено, что работы по созданию КРК «Ангара» ведутся в соответствии с генеральным план-графиком.

Проводимые научно-технические, организационные и производственные мероприятия по созданию КРК «Ангара» соответствуют срокам подготовки к началу летных испытаний комплекса в 2010 году, проведению пуска РН «Ангара» в 2011 году.

В целях консолидации производственных, технологических научно-технических и финансовых ресурсов, предусмотренных для создания КРК «Ангара», Минобороны России совместно с другими заинтересованными федеральными органами исполнительной власти разработана межведомственная комплексная целевая программа создания космического ракетного комплекса «Ангара».

Разработаны предложения по целевому использованию КРК «Ангара» в интересах федеральных и коммерческих заказчиков, а также в рамках международного сотрудничества.

В протоколе заседания Военно-промышленной комиссии при Правительстве Российской Федерации были записаны следующие наиболее важные поручения.

- Одобрить с учетом обсуждения представленную Минобороны России и согласованную Роскосмосом, Спецстроем России, Роспромом, ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» межведомственную комплексную целевую программу создания космического ракетного комплекса «Ангара».
- Минобороны России (А. Э. Сердюкову) совместно с Роскосмосом, Минэкономразвития России, Минфином России и другими заинтересованными федеральными органами исполнительной власти представить к 1 декабря 2007 г. в установленном порядке в Правительство Российской Федерации проект указа Президента Российской Федерации о создании космического ракетного комплекса «Ангара» с учетом поручений Президента РФ и рекомендаций Администрации Президента РФ по содержанию проекта указа.
- Роскосмосу (А. Н. Перминову) совместно с Минпромэнерго России, Минэкономразвития России, Минфином России, Минобороны России с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруни-





чева» представить до 15 ноября 2007 г. предложения по финансированию подготовки серийного производства РН «Ангара» в 2008-2010 годах дополнительно к финансированию, предусмотренному федеральной целевой программой «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации на 2007-2010 годы и на период до 2015 года», в том числе с использованием долгосрочных кредитов.

- Роскосмосу (А. Н. Перминову), Росимуществу (В. Л. Назарову) обеспечить завершение юридических действий, связанных с реорганизацией ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» и присоединением к нему федеральных государственных унитарных предприятий «Воронежский механический завод», «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева», «Производственное объединение «Полет», «Московское предприятие по комплектованию оборудования «Длина».
- Роскосмосу (А.Н. Перминову), Минобороны России (А.Э. Сердюкову) с учетом совместно разработанных предложений по целевому использованию ИРК «Ангара» утвердить прогнозный план использования КРК «Ангара» в интересах федеральных и коммерческих заказчиков на период до 2015 года и на перспективу до 2020 года.

08.11.2007 г. в ГКНПЦ им. М. В. Хруничева прошел знаковый НТС, рассмотревший материалы «Дополнения № 3 к ТП КРК «Ангара» в части «Ангара-1.2» штатная и дал путевку в жизнь этому проекту.

13.12. 2007 г. было проведено заключительное в этом году заседание МВКГ. Рассмотрены текущие вопросы, дано 18 поручений, важнейшими из которых были.

- КБТМ завершить выдачу исходных данных на проектирование первой очереди УНТК КРК «Ангара» и передать их в установленном порядке в войсковую часть 58122.



Заседание НТС ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. 8.11.2007 г.



Заседание НТС ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. 8.11.2007 г.

- ГКНПЦ, КБТМ разработать график работ по созданию КЗБ УСК с учетом создания КРК «Ангара».
- Войсковой части 58122 представить Министру обороны РФ проект создания ТК КРК «Ангара» (объект 500/645-142) на утверждение.

Работы по КРК «Ангара» в 2007 г.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Разработан технический проект с дополнениями на КРК «Ангара» в целом, РН тяжелого класса «Ангара-А5», РН легкого класса «Ангара-А1.2», разработаны тактико-техническое задание на КРК «Ангара», техническое задание на РН тяжелого класса «Ангара-А5», системы и составные части КРК «Ангара».

Выпущена конструкторская документация на РН тяжелого класса «Ангара-А5».

Разработаны основные программно-методические документы на КРК «Ангара» и РН тяжелого класса «Ангара-А5».

Изготовлено для наземной стендовой отработки и автономных испытаний 660 узлов и агрегатов из 776, испытано - 594, находятся на испытаниях - 66.

Изготовлено для лабораторно-стендовой отработки 25 полноразмерных сборок из 43, на 17 испытания завершены.

Подготовлено производство для начала изготовления летных изделий РН тяжелого класса «Ангара-А5». Начато изготовление элементов конструкции 1-го летного изделия.

ОАО «НПО Энергомаш»

Разработана КД, которая обеспечивает возможность изготовления двигателей для наземной отработки и летных испытаний.

Изготовлено 8 двигателей для доводочных испытаний из 10.

Проведено 68 огневых испытаний (68% от объема) с суммарной огневой наработкой 13078 с (65% от объема).

ОАО «КБХА»

Разработана КД, которая обеспечивает возможность изготовления двигателей для наземной отработки и летных испытаний.

Изготовлено 11 двигателей для доводочных испытаний из 14.

Проведено 38 огневых испытаний двигателя РД-0124А (87% от объема) с общей огневой наработкой 12023 сек. (95% от объема), в том числе и огневые испытания с качанием камер ЭГС.

Проведено 52 огневых испытания двигателя 14Д23 с учетом двух огневых стендовых испытаний на стенде ИС-102 НИИХИММАШ и летно-конструкторских испытаний РН «Союз-2» по общей программе испытаний с двигателем РД-0124А. Таким образом, суммарная наработка двигателя РД-0124А составляет 23779 сек.

ФГУП «НПЦ АП»

Разработана КД на бортовые приборы СУ и наземную контрольно-проверочную аппаратуру на 90% (преемственность приборов СУ РН «Ангара-А5» с СУ «Морской старт», «Фрегат», «Протон-М» по применяемости составляет 77%).

Изготовлен стендовый комплект бортовой и наземной СУ.

Завершены автономные испытания приборов СУ (лабораторная отработка).

Проводятся комплексные испытания приборов СУ (лабораторная отработка).

По результатам лабораторных отработочных испытаний произведена корректировка КД на СУ и доработка аппаратуры СУ.

Проводится отработка программно-математического обеспечения электрических проверок СУ на полноразмерном стенде испытаний, а также ПМО штатных режимов работы СУ на моделирующем стенде.

ФГУП «НИИХИММАШ»

Продолжается подготовка стенда ИС-102 к огневым испытаниям.

Проведена доработка стендовых систем и оборудования в обеспечение испытаний.

Разработаны и изготовлены стендовая система управления, система измерений, система аварийной защиты.

Проведен комплекс мероприятий по обеспечению требований пожарной безопасности в соответствии с Правилами устройства, безопасной эксплуатации, охраны труда и пожарной безопасности (ТБИС-97).

Завершены примерки полноразмерного конструкторского макета «огневого» изделия И1 в стенде ИС-102.

В соответствии с Генеральным планом-графиком предусмотрены следующие сроки огневых испытаний: УРМ-2 - февраль-июль 2008 г.; УРМ-1 - сентябрь 2008 г., - июнь 2009 г.

В целом, в 2007 году было достигнуто существенное продвижение вперед.

ГКНПЦ, как головным исполнителем ОКР «Ангара», подписаны долгосрочные контракты на выполнение работ с генеральными заказчиками КРК «Ангара».

С Минобороны России - до 2011 года и дополнительное соглашение на 2007 год на сумму 2968,0 млн рублей.

С Роскосмосом - до 2008 года и дополнительное соглашение на 2007 год на сумму 349,7 млн рублей.

Работы по Гособоронзаказу 2007 года выполнены ГКНПЦ в рамках госконтракта с Минобороны в полном объеме и приняты Гензаказчиком.

Работы по Федеральной космической программе 2007 года выполнены ГКНПЦ в рамках госконтракта с Роскосмосом в полном объеме и приняты Гензаказчиком.

4.3. 2008 ГОД

31.01.2008 г. состоялось первое в этом году заседание межведомственной координирующей группы по созданию космического ракетного комплекса «Ангара». Было рассмотрено 20 вопросов и оформлены соответствующие поручения, важнейшими из которых являлись.

- ГКНПЦ представить в установленном порядке на согласование в в/ч 53145 и 56756 техническое задание на РН легкого класса «Ангара».
- ГКНПЦ, КБТМ, предприятиям по кооперации заключить договоры на авторский надзор при монтаже технологического оборудования на УСК, ТК, УНТК КРК «Ангара».
- ГКНПЦ представить заказчикам и научно-исследовательским институтам заказчика выявленные в процессе выполнения ОКР «Ангара» предложения по изменению ТТЗ на КРК «Ангара» с развернутым обоснованием необходимости этих изменений.

06.03.2008 г. прошло второе заседание МВКГ. Было выдано 30 поручений, главными из которых являлись.

- В/ч 53145 и 56756 рассмотреть в установленном порядке техническое задание на РН легкого класса «Ангара-1.2», подготовленное ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева».
- В/ч 13991, ГКНПЦ, Спецстрою России, КБТМ создать на космодроме «Плесецк» постоянно действующую оперативно-техническую группу по координации работ по созданию УСК, ТК, УНТК КРК «Ангара» и организовать ее работу.
- КВ, ГКНПЦ, КБТМ, Спецстрою России организовать рабочую группу по подготовке проекта организационно-технических указаний по созданию КРК «Ангара» и представить проект на утверждение.
- ГКНПЦ, КБТМ, Спецстрою России, в/ч 13991, в/ч 56756 определить и утвердить состав пускового минимума ТК КРК «Ангара» исходя из лимита средств, выделенных в ФЦП «Развитие российских космодромов на 2006-2015 годы».

В 2008 году обнажился принципиальный недостаток системы финансирования ОКР «Ангара» со стороны Генеральных заказчиков - оно распределено на все годы равными долями, тогда как наибольшая часть его должна была бы приходиться на 2008 год. В связи с этим КБТМ с кооперацией испытывали явный недостаток средств при создании ТК и УСК на космодроме «Плесецк».

Наметился срыв почти по всем пунктам только что оформленного (в ноябре 2007 г.) «Графика разработки КД, изготовления и монтажа агрегатов и систем наземного комплекса КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк». Требовалось принять срочные меры во избежание срыва «Генерального плана-графика, дополнение № 2». Руководство ГКНПЦ обращалось в середине года в КВ и ФКА с предложениями по повышению эффективности работ по выполнению ОКР, в основном, в части финансовой политики. Однако доводы ГКНПЦ не были услышаны.

24.05.2008 г. состоялось выездное заседание МВКГ на космодроме «Плесецк», на котором в основном рассматривались вопросы создания наземного комплекса КРК «Ангара». Было оформлено 21 поручение, основными из которых были.

- КБТМ, ГКНПЦ, завершить выпуск КПЭО на ТК и УСК КРК «Ангара».
- КБТМ завершить выпуск программ заводских испытаний на технологическое оборудование КРК «Ангара».
- ГКНПЦ, КБТМ, предприятиям по кооперации в целях повышения качества и сокращения сроков принятия технических решений обеспечить постоянную работу на космодроме «Плесецк» заместителей генеральных (главных) конструкторов предприятий разработчиков документации и предприятий изготовителей наземного технологического оборудования.



Рис. 4.3.1. Предусмотренное в рамках Государственной программы вооружения финансирование ОКР «Ангара» не обеспечивает требуемую «Генеральным планом-графиком создания КРК «Ангара» динамичности выполнения работ

- КБТМ обеспечить выдачу на наземные объекты КРК «Ангара» сокращенных комплектов КД, необходимой для проведения СМР в соответствии с «Графиком разработки КД, изготовления и монтажа...».
- Ликвидировать отставание от сроков, указанных в графике. Устранить недоработки в документации.

30.06.2008 г. командующий Космическими войсками Владимир Александрович Поповкин указом Президента РФ назначен Начальником вооружения, заместителем Министра обороны РФ.

30.06.2008 г. также Указом Президента РФ командующим Космическими войсками назначен Олег Николаевич Остапенко, который автоматически стал Председателем межведомственной координирующей группы.

30.07.2008 г. руководителем Роскосмоса А. Н. Перминовым и новым командующим КВ О. Н. Остапенко были утверждены «Организационно-технические указания по созданию КРК «Ангара».

Организационно-технические указания (ОТУ) являлись межведомственным документом, регламентирующим порядок взаимодействия между участвующими в работах организациями промышленности и воинскими частями, а также определяли их ответственность и обязанности на всех этапах создания КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк».

ОТУ были разработаны в целях уточнения порядка организации планирования и выполнения работ по созданию КРК «Ангара» в установленные сроки и обеспечению оперативности принятия организационно-технических решений по проблемным вопросам, возникавшим в ходе организации и проведения работ по созданию КРК «Ангара».

Общую координацию работ оставили за головным разработчиком - ГКНПЦ им. М. В. Хруничева. Оперативный контроль процесса создания возлагался на оперативно-техническую группу (ОТГ).

11.10.2008 г. Президент Российской Федерации Д.А. Медведев посетил космодром «Плесецк», где ознакомился с полномасштабным макетом «Ангара-1.2». Президенту кратко доложили о проекте «Ангара» и о состоянии работ по проекту, а уже **30.11.2008** г. Президент подписал новый указ «О космическом ракетном комплексе «Ангара».



В.Е. Нестеров докладывает Президенту РФ Д.А. Медведеву о КРК «Ангара». Космодром «Плесецк», 11.10.2008 г.

Указом Президента Российской Федерации от **30 ноября 2008 г.** № 1656 «О космическом ракетном комплексе «Ангара» установлены следующие сроки создания КРК.

Начало летных испытаний - 2010 год.

Первый пуск РН «Ангара» легкого класса - 1 квартал 2011 года.

Первый пуск РН «Ангара» тяжелого класса - IV квартал 2011 года.

14.11.2008 г. руководителем ФКА А. Н. Перминовым и командующим КВ О. Н. Остапенко был утвержден так давно ожидаемый «Прогнозный план использования КРК «Ангара» в интересах федеральных и коммерческих заказчиков на период до 2015 г. и на перспективу до 2020 г.».

«Прогнозный план...» определял темпы производства материальной части и, соответственно, позволял рассчитать необходимые затраты на подготовку серийного производства РН семейства «Ангара».

Выводами «Прогнозного плана...» было определено, что в соответствии с планами запусков КА в интересах Министерства обороны и Федерального космического агентства потребности в проведении пусков РН семейства «Ангара» в 2011-2020 гг. составят.

РН легкого класса «Ангара-1.2» - 48 пусков.

В интересах МО - 34 пуска.

В интересах ФКА - 14 пусков.

РН тяжелого класса «Ангара-А5» - 21 пуск в интересах МО.

По коммерческим программам прогнозировалось проведение.

1-2 пусков в год РН «Ангара-1.2» (с 2016 г. после завершения эксплуатации РН «Рокот»),

1-2 пусков в год РН «Ангара-А3» в составе КРК «Байтерек» с космодрома Байконур (с 2016 г.).

1-4 пусков в год РН «Ангара-А5» в составе КРК «Байтерек» с космодрома Байконур (с 2013 г. с учетом постепенного снижения количества пусков и прекращения эксплуатации с 2020 г. РН «Протон»),

14.11.2008 г. прошло заключительное в этом году заседание МВКГ. Было оформлено 15 необходимых поручений, основными из которых были.

- ГКНПЦ, КБТМ, Спецстрою России, в/ч 56756 откорректировать График разработки КД, изготовления и монтажа агрегатов и систем наземного комплекса КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк».
- Спецстрою России разработать предложения по очередности сдачи в монтаж оборудования, планируемого к поставке в 2009 году.
- ГКНПЦ разработать проект дополнительного соглашения к государственному контракту № 32/93 от 01.09.1993 г. на ОКР «Ангара» на 2009 г. с приложениями к нему (ведомость исполнения на 2009-2011 годы, объемы и перечень работ на 2009 год).

26.11.2008 г. Министр обороны РФ А.Э. Сердюков утвердил «Решение о порядке применения продукции иностранного производства: электронных модулей, комплектующих изделий, электрорадиоизделий, конструкционных материалов (ЭРИ ИП) при создании космического ракетного комплекса «Ангара».

Документ был представлен на утверждение: Начальником вооружения Вооруженных сил РФ-заместителем Министра обороны РФ В. Поповкиным, командующим Космическими войсками О. Остапенко, первым заместителем Начальника вооружения Вооруженных сил РФ А. Тюлиным, генеральным директором ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» В. Нестеровым.

В решении говорилось.

- Разрешить в порядке исключения главному предприятию по созданию космического ракетного комплекса «Ангара»-ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» с предприятиями кооперации и главному предприятию по созданию наземного комплекса на космодроме Плесецк-ФГУП «Конструкторское бюро транспортного машиностроения» с предприятиями кооперации применять электронные модули, комплектующие изделия, электрорадиоизделия и конструкционные материалы иностранного производства при разработке конструкторской документации (КД) на наземные системы и агрегаты КРК «Ангара».
- Предприятия-разработчики на этапе выполнения ОКР организуют проведение сертификационных испытаний электронных модулей, комплектующих изделий, электрорадиоизделий и конструкционных материалов иностранного производства, применяемых в наземных системах и агрегатах КРК «Ангара».
- Поставку в эксплуатирующие организации наземного оборудования, систем и агрегатов КРК «Ангара» в состав которых входят ЭРИ ИП, осуществлять в соответствии с требованием положения о защите информации в РФ от ИТР.

Более чем полугодовое хождение по коридорам власти закончилось, и представители заказчика ряда предприятий наконец-то допустили к поставке на космодром «Плесецк» давно изготовленные системы, имеющие в своем составе иностранные ЭРИ ИП.

В ноябре 2008 г. состоялось заседание Военно-промышленной комиссии при Правительстве Российской Федерации, на котором ГКНПЦ им. М.В. Хруничева были доложены два важнейших вопроса создания КРК «Ангара».

Первый вопрос: возникновение необходимости увеличить бюджетное финансирование для создания КРК «Ангара». В соответствии с подготовленным ТЭО дополнительно требуется 10,277 млрд руб. Дефицит бюджетного финансирования вызван увеличением стоимости работ за счет роста заработной платы и цен на покупные изделия, сырье, материалы, электроэнергию и энергоносители, уточнением объемов работ по результатам разработки конструкторской, технологической, монтажной документации и проведения наземной экспериментальной отработки.

Более наглядно этот вопрос представлен на следующих схемах.

Основные факторы увеличения стоимости ОКР «Ангара»

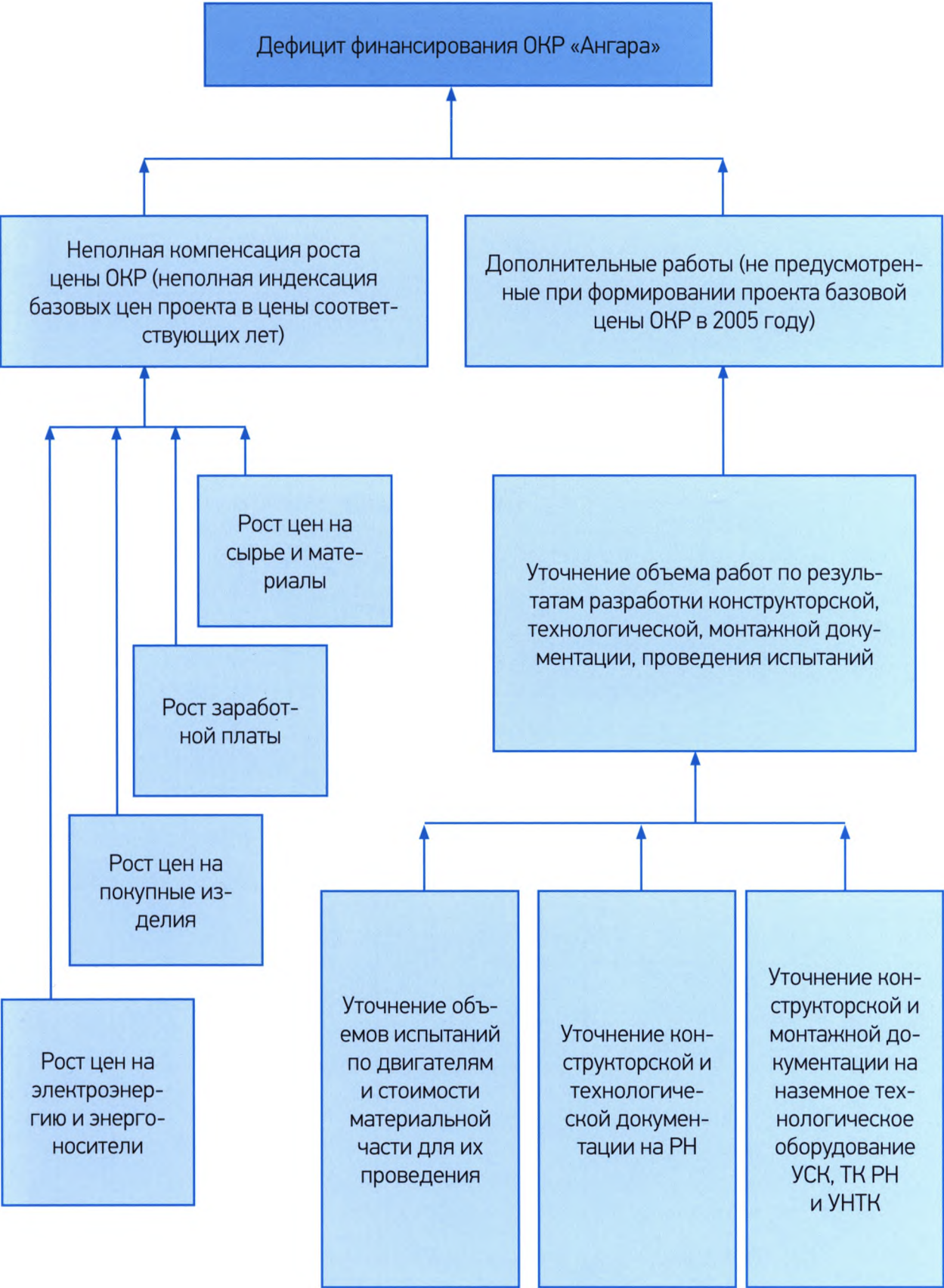


Рис. 4.3.2

**Вклад факторов в создание дефицита
финансирования ОКР «Ангара» (в процентах от общей величины дефицита)**

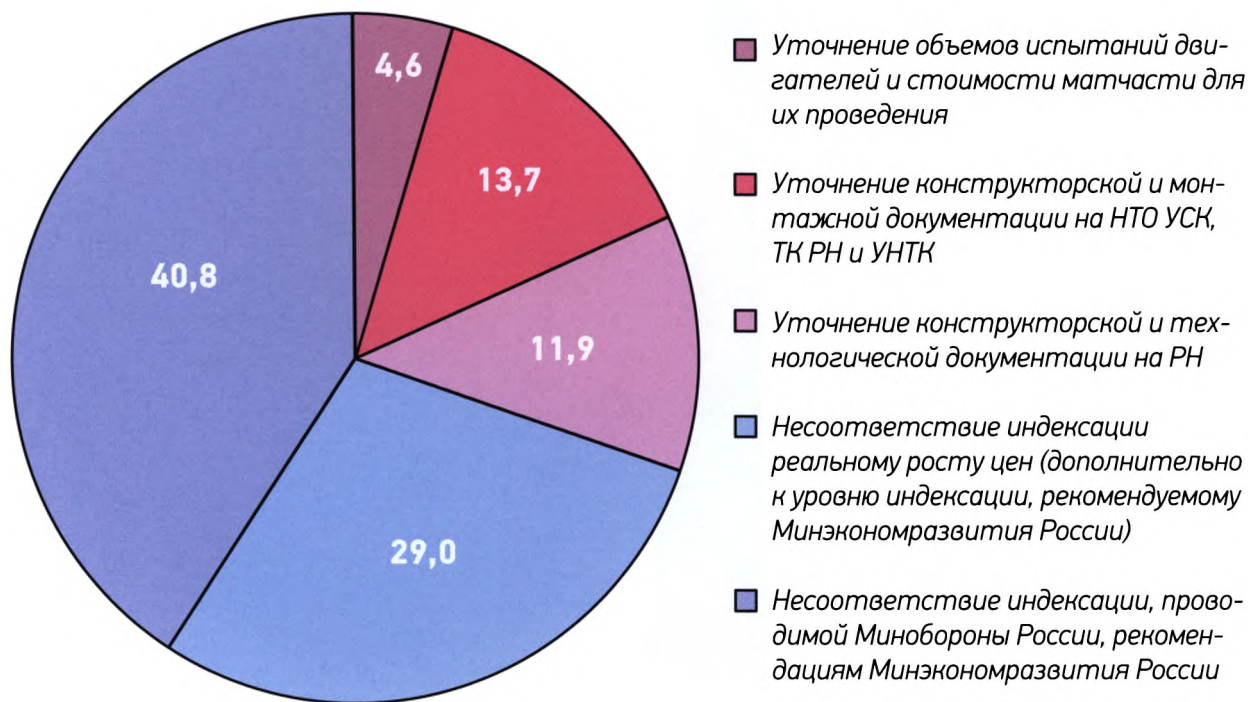
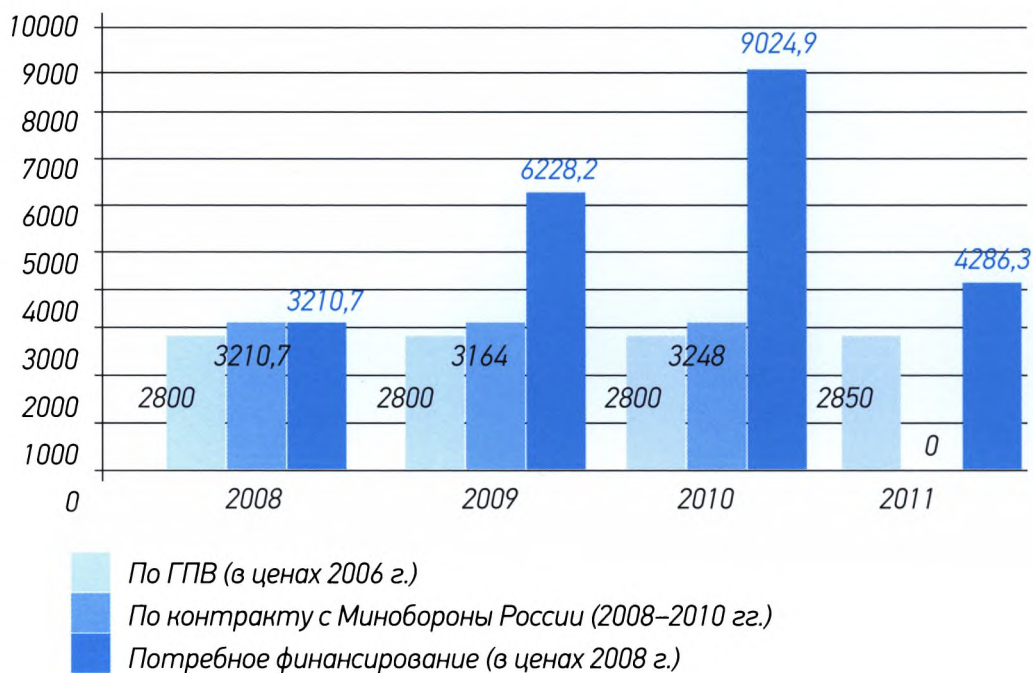


Рис. 4.3.3

**Планируемое и потребное финансирование ОКР «Ангара»
по линии Минобороны России в период до 2015 года**



Дефицит финансирования ОКР «Ангара» в 2009–2011 годах составляет 10277,4 млн. руб. (в ценах 2008 года)

Рис. 4.3.4.

Второй важнейший вопрос: необходимость выделения средств на подготовку серийного производства. После официального утверждения «Прогнозного плана...» появилось четкое понимание количества пусков РН «Ангара» по годам. Таблица 4.3.1.

Табл. 4.3.1. Прогноз количества пусков РН «Ангара-1.2» и РН «Ангара-А5» в период 2011-2020 годов

Заказчик	РН «Ангара-1.2» / РН «Ангара-А5»										Всего за период
	2011	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	
Минобороны России	1/1	2/1	4/2	4/3	5/3	2/2	3/3	4/2	4/2	5/2	34/21
Роскосмос						2/-	3/-	4/-	3/-	2/-	14/-
Коммерческие программы			-/1	-/1	-/1	1/2	2/2	1/2	2/3	1/4	7/16
Итого пусков РН по всем программам	1/1	2/1	4/3	4/4	5/4	5/4	8/5	9/4	9/5	8/6	55/37
Кол-во УРМ-1	6	7	19	24	25	25	33	29	34	38	240
Кол-во УРМ-2	2	3	7	8	9	9	13	13	14	14	92

В период 2011-2020 гг. прогнозируется проведение:

- 55 пусков РН «Ангара-1.2»;

- 37 пусков РН «Ангара-А5».

Средняя интенсивность пусков РН «Ангара» в год составит:

- 5-6 пусков РН «Ангара-1.2»;

- 3-4 пуска РН «Ангара-А5».

Это позволяло рассчитать необходимое финансирование на подготовку серийного производства по всей кооперации.

Оба вопроса были отражены в поручениях ВПК, а 10.12.2008 г. заместитель Председателя правительства С.Б. Иванов своим поручением СИ-П7-7276 дал дополнительные указания: Роскосмос А.Н. Перминову. Прошу разработать совместно с Минобороны России и утвердить программу подготовки серийного производства ракет-носителей «Ангара» в рамках федеральной целевой программы «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации на 2007-2010 гг. и на период до 2015 г.», утвержденной постановлением правительства Российской Федерации от 22 октября 2008 г. №779-30».

Но до окончательного решения этих вопросов было еще очень далеко.

Работы по КРК «Ангара» в 2008 году

РКЗ, наконец, собрал изделие И5 и в сентябре отправил его НИЦ РКП (бывший НИИХИММАШ), на стенд ИС-102. На И5 проходили обвязка и примерка со стендовыми системами, а также испытания СПП, СТ и ПБ.

Однако в конце декабря 2008 г - начале 2009 г. изделие было снято со стенда и оставлено на ответственное хранение в МИК НИЦ РКП - в соответствии с «Решением о порядке проведения ОИ...» от 18.12.08 г., принятого руководством КВ и Роскосмоса, - а на стенд ИС-102 было поставлено изделие И1 для ОСИ УРМ-1, в том числе и для исполнения контракта с Южной Кореей.

НИИХИММАШ

Состояние дел с подготовкой к проведению огневых стендовых испытаний УРМ-2 и УРМ-1 РН «Ангара».

На УРМ-2 проведены работы по испытаниям СТ и ПБ, в настоящее время изделие снято со стенда ИС-102 и установлено в МИКе на хранение (в соответствии с утвержденным решением Роскосмоса и Минобороны).

Завершается автономная отработка (предварительные испытания) узлов и агрегатов УРМ-2 для выдачи заключения о готовности к ХТИ и ОСИ.

Завершение динамических испытаний сборки В7 для выдачи заключения на ОИ (для ХИ не требуется).

УРМ-1 прошел входной контроль в МИКе НИЦ РКП, проводятся работы по подготовке к установке в стенд ИС-102 (в соответствии с утвержденным решением Роскосмоса и Минобороны).

Завершается автономная отработка (предварительные испытания) узлов и агрегатов УРМ-1 для выдачи заключения о готовности к ХТИ и ОСИ.

Завершение испытаний изделий ЛСО УРМ-1 для выдачи заключения к ХТИ и ОСИ.

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева

Лабораторно-стендовая отработка составных частей и РН в целом проводится в соответствии с комплексной программой экспериментальной отработки (КПЭО) и включает.

Автономные испытания узлов и агрегатов РН (ДПП): доводочные, предварительные и приемочные испытания.

Испытания лабораторно-стендовых изделий и сборок: статические, динамические, огневые стендовые, испытания систем и т.д.

Состояние дел по автономной отработке узлов и агрегатов.

Общее количество агрегатов - 774, в том числе по УРМ-1: 580, по УРМ-2:194.

Изготовлены 706 агрегатов (91 %), в том числе по УРМ-1: 569 (98%), по УРМ-2:137 (71 %).

Испытан 641 агрегат (92% от изготовленных), в том числе по УРМ-1: 545 (96%), по УРМ-2: 96 (76%).

На испытаниях находятся 65 агрегатов, в том числе по УРМ-1: 24, по УРМ-2:41.

Состояние дел по сборкам ЛСО.

Общее количество изделий для ЛСО - 45, в том числе для отработки УРМ-1:28, для отработки УРМ-2:10, для отработки РН А5 в целом: 7.

Всего изготовлены 32 сборки, испытано 24.

Статические испытания на прочность баков, отсеков, узлов УРМ-1 - 15 сборок.

Изготовлены и испытаны 12 сборки.

Подлежат изготовлению и испытаниям 3 сборки.

Динамические испытания ступени, баков, отсеков УРМ-1 - 4 сборки.

Изготовлены и испытаны 4 сборки.

Отработка систем УРМ-1 - 7 сборок.

Изготовлены и испытаны 4 сборки.

Изготовлены и проходят испытания 2 сборки.

Находится в изготовлении 1 сборка.

Отработка ПГС и огневые испытания УРМ-1 - 2 сборки.

Изготовлены и проходят испытания 2 сборки.

Статические испытания на прочность баков, отсеков, узлов УРМ-2 - 2 сборки.

Изготовлена и находится на испытаниях 1 сборка.

Испытания проводились в ЦНИИМАШ. Произошло разрушение стрингеров силового каркаса отсека. Необходимо изготовление матчасти и повторение испытаний, сроки завершения работ сдвигаются на 2009 год.

Подлежит изготовлению и испытаниям 1 сборка.
Динамические испытания ступени, баков, отсеков УРМ-2 - 5 сборок.
Изготовлены и испытаны 2 сборки.
Подлежат изготовлению и испытаниям 3 сборки.
Отработка систем, ПГС и огневые испытания УРМ-2 - 3 сборки.
Изготовлена и испытана 1 сборка.
Отработка систем, агрегатов РН А5 в целом - 7 сборок.
Изготовлены и находятся на испытаниях 3 сборки.
Изъята из изделий ЛСО 1 сборка.
Подлежат изготовлению и испытаниям 3 сборки.

КБТМ

Состояние дел с разработкой КД КБТМ следующее.

В соответствии с «Графиком разработки КД, изготовления и монтажа агрегатов и систем наземного комплекса РКК «Ангара» на космодроме «Плесецк» разработка РД на системы и агрегаты УСК должна быть завершена в 2008 году в полном объеме.

В 2008 году разработка КД сорвана КБТМ, отчетные материалы не предъявлены заказчику в полном объеме.

Общее количество систем (агрегатов), разрабатываемых в рамках создания УСК, ТК РН, УНТК и КСТ в обеспечение подготовки и пуска РКН «Ангара-А1.2» и РКН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М» - 62 системы (агрегата).

Завершена разработка на Д5 систем (агрегатов).

Состояние работ по созданию наземного комплекса РКК «Ангара»

По заказам ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» предприятиями кооперации - изготовителями наземного технологического оборудования УСК и ТК РКК «Ангара» проводится изготовление наземного технологического оборудования УСК и ТК РКК «Ангара» в объемах выделенных Заказчиком средств и продолжается работа по продлению назначенных показателей ресурса технологического оборудования, используемого из состава ракетно-космического комплекса «Зенит».

На космодром «Плесецк» поставлено в согласованном объеме для обеспечения монтажа наземное технологическое оборудование на 12 систем.

14Г942 - комплект средств подключения технологического оборудования к автоматизированной системе управления технологическими операциями.

14И030 - пусковой стол.

14Г441 - система выдавливания воды.

14И325 - кабель-заправочная башня (закладное устройство).

Оборудование вакууммирования из состава РКК «Зенит» (после ремонтно-восстановительных работ) для системы заправки жидким кислородом (14Г231).

14Г232 - система заправки нафтилом.

Оборудование системы заправки нафтилом из состава РКК «Зенит» (после ремонтно-восстановительных работ).

14Г438 - система сбора промстоков горючего.

14Г831 - система хранения и выдачи сжатых газов.

14Г335 - система термостатирования высокого давления.

14Г716 - система производства сжатых газов универсального стартового комплекса.

14Г440 - система нейтрализации промстоков горючего.

14И729 - система производства сжатых газов технического комплекса.

Из систем УСК, которые должны быть поставлены в 2008 году, задерживается поставка 4 систем (оборудование полностью изготовлено, находится на заводах-изготовителях, но не было поставлено из-за позднего заключения договора на транспортировку).

14Г231 - система заправки жидким кислородом.

14Г631 - система контроля содержания кислорода.

14Г153 - система обеспечения азотом.

14Г336 - система термостатирования низкого давления.

Не изготовлено и не поставлено технологическое оборудование 3 систем из-за длительного цикла согласования решений о применении импортной элементной базы.

14Г029 - система измерений параметров технологического оборудования.

14И143-система гарантированного электропитания технологического оборудования.

14И142- система наземного электроснабжения спецтоками.

Необходимо совместно с войсковой частью 13991 и Спецстроем России провести сверку поставленного на космодром «Плесецк» технологического оборудования, определить номенклатуру для повторного заказа утраченного в процессе хранения оборудования, определить порядок и последовательность монтажа оборудования, исходя из строительной готовности сооружений и поэтапной поставки оборудования.

В настоящее время решение, определяющее порядок применения импортной элементной базы оформлено, следовательно необходимо заключение договоров на изготовление наземного оборудования, в составе которого используются ЭРИ иностранного производства.

Необходимо провести корректировку «Графика разработки КД, изготовления и монтажа агрегатов наземного комплекса КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк» в части изготовления наземного оборудования с учетом готовности КД, а также выделенного и потребного финансирования для безусловного обеспечения сроков создания комплекса.

На УСК КРК «Ангара» продолжаются общестроительные работы, монтаж технологического оборудования и спецтехнических систем.

Предприняты меры для выполнения «Генерального графика создания комплекса «Ангара». Нагоняются сроки проведения наземной экспериментальной отработки лабораторно-стендовых изделий и отдельных агрегатов РН. Устраняются задержки с изготовлением материальной части для ЛСО и автономных испытаний узлов и агрегатов РН, связанные с отказами изделий при проведении испытаний.

Изготовлены, отправлены в ФКП «НИЦ РКП» и проходят испытания УРМ-2 и УРМ-1. Чтобы нагнать сроки огневых испытаний, оформлено техническое решение, уточняющее порядок проведения ОСИ ракетных блоков.

Сроки проведения лабораторно-стендовой отработки узлов и агрегатов находятся в пределах генерального графика, отставание носит локальный характер и не влияет на сроки начала летных испытаний КРК «Ангара».

ФГУП КБТМ по результатам работ в 2008 году сорвало сроки разработки и поставки конструкторской документации на наземное технологическое оборудование, определенные «Графиком разработки КД, изготовления и монтажа агрегатов наземного комплекса КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк», завершена разработка РД на наземное технологическое оборудование на А5 систем (ранее разработанная документация по 2007 год включительно) из 62, а на оставшиеся 17 систем (агрегатов) планирует завершить разработку РД в 2009 году,- что, безусловно, приведет к сдвигу сроков изготовления наземного технологического оборудования.

Учитывая реальный темп инфляции, рост цен на материалы, ПКИ, энергоносители, рост заработной платы, изменение объемов работ, выполняемых в рамках ОКР по твердой фиксированной цене контракта в целом, ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» проведена разработка



А.Э. Сердюков, А.П. Бобрышев, В.А. Поповкин, О.Н. Остапенко, В.Е. Нестеров. ГКНПЦ, декабрь 2008г.

нового технико-экономического обоснования стоимости ОКР на последующий период, предусматривающего выделение дополнительных средств.

В конце декабря 2008 г. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева посетил министр обороны РФ А.Э. Сердюков, где ему были доложены основные проблемные вопросы создания КРК «Ангара».

Состояние дел с выполнением ГОЗ на 2008 год по договору с Минобороны и госконтрактом с Роскосмосом следующее.

По договору с Минобороны работы сданы и приняты заказывающим управлением МО согласно допсоглашению № 33, при этом общая сумма работ составила 3370 млн руб.

Не выполнен и перенесен на 2009 год этап КБТМ по разработке КД на технологическое оборудование на сумму 235 млн руб.

Перенесен на 2009 год этап по изготовлению наземного технологического оборудования на сумму 124 млн руб.

По контракту с Роскосмосом работы сданы и приняты заказчиком на сумму 330 млн руб.

4.4. 2009 ГОД

28.01.2009 г. по предложению Роскосмоса, согласованному с Минобороны и Рособоронзаказом, Военно-промышленная комиссия при Правительстве Российской Федерации назначила генерального директора ГНПЦ им. М. В. Хруничева В. Е. Нестерова «Генеральным конструктором средств выведения космических аппаратов на орбиту и их межорбитальной транспортировки тяжелого и легкого классов» (пункт 2 раздела 3 протокола заседания Военно-промышленной комиссии при Правительстве Российской Федерации от 28 января 2009 г. №1).

Такая формулировка соответствовала новой идеологии ВПК о назначении генеральных конструкторов не по названию создаваемого ракетно-космического комплекса, а по основным направлениям работ. Так как Центр им. М. В. Хруничева осуществлял запуски ракет-носителей легкого класса «Рокот» с РБ «Бриз-КМ» и тяжелого класса «Протон», «Протон-М» с РБ «Бриз-М», а также создавал КРК «Ангара», в который на первом этапе входили РН легкого класса «Ангара-А1.2» и тяжелого класса «Ангара-А5» с РБ КВТК, то это название включало все направления работ ГНПЦ по средствам выведения.

Во исполнение данного решения ВПК Федеральным космическим агентством выпущен приказ **12.03.2009 г.** «О назначении генерального конструктора средств выведения космических аппаратов на орбиту и их межорбитальной транспортировки тяжелого и легкого классов», подписанный руководителем ФКА А.Н. Перминовым, в котором руководитель ФКА ПРИКАЗЫВАЕТ назначить генерального директора федерального государственного унитарного предприятия «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева» В. Е. Нестерова генеральным конструктором средств выведения космических аппаратов на орбиту и их межорбитальной транспортировки тяжелого и легкого классов



	Протон	Протон-М	Рокот	Ангара-1.1	Ангара-1.2	Ангара-А3	Ангара-А5
Масса ПГ, выводимого на орбиту, т - Нкр = 200 км - ГСО	20,9 2,6	22,0 3,2 ¹⁾	1,95	2,0	3,7	14,0 1,0 ¹⁾	24,5 2,8 ¹⁾ / 4,0 ²⁾
Стартовая масса, т	~700	~702	107	149,0	171,0	~480	773,0
Количество ступеней	3	3	3	2	2	3	3
Компоненты топлива	АТ + НДМГ	АТ + НДМГ	АТ + НДМГ	02+РГ-1 АТ + НДМГ	02 + РГ-1	02 + РГ-1	02 + РГ-1
Длина / диаметр, м	56,9 / 4,1 (ЦБ); 1,6 (ББ)	56,9 / 4,1 (ЦБ); 1,6 (ББ)	28 / 2,5	35 / 2,9	41,4 / 3,6	46,3 / 8,86	54,9 / 8,86
Космодром	Байконур	Байконур	Плесецк	Плесецк	Плесецк	Плесецк	Плесецк

¹⁾ - с разгонным блоком «Бриз-М»; ²⁾ - с КВРБ

Рис. 4.4.7. Ракеты-носители ГНПЦ им. М.В. Хруничева

Так решением ВПК и приказом Роскосмоса юридически был подтвержден мой статус генерального конструктора КРК «Ангара».

06.02.2009 г. состоялось первое в этом году заседание МВКГ под председательством командующего КВ О. Н. Остапенко. Рассматривались итоги работы группы в 2008 г. и планы на 2009 г., а также проблемы создания наземного комплекса КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк». Был утвержден план работы МВКГ на 2009 г. и выдано 10 поручений, наиболее значимые из которых представлены ниже.

- ГКНПЦ подготовить приказ о предоставлении полномочий руководителю создания наземного комплекса КРК «Ангара» и организовать его подписание в Роскосмосе, Космических войсках, Спецстрое России.
- В/ч 58122, Спецстрою России, ГКНПЦ подготовить предложения по порядку финансирования строительства ТК КРК «Ангара» и работ по монтажу, пусконаладке, проведению автономных испытаний технологического оборудования на ТК в 2009-2010 годах.
- Организации «Агат», НПО «Техномаш», ЦНИИМАШ, 4 ЦНИИ МО выдать заключение на технико-экономическое обоснование стоимости создания КРК «Ангара» в объеме пускового минимума и потребных объемов финансирования опытно-конструкторских работ.

10.02.2009 г. полностью утвержден «График разработки КД, изготовления и монтажа агрегатов и систем наземного комплекса КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк» (вторая редакция). Первая редакция этого графика, выпущенная **16.11.2007 г.**, в связи с серьезным отставанием от сроков по большинству позиций, потеряла свою актуальность. Указанный график являлся основным руководящим документом при создании наземного комплекса КРК «Ангара».

СОГЛАСОВАНО	СОГЛАСОВАНО	УТВЕРЖДАЮ	УТВЕРЖДАЮ
Начальник вооружения - заместитель Командующего Космическими войсками по вооружению	Начальник управления развития и организации заказов космических систем и средств РКО	Первый заместитель директора Федерального агентства специального строительства	Заместитель руководителя Федерального космического агентства
А. Лопатин	А. Люхин	Н. Якимкин	В. Ремишевский



ГРАФИК
разработки КД, изготовления
и монтажа агрегатов и систем
наземного комплекса
КРК «Ангара» на космодроме
«Плесецк» вторая редакция
(январь 2009 года)

СОГЛАСОВАНО	СОГЛАСОВАНО	УТВЕРЖДАЮ	УТВЕРЖДАЮ
Начальник	Начальник управле-	Генеральный дирек-	Генеральный дирек-
строительства инже-	ния средств	тор ФГУП КБТМ	тор ФГУП ГКНПЦ
нерно-технического	выведения наземной	А.Гончар	им. М.В.Хруничева
обеспечения	космической инфра-		В. Нестеров
и расквартирования	структуры и коопе-		
Космических войск	рационных связей		
В. Иванов	Роскосмоса		
	А.Чулков		

Работы 2009 г. проходили на фоне упорной борьбы за требуемое финансовое обеспечение создания КРК «Ангара». В кризисный 2009 г. получение дополнительно на ОКР 10,277 млрд руб. считалось невыполнимой задачей, но бороться и побеждать было необходимо, так как остро стоял вопрос быть или не быть «Ангаре».

18.03.2009 г. Председатель Правительства Российской Федерации В.В. Путин посетил ГКНПЦ им. Хруничева. Ему было подробно доложено о состоянии работ по космическому ракетному комплексу «Ангара» и основных проблемах его создания, главная из которых-необходимость дополнительного финансирования ОКР в 2009-2011 гг. на сумму 10 млрд 277 млн. рублей и выделение МО запланированных средств на создание наземной инфраструктуры комплекса на космодроме «Плесецк».

Результатом этого доклада стало поручение заместителя Председателя Правительства РФ С. Б. Иванова от **02.04.2009 г.** СИ-П7-1752: Минобороны России (А.Э. Сердюкову). Роскосмос (А. Н. Перминову). Обращаю внимание на нескоординированные действия при решении задачи особой государственной важности по созданию космического ракетного комплекса «Ангара». Прошу рассмотреть с участием ГКНПЦ им. М.В. Хруничева вопросы ресурсного и производственного обеспечения работ по созданию объектов наземной инфраструктуры КРК «Ангара». Принять необходимые меры, и о результатах доложить с проектом доклада Президенту Российской Федерации.



Визит В.В. Путина на ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, г. Москва, 18.03.2009 г.

Речь шла о том, что руководство МО выделило на капитальное строительство по теме «Ангара» на 2009 г. вместо запланированных 2721 млн. руб. всего 944 млн. руб., что составляет 35% от необходимого объема ассигнований. Это делало невозможным выполнение Указа Президента о начале летных испытаний в 2010 г.

07.04.2009 г. после совместного совещания Роскосмос, Минобороны с привлечением головных институтов (ДЦНИИ, ЦНИИмаш, Организации «Агат», НПО «Техномаш»), рассмотревших вопрос дополнительного финансирования ОКР «Ангара», было принято совместное решение Роскосмос и Космических войск.

Решение было утверждено командующим Космическими войсками О.Н. Остапенко и заместителем руководителя Федерального космического агентства В.П. Ремишевым.

В решении говорилось.

- Техничко-экономическое обоснование увеличения стоимости создания КРК «Ангара» на 2009-2011 годы, разработанное ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», признать обоснованным с учетом устранения замечаний.
- ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» разработать технико-экономическое обоснование стоимости создания КРК «Ангара» для формирования предложений в проекты Государственной программы вооружения и Федеральной космической программы на период до 2020 года в части доведения состава и характеристик КРК «Ангара» до уровня требований тактико-технического задания.

В начале 2009 г. возникла острая необходимость в повышении эффективности управления созданием наземного комплекса «Ангара» на космодроме «Плесецк». Нужен был опытный квалифицированный руководитель. Эту роль наиболее эффективно мог исполнить только Игорь Соломонович Додин. Для него это было очень непростое решение, но он, как истинный патриот Центра им. М.В. Хруничева и космической отрасли, согласился, но поставил совершенно законное условие, чтобы у него были все необходимые полномочия.

УТВЕРЖДАЮ
Командующий
Космическими войсками,
Председатель межведом-
ственной координирующей
группы по созданию
космического ракетного
комплекса «Ангара»
О. Остапенко
7.04.2009 г.

УТВЕРЖДАЮ
Руководитель
Федерального
космического агентства
А. Перминов
10.04.2009 г.

УТВЕРЖДАЮ
Директор
Федерального агентства
специального
строительства
Российской Федерации
Н. Аброськин

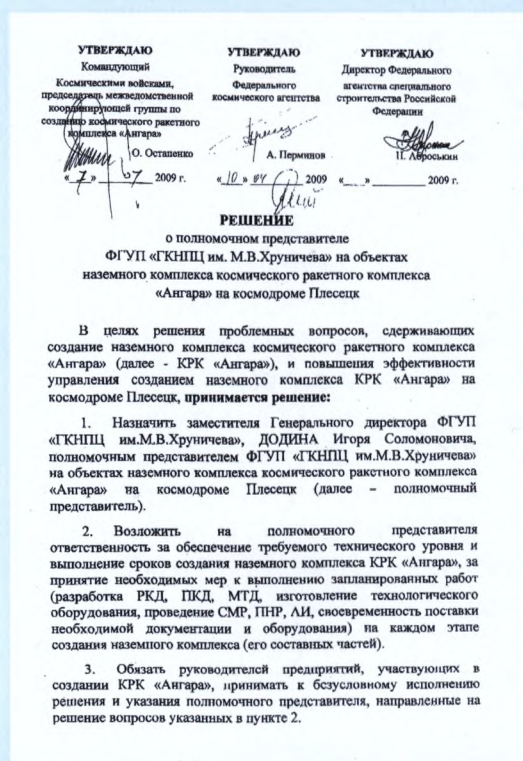
РЕШЕНИЕ
о полномочном представителе
ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»
на объектах наземного комплекса космического ракетного комплекса «Ангара»
на космодроме «Плесецк»

В целях решения проблемных вопросов, сдерживающих создание наземного комплекса космического ракетного комплекса «Ангара» (далее - КРК «Ангара»), и повышения эффективности управления созданием наземного комплекса КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк», принимается решение:

1. Назначить заместителя Генерального директора ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», ДОДИНА Игоря Соломоновича, полномочным представителем ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» на объектах наземного комплекса космического ракетного комплекса «Ангара» на космодроме «Плесецк» (далее - полномочный представитель).

2. Возложить на полномочного представителя ответственность за обеспечение требуемого технического уровня и выполнение сроков создания наземного комплекса КРК «Ангара», за принятие необходимых мер к выполнению запланированных работ (разработка РКД, ПКД, МТД, изготовление технологического оборудования, проведение СМР, ПНР, ЛИ, своевременность поставки необходимой документации и оборудования) на каждом этапе создания наземного комплекса (его составных частей).

3. Обязать руководителей предприятий, участвующих в создании КРК «Ангара», принимать к безусловному исполнению решения и указания полномочного представителя, направленные на решение вопросов, указанных в пункте 2.



Было подготовлено и разослано на утверждение тройственное решение, но Роскосмос и Космические войска сначала ответили отказом, ссылаясь на только что вышедшие организационно-технические указания, решающие все необходимые задачи. Пришлось все делать в ручном режиме. Руководитель Роскосмоса А. Н. Перминов и командующий Космическими войсками О.Н. Остапенко прекрасно зная организаторские способности И. С. Додина и осознавая какую большую пользу он может принести сразу подписали решение, которое было выпущено **10.04.2009 г.**

10.04.2009 г. в канун Дня космонавтики Президент Российской Федерации Д. А. Медведев провел встречу с представителями ракетно-космической промышленности. Руководитель Роскосмоса А. Н. Перминов подготовил сценарий встречи, определил вопросы к Президенту и выступающих. Выбрав удобный момент, я вне сценария кратко доложил Д.А. Медведеву проблему необходимости дополнительного финансирования ОКР «Ангара». Эта инициатива, позже одобренная А. Н. Перминовым, вылилась в указание Президента, взятое под отдельный контроль. К сожалению, речь шла только о дополнительных средствах на 2009 г.

29.04.2009 г. на космодроме «Плесецк» состоялось заседание МВКГ под председательством командующего КВ О.Н. Остапенко, на котором были рассмотрены вопросы создания наземного комплекса КРК «Ангара» в условиях значительного сокращения капитальных средств. Было дано 13 поручений, основными из которых были.

- КБТМ, ГКНПЦ с кооперацией заинтересованных организаций организовать проведение совещания в ФГУП КБТМ о состоянии разработки КД на наземное технологическое оборудование.
- В/ч 13991, Спецстрою России разработать предложения по размещению поставленного на космодром «Плесецк» оборудования и обеспечению его сохранности.
- Спецстрою России, ОАО «Криогенмаш» подготовить предложения по обеспечению в связи с сезонностью работ монтажа криогенных систем ОАО «Криогенмаш» в 2009 г.



Додин Игорь Соломонович

Заместитель Генерального директора ГКНПЦ им. Хруничева. Директор завода по эксплуатации ракетно-космической техники с 1994 по 2010 год. Заместитель Генерального директора ГКНПЦ им. В. Хруничева по наземному комплексу и КРК «Ангара» с 2011 г. по н/в. Дважды лауреат Премии Правительства РФ. Награжден Орденом «Почета» и медалью «В память 850-летия Москвы», имеет почетное звание «Заслуженный работник ракетно-космической промышленности Российской Федерации». Полный кавалер ведомственных наград Роскосмоса, награжден медалями Федерации Космонавтики.

Работает на предприятии с 1956 г., более 60 лет. Внес огромный вклад в постановку на боевое дежурство большинства типов ракет стратегического назначения шахтного базирования. Стоял у истоков создания Завода по эксплуатации ракетно-космической техники и превратил его в образцовое предприятие. Лично руководил созданием инфраструктуры обеспечения коммерческих запусков РН «Протон». На космодроме «Плесецк» под его руководством был создан наземный комплекс для запусков ракеты «Рокот». С 2009 г.-в ранге

заместителя генерального директора - полномочный представитель ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» на объектах КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк». Более 5 лет непосредственно руководил и обеспечивал создание ТК, УНТК и СК.

И. С. Додин внес решающий вклад в создание наземного комплекса КРК «Ангара»

Президенту Российской Федерации
Д.А. Медведеву

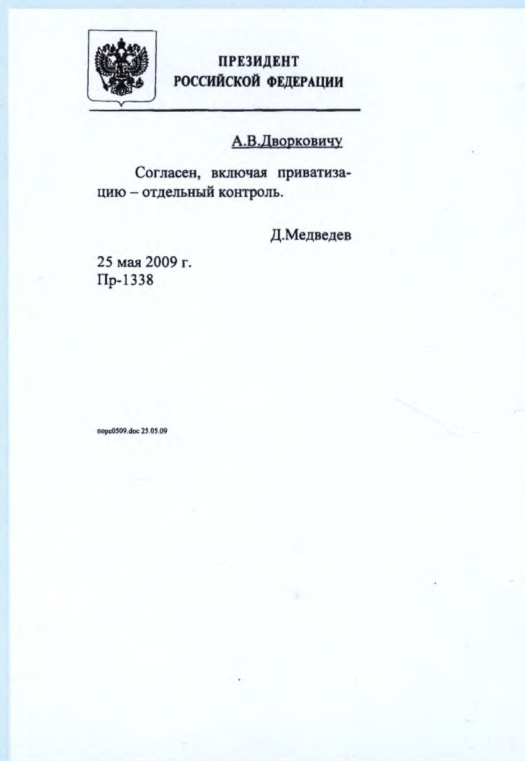
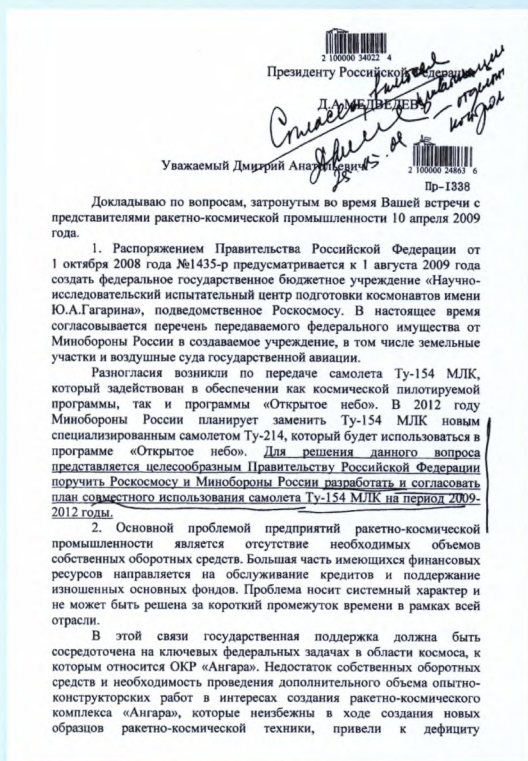
Уважаемый Дмитрий Анатольевич!

Докладываю по вопросам, затронутым во время Вашей встречи с представителями ракетно-космической промышленности 10 апреля 2009 года.

...

2. Основной проблемой предприятий ракетно-космической промышленности является отсутствие необходимых объемов собственных оборотных средств. Большая часть имеющихся финансовых ресурсов направляется на обслуживание кредитов и поддержание изношенных основных фондов. Проблема носит системный характер и не может быть решена за короткий промежуток времени в рамках всей отрасли.

В этой связи государственная поддержка должна быть сосредоточена на ключевых федеральных задачах в области космоса, к которым относится ОКР «Ангара». Недостаток собственных оборотных средств и необходимость проведения дополнительного объема опытно-конструкторских работ в интересах создания ракетно-космического комплекса «Ангара», которые не-



избежны в ходе создания новых образцов ракетно-космической техники, привели к дефициту финансовых средств в объеме 3,1 млрд, рублей. Отсутствие решения по выделению в ближайшее время указанных средств, приведет к срыву сроков начала летных испытаний комплекса. Целесообразно поручить Правительству Российской Федерации подготовить предложения по обеспечению предприятий ракетно-космической промышленности в 2009 году необходимым финансированием для выполнения запланированных сроков начала летных испытаний ракетно-космического комплекса «Ангара».

Прошу Вашего согласия с предлагаемым порядком реализации затронутых в ходе встречи вопросов.

Помощник Президента
Российской Федерации

А. Дворкович
18 мая 2009 г.
№АД-7665Пад

ПРЕЗИДЕНТ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
А.В. Дворковичу

Согласен, включая приватизацию - отдельный контроль.

Д. Медведев
25 мая 2009 г.
Пр-1338

29.04.2009 г. вышло очередное поручение заместителя Председателя Правительства РФ С. Б. Иванова СИ-П7-2330: Минобороны России (А. Э. Сердюкову). Роскосмос (А. Н. Перминову). Прошу подготовить с участием ФГУП «ГКНПЦ им. Хруничева» необходимые материалы по вопросу создания КРК «Ангара» в том числе по ресурсному обеспечению работ и принять участие в совещании, которое состоится у меня 13 мая 2009 г. в 15:00.

13.05.2009 г. было проведено совещание у заместителя Председателя Правительства С. Б. Иванова «О ходе работ по созданию КРК «Ангара», где в очередной раз давалось указание Министерству обороны по восстановлению финансирования капитального строительства на космодроме «Плесецк» и Минобороны и Роскосмосу о подготовке доклада Президенту по увеличению финансирования ОКР «Ангара».

На совещании присутствовали:

первый заместитель председателя ВПК - В.Н. Путилин;
заместитель Министра финансов РФ - А.Г. Силуанов;
директор Спецстроя России - Н.П. Аброськин;
руководитель Роскосмоса - А.Н. Перминов;
командующий Космическими войсками - О.Н. Остапенко;
заместитель руководителя Роскосмоса - В.П. Ремишевский;
члены ВПК - А.П. Бобрышев, А. С. Чоботов;
генеральный директор ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» - В.Е. Нестеров;
заместитель генерального директора ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» - А.И. Кузин;
ответственные работники федеральных органов исполнительной власти - Н.И. Ваганов, Ю. В. Власов, А. Н. Чулков;
ответственные работники Аппарата Правительства РФ - Н.Ф. Моисеев, С. В. Заика, В. В. Ковалев.

В протоколе совещания было отмечено, что работы по созданию КРК «Ангара» ведутся в основном в соответствии с генеральным планом-графиком.

Вместе с тем имеется отставание на несколько месяцев в разработке конструкторской документации на отдельные компоненты КРК «Ангара», а также в изготовлении монтаже агрегатов и систем наземного комплекса на космодроме «Плесецк».

Минобороны России в 2009 году в рамках выделенных лимитов на 69% сокращены расходы, предусмотренные на капитальное строительство объектов на космодроме Плесецк федеральной целевой программой «Развитие российских космодромов на 2006-2015 годы».

В ходе реализации ОКР «Ангара» возник недостаток бюджетных ассигнований на 2009-2011 годы в размере 10,277 млрд, руб., вызванный необходимостью проведения дополнительных работ и их удорожанием.

В протоколе были даны следующие основные поручения.

- Минобороны России (А.Э. Сердюкову) совместно со Спецстроем России принять меры по восстановлению финансирования капитального строительства и безусловному выполнению строительно-монтажных работ в объеме, предусмотренном генеральным планом-графиком создания КРК «Ангара».
- Минобороны России (А.Э. Сердюкову) совместно с Роскосмосом, Минфином России, с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» решить вопрос о финансировании дополнительных работ в 2009 году ОКР «Ангара», в том числе с привлечением кредитных ресурсов в объеме, необходимом для выполнения работ в соответствии с генеральным план-графиком создания КРК «Ангара».
- Минобороны России (А.Э. Сердюкову) совместно с Минэкономразвития России, с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» представить в установленном порядке в ходе формирования параметров государственного оборонного заказа на 2010-2012 годы финансово-экономическое обоснование удорожания работ, выполняемых в рамках ОКР «Ангара»

и предложения по покрытию дефицита бюджетных ассигнований, необходимых для подготовки КРК «Ангара» к началу летных испытаний в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 30 ноября 2008 г. № 1656.

- В целях оптимизации расходов на создание и использование КРК «Ангара» Минобороны России (А.Э. Сердюкову), Роскосмосу (А.Н. Перминову с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» дополнительно проработать вопросы использования ракет-носителей «Ангара» легкого, среднего и тяжелого классов для выведения в период до 2020 года полезных нагрузок в интересах обороны и безопасности, а также различных отраслей экономики Российской Федерации, предусмотрев при этом ориентировочные сроки вывода из эксплуатации существующих ракет-носителей различных классов.

В конце мая 2009 г., хорошо понимая, что в этом году дополнительных финансовых средств не будет, ГКНПЦ им. Хруничева письмом (исх. 352/345 от 26.05.2009 г.) обратился в Минобороны с предложением о привлечении кредитных ресурсов под залог имущественных прав по договору с Минобороны № 32/93 от 01.09.1993 г. в объеме, необходимом для выполнения работ в соответствии с Генеральным планом-графиком в 2009 г. по созданию КРК «Ангара».

Погашение основного долга по кредиту было предположено с первых выплат 2010 г., а возмещение процентов за кредит также должно быть обеспечено из бюджетных средств, однако, несмотря на поддержку этой идеи Роскосмосом и ВПК, Министерством обороны предложение принято не было.

03.07.2009 г. после выхода указания Президента РФ от 25.05.2009 г. состоялось еще одно заседание у Заместителя Председателя Правительства РФ С. Б. Иванова, где уже в который раз были даны поручения о дополнительном финансировании ОКР «Ангара» и восстановлении запланированных объемов капитальных вложений в наземную инфраструктуру КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк».

На совещании присутствовали:
 первый заместитель председателя ВПК - В.Н. Путилин;
 заместители руководителей федеральных органов исполнительной власти - В.А. Давыдов, А. Н. Клепач, В. П. Ремишевский, А. Е. Шилов;
 ответственные работники федеральных органов исполнительной власти - О.Н. Остапенко, О. П. Фролов, Д. А. Черняев, К. Ю. Дроздова;
 ответственные работники Аппарата Правительства и члены ВПК - И.В. Боровков, А.П. Бобрышев, Н. Ф. Моисеев, В. Е. Сурыгин, С. В. Хугорцев, А. С. Чоботов, А. В. Беляев, С. В. Заика.

В протокол совещания были внесены следующие основные положения.

- Отметить, что заявленная Роскосмосом сумма бюджетных ассигнований для реализации в 2010 году Федеральной космической программы России соответствует показателям, определенной картой проекта «Космическая деятельность России». Поддержать предложения Роскосмоса по объему финансирования указанной программы в 2010 году, за исключением финансирования опытно-конструкторской работы «СК-Восток» в размере 400 млн. рублей.
- Отметить, что Минобороны России совместно с Роскосмосом и Минфином России не выполнены поручения Правительства РФ и ВПК по вопросам ресурсного обеспечения работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара».
- Меры по восстановлению финансирования капитального строительства и безусловному выполнению строительно-монтажных работ на космодроме «Плесецк» в объеме, предусмотренном генеральным план-графиком создания КРК «Ангара», не приняты.
- Вопрос о дополнительном финансировании опытно-конструкторской работы «Ангара» в 2009 году с привлечением кредитных ресурсов в объеме, необходимом для выполнения работ в соответствии с генеральным план-графиком создания КРК «Ангара», не решен.

- Минобороны России (А.Э. Сердюкову) принять меры по восстановлению ресурсного обеспечения работ по капитальному строительству объектов наземной космической инфраструктуры КРК «Ангара» исходя из установленных сроков создания указанных объектов на космодроме «Плесецк».

05.07.2009 г. на космодроме «Плесецк» состоялось очередное заседание МВКГ по созданию КРК «Ангара» под председательством командующего КВ О. Н. Остапенко. Были рассмотрены вопросы по выполнению Генерального плана-графика и ходе работ по созданию наземного комплекса на космодроме «Плесецк». Было дано 10 поручений, наиболее значимыми из которых были.

- ГКНПЦ им. М.В. Хруничева обосновать увеличение стоимости работ по созданию КРК «Ангара» в объеме пускового минимума.
- ГКНПЦ им. М.В. Хруничева представить в Космические войска предложения по оптимизации работ по созданию КРК «Ангара» в 2009-2010 гг. с учетом сроков начала летных испытаний комплекса.
- Спецстрою России согласовать порядок оплаты выполненных работ по монтажу технологического оборудования на объектах КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк».

ПРЕЗИДЕНТ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ПОРУЧЕНИЕ

В.В. Путину
А.Л. Кудрину
Э.С. Набиуллиной
А.Н. Перминову
А.Э. Сердюкову

1. Проработать возможность дополнительного финансирования работ по созданию ракетно-космического комплекса «Ангара», предусмотрев выделение бюджетных ассигнований в 2009 году.

Срок - 20 июля 2009 г.

2. Разработать и утвердить концепцию развития отрасли геодезии и картографии до 2020 года. До утверждения указанной концепции, исключить из плана приватизации федерального имущества на 2009 год предприятия и организации геодезии и картографии.

Срок - 31 декабря 2009 г.

Президент
Российской Федерации

10 июля 2009 г.
Пр-1752



ПРЕЗИДЕНТ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ПОРУЧЕНИЕ

В.В. Путину
А.Л. Кудрину
Э.С. Набиуллиной
А.Н. Перминову
А.Э. Сердюкову

1. Проработать возможность дополнительного финансирования работ по созданию ракетно-космического комплекса «Ангара», предусмотрев выделение бюджетных ассигнований в 2009 году.

Срок - 20 июля 2009 г.

2. Разработать и утвердить концепцию развития отрасли геодезии и картографии до 2020 года. До утверждения указанной концепции, исключить из плана приватизации федерального имущества на 2009 год предприятия и организации геодезии и картографии.

Срок - 31 декабря 2009 г.



Президент
Российской Федерации Д. Медведев

10 июля 2009 г.
Пр-1752

Д. Медведев

19.082009 г. в соответствии с поручением Президента вышло указание Председателя Правительства Российской Федерации В. В. Путина ВП-П7-4827: Минобороны России (А. Э. Сердюкову). Роскосмос (А.Н. Перминову). Минэкономразвития России (Э.С. Набиуллиной). Прошу завершить выработку согласованной позиции по вопросу выделения дополнительного финансирования работ по созданию КРК «Ангара» и о результатах доложить с проектом доклада Д.А. Медведеву.

Необходимо отметить, что ни по одному другому вопросу по тематике «Ангара» не было такого количества столь высоких поручений и указаний, и ни по какому другому вопросу не было такой интенсивной переписки на столь высоком уровне. Только с мая по сентябрь было направлено 39 обращений и ответов по этому вопросу. Конечно, ни одно поручение, указание и обращение не выходило просто так, за ними стояли люди. И я очень признателен **С. В. Заике** и **А. В. Беляеву** из аппарата Правительства, и конечно, руководству Роскосмоса - **А.Н. Перминову, В. П. Ремишевскому, В. А. Давыдову, А.Н. Чулкову, В. Е. Милогородскому**, которые делали все возможное для получения дополнительных средств на ОКР «Ангара».

Но все предпринятые усилия не дали окончательного результата, Министерство обороны стояло насмерть, так как они не могли выделить в этот кризисный год дополнительно 10,277 млрд руб. Более того, Министр обороны А.Э. Сердюков в своем обращении в Правительство РФ от 23.07.2009 г. исх. № 2005/10050, писал буквально следующее: «В соответствии с программой вооружения на 2007-2015 гг. предприятиями промышленности проводятся работы по созданию перспективных космических комплексов с использованием в своих составах космического ракетного комплекса «Ангара». С учетом имеющихся научного и производственно-технологического потенциала, предложений головных предприятий промышленности по увеличению объемов финансирования работ прогнозная оценка сроков начала развертывания группировок - не ранее 2015 г.

Учитывая изложенное, представляется целесообразным в рамках подготовки предложений в проект государственного оборонного заказа на 2010 год и плановый период 2011-2012 гг. в установленном порядке рассмотреть вопрос увязки сроков создания КРК «Ангара» с фактическими сроками завершения работ по перспективным космическим системам (комплексам)».

Другими словами, предлагалось перенести срок начала летных испытаний КРК «Ангара» с 2011 на 2015 год и, соответственно, не увеличить, а уменьшить финансирование на ОКР по годам.

В ГКНПЦ им. Хруничева были незамедлительно подготовлены и направлены в Министерство обороны, ВПК и Правительство РФ материалы об отрицательных последствиях увеличения сроков создания КРК «Ангара».

- КРК «Ангара» является одним из ключевых элементов, обеспечивающих гарантированный независимый доступ Российской Федерации в космическое пространство. Затягивание сроков его создания сохраняет зависимость России от использования космодрома Байконур в части, касающейся запуска РН тяжелого класса «Протон-М».

Казахстанская сторона имеет возможность ввести ограничения на эксплуатацию РН «Протон-М», что оказывает непосредственное влияние на запуск геостационарных космических аппаратов связи (в том числе правительственной), ретрансляции данных, боевого управления и предупреждения о ракетном нападении.

В последние годы такие ограничения вводились в связи с оценкой последствий аварийных пусков РН «Протон-М», возникновении разногласий при согласовании трасс запусков и районов падения отделяемых частей РН.

По мнению Космических войск, скорейшее развертывание КРК «Ангара» позволит иметь резервный вариант запуска космических аппаратов военного назначения в случае возникновения «форс-мажорных» ситуаций применительно к космодрому Байконур.

Существует техническая возможность дооборудования космодрома «Плесецк» для перевода запуска космических аппаратов связи и ретрансляции, запланированных к применению в период до 2015 года с использованием РН «Протон-М» с космодрома Байконур.

- Работы по созданию КРК вышли на наиболее ресурсоемкий этап (проведение огневых испытаний ракетных блоков, полномасштабное строительство наземных объектов, изготовление и монтаж технологического оборудования), который требует согласованной работы большой кооперации предприятий ракетно-космической промышленности, строительных организаций, а также учреждений Минобороны России.

Снижение темпов работ на этом этапе может привести к удорожанию стоимости проекта. По оценке ГКНПЦ, увеличение сроков реализации подобных проектов на 1 год приводит к их удорожанию на 10-15%. Это обусловлено ростом затрат, связанных с хранением изготовленного оборудования, поддержанием в технической готовности стендовой базы, дополнительными накладными расходами строительных организаций и предприятий изготовителей наземного технологического оборудования.

Запланированный в 2009 году суммарный объем финансирования по всем направлениям работ, касающихся создания КРК, превышает 6 млрд рублей.

Кроме того, существует риск выхода из кооперации части предприятий-исполнителей опытно-конструкторской работы в связи неритмичностью их финансирования и растущей задолженностью по оплате за изготовленную продукцию.

В этой связи Роскосмос внес в Правительство Российской Федерации предложение о целесообразности проведения летных испытаний КРК «Ангара» вне зависимости от состояния работ по созданию космических комплексов военного назначения, использовав на начальном этапе в качестве полезной нагрузки «гражданские» космические аппараты, в том числе по коммерческим программам.

- Предложения Минобороны России, касающиеся запуска в период до 2015 года космических аппаратов военного назначения с использованием РН легкого класса, представляются недостаточно обоснованными.

В частности, высказано мнение о возможном применении в этот период РН «Союз-1», которая по своим техническим характеристикам близка к РН «Ангара» легкого класса, но, в отличие от нее, находится в более ранней стадии разработки.

Такие подходы к перспективам использования КРК «Ангара» требуют более детального рассмотрения с учетом ожидаемых сроков его создания.

В сложившихся условиях представляется целесообразным не допустить дальнейшего снижения темпов работ по созданию КРК «Ангара» и обеспечению его готовности к началу летных испытаний.

С целью обеспечения создания КРК «Ангара» необходимо безотлагательно решить проблемы, связанные со своевременным финансированием опытно-конструкторской работы «Ангара», а также работ по капитальному строительству наземных объектов этого КРК.

С учетом отставания по срокам создания космических аппаратов, запуск которых предусматривается РН «Ангара» (космические аппараты системы обнаружения и боевого управления, разведки и радиоэлектронной борьбы), следует провести уточнение перспектив использования КРК «Ангара» на основе текущего состояния дел по его созданию и выработать предложения по оптимальным срокам проведения первых пусков РН «Ангара» легкого и тяжелого класса.

На ноябрь месяц было инициировано заседание Совета безопасности РФ на космодроме «Плесецк» с повесткой дня «О ходе работ по созданию КРК «Ангара». Здесь я хочу выразить признательность сотрудникам Совбеза Н. П. Ханукову, А. А. Бойцову и А. Ю. Виданову, которые приложили немало усилий для успешного проведения этого мероприятия.



С.Н. Копытовский докладывает Н.П. Патрушеву о ходе строительства по КРК «Ангара». Справа О.Н. Остапенко. На заднем плане А.Ю.Виданов, В.Е. Нестеров и Ю.В. Власов

11.11.2009 г. состоялось выездное заседание Совета Безопасности РФ на космодроме «Плесецк». Секретарь Совета Безопасности Н.П. Патрушев и заместитель Секретаря Ю.Н. Балувевский вместе с участниками совещания ознакомились с созданием наземного комплекса КРК «Ангара», а затем было проведено заседание. По результатам совещания были даны необходимые поручения, в первую очередь.

- Минобороны, Роскосмосу решить вопрос о дополнительном финансировании ОКР «Ангара».
- Минобороны восстановить в 2010 г. объемы запланированных средств на капитальное строительство наземного комплекса, секвестированные в 2009 г.
- ГКНПЦ разработать и согласовать ТЭО и Генеральный план-график создания КРК «Ангара» (дополнение 4) на второй этап ОКР на период 2014-2020 годы, предусматривающий выполнение требований ТТЗ к КРК «Ангара» в полном объеме.

30.11.2009 г. состоялось совещание у Председателя Правительства РФ В.В. Путина, где основным был вопрос о дополнительном финансировании ОКР «Ангара». Были даны жесткие поручения решить данную проблему.

По предложению Руководителя Роскосмоса А. Н. Перминова, направленному начальнику вооружения В. А. Поповкину, была создана межведомственная комиссия по рассмотрению обоснованности требуемых дополнительных средств на ОКР. Срок работы комиссии был определен со 2 по 10 декабря.

Председатель комиссии Н. И. Ваганов трижды требовал от ГКНПЦ им. Хруничева дополнительных обосновывающих материалов и трижды они в кратчайшие сроки предоставлялись. Здесь хотелось бы отметить слаженную и самоотверженную работу департамента ГКНПЦ под руководством заместителя Генерального директора А.И. Кузина. Наконец 17 декабря 2009 г. после 10-часовых споров Генерального директора Центра Хруничева с военной частью комиссии было найдено приемлемое решение.

19.12.2009 г. Начальником вооружения Вооруженных сил Российской Федерации - заместителем министра обороны Российской Федерации В. А. Поповкиным был утвержден Акт комиссии, в котором признавалось обоснованным дополнительное финансирование по ОКР

«Ангара» в объеме 8,432 млрд руб., в том числе в 2010 г. - 5,563 млрд руб., в 2011 г. - 1,806 млрд руб., в 2012 г. - 1,063 млрд руб.

Добиться восстановления объемов капитальных средств на космодром «Плесецк» не удалось. Министр обороны официально обещал сделать это в 2010 г. в своем обращении в Правительство Российской Федерации исх. № 205/9951 от 22.07.2009 г.

Работы по КРК «Ангара» в 2009 г.

ГКНПЦ им. М. В. Хруничева

На Дополнение № 3 к ТП КРК «Ангара» институтами Заказчиков были выданы заключения, собранные затем в Сводку отзывов и запланированные для исполнения отделам КБ «Салют» и смежникам.

В начале года было подписано ТЗ на РН «Ангара-1.2» в штатном исполнении (т.е. в варианте «Дополнения № 3 к ТП...»). ТЗ на РН «Ангара- 1.2ПП» было разработано, но не утверждено Заказчиками.

Тем не менее защита «Дополнения № 3 к ТП...» признана состоявшейся в конце ноября 2009 г.

В 2009 году также проводились работы.

По выработке идеологии изделия «НЖ» - для отработки взаимодействия РН и наземного комплекса. Разработан проект решения.

По разработке «Графика создания «НЖ». Графики созданы в директивном и рабочем виде.

По разработке «Графика выпуска КД по РН «Ангара-1.2ПП» (в варианте проекта ТЗ).

По выпуску КД на изд. «Ангара-1.2ПП».

По взаимодействию с ПО «Полет» при выпуске Решений об испытаниях отсеков и КД на стендовые изделия для квалификационных испытаний.

По квалификационным испытаниям для ПО «Полет» (гаргрот).

По выпуску графиков стендовой отработки на оставшийся объем в соответствии с КПЭО.

Автономные испытания агрегатов и узлов, комплексные испытания стендовых сборок РН.

В 2009 году изготовлен 71, испытаны 86 агрегата и узла (всего изготовлен 781 агрегат и узел из 810, испытаны 732, находятся на испытаниях 69), изготовлены 6 стендовые сборки (всего изготовлены 36 сборок из 66, завершена отработка 28 сборок).

НПО «Энергомаш»

В течение года проведено 6 огневых испытаний на двигателях РД-191 № Д009/1 и № Д008/2. По 5 ОИ по программам ЗДИ было выдано заключение о допуске УРМ-1 к ОСИ.

Всего по программам доводочных и завершающих доводочных испытаний двигателя РД-191 проведено 102 огневых испытания суммарной продолжительностью 22 619 секунд из запланированных в соответствии с КПЭО не менее 100 огневых испытаний суммарной продолжительностью не менее 20000 секунд. В 2009 году выполнение указанных программ завершено. В настоящее время в ОАО «НПО Энергомаш» проводятся огневые испытания двигателей РД-191, укомплектованных камерами сгорания производства Воронежского механического завода, с целью их сертификации.

«КБХА»

Продолжается изготовление двух двигателей РД-0124А для доводочных и ускоренных климатических испытаний (всего изготовлено 11 двигателей из 14 для доводочных испытаний). В 2009 году проведено 3 огневых испытания двигателя суммарной продолжительностью 181 секунду (всего проведено 45 огневых испытаний суммарной продолжительностью 14 276

секунд из запланированных по единой с двигателем 14Д23 КПЭО не менее 56 огневых испытаний суммарной продолжительностью не менее 20 000 секунд).

НИЦ РКП

29 апреля и 18 июня 2009 года проведены «холодные» испытания УРМ-1 (изделие И1А1С) с отработкой технологии заправки РН «Ангара», а также сливом окислителя и горючего из баков изделия в соответствии с циклограммами работы блоков первой ступени РН «Ангара-1.2» и РН «Ангара-А5». 30 июля и 1 октября 2009 г. проведены огневые испытания УРМ-1 по циклограммам работы в полете блока первой ступени РН «Ангара-1.2» и боковых блоков РН «Ангара-А5» соответственно. Проведение третьего огневого испытания УРМ-1 по циклограмме работы в полете центрального блока РН «Ангара-А5» проведено 26 ноября 2009 г.

Успешное проведение ОСИ-1 УРМ-1 сделало возможным осуществление 25.08.2009 г. первого пуска корейской РН KSLV.

Первая ступень KSLV отработала успешно. В принципе, это дает повод сказать, что летные испытания РН «Ангара» начались.

В течение декабря 2009 г. И1 было подготовлено к снятию со стенда.

Необходимыми для проведения ХСИ и ОСИ И1 были испытания на стенде Д1-холодные проливы бака «Г». Успешно были проведены 2 этапа, на 3-м этапе 13.10.09 г. произошло разрушение бака «Г», не повлиявшее на выдачу заключения к ОСИ-3.

Состояние работ по созданию наземного комплекса КРК «Ангара»

КБТМ

Разработка конструкторской документации на технологическое оборудование наземного комплекса.

Конструкторская документация разработана на 16 из 29 систем универсального стартового комплекса (УСК) 14П221, на 18 из 26 систем технического комплекса (ТК) 14П630, на 9 из 12 систем унифицированного технического комплекса (УНТК) 16П631 и на все 5 систем комплекса транспортировочного оборудования РН, РБ, ГО 14Т528.

По заказам ГКНПЦ

В 2009 г. полностью изготовлено технологическое оборудование 8 систем УСК и 5 систем ТК КРК, находится в изготовлении оборудование 21 системы УСК и 11 систем ТК КРК.

На космодром «Плесецк» поставлено технологическое оборудование 15 систем УСК (осуществляется монтаж оборудования 8 систем) и 4 систем ТК КРК (осуществляется монтаж оборудования 2 систем) в разной степени укомплектованности.

Табл. 4.4.1. Текущее состояние работ по созданию КРК «Ангара»

Вид работ	Объем выполнения	Степень выполнения
Автономные испытания узлов и агрегатов РН	Изготовлено/испытано агрегатов 737 из 810	91%
Лабораторно-стендовая отработка	Изготовлено/испытано экспериментальных сборок 26 из 46	62%
Разработка маршевого двигателя РД-191	Проведено 105 огневых испытаний (с учетом двух огневых стендовых испытаний УРМ-1 и пуска корейской РН KSLV-1) с общей огневой нагрузкой 23081 с.	99%

Глава 4. Основные работы 2006-2010 гг.

Разработка маршевого двигателя РД-0124	Проведено 45 огневых испытаний двигателя с общей огневой наработкой 14276 с. Кроме того, проведено 80 огневых испытаний двигателя-аналога 14Д23 (с учетом трех ЛКИ РН «Союз-2») с суммарной огневой наработкой 24 073 с. Таким образом, суммарная наработка ЖРД составляет 38 349 с	94%
Разработка системы управления РН	Завершены автономные, ведутся комплексные испытания приборов СУ, отработка программ и алгоритмов на комплексном стенде	93%
Изготовление и монтаж наземного технологического оборудования КРК «Ангара»	Изготовлено полностью и поставлено на космодром 11 систем и агрегатов	10,5%
	Изготовлено полностью и подготовлено к отправке на космодром 7 систем и агрегатов	6,7%
	Ведется изготовление 36 систем и агрегатов / Частично поставлено на космодром -11	34,3% / 10,5%
	Ведется монтаж -10	9,5%

По контракту с Минобороны по КРК «Ангара» сданы и полностью приняты заказывающим управлением работы на сумму 3164 млн руб. По контракту с Роскосмосом сданы и приняты работы на сумму 437,8 млн руб.

Государственный оборонный заказ ГКНПЦ им. М. В. Хруничева с кооперацией выполнил в полном объеме.

4.5. 2010 год

16.01.2010 г. принято решение Военно-промышленной комиссией при Правительстве РФ об образовании межведомственной рабочей группы (МРГ) по координации работ по созданию КРК «Ангара» под эгидой ВПК. Руководителем МРГ назначен член ВПК В. И. Воскобойников, квалифицированный и уважаемый специалист. Этим же решением был утвержден регламент рабочей группы и ее состав

Заместителями руководителя МРГ были назначены:

Остапенко Олег Николаевич - командующий Космическими войсками; Ремишевский Виктор Петрович, заместитель руководителя Роскосмоса.

Членами МРГ стали:

От федеральных органов исполнительной власти.

Василец Вадим Анатольевич - заместитель начальника Главного управления государственного заказчика капитального строительства Министерства обороны РФ;

Власов Юрий Вениаминович - заместитель начальника Управления развития и организации заказов космических систем и средств ракетно-космической обороны Космических войск;

Иванов Владимир Николаевич - начальник строительства, инженерно-технического обеспечения и расквартирования Космических войск;

Иванов Александр Николаевич - начальник вооружения, заместитель командующего Космическими войсками по вооружению;

Копытовский Сергей Николаевич - заместитель начальника центрального производственно-распорядительного управления Спецстроя России;

Милогородский Валерий Евгеньевич - заместитель начальника Управления средств выведения, наземной космической инфраструктуры и кооперационных связей Роскосмоса;

Муравник Владимир Борисович - заместитель директора Рособоронзаказа.

Немков Алексей Николаевич - первый заместитель директора Спецстроя России;

Устинкин Александр Иванович - начальник Управления (планирования и организации развития и серийных заказов вооружения и военной техники) Главного управления вооружения Вооруженных сил РФ;

Фоломеев Максим Игоревич - заместитель директора Департамента развития секторов экономики Минэкономразвития России.

От предприятий и организаций промышленности.

Богомолов Алексей Александрович - главный конструктор филиала ФГУП «ЦЭНКИ»-КБТМ;

Клейменов Геннадий Борисович - главный конструктор комплекса «Ангара» ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева»;

Нестеров Владимир Евгеньевич - генеральный директор ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», генеральный конструктор средств выведения космических аппаратов и их межорбитальной транспортировки тяжелого и легкого классов;

Райкунов Геннадий Геннадьевич - генеральный директор ФГУП «ЦНИИМАШ»;

Трифонов Николай Николаевич - начальник отделения КБ «Салют» ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», технический секретарь межведомственной рабочей группы.

От Аппарата Правительства Российской Федерации.

Кизенко Анатолий Викторович - советник Департамента оборонной промышленности и высоких технологий Правительства РФ, ответственный секретарь межведомственной рабочей группы.

18.01.2010 г. С. Б. Иванов обратился к Председателю Правительства РФ В. В. Путину с обращением о необходимости подготовить постановление Правительства по выделению дополнительного финансирования для создания КРК «Ангара» в котором говорится:

Во исполнение поручения Президента Российской Федерации (от 10 июля 2009 г. №Пр-1752) и решения Совета Безопасности Российской Федерации (от 20 ноября 2009 г.) вопрос о необходи-

мых объемах дополнительного финансирования работ по созданию космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара» проработан.

Для решения данного вопроса Минобороны России совместно с Роскосмосом, с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» была создана совместная комиссия.

По результатам работы комиссии определен необходимый объем дополнительного финансирования опытно-конструкторской работы «Ангара» для обеспечения летных испытаний КРК «Ангара» в размере 8432,37 млн рублей, в том числе в 2010 г. - 5563,21 млн рублей, в 2011 г. - 1805,65 млн рублей и в 2012 г. - 1063,51 млн рублей.

Дефицит бюджетных ассигнований возник в ходе опытно-конструкторской работы «Ангара», выполняемой в рамках Государственной программы вооружения на 2007-2015 годы, и вызван необходимостью выполнения дополнительных работ по результатам уточнения конструкторской, технологической и монтажной документации, наземной экспериментальной отработки элементов КРК «Ангара», а также общим удорожанием работ.

В соответствии с Федеральным законом от 21 июля 2005 г. № 94-ФЗ (статья 9, пункт 6.2, введена в действие Федеральным законом от 20.04.2007 № 53-ФЗ) в случае, если цена государственного контракта на выполнение работ для федеральных нужд, заключенного на срок не менее чем три года, составляет десять миллиардов рублей и более и выполнение указанного контракта без изменения его цены невозможно вследствие существенного возрастания стоимости подлежащих выполнению работ, такая цена может быть изменена на основании решения Правительства Российской Федерации.

Удорожание работ на 8432,37 млн рублей по отношению к сумме государственного контракта, заключенного Минобороны России с ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» в 2005 году до 2013 года по фиксированной цене (15970 млн рублей с ежегодным уточнением в соответствии с индексами-дефляторами цен на продукцию военного назначения) является существенным и не позволит выполнить указанный контракт без изменения его цены.

В целях безусловного обеспечения летных испытаний КРК «Ангара» в IV квартале 2012 г. Минобороны России и Роскосмос предлагают рассмотреть возможность выделения в 2010-2012 годах дополнительных ассигнований сверх показателей Государственной программы вооружения.

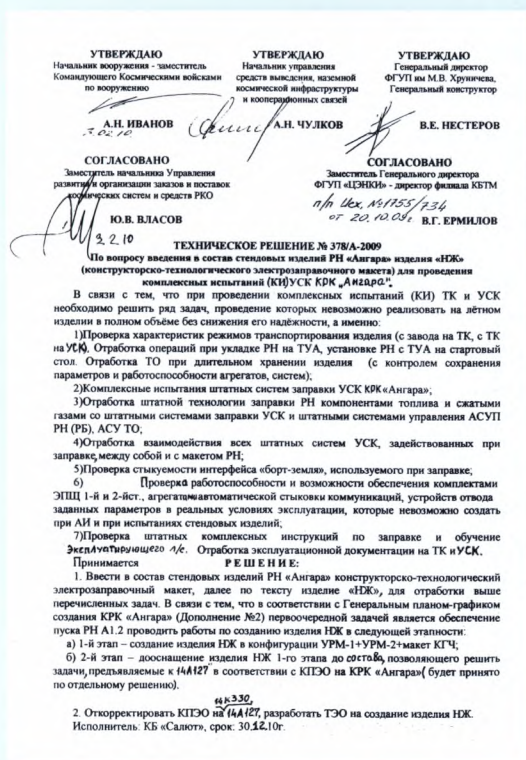
Учитывая, что создание КРК «Ангара» является задачей особой государственной важности, представляется целесообразным предложение Минобороны России и Роскосмоса поддержать и поручить заинтересованным федеральным органам исполнительной власти представить в установленном порядке проект решения Правительства Российской Федерации о дополнительном финансировании работ по созданию КРК «Ангара».

26.01.2010 г. в ответ на это обращение В. В. Путин дал поручение ВП-П7-377: Минобороны России (А.Э. Сердюкову). Минэкономразвития России (Э.С. Набиулиной). Минфину России (А. Л. Кудрину). Роскосмосу (А. Н. Перминову). Прошу представить в установленном порядке проект решения Правительства Российской Федерации о дополнительном финансировании работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара».

03.02.2010 г. было принято ТР № 378/А-09 о создании стендового изделия «НЖ» - конструкторско-технологического и заправочного макета для отработки операций с РН «Ангара-1.2ПП» на космодроме «Плесецк». В основе изделия «НЖ» лежат закончившие огневые испытания изделия И1 и И5. В НИЦ РКП должна быть проведена нейтрализация изделий, после чего они передаются в РКЗ для сборочных работ.

Была выпущена в КБ «Салют» конструкторская документация на доработку изделий И1 и И5. Но в связи с поздним окончанием испытания сборки И5 (в ноябре 2010 г.) и соответственно поздним проведением нейтрализации в НИЦ РКП, сборка И5 была передана в РКЗ только в феврале 2011 г.

В течение 2010 и 2011 годов РКЗ занимался доработкой сборок И1 и И5 для изделия «НЖ», которое должно быть окончательно готово к отправке на космодром «Плесецк» в марте 2012 г.



УТВЕРЖДАЮ

Начальник
вооружения -
заместитель
Командующего
Космическими
войсками
по вооружению
А. Н. ИВАНОВ

УТВЕРЖДАЮ

Начальник
управления
средств выведения,
наземной космической
инфраструктуры
и кооперационных
связей
А.Н. ЧУЛКОВ

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный
директор
ФГУП «ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева»
Генеральный
конструктор
В.Е. НЕСТЕРОВ

СОГЛАСОВАНО

Заместитель начальника
Управления
развития организации
заказов и поставок
космических систем
и средств РКО
Ю.В. ВЛАСОВ

СОГЛАСОВАНО

Заместитель Генерального директора
ФГУП «ЦЭНКИ» -
директор филиала КБТМ
В.Г. ЕРМИЛОВ

ТЕХНИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ № 378/А-2009

**По вопросу введения в состав стендовых изделий РН «Ангара» изделия «НЖ»
(конструкторско-технологического электрозаправочного макета) для проведения
комплексных испытаний (КИ) УСК КРК «Ангара».**

В связи с тем, что при проведении комплексных испытаний (КИ) ТК и УСК необходимо решить ряд задач, проведение которых невозможно реализовать на летном изделии в полном объеме без снижения его надежности, а именно:

- 1) Проверка характеристик режимов транспортирования изделия (с завода на ТК, с ТК на УСК). Оработка операций при укладке РН на ТУА, установке РН с ТУА на стартовый стол. Оработка ТО при длительном хранении изделия (с контролем сохранения параметров и работоспособности агрегатов, систем);
- 2) Комплексные испытания штатных систем заправки УСК КРК «Ангара»;
- 3) Оработка штатной технологии заправки РН компонентами топлива и сжатыми газами со штатными системами заправки УСК и штатными системами управления АСУП РН (РБ), АСУ ТО;
- 4) Оработка взаимодействия всех штатных систем УСК, задействованных при заправке, между собой и с макетом РН;
- 5) Проверка стыкуемости интерфейса «борт-земля», используемого при заправке;

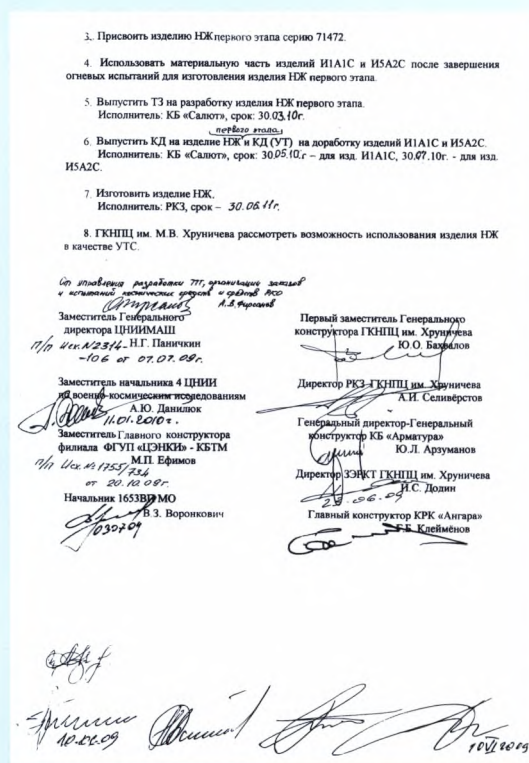
6) Проверка работоспособности и возможности обеспечения комплектами ЭПЦ 1-й и 2-й ст., агрегатами автоматической стыковки коммуникаций, устройств отвода заданных параметров в реальных условиях эксплуатации, которые невозможно создать при АИ и при испытаниях стендовых изделий;

7) Проверка штатных комплексных инструкций по заправке и обучение эксплуатирующего л/с. Отработка эксплуатационной документации на ТК и УСК.

Принимается

РЕШЕНИЕ:

1. Ввести в состав стендовых изделий РН «Ангара» конструкторско-технологический электрозаправочный макет, далее по тексту изделие «НЖ», для отработки выше перечисленных задач. В связи с тем, что в соответствии с Генеральным планом-графиком создания КРК «Ангара» (Дополнение № 2) первоочередной задачей является обеспечение пуска РН А1.2 проводить работы по созданию изделия «НЖ» в следующей этапности:
 - а) 1-й этап - создание изделия «НЖ» в конфигурации УРМ-1 + УРМ-2 + макет КГЧ;
 - б) 2-й этап - дооснащение изделия «НЖ» 1-го этапа до состава, позволяющего решить задачи, предъявляемые к 14Д127 в соответствии с КПЭО на КРК «Ангара» (будет принято по отдельному решению).
2. Откорректировать КПЭО на 14К330, 14А127, разработать ТЭО на создание изделия «НЖ».
Исполнитель: КБ «Салют», срок: 30.12.10 г.
3. Присвоить изделию «НЖ» первого этапа серию 71472.
4. Использовать материальную часть изделий И1А1С и И5А2С после завершения огневых испытаний для изготовления изделия «НЖ» первого этапа.
5. Выпустить ТЗ на разработку изделия «НЖ» первого этапа.
Исполнитель: КБ «Салют», срок: 30.03.10 г.
6. Выпустить КД на изделие «НЖ» первого этапа и КД (УТ) на доработку изделий И1А1С и И5А2С. Исполнитель: КБ «Салют», срок: 30.05.10 г. - для изд. И1А1С, 30.07.10 г. - для изд. И5А2С.
7. Изготовить изделие «НЖ».
Исполнитель: РКЗ, срок - 30.06.11 г.
8. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева рассмотреть возможность использования изделия «НЖ» в качестве УТС.



09.02.2010 г. член ВПК В.И. Воскобойников посетил космодром «Плесецк», где ознакомился с ходом строительства объектов КРК «Ангара» и совместно с командующим КВ О.Н. Остапенко провел совещание.

25.02.2010 г. состоялось первое заседание МРГ под председательством В.И. Воскобойникова, на котором был принят план работы на 2010 г. и рассмотрены текущие вопросы, дано 14 поручений, важнейшими из которых являлись.



В.И. Воскобойников и О.Н. Остапенко на универсальном стартовом комплексе РН «Ангара»

- Минобороны (В. А. Васильцу) обеспечить финансирование, в том числе авансирование строительства объектов КРК «Ангара» в объеме лимитов, утвержденных годовым титульным списком строек и объектов Главного управления заказчика капитального строительства Минобороны на 2010 год.
- Минобороны (О. Н. Остапенко) принять решение о конфигурации РН легкого класса «Ангара» первого пуска.
- Минобороны (О. Н. Остапенко) передать зал монтажно-испытательного корпуса ТК РН для выполнения строительно-монтажных работ Спецстрою России.
- ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» (В. Е. Нестерову) подготовить проект Генерального плана-графика создания КРК «Ангара» (дополнение 3) со сроком пуска РН тяжелого класса четвертый квартал 2012 года.

15.03.2010 г. Начальником вооружения - заместителем Министра обороны РФ В. А. Поповкиным и руководителем Федерального космического агентства А. Н. Перминовым была утверждена Программа подготовки серийного производства ракет-носителей «Ангара».

22.03.2010 г. состоялось второе заседание МРГ, на котором было рассмотрено выполнение поручений предыдущего заседания 16.01.2010 г. Из 14 поручений было реализовано только 7, причем ГКНПЦ оказался наиболее дисциплинированным, выполнив все свои пункты. По невыполненным заданиям были даны новые сроки и обращено внимание ответственных на недопустимость подобной неисполнительности.

15.04.2010 г. было проведено третье заседание МРГ на котором были еще раз детально рассмотрены невыполненные поручения МРГ от 16.01.2010 г. Таких оказалось только два, самых важных.

- Не обеспечено в запланированном объеме финансирование строительства наземных объектов КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк».
- Не выпущено постановление Правительства РФ о дополнительном финансировании ОКР «Ангара».

Заканчивался апрель, а вопрос о дополнительном финансировании так и не был решен. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева подготовил материалы, которые легли в основу докладной записки Председателю ВПК С. Б. Иванову. Текст докладной приведен ниже.

В соответствии с поручением Правительства Российской Федерации от 26.01.2010 г № ВП-П7-377 Минобороны России представлен проект распоряжения Правительства Российской Федерации о финансировании работ по созданию космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара».

Вопрос о необходимых объемах и источниках дополнительного финансирования работ по созданию космического ракетного комплекса «Ангара» проработан Минобороны России, Роскосмосом, Минэкономразвития России, Минфином России с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» во исполнение поручения Президента Российской Федерации от 10 июля 2009 г № Пр-1752 и решения Совета Безопасности Российской Федерации от 20 ноября 2009 г.

Для решения данного вопроса образована совместная комиссия Минобороны России и Роскосмоса с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева».

По результатам работы комиссии определен необходимый объем дополнительного финансирования опытно-конструкторской работы «Ангара» для обеспечения в IV квартале 2012 г. летных испытаний КРК «Ангара» в размере 8432,37 млн рублей, в том числе в 2010 году - 5563,21 млн рублей, в 2011 году - 1805,65 млн рублей и в 2012 году - 1063,51 млн рублей.

Дефицит бюджетных ассигнований возник в ходе опытно-конструкторской работы «Ангара», выполняемой в рамках Государственной программы вооружения на 2007-2015 годы, и вызван необходимостью выполнения дополнительных работ по результатам уточнения конструкторской, технологической и монтажной документации, наземной экспериментальной отработки элементов КРК «Ангара», а также общим удорожанием работ.

В соответствии с Федеральным законом от 21 июля 2005 г № 94-ФЗ (статья 9, пункт 6.2) в случае, если цена государственного контракта на выполнение работ для федеральных нужд, заключенного на срок не менее чем три года, составляет десять миллиардов рублей и более и выполнение указанного контракта без изменения его цены невозможно вследствие существенного возрастания стоимости подлежащих выполнению работ, такая цена может быть изменена на основании решения Правительства Российской Федерации.

Удорожание работ на 8432,37 млн рублей по отношению к предельной стоимости государственного контракта, заключенного Минобороны России с ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» в 2005 году до 2013 года по фиксированной цене (19471,8 млн рублей в ценах 2006 года с ежегодным уточнением в соответствии с индексами-дефляторами цен на продукцию военного назначения) является существенным и не позволит выполнить указанный контракт без изменения его цены.

Учитывая, что создание КРК «Ангара» является задачей особой государственной важности, в целях обеспечения летных испытаний КРК «Ангара» пуском ракеты-носителя тяжелого класса «Ангара-А5» в IV квартале 2012 г Минобороны России предлагает выделить в 2010-2012 годах на эти цели дополнительные ассигнования сверх показателей Государственной программы вооружения.

Внесенный проект распоряжения согласован с Роскосмосом, Минэкономразвития России и Минфином России по вопросу увеличения цены государственного контракта на выполнение ОКР по созданию КРК «Ангара» на 8432,37 млн рублей (пункт 1 проекта распоряжения).

Вместе с тем Минфин России не согласовал проект распоряжения (пункт 2) в части объемов и источников финансирования работ по годам. Протокол согласительного совещания Минобороны России и Минфина России представлен в установленном порядке.

Минобороны России, Минэкономразвития России и Роскосмос считают, что вопрос об источниках дополнительного финансирования работ по созданию КРК «Ангара» необходимо решить в ходе исполнения федерального бюджета в 2010 году и формировании федерального бюджета на 2011 и 2012 годы.

По мнению Минфина России, дополнительное финансирование работ в 2011-2012 годах должно быть учтено в рамках формируемой Государственной программы вооружения на 2011–2020 годы, а дополнительные средства в 2010 году (5563,21 млн рублей) обеспечить путем привлечения ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» кредитных ресурсов. По мнению Минфина России, пункт 2 (определяющий источники и объемы дополнительного финансирования работ по годам) из проекта распоряжения необходимо исключить.

Следует отметить, что по результатам проработки указанного поручения Президента Российской Федерации, с учетом предложений Минобороны России и Роскосмоса, Правительством Российской Федерации было поддержано предложение о необходимости дополнительного финансирования опытно-конструкторской работы «Ангара» для обеспечения летных испытаний КРК «Ангара» в размере 8432,37 млн рублей, в том числе в 2010 г- 5563,21 млн рублей, в 2011 г- 1805,65 млн рублей и в 2012 г- 1063,51 млн рублей, о чем Президенту Российской Федерации представлен соответствующий доклад.

Совет Безопасности Российской Федерации (Н. П. Патрушев) в письме на имя Председателя Правительства Российской Федерации В. В. Путина отмечает, что до настоящего времени соответствующее решение Правительства Российской Федерации о дополнительном финансировании работ для обеспечения летных испытаний КРК «Ангара» не принято. Также не обеспечено своевременное финансирование мероприятий по капитальному строительству наземных объектов КРК «Ангара».

Ввиду того, что вопрос о государственной поддержке предприятий, привлекающих кредитные ресурсы для выполнения работ по теме «Ангара», заинтересованными федеральными органами исполнительной власти до настоящего времени не решен, реализовать предложение Минфина России о привлечении в 2010 году ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» кредитных ресурсов в объеме 5563,21 млн рублей не представляется возможным.

В связи с тем, что проект Государственной программы вооружения и ее основные показатели на 2011-2020 годы находится в стадии разработки, предложение Минфина России о финансировании работ по созданию КРК «Ангара» в 2011-2012 годах в пределах данной программы может быть учтено.

Нерешенность вопросов ресурсного обеспечения работ по созданию КРК «Ангара» ведет к переносу испытаний комплекса на неопределенный срок и дальнейшему удорожанию работ.

Учитывая, что создание КРК «Ангара» является задачей особой государственной важности, представляется целесообразным поддержать предложение Минобороны России, согласованное с Роскосмосом, Минэкономразвития России и Минфином России об увеличении цены государственного контракта на выполнение ОКР по созданию КРК «Ангара» на 8432,37 млн рублей.

Решение по редакции пункта 2 проекта распоряжения относительно источников финансирования ОКР «Ангара» по годам представляется целесообразным принять по результатам обсуждения.

Следует также отметить, что несмотря на то, что работы по созданию на космодроме «Плесецк» объектов наземной космической инфраструктуры для КРК «Ангара» включены в государственный оборонный заказ 2010 года в полном объеме, предусмотренном федеральной целевой программой «Развитие российских космодромов на 2006-2015 годы», в том числе с учетом недофинансирования данных работ в 2009 году, по информации Спецстроя России средств на выполнение строительно-монтажных работ до настоящего времени от Минобороны России не поступало.

Представляется целесообразным обратить внимание Минобороны России на необходимость безусловного обеспечения своевременного финансирования работ по капитальному строительству наземных объектов КРК «Ангара».

22.04.2010 г. заместитель Председателя Правительства С. Б. Иванов собрал согласительное совещание об урегулировании разногласий по проекту распоряжения Правительства РФ о дополнительном финансировании ОКР «Ангара».

На совещании присутствовали:

первый заместитель председателя ВПК - В. Н. Путилин;

начальник вооружения Вооруженных сил РФ, заместитель Министра обороны РФ - В. А. Поповкин;

заместитель Министра финансов РФ - А. Г. Силуанов;

заместитель директора Спецстроя России - В. А. Жуков;

заместитель руководителя Роскосмоса - В. П. Ремишевский;

заместитель директора департамента Минэкономразвития России - М. И. Фоломеев;

генеральный директор ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» - В. Е. Нестеров;

ответственные работники Аппарата Правительства РФ - В. Е. Сурыгин, А. В. Беляев, С. В. Заика,

А.Д. Прокопенко.

В протоколе совещания были отражены такие наиболее важные моменты.

- Отметить, что увеличение цены государственного контракта на выполнение ОКР по созданию КРК «Ангара» на 8432,37 млн. рублей Минобороны России, Роскосмосом, Минэкономразвития России и Минфином России согласовано.
- Принять к сведению информацию Минобороны России о том, что в проекте Государственной программы вооружения на 2011-2012 годы предусмотрено дополнительное финансирование работ по ОКР «Ангара» в 2011-2012 годах в объеме соответственно 1805,63 и 1063,51 млн. рублей.
- Согласиться с предложением Минфина России и Минобороны России о выделении в 2010 году дополнительных средств на ОКР «Ангара» в объеме 5563,21 млн. рублей за счет средств, предусматриваемых Минобороны России на реализацию государственной программы вооружения в 2011-2012 год.
- Отметить, что Минобороны России в 2010 году не начато финансирование работ по капитальному строительству объектов наземной инфраструктуры КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк».
- Минобороны России (А.Э. Сердюкову) обеспечить в кратчайшие срок финансирование (в том числе авансирование) работ по капитальному строительству объектов наземной инфраструктуры КРК «Ангара», предусмотренных федеральной целевой программой «Развитие российских космодромов на 2006-2015 годы» в объеме государственного оборонного заказа на 2010 год.»

Заместитель Председателя Правительства Российской Федерации, председатель ВПК С.Б. Иванов, его заместитель В.Н. Путилин и члены ВПК: А.П. Бобрышев, В.И. Воскобойников, М.И. Каштан, Н.Ф. Моисеев в разные годы координировавшие работы по созданию КРК «Ангара» внесли существенный вклад в создание этого комплекса.

10.05.2010 г. В.В. Путин подписал распоряжение Правительства Российской Федерации «О дополнительном финансировании ОКР «Ангара».

В распоряжении было написано.

- Принять предложение Минобороны России согласованное с Роскосмосом, Минэкономразвития России и Минфином России, об увеличении на 8432,37 млн рублей цены государственного контракта на выполнение опытно-конструкторской работы по созданию космического ракетного комплекса «Ангара» для обеспечения начала летных испытаний указанного комплекса и пуска ракеты-носителя тяжелого класса «Ангара-А5».



С заместителем Председателя Правительства РФ С. Б. Ивановым. Москва, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 18.03.2009 г.

- Минфину России представить во 2 квартале 2010г. предложения о выделении в 2010г. за счет перераспределения средств, предусматриваемых Минобороны России на реализацию программы вооружения в 2011-2012 годах, дополнительных бюджетных ассигнований в размере 5563,21 млн рублей на выполнения в рамках государственного оборонного заказа опытно конструкторской работы по созданию космического ракетного комплекса «Ангара».

Это была вторая и самая значимая финансовая победа, позволившая реально обеспечить создание КРК «Ангара». Но победа пока была только теоретическая, оставалось дожидаться ее практической реализации.

Прошел май, июнь, июль, половина августа, а дополнительное финансирование от Министерства обороны поступать не начало. Вместо этого Министр обороны А.Э. Сердюков обратился в Правительство с предложением наказать генерального конструктора за срыв сроков указа Президента РФ в создании КРК «Ангара» исх. от 13 августа 2010г. №205/6315:

«Минобороны России подготовлены предложения по внесению изменений в Указ Президента Российской Федерации от 30 ноября 2008 г. № 1656 «О космическом ракетном комплексе «Ангара», предусматривающие перенос сроков выполнения опытно-конструкторской работы (далее - ОКР) «Ангара» в части обеспечения начала летных испытаний космического ракетного комплекса (далее - КРК) «Ангара» на 2012 год.

Вместе с тем официальных предложений об изменении сроков выполнения ОКР «Ангара» от ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» в Минобороны России не поступало. Письмо Минобороны России в ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» от 9 июля 2010 г. по данному вопросу оставлено без ответа.

В соответствии с Положением о генеральном конструкторе по важнейшим направлениям создания видов систем и комплексов вооружений и военной техники, утвержденным постановлением Правительства Российской Федерации от 3 мая 2007 г. № 258, ответственность за строгое соблюдение установленных сроков выполнения работ на всех этапах создания вооружения и военной техники несет генеральный конструктор средств выведения кос-

мических аппаратов на орбиту и их межорбитальной транспортировке тяжелого и легкого классов.

Кроме того, головной организацией-разработчиком КРК «Ангара» ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» до настоящего времени не утвержден Генеральный план-график создания КРК «Ангара», что также не позволяет определить сроки начала летных испытаний.

Учитывая изложенное, полагается целесообразным:

Военно-промышленной комиссии при Правительстве Российской Федерации рассмотреть вопрос о персональной ответственности должностных лиц за срыв сроков выполнения Указа Президента Российской Федерации от 30 ноября 2008 г. № 1656;

Военно-промышленной комиссии при Правительстве Российской Федерации поручить ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» подготовить и утвердить проект Генерального плана-графика создания КРК «Ангара» с учетом принятого решения о дополнительном финансировании ОКР «Ангара» (распоряжение Правительства Российской Федерации от 10 мая 2010 г. № 691-р).

Минобороны России совместно с заинтересованными федеральными органами исполнительной власти в установленном порядке подготовить и внести в Правительство Российской Федерации проект указа Президента Российской Федерации «О внесении изменений в Указ Президента Российской Федерации от 30 ноября 2008 г. № 1656 «О космическом ракетном комплексе «Ангара».

В обращении не сказано главного, когда появятся дополнительные средства, без чего нельзя определить новые сроки и нельзя откорректировать генеральный план-график. Зато очень четко обозначен виновник срыва сроков Указа Президента

01.09.2010 г. заместитель Председателя Правительства РФ С.Б. Иванов подписал очередное поручение СИ-П7-6050: Минобороны России (А.Э. Сердюкову). Роскосмос (А.Н. Перминову). Прошу оперативно решить с участием ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» вопрос ресурсного обеспечения ОКР «Ангара», доработать в соответствии с принятыми решениями Генеральный план-график КРК «Ангара» и представить его на рассмотрение в Военно-промышленную комиссию при Правительстве РФ в 20-дневный срок.

20.09.2010 г. прошло очередное заседание МРГ. Были рассмотрены проблемы дальнейших работ по комплексу «Ангара», выдано 9 поручений, главными из которых являлись.

- Минобороны России (Департаменту государственного заказчика капитального строительства) обеспечить выполнение работ по обследованию несущих конструкций сооружения 1 пл. 35 УСК КРК «Ангара».
- ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» (В. Е. Нестерову) совместно с ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина» проработать с проведением технико-экономического анализа следующие варианты состава РН «Ангара-1.2ПП»:
 - использование в составе РН РБ «Фрегат»;
 - использование в составе РН РБ «Бриз-М» без ДТБ;
 - без использования РБ и запуском РН по баллистической траектории.

По результатам проработки представить предложения в Минобороны и Роскосмос для принятия решения.

- Минобороны России (О.Н. Остапенко) до 30.09.2010 г. обеспечить в установленном порядке перечисление ФГУП «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» финансовых средств, дополнительно предусмотренных федеральным бюджетом для выполнения ОКР «Ангара».

30.09.2010 г. членом ВПК В.И. Воскобойниковым совместно с командующим КВ О.Н. Остапенко на космодроме «Плесецк» было проведено совещание по рассмотрению вопросов создания наземного комплекса КРК «Ангара».

В соответствии с решением МРГ от 20.09.2010 г. ГКНПЦ были рассмотрены варианты РКН «Ангара-1.2ПП» (рис. 4.5.1 и таблица 4.5.1) и технические материалы представлены заказ-

чипам, которые определили, наконец, облик первого летного изделия - «Ангара-1.2ПП». 26 марта 2010 года было принято Решение №К-12-10 - «О конфигурации РН «Ангара» легкого класса первого пуска в рамках летных испытаний КРК «Ангара». По этому «Решению» «Ангара-1.2ПП» должна была состоять из 1-й и 2-й ступеней на основе УРМ-1 и УРМ-2 соответственно, РБ «Бриз-М» без дополнительного топливного бака (ДТБ), штатного (для РН А1.2) ГО, переходной системы новой разработки и полезной нагрузки.

Табл. 4.5.1. Сравнительная таблица вариантов РН «Ангара-1.2 первого пуска»

Конфигурация РН	Задачи пуска	Трасса полета	Зоны радиовидимости	Доработки НК	Адаптация КА	Затраты
Ангара-1.2ПП с макетом ПН I ст. -УРМ-1 Ист.-УРМ-2 ГО - штатный УС733 КА - весовой макет ПН	ЯКИ КРК «Ангара». Баллистические траектории полета I и II ст. с падением II ст. на полигон «Кура»	Наклонение -83 град. Трасса и РП - территория России	На всем протяжении активного и пассивного участков полета I и II ступеней	Не требуется	Не требуется	Дополнительных затрат не требуется
Ангара-1.2ПП с РБ «Бриз-М» без ДТБ I ст. - УРМ-1 Ист.-УРМ-2 ГО - штатный 1ДС733 РБ - «Бриз-М» без ДТБ КА - от КВ	ЯКИ КРК «Ангара». Баллистические траектории полета I и II ст. РН с последующим выведением КА разгонным блоком на ССО	Наклонение -94 град РП I ст. и ГО - Баренцево море, частично в экономической зоне Норвегии. Полет II ст. надтерриторией Норвегии, РП II ст. - экономическая зона Канады	На всем участке полета I ст. и на активном участке полета II ст.	Доработка КМТО ТК	Адаптация КРК для запуска КА в полном объеме	-700 млн руб., Требуется проведение полноценного ОКРпо РБ
Ангара-1.2ПП с РБ «Фрегат» 1 ст. - УРМ-1 Ист.-УРМ-2 ГО - РН «Союз» РБ - «Фрегат» КА-от КВ	ЯКИ КРК «Ангара». Баллистические траектории полета I и II ст. РН с последующим выведением КА разгонным блоком на ССО	Наклонение -9Д град. РП I ст. и ГО - Баренцево море, частично в экономической зоне Норвегии. Полет II ст. над территорией Норвегии, РП II ст. - экономическая зона Канады	На всем участке полета I ст. и на активном участке полета II ст.		Адаптация КРК для запуска КА в полном объеме	*

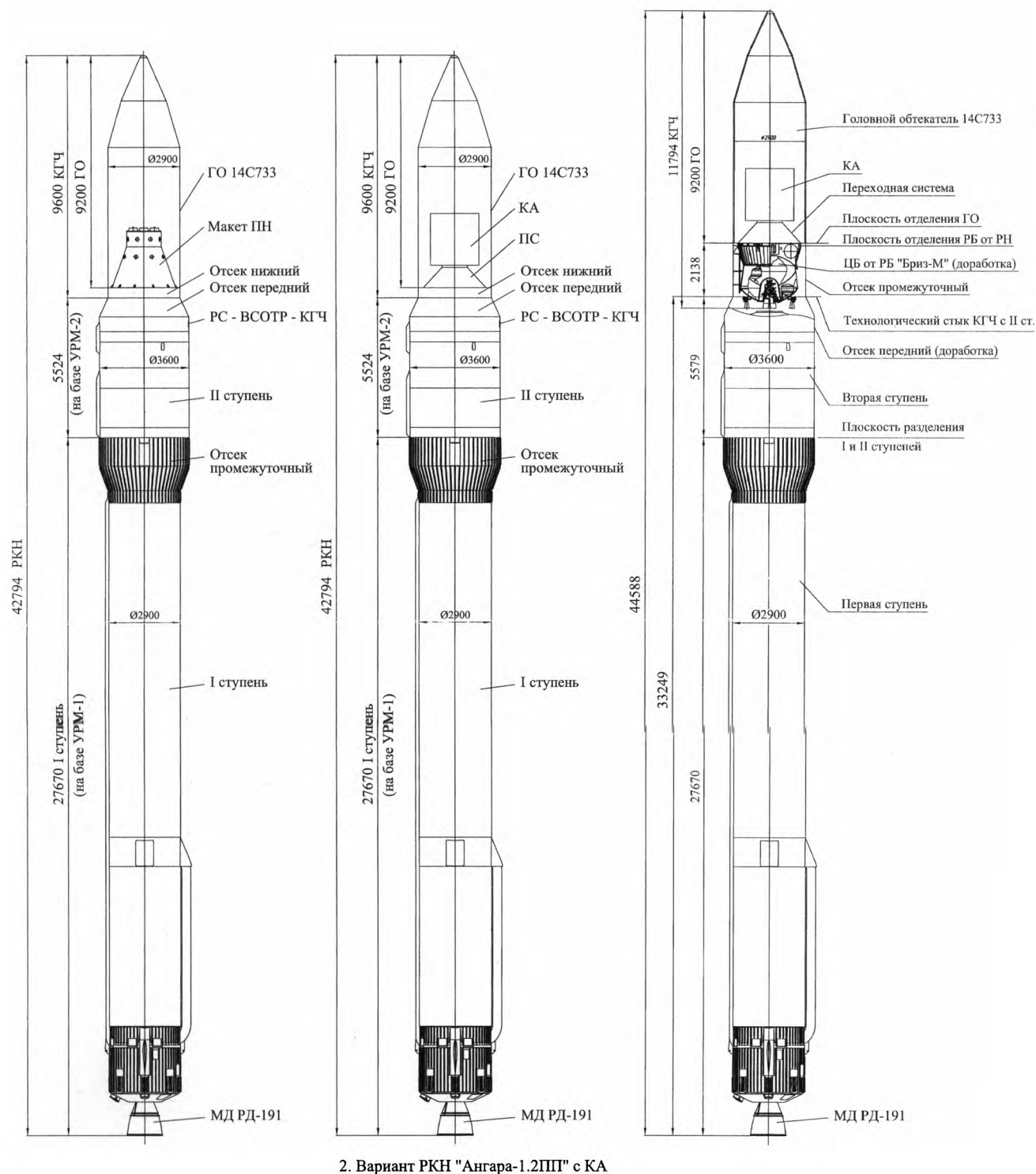
* Будут определены НПО им. С. А. Лавочкина н 15.10.2010 г.

В связи с этим необходимо было разработать ТЗ на РН «Ангара-1.2ПП», дополнение к ТП на КРК «Ангара», дополнение к ЭП на КРБ «Бриз-М» и провести все связанные с вышеперечисленным мероприятия. Государственным заказчиком (КВ и Роскосмос) необходимо было определить полезную нагрузку.

Была проделана большая работа как по РН «Ангара-1.2ПП», так и по РБ «Бриз-М». По «Бризу» были разработаны «Решение о создании РБ «Бриз-М» без ДТБ» (утверждено в Роскосмосе, но не утверждено в КВ), План-график создания РБ «Бриз-М» без ДТБ, выпущены проектные материалы.

25.08.2010 г. был проведен НТС ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, на котором прошла защита дополнения к техническому проекту на РН «Ангара-1.2ПП» с РБ «Бриз-М» без ДТБ.

Однако исх. № 205/223/800 от 29.07.10 г. за подписью В. А. Поповкина (тогда 1-го зам. министра обороны РФ) работы по созданию РБ «Бриз-М» без ДТБ были остановлены. Взамен было предложено рассмотреть возможность использования РБ НПО им. С. А. Лавочкина «Фрегат».



2. Вариант РКН "Ангара-1.2ПП" с КА

1. РКН "Ангара-1.2ПП" с макетом ПН, представленная в дополнении №3 "РН "Ангара-1.2"

3. Вариант РКН "Ангара-1.2ПП" с ЦБ РБ "Бриз-М"

Рис. 4.5.1.

Варианты РКН «Ангара 1.2ПП» были рассмотрены, оформлены справка «Сравнительные материалы по вариантам исполнения РКН «Ангара-1.2ПП», утвержденная Генеральным директором ГКНПЦ в октябре 2010 г., и справка «РКН «Ангара-1.2ПП» с КГЧ на базе РБ «Фрегат». Обе справки были направлены командующему КВ О.Н. Остапенко исх. ГД-301-05/97 от 21.10.2010 г.

По результатам проработок в КВ был принят вариант РКН «Ангара-1.2ПП» с имитатором ПН, без разгонного блока и со штатным ГО для пуска в район «Кура» (исх. КВ №359/4100 от 16.11.10 г. за подписью О.Н. Остапенко)

09.12.10 г. был утвержден новый «Генеральный план-график, создания космического ракетного комплекса «Ангара», дополнение № 3».

В этом плане-графике были учтены все реалии текущего времени и установлены сроки первого пуска РН «Ангара-1.2ПП» - во II квартале 2013 г. и РН «Ангара-А5» №1 - в IV квартале 2013 г. Был установлен срок окончания ЛСО - в основном, в 2011 году - с готовностью изделия «НЖ» в I квартале 2012 г. Готовность ТК, УСК, УНТК устанавливалась в 2012 году, изготовление РН «Ангара-1.2ПП» в IV квартале 2012 г., изготовление РН «Ангара-А5» - в I квартале 2013 г.

Давался старт работам по созданию РН «Ангара-1.2» в штатном исполнении. Были предусмотрены поставки для первых РН из НПО «Энергомаш», КБХА, НПО АП и других разработчиков.

Наконец было утверждено финансовое обеспечение на 2010-2013 гг. по годам и источникам: ГПВ (МО РФ) и ФКП (Роскосмос).

22.12.2010 г. состоялось заключительное в этом году заседание МРГ, на котором был рассмотрен и утвержден план работ группы на 2011 год.

На 2010 г. Минобороны должно было выделить средства на капитальные вложения и строительно-монтажные работы по федеральной целевой программе «Развитие российских космодромов на 2005-2015 гг.» на строительство объектов наземной инфраструктуры КРК «Ангара» на космодроме «Плесецк». Кроме того, в соответствии с официальными обязательствами Минобороны (обращение министра обороны А.Э. Сердюкова в Правительство РФ) должны быть восстановлены в 2010 г. финансовые средства, секвестированные в 2009 г. Но из общего планировавшегося объема средств 5646 млн руб. реальное финансирование составило 1064 млн руб. (20% от требуемого). Сроки указа Президента о начале летных испытаний КРК «Ангара» были сорваны минимум на два года.

Работы по КРК «Ангара» в 2010 году

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Была существенно продвинута автономная отработка агрегатов и узлов (изделие Б). В РКЗ и КБ «Арматура» были изготовлены 7 наименований агрегатов, в испытательном комплексе КБ «Салют» испытаны 11 наименований, не испытаны 8 наименований, испытания которых продолжились в 2011 г.

В 2010 г. проводилась лабораторно-стендовая отработка, испытаны сборки В7, А11, АЗУ, А8.

НИЦ РКП

В течение лета 2010 г. успешно прошли холодные проливки (ХСИ) стендового изделия И5 (с двигателем РД-0124А), что позволило **18.11.2010 г.** успешно провести огневые стендовые испытания на стенде ИС-102. Таким образом, УРМ-2 получил допуск к летным испытаниям.

НПО «Энергомаш»

В 2010 г. изготовил двигатель РД-191 № ДОЮ, на котором было проведено 4 испытания по программе МВИ. Испытания прошли успешно, кроме последнего (28.06.2010 г.), закончившегося АВД.

Всего за весь период работ было изготовлено 11 двигателей из 11 запланированных для отработки, проведено 16 переборок двигателей с последующими испытаниями.

Проведено 107 огневых испытаний (с учетом трех ОСИ и двух пусков корейской РН КСЛВ-1) с общей огневой наработкой 23 562 секунды.

КБХА

На двигателе № 15А проведено 4 успешных испытания и одно по программе КТИ на двигателе для ЯКИ. Всего изготовлено 12 двигателей из 14 для доводочных испытаний, изготовление двух оставшихся двигателей завершается. Проведено 43 огневых испытания с общей огневой наработкой 14 095 секунд, а с учетом огневых испытаний двигателя аналога 14Д23 суммарная наработка составляет более 35 000 секунд.

НПЦ АП

Изготовлен стендовый комплект бортовой и наземной аппаратуры СУ, завершена разработка КД на бортовые приборы СУ и наземную НПА, завершены автономные испытания приборов СУ.

Генеральный график 2010-2013гг.

Приложение 1

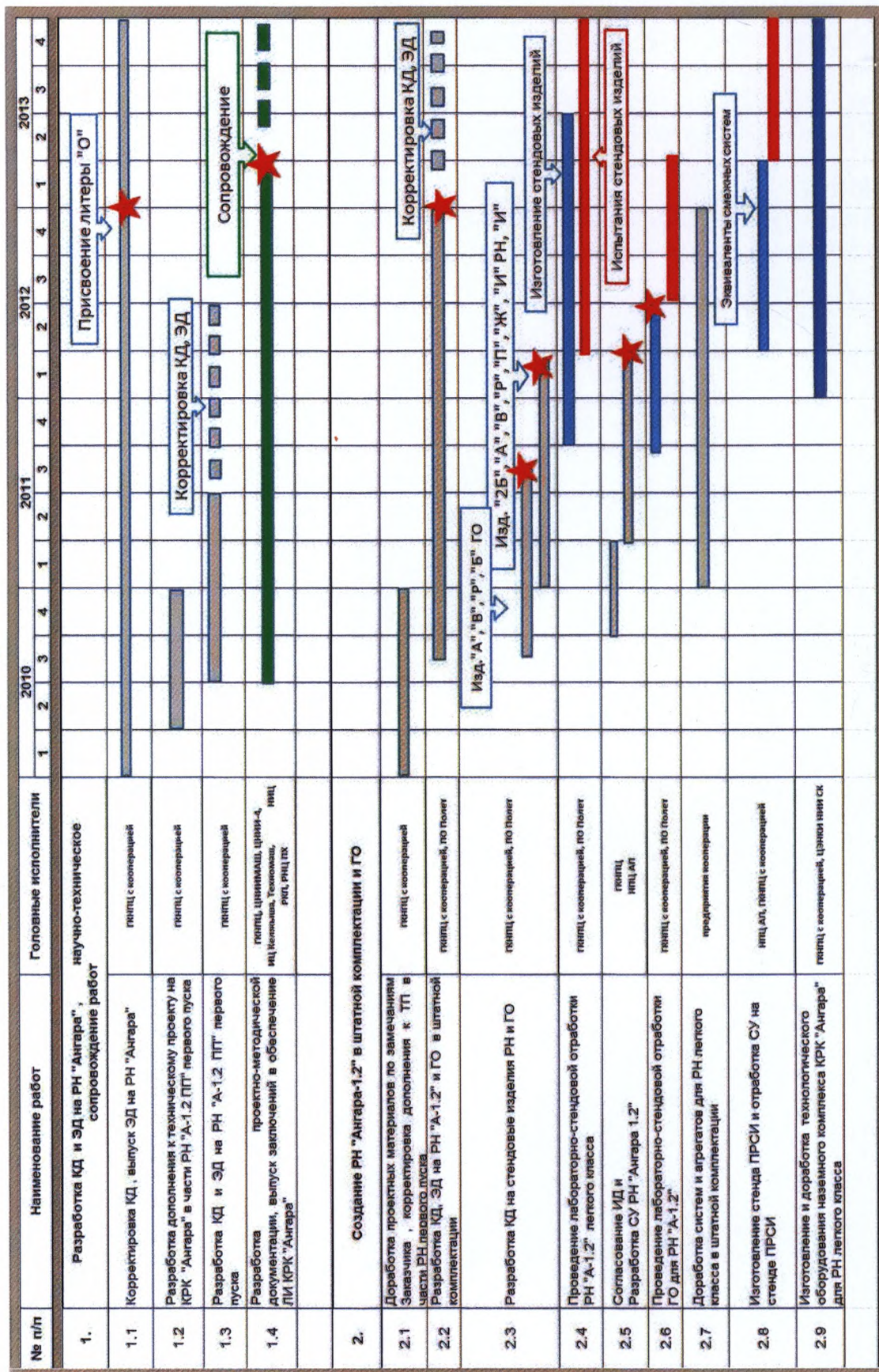
СОГЛАСОВАНО Директор Федерального агентства специального строительства _____ 2010 г.	УТВЕРЖДАЮ Первый заместитель Министра обороны Российской Федерации _____ 2010 г.	УТВЕРЖДАЮ Руководитель Федерального космического агентства _____ 2010 г.
---	---	---

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ПЛАН-ГРАФИК
создания космического ракетного комплекса «АНГАРА»
Дополнение № 3
(первого этапа ОКР «Ангара»)

УТВЕРЖДАЮ Командующий Космическими войсками _____ 2010 г.	УТВЕРЖДАЮ Генеральный директор ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева» _____ 2010 г.
--	---

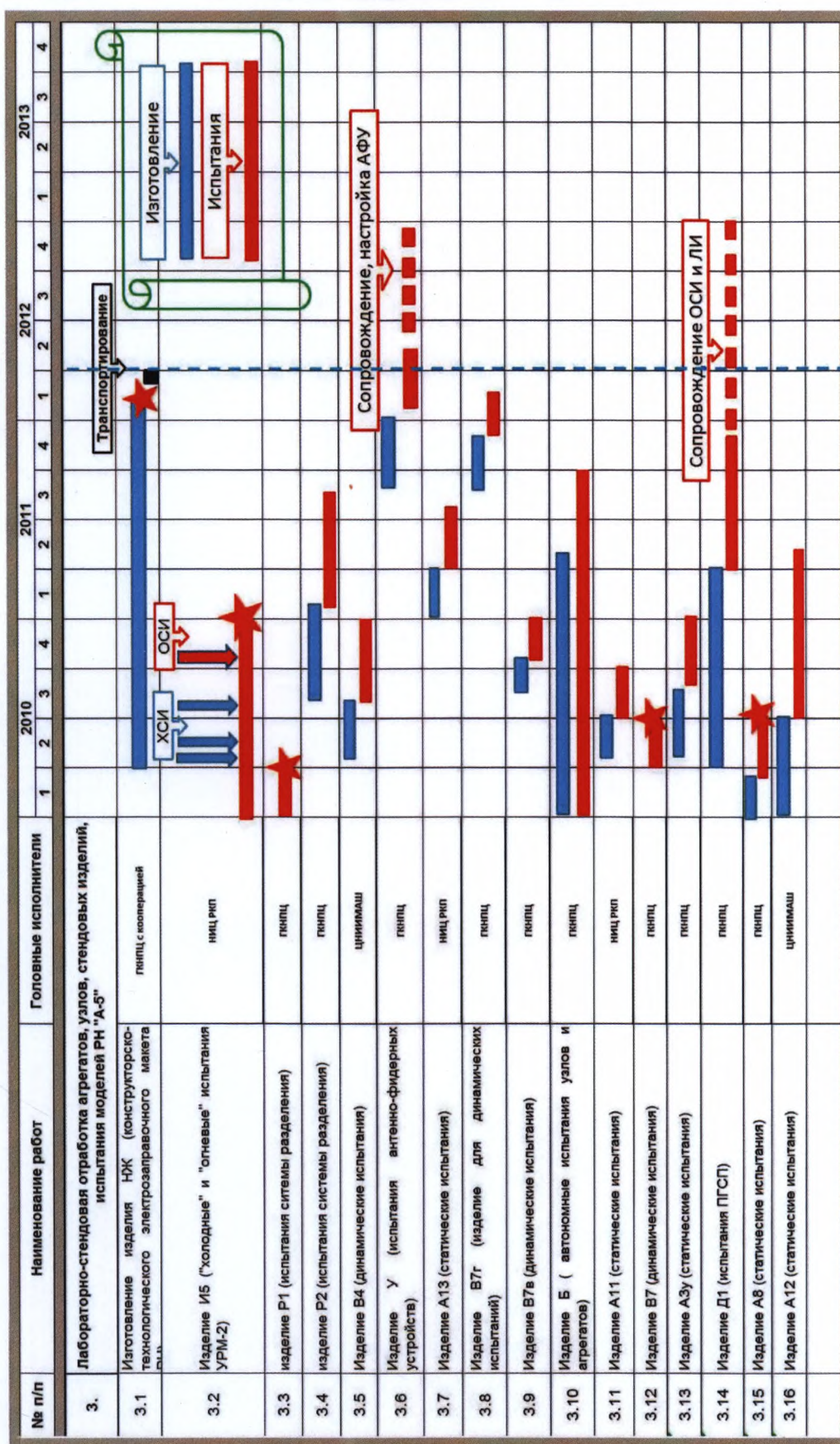
Генеральный график

лист 1



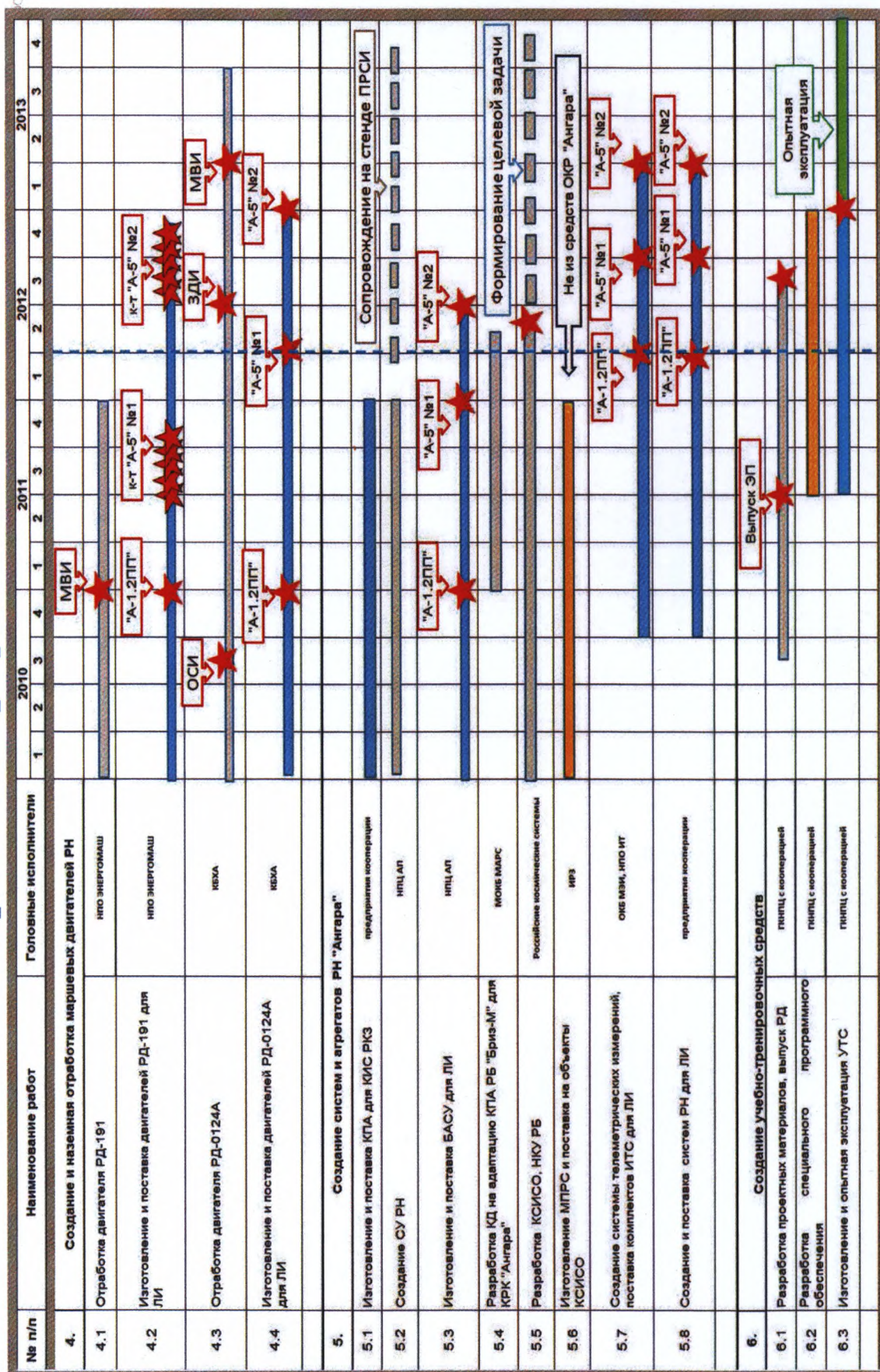
Генеральный график

лист 2



Генеральный график

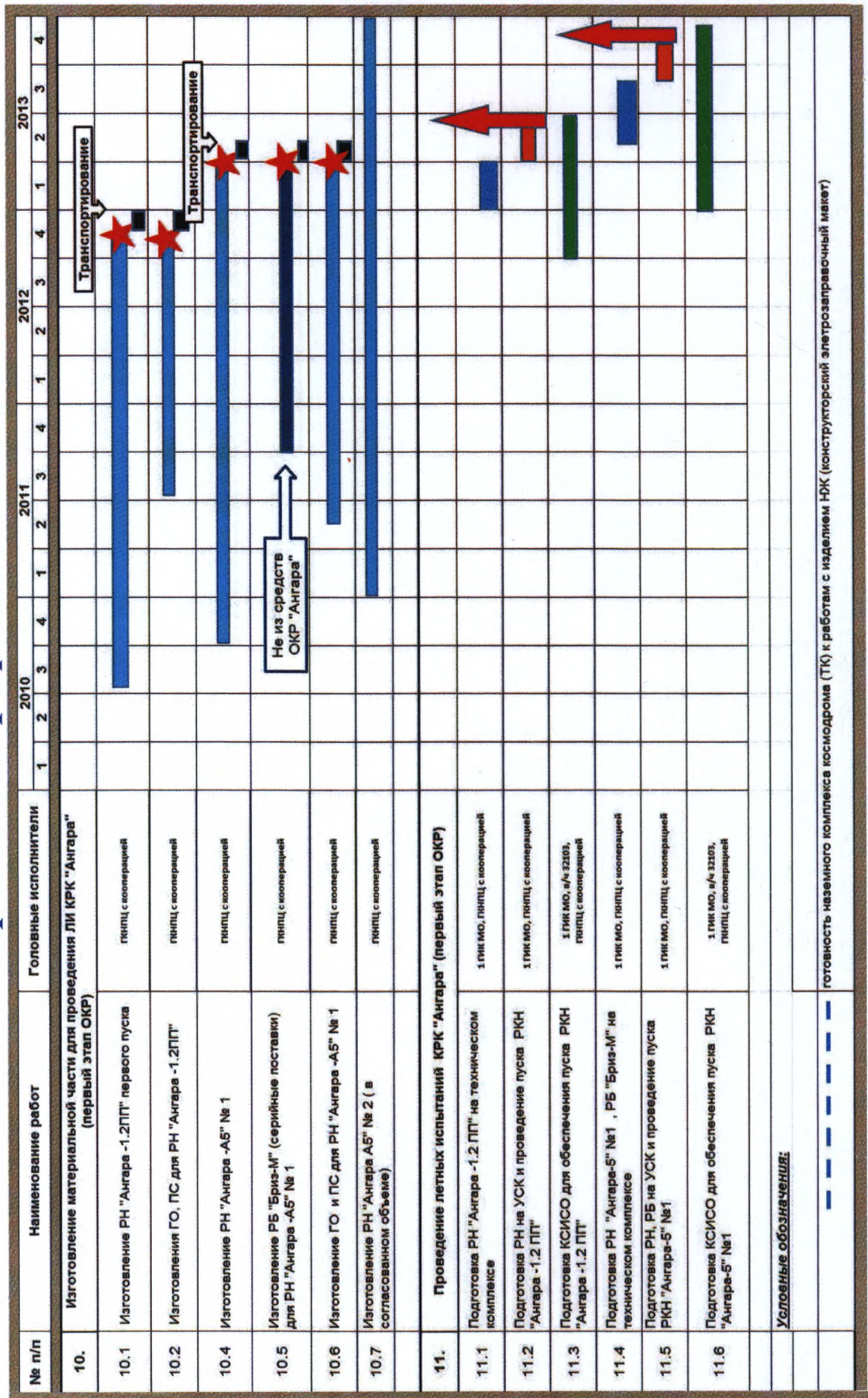
лист 3





Генеральный график

лист 5



Продолжаются комплексные испытания приборов СУ, проводится корректировка КД по результатам лабораторных отработочных испытаний. Продолжаются электрические проверки, отработка программ и алгоритмов СУ на полноразмерном комплексном стенде.

По заказам ГКНПЦ на космодром «Плесецк» поставлено технологическое оборудование УСК и ТК КРК «Ангара».

Полностью 9 систем.

Система обеспечения сжатыми газами - 14Г630.

СНЭСТ НАСУ - 14И632.

Наземная аппаратура СУ РН - 14И633.

СНЕСТ ТО СК-14И142.

Система охлаждения газохода - 14Г333.

Система термостатирования 3-й ступени РН - 14Г338.

СГЭП ТО ТК- 14И429.

Система пневмоиспытаний РН - 14И734.

СНЭСТ ТО ТК - 14И429.

Достаточно укомплектовано для проведения монтажных работ 9 систем.

Система обеспечения азотом - 14Г153.

Система термостатирования высокого давления - 14Г335.

Система термостатирования низкого давления - 14Г336.

АСУ технологическим оборудованием - 14Г630.

Кабель-заправочная башня - 14И325.

Система заправки кислородом - 14Г231.

Комплект средств противопожарной защиты - 14Г439.

Комплект механо-технологического оборудования КГЧ - 14И039.

Комплект механо-технологического оборудования РН тяжелого класса - 14И032.

Проектно-сметная документация на объекты комплекса выпущена и выдана в полном объеме, за исключением откорректированного комплекта ПСД на комплекс сооружений заправки РБ «Бриз-М», исходные данные для проектирования выданы в 31 ГПИ СС в период ноябрь 2010 - январь 2011 года, завершение работ по проектированию и поставка ПСД на объект - июнь 2011 года.

Монтажно-технологическая документация разработана в полном объеме, за исключением документации на системы 14Г439, 14Г334, 14Г335. На данные системы МТД разработана частично. Не в полном объеме выданы исходные данные.

Объем строительно-монтажных работ в соответствии с выделенными средствами выполнен полностью, за исключением работ по сооружению 1 УСК.

Работы по первому этапу дополнительного обследования 1 стартового сооружения выполнены в полном объеме.

По Государственной программе вооружения на 2010 г. ГКНПЦ подписал с Минобороны дополнительное соглашение № 38,39 на сумму 32Д8 млн руб. Работы полностью выполнены, сданы и приняты заказчиком.

По Федеральной космической программе оформлены.

Дополнительное соглашение на 2010 г. с Роскосмосом на сумму 215 млн руб. к действующему трехлетнему контракту.

Новое соглашение на 2010 г. с Роскосмосом на дополнительно выделенные средства на сумму 214,5 млн руб.

Работы полностью выполнены, сданы и приняты заказчиком.

ГЛАВА 5. КОМПЛЕКСНАЯ ПРОГРАММА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

Комплексная программа экспериментальной отработки является центральной частью опытной конструкторской отработки любого ракетного комплекса. Именно оттого, насколько грамотно и всеобъемлюще составлена программа и в какой степени она выполнена, зависит успех начала летных испытаний и надежность создаваемого комплекса.

В КБ «Салют», благодаря многолетнему опыту создания космических ракетных и боевых ракетных комплексов была составлена КПЭО КРК «Ангара», которая прошла проверку институтов заказчика, обладающих огромным опытом оценки таких программ. КПЭО после реализации выданных институтами замечаний была принята заказчиком.

Я не могу сказать с абсолютной уверенностью, но считаю, что это единственный отечественный КРК, где первоначально утвержденная КПЭО была выполнена в совершенно полном объеме.

Правоту первого тезиса подтвердили успехи двух первых пусков по программе ЯКИ РКН «Ангара-1.2ПП» и «Ангара-А5» в 2014 г.

Комплексная программа экспериментальной отработки, в которой запланированы испытания узлов, агрегатов, систем, сборок и изделий, состоит из следующих этапов.

Отработка на образцах и моделях.

Наземная стендовая отработка агрегатов и узлов.

Лабораторно-стендовая отработка сборок и изделий.

Комплексные холодные и огневые испытания.

В этой главе не будем касаться комплексных испытаний на космодроме «Плесецк» на ТК, УНТК и СК.

Кроме того КБ «Салют» для КРК «Ангара» были созданы комплексные программы обеспечения надежности (КПОН) и обеспечения безопасности (КПОБ).

КПОН устанавливает количественные показатели надежности, критерии отказов, требования по надежности в заданных условиях и режимах эксплуатации, требования по конструктивным, производственным и эксплуатационным способам обеспечения надежности, а также программу их достижения.

КПОБ устанавливает требования, характеризующие конструктивно-технические особенности разрабатываемого образца, обеспечивающие безопасность личного состава, местного населения, сопрягаемых и других близко расположенных объектов, а также обеспечение безопасности при эксплуатации и техническом обслуживании, ремонте образца и его утилизации и кроме того обеспечивает их реализацию.

Обе эти программы были также выполнены в полном объеме.



**Мельников Владимир
Николаевич**

Начальник отделения качества, надежности и безопасности КБ «Салют».

5.1. ИСПЫТАНИЯ НА ОБРАЗЦАХ И МОДЕЛЯХ

В таблицах 5.1.1 и 5.1.2 в полной мере показаны номенклатура и объем проведенных в этой части испытаний.

Табл. 5.1.1. Исследовательские испытания образцов

№ п/п	Наименование работы	Отдел - разработ- чик ТЗ на испыта- ния	Вид испытаний				Кол-во образцов для ис- пытаний	Пред- приятие (отдел) - соиспол- нитель	Отдел - разра- ботчик программы испытаний
			Тепло- вые	Проч- ност- ные	Техно- логи- ческие	Кли- мати- ческие			
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	Проведение уско- ренных климати- ческих испытаний (УКИ) образцов стали 20 с лакокрасочным по- крытием 1А1Ф-0550- 340, 3А1Ф-0550-330, 5А1Ф-0550-330, 3А1Ф-0550-0, 5А1Ф- 0550-0	223,814		+		+	50	814	223
2	Проведение УКИ образцов полиимид- ных трубопроводов 1А1С- 6200-100, 1А1С-6200-420	223		+		+	50	ОАО «Компо- зит»	223
3	Испытания образцов БКС Б5А2С-7247-0	343				+	9	ЗАЗ	824
4	Проведение ис- пытаний смазочных материалов с целью установления сохра- няемости их свойств в изделии	223				+	184	ОАО «Компо- зит»	ОАО «Компо- зит», 223
5	Замена полиизоци- аната на корундинат ПМ в клеях АДВ-5, ЦМК-38, ПУ-ТК-18, применяемых в из- делии. Оработка рецептуры, прове- дение расширенных испытаний. Выпуск заключения	223	+				150	ОАО «Компо- зит»	ОАО «Компо- зит», 223

Табл. 5.1.2. Исследовательские испытания образцов

№ п/п	Индекс модели, масштаб; установка	Назначение модели
1	2	3
1	АтНА12, масштаб 1:100; У-3М.У-4М ЦНИИМаш	Весовая комплексная модель РКН для определения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, действующих в полете на всю РКН, центральный блок, боковые блоки, III ступень и КГЧ в составе РКН
2	АтЛ51, масштаб 1:145; СН-100, СН-200 КБ «Салют»	Дренажная модель РКН А5 для предварительного определения местного распределения давления в полете
3	АтНА51, масштаб 1:37; У-21 ЦНИИМаш	Исполнительная дренажная модель РКН А5 для определения местных аэродинамических нагрузок в полете
4	АтНА13, масштаб 1:60; У-21 ЦНИИМаш	Весовая «ветровая» модель РКН А5 для определения суммарных аэродинамических характеристик РКН при стоянке, установке и транспортировке, а также в полете при дозвуковых скоростях на больших (от 0 до 90°) углах атаки
5+	АтЛ61, масштаб 1:100; СН-100, СН-200 КБ «Салют»	Весовая модель бокового блока 1 ступени для определения аэродинамических характеристик при падении и отработки методов сокращения полей падения
6+	АтНА61, масштаб 1:60; У-3М, У-4М ЦНИИМаш*	Весовая модель бокового блока РКН А5 для определения «круговых» аэродинамических характеристик при падении
7+	АтНА62, масштаб 1:60; У-3М, У-4М ЦНИИМаш*	Весовая модель центрального блока РКН А5 для определения «круговых» аэродинамических характеристик при падении
8+	АтНА15, масштаб 1:100; У-3М, У-4М ЦНИИМаш **	Весовая модель РКН А5 для определения «вращательных» производных аэродинамических сил и моментов (демпфирования) РКН в полете
9	АтТ11, масштаб 1:100; Т-114 (Т-108) ЦАГИ	Исполнительная весовая модель РКН А5 для определения суммарных аэродинамических характеристик РКН и нагрузок на ее элементы
10	АтНА14, масштаб 1:50; У-21 ЦНИИМаш	Модель РКН А5 с подводом воздуха высокого давления для определения аэродинамических шарнирных моментов сопел ДУ 1 ступени (без мягкой защиты ДУ) и донного давления с учетом струй ДУ
11	АтНА52, масштаб 1:90; У-21 ЦНИИМаш	Дренажная модель РКН А5 и СК с подводом воздуха высокого давления для определения ветровых нагрузок на старте с учетом воздействия струй ДУ
12	АтНБ41, масштаб 1:100; У-22 ЦНИИМаш	Весовая модель для определения газодинамических нагрузок при разделении II ступени и ускорителя 1 ступени
13	АтНБ42, масштаб 1:25; У-22 ЦНИИМаш	Весовая модель для определения газодинамических нагрузок при разделении III ступени и ускорителя II ступени
14	АтНБ43, масштаб 1:25; У-22 ЦНИИМаш	Модель для определения газодинамических нагрузок и возмущающих сил от струй РДТТ на связку «КА+РБ» при отделении КГЧ
15+	А6Л81, масштаб 1:1; СН-100 КБ «Салют»	Стенд для определения полетных расходных характеристик дренажных клапанов хвостового отсека РКН
16+	А6Л85, масштаб 1:5; СН-100, СН-200 КБ «Салют»	Газодинамическая модель дренажного тракта для определения коэффициентов истечения через унифицированное дренажное окно УРМ-1

Глава 5. Комплексная программа экспериментальной отработки

17+	А6Л83, масштаб 1:10; СН-100, СН-200 КБ «Салют»	Дренажная модель обтекателя дренажного окна хвостового отсека РКН для определения внешнего давления в районе клапана и аэродинамических нагрузок на обтекатель
18+	А6Л84, масштаб 1:5; СН-100, СН-200 КБ «Салют»	Дренажная модель обтекателя дренажного окна для определения внешнего давления в районе дренажного окна и аэродинамических нагрузок на обтекатель
19	АтМТ81-0, масштаб 1:58,6; стенд БМ ИЦ им. М.В. Келдыша	Визуализационная модель части КГЧ, ускорителей II и 1 ступеней (вкл. ЦБ и ББ) РКН А5 для фотосъемки зон интерференции ударных волн и усиленного теплообмена при числе $M=3$
20	АтМТ81-100, масштаб 1:240; стенд БМ ИЦ им. М.В. Келдыша	Тепловая модель РКН А5 для измерения тепловых потоков к поверхности ЦБ и ББ в зонах интерференции ударных волн при числе $M=6$
21	АтМТ81-200, масштаб 1:58,6; стенд БМ ИЦ им. М.В. Келдыша	Тепловая модель части КГЧ, ускорителей II и 1 ступеней (вкл. ЦБ и ББ) РКН А5 для измерений тепловых потоков к поверхности ЦБ и ББ в зонах интерференции ударных волн и повышенного теплообмена при числе $M=3$
22	АтМТ91-0, масштаб 1:96,7; стенд БМР ИЦ им. М.В. Келдыша	Тепловая модель РКН А5 для измерения тепловых потоков в донной области на участке работы 1 ступени при числах $M=1 \dots 3$
23	АтМТ91-100, масштаб 1:96,7; стенд БМР ИЦ им. М.В. Келдыша	Тепловая модель РКН А5 для измерения тепловых потоков в донной области на участке работы 1 ступени при числе $M=5,4$
2Д+	АтМТ71-0,-100,-200, масштаб 1:40; УТ-1М ЦАГИ	Тепловые модели для определения параметров теплообмена на поверхностях обтекателей дренажных окон при числах $M=1,4 \dots 6$
25+	АлМТ91, масштаб 1:44,61; стенд БМР ИЦ им. М.В. Келдыша	Тепловая модель для экспериментального определения тепловых потоков к поверхностям и надстройкам ХО УРМ-1, а также к элементам донной области
26+	АлМТ61, масштаб 1:41,43; стенд БМ ИЦ им. М.В. Келдыша	Тепловая модель для экспериментального определения параметров теплообмена на поверхности РН при работе сопел крена
27	АтЛ43, масштаб 1:4; СР-100 КБ «Салют»	Дренажно-весовая модель лотка РДТТ 803 для определения давления и сил, действующих на лоток
28	Ответственный за исследования - КБТМ	Модель РКН «Ангара» для исследований аэрогазодинамики старта с работающей ДУ
29	А5ГДМ83, масштаб 1:7; стенд невесомости 4 ЦНИИ	Модели баков для подтверждения работоспособности внутрибаковых устройств III ступени РН «Ангара-А5» при «холодном» разделении ступеней
30	А5ГДМ81, масштаб 1:5; динамический стенд ЦНИИМаш	Модельная емкость для определения гидродинамических параметров бака «0» II ступени
31	А5ГДМ82, масштаб 1:5; динамический стенд ЦНИИМаш	Модельная емкость для определения гидродинамических параметров бака «Г» II ступени
32	КПМ РКН «Ангара-А5», масштаб 1:5; Ответственный за исследования - ЦНИИМаш	Конструктивно-подобная модель РКН «Ангара-А5» для определения динамических характеристик РКН с учетом взаимного влияния продольных и поперечных колебаний конструкции с целью разработки полной пространственной динамической модели

33	А5К81, Т-117 ЦАГИ	Визуализационная модель для определения тепловых нагрузок на III ступень, отсек передний бокового блока, элементы конструкции, расположенные в области отрыва потока и интерференции скачков уплотнения перед боковыми блоками и в межблочных пространствах РКН «Ангара-А5»
34	А5К82, Т-117 ЦАГИ	Тепловая модель для экспериментального определения тепловых нагрузок на III ступень, отсек передний бокового блока, элементы конструкции, расположенные в области отрыва потока и интерференции скачков уплотнения перед боковыми блоками и в межблочных пространствах РКН «Ангара-А5»

Примечания:

1. Исследования по пунктам перечня, отмеченным символом «+», являются универсальными для многоблочных РКН «Ангара».

2. Исследования на моделях АТНА61 и АТНА62 в ЦНИИМаш, отмеченные символом «*», проводились по необходимости после выполнения работ по модели А6Л61 в установках СН-100 и СН-200 и анализа их результатов.

3. Необходимость экспериментальной отработки характеристик аэродинамического демпфирования РКН «Ангара-А5» с использованием модели, отмеченной символом «**», была определена дополнительно по результатам расчетных оценок аэродинамики и анализа динамики движения РКН.

И. Испытания по п. 28 проводятся в соответствии с «Решением о порядке проведения экспериментальной отработки газодинамики старта (ПУ и РКН) модификаций РКН «Ангара».

5.2. НАЗЕМНАЯ СТЕНДОВАЯ ОТРАБОТКА АГРЕГАТОВ И УЗЛОВ

На I этапе НСО были проведены испытания 85 наименований агрегатов и узлов, в том числе, 57 наименований изделия 1А1С (УРМ-1) и 28 наименований изделия 5А2С (УРМ-2).

В обеспечение проведения предусмотренного КПЭО объема испытаний проведена следующая наземная стендовая отработка (НСО).

Доводочные испытания - 60.

Предварительные испытания - 70.

Приемочные испытания - 79.

Общий объем проведенной наземной стендовой отработки составил 209 доводочных, предварительных и приемочных испытаний, в том числе, 156 - для изделия 1А1С (УРМ-1) и 55 - для изделия 5А2С (УРМ-2).

В обеспечение проведения I этапа НСО предприятиями РКЗ, КБ «Арматура» и ПО «Восход» было изготовлено 812 агрегатов и узлов, в том числе 618 - для изделия 1А1С (УРМ-1) и 196 - для изделия 5А2С (УРМ-2).

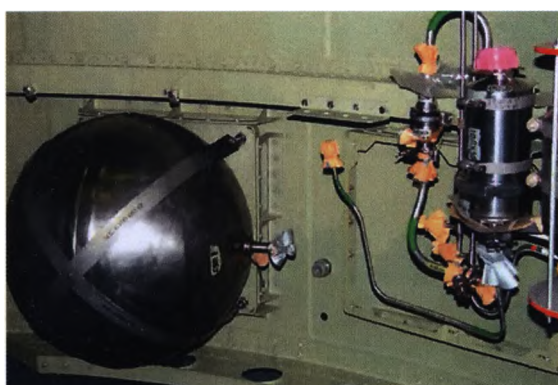
Наиболее характерные агрегаты и узлы представлены на фотографиях.



Заправочно-сливные клапаны горючего



Заправочно-сливной клапан окислителя

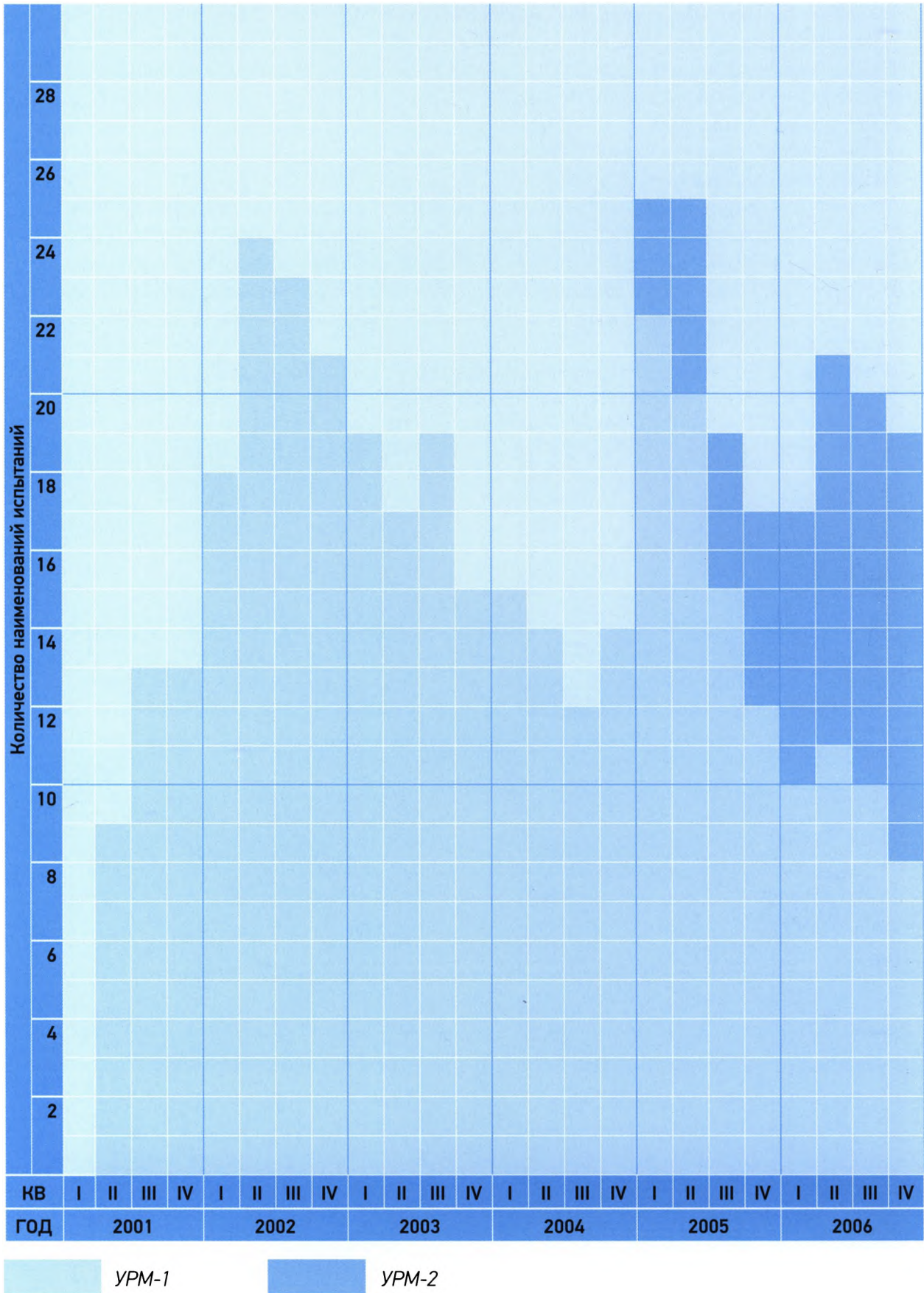


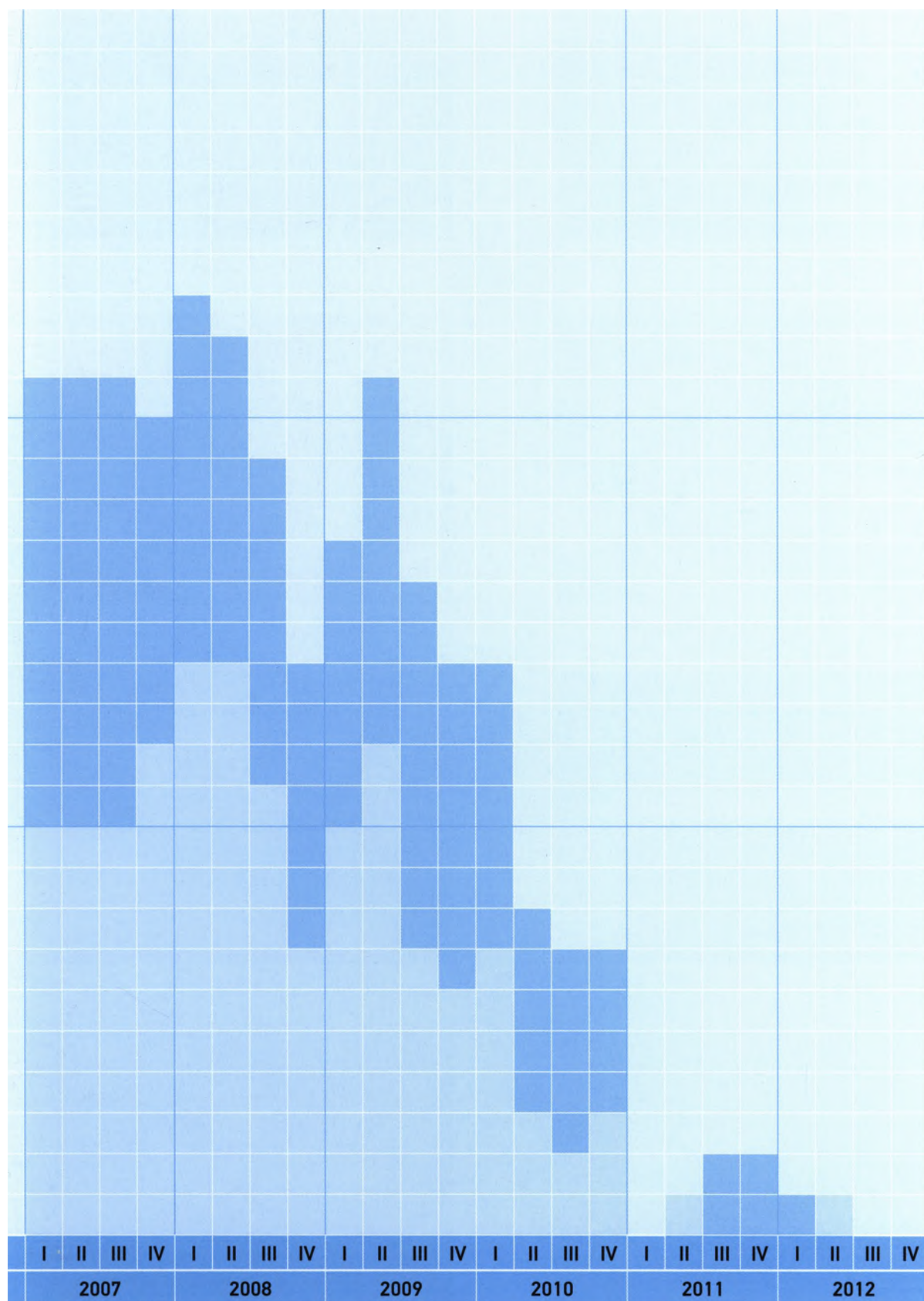
Агрегаты системы пневмоуправления

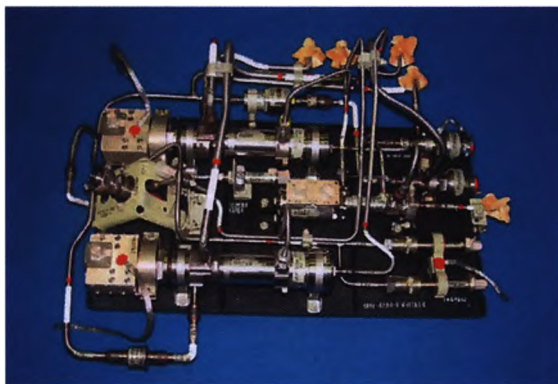


Клапаны заправки шарбаллонов

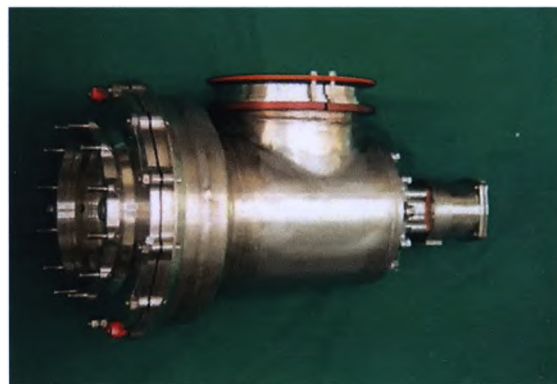
Табл. 5.2.1. Проведение испытаний агрегатов и узлов по годам







Панель системы заправки окислителя



Дренажный клапан бака окислителя



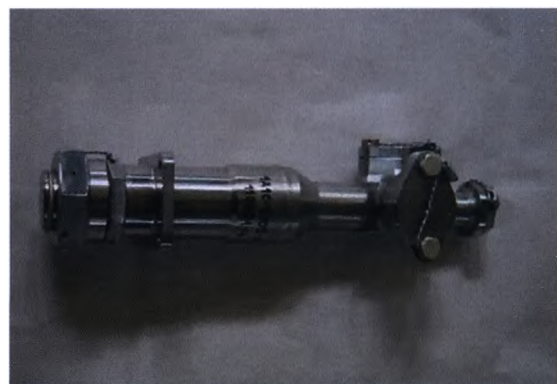
Заправочно-сливные клапаны горючего



Заправочно-сливные клапаны окислителя



Гидроаккумулятор



Клапан подачи для ЭГС



Пироклапан



Дренажный клапан бака окислителя

Табл. 5.2.2. Количество агрегатов, на которых испытания завершены, по годам

15												
14											B5A2C-	
											5345-0	
13											5A2C-	
											6389-0	
12	1A1C-7247-0-02										5A2C-5370-0	
11	1A1C-7247-0										5A2C-5108-0	
10	1A1C-6385-0										5A2C-6365-0	
9	1A1C-6384-0		ДУЕ-1316			5A2C-7012-0		1A1C-7381-0		5A2C-5120-0		
8	1A1C-6383-0		ДУЕ-130Б			5A2C-7086-0		B5A2C-5170-0		1A1C-7380-0		5A2C-6101-0
7	1A1C-6377-0		1A1C-6361-0	1A1C-6330-200	5A2C-7085-0	B5A2C-5111-0	5A1C-5392-0	1A1C-7380-0-01	5A2C-5352-0			
6	1A1C-6373-0		1A1C-9912-0	1A1C-6330-0	5A2C-5103-0	И5A2C-6228-0	1A1C-7801-0	1A1C-7380-0-02	B5A2C-5350-0-01			
5	1A1C-6365-0		1A1C-6375-0	1A1C-6200-100	1A1C-6100-340	И5A2C-6121-0	1A1C-6378-0	1A1C-7380-0-03	B5A2C-5350-0-01		B5A2C-Д000-0	
4	1A1C-6201-0		1A1C-6374-0	1A1C-6100-90	1A1C-6100-320	И5A2C-6221-0	1A1C-6371-0	1A1C-7380-30-01	B5A2C-5350-0-02		B5A2C-5376-0	
3	1A1C-6177-0		1A1C-6368-0	1A1C-6388-0	1A1C-5352-0	1A1C-6372-0	1A1C-6366-0	1A1C-7380-30	5A2C-5350-0		5A2C-6391-0	
2	1A1C-7898-0		1A1C-6123-0	1A1C-6364-0	1A1C-6328-0	Д1A1C-6208-0	1A1C-6367-0	1A1C-6222-0	1A1C-5311-0	1A1C-6101-0	B5A2C-5361-0	B5A2C-5357-0
1	1A1C-6382-0	1A1C-6381-0	1A1C-6102-0	1A1C-5107-0	1A1C-6331-0	1A1C-6105-0	1A1C-5330-0	1A1C-6104-0	1A1C-5220-0	1A1C-5230-0	1A1C-6363-0	1A1C-5120-0
	2001	2002	2003	2006	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012

Табл. 5.2.3 Дополнительные испытания (проведены в соответствии с принятыми техническими решениями) по результатам полученных замечаний

№ п/п	Номер чертежа. Наименование агрегата. Вид испытаний. Кол-во агрегатов	Календарное время испытаний Начало / Конец	Отказы	
			Кол-во	Классификация
1	1А1С-6351-0 ПУСКО-ОТСЕЧНОЙ ПИРОКЛАПАН ПРД.-10 ПРМ.-10	2407.12/ 26.06.13	-	-
2	1А1С-6367-0 ПНЕВМОКЛАПАН ПРМ.-3	13.08.12/ 24.12.12	-	-
3	1А1С-6371-0 ДПК «0» ПРМ.-2Доп.	17.01.13/ 23.07.13	-	-
4	5А2С-5381-0 МЕХАНИЗМ КРЫШКИ ДОВ.- 1 ПРМ.- 1	17.03.13/ 14.06.13	1	«К»
5	5А2С-6391-0 ДПК «0» ПРМ-5 Доп.	17.05.13/ 12.02.14	1	«Э»

Анализ данных таблиц показывает, что сроки проведения НСО агрегатов и узлов на I этапе можно условно разделить на 2 периода: с 2001 по 2006 г. и с 2007 по 2011 г.

Период с 2001 по 2006 г.

В этот период была завершена отработка с выпуском отчетов 39 наименований агрегатов и узлов (66% от общего количества). В том числе 33 наименования агрегатов наименее сложной конструкции в объеме 90 наименований испытаний.

К ним можно отнести следующие агрегаты: штуцеры проверочные, обратные клапаны, фильтры, антенны, образцы кабелей, пироклапаны, полиимидные трубопроводы и т.д., а также прототипы агрегатов, которые отрабатывались ранее для предыдущих изделий разработки КБ «Салют».

Период с 2007 по 2012 г.

В этот период завершена наземная стендовая отработка с выпуском отчетов 66 наименований агрегатов (56% от общего количества). В том числе 37 агрегатов сложной конструкции в объеме 119 наименований испытаний.

К ним можно отнести следующие агрегаты: дренажно-предохранительные клапаны, запорочно-сливные клапаны, агрегаты разделения, блок разъемных соединений, агрегаты ЭГС, электропневмоклапан и агрегаты для обеспечения испытаний стендовых изделий Д1, И1, И5.

Основными причинами длительных сроков проведения I этапа НСО являются.

Сроки поставки агрегатов на предварительные и приемочные испытания (после завершения предыдущих доводочных и предварительных испытаний), как правило, не выполнялись.

Необходимость введения очередности проведения испытаний при использовании стендового оборудования (вибростенды, ударные стенды, термокамеры, камеры влажности) из-за его недостаточного количества и изношенности.

Необходимость проведения в этот же период плановых заводских приемо-сдаточных испытаний (КВИ, ПИ, УИ и т.д.) для РКЗ и КБ «Арматура» для агрегатов, находящихся в серийном производстве.

Большое количество переборок агрегатов в процессе проведения испытаний по ТЗ для подтверждения ресурса и надежности.

177 сигнальных листов, оформленных на выявленные отказы в процессе проведения испытаний, в том числе 118 на предварительных и приемочных испытаниях. 80% отказов классифицировано как конструктивные, что потребовало изменения конструкторской документации и доработки объектов испытаний.

Анализ дефектов и отказов, выявленных при проведении I этапа НСО

За время проведения I этапа НСО агрегатов и узлов изделия «Ангара-А5» на выявленные дефекты и отказы в соответствии с требованиями СТП 371-33 и СТП 371-55.16.4 было оформлено 177 сигнальных листов.

Суммарное количество дефектов или отказов и их классификация, на которые были оформлены сигнальные листки, распределенное на доводочные, предварительные и приемочные испытания приведены в таблице 5.2.6.

Табл. 5.2.4.

Наименование испытаний	Кол-во наимен. исп.	Кол-во агр. (шт.)	Кол-во СЛ	Классификация отказов					Σотказ Σнайм.
				К	П	Э	КП, ЭП, эк	ЭМО, КМО	
Доводочные	60	172	59	28	4	-	5	22	0.99
Предварительные	70	317	71	31	11	4	3	22	1.00
Приемочные	79	323	47	11	11	-	3	22	0.60
Итого:	209	812	177	71	26	4	11	66	0.85

Отказы, выявленные при проведении I этапа НСО, по проявлениям можно объединить в условные группы:

- несоответствие требованиям ТЗ и программ испытаний по герметичности уплотнительных соединений и герметичности пары седло-тарель
(82 отказа, или 47% от общего количества СЛ);
- разрушение или недопустимые деформации элементов конструкции агрегата
(21 отказ, или 12% от общего количества СЛ);
- несоответствие параметров (сопротивление, расход, автоколебания и т.д.) требованиям ТЗ и программ испытаний
(25 отказов, или 14% от общего количества СЛ);
- отказы покупных элементов
(18 отказов, или 10% от общего количества СЛ);
- прочие причины-30 отказов или 17% от общего количества СЛ.

Основные причины отказов, выявленных при испытаниях:

- невыполнение требований КД по изготовлению, монтажу и эксплуатации различных элементов уплотнения;
- загрязнение внутренних полостей и попадание посторонних частиц на уплотнительные поверхности при изготовлении и проведении испытаний;
- завышенные требования ТУ и ТЗ по допустимой негерметичности уплотнительных элементов пары седло-тарель в процессе эксплуатации;
- несоответствие схем и методик испытаний требованиям ТЗ на разработку и программ испытаний;
- необеспечение надежного функционирования микропереключателей в конструктивных условиях применения в агрегатах ПГСП привело к многочисленным отказам при проведении испытаний. Основное их количество было зафиксировано в период с 2002 по 2005 г. Однако решение об исключении микропереключателей из конструкции 10 агрегатов ПГСП с изменением КД и доработкой объектов отработки было принято только в августе 2008 г., что привело к задержкам поставки агрегатов на испытания.

На основании результатов испытаний можно сделать выводы, что автономная наземная стендовая отработка агрегатов и узлов изделия «Ангара-А5» в объеме, предусмотренном КПЭО и ТЗ на их испытания, выполнена полностью.

Агрегаты и узлы, комплектующие штатное изделие «Ангара-А5» и прошедшие отработку, подтвердили свою работоспособность в условиях и объеме требований ТЗ на разработку и испытания, а также программы испытаний.

Результаты проведенной автономной стендовой отработки агрегатов и узлов в объеме, предусмотренном КПЭО в соответствии с требованиями СТП 371-33, являются достаточными.

5.3. ЛАБОРАТОРНО-СТЕНДОВАЯ ОТРАБОТКА ИЗДЕЛИЙ И СБОРОК

В период с декабря 2001 по июнь 2013 г. на втором и третьем этапах наземной стендовой отработки были проведены контрольные испытания 46 наименований опытных образцов в объеме 26 опытных изделий (сборок) изделия УРМ-1, 10 опытных изделий (сборок) УРМ-2, 8 опытных изделий (сборок) ГО «Ангара-А5». Испытания в подтверждение статической и динамической прочности были проведены на 28 опытных изделиях (сборках).

Испытания проводились в объеме технических заданий на испытания и в соответствии с программами, разработанными испытательными подразделениями или предприятиями-соисполнителями.

Одной из основных задач составления КПЭО является оптимизированное построение схемы экспериментальной отработки, которая позволяет при минимальном количестве материальной части обеспечить полный объем запланированных испытаний. Это достигается двумя путями: правильным составлением последовательности испытаний и многократным использованием одной и той же материальной части.

Неоднократно с 2004 г. составлялись графики наземной стендовой отработки изделия «Ангара»: 1 А-13/04; 1А-19/06; 1А-26/07; 1А31/09 и, наконец, последний график, который был выполнен в срок, 1А-32/10.

Ход выполнения лабораторно-стендовой отработки представлен в таблице 5.3.1.



Ведущие специалисты испытательного направления КБ «Салют»

Схема экспериментальной отработки РН «Ангара5»

(базовая комплектация объектов испытаний, последовательность использования общих комплекствующих)

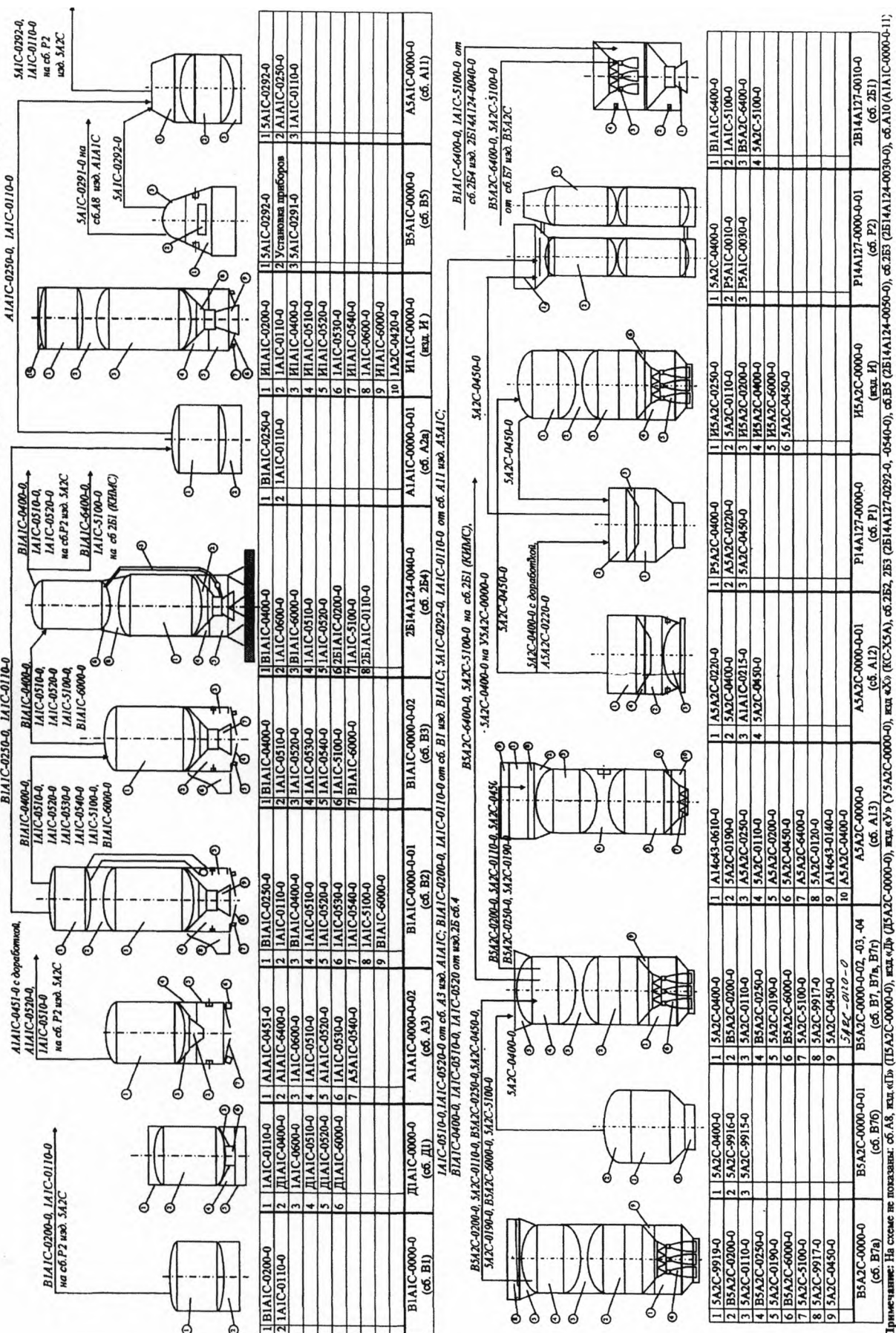


Рис. 5.3.1.

[illegible]

№ п/п	Объект испытаний	Наименование работы	Исполнитель	2009												2010												2011												2012																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																			
				10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																		
17	2Б5А2С-7700-560 Установка прибора ЭП-1004 Сер. 71155	Изготовление оснастки	Энергоконтакт, К243																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																								
		Изготовление объекта	РКЗ																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																								
		Испытания	К814, К211																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																								
		Доработка объекта	РКЗ																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																								
18	5А1С-0291-0 Сб. А8 Сер. 71245	Испытания	К814, К114																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																								

Работы проводятся по специальному графику на основании технического решения о создании изделия Д5А2С по результатам стендовой отработки ППС1 ДУ изд. 5А2С.

Перечень стендовых сборок и изделий, завершивших полный объем испытаний.

№ п/п	Объект испытаний	Отчетный документ о выполнении работ
1	Сб. А2а - А1А1С-0000-0-01, сер. 71241.	Отчет № К822-А1А1С-07-004 ТО.
2	Сб. А3 - А1А1С-0000-0-09, сер. 71241.	Отчет № К818-А1А1С-05354 ТО.
3	Сб. А3а - А1А1С-0000-0-01, сер. 71241.	Отчет № К818-А1А1С-08168 ТО.
4	Сб. А3г - А1А1С-0000-0-12, сер. 71241.	Отчет № К818-А1А1С-06070 ТО.
5	Сб. А3л - А1А1С-0000-0-08, сер. 71241.	Отчет № К818-А1А1С-06006 ТО.
6	Сб. А3ф - А1А1С-0000-0-07, сер. 71241.	Отчет № К814-А1А1С-09023ТО.
7	Сб. А3з - А1А1С-0000-0-10, сер. 71241.	Отчет № К814-А1А1С-07064 ТО.
8	Сб. 4 - А1А1С-0213-0-01, сер. 71241.	Отчет № К818-А1А1С-02075 ТО.
9	Сб. А6 - А1А1С-0250-0, сер. 71241.	Отчет № К822-А1А1С-02010 ТО.
10	Сб. А7 - А1А1С-0450-0, сер. 71241.	Отчет № К818-А1А1С-02075 ТО.
11	Сб. А10 - А1А1С-0000-0-11, сер. 71241.	Отчет К822-1А1С-0Т.12-09.
12	Сб. А14 - А1А1С-0000-0-14, сер. 71241.	Отчет № К822-1А1С-0Т.8-07 ТО

13	Сб. А15 - А1А1С-0000-0-15, сер. 71241.	Отчет № К832-1А1С-ОТ.10-07 ТО.
14	Сб. В1 - В1А1С-0000-0, сер. 71251.	Отчет № К5552-638 ТО.
15	Сб. В2 - В1А1С-0000-0-01, сер. 71251.	Отчет № К2202-654 ТО.
16	Сб. В3 - В1А1С-0000-0-02, сер. 71251.	Отчет № К2202-51 ТО.
17	Ил. 2Б3 - 2Б1А1С-0030-0, сер. 71151.	Отчет К822-2Б1А1С-ОТ.7 - 09
18	Ил. 2Б4 - 2Б1А1С-0040-0, сер. 71151.	Отчет К822-2Б1А1С-ОТ.1-09.
19	Сб. 2Б5 - 2Б1А1С-0050-0, сер. 71151.	Отчет №К814-Ангара 5-07230 ОТ (1 этап), НПОД №К814-2Б1А1С-084380Т, НПОД ИСАД-2Б1А1С-6680-0 ТО № К814-2Б1А1С-075140Т, К814-А5-07230 ОТ.
20	Б1А1С-5101-0, сер. 71151.	Отчет К814-1А1С-08059 ТО.
21	2Б1А1С-6197-0, сер. 71151.	Протокол К814-А1А1С-03159 П.
22	2Б1А1С-7891-0, сер. 71341.	Протокол К814-2Б1А1С-03159 ТО.
23	Ил. И1 - И1А1С-0000-0, сер. 71341.	Испытания завершены. Отчет оформляется.
24	Сб. В5 - В5А2С-0000-0, сер. 71255	Отчет №К818-В5А1С-ОТ.1-09.
25	Сб. В7а - В5А2С-0000-0, сер. 71255	Отчет № 59-08.
26	Сб. В7б - В5А2С-0000-0, сер. 71255	Отчет № 36-07.
27	Сб. 2Б2 А5 - 2Б1А1С-00292-0, сер. 71155	Испытания завершены. Отчет № К818 - 2Б1А1С-ОТ. 3/19 - 09
28	Сб. 2Б3 А5 - 2Б1А1С-00540-0, сер. 71155	Отчет №К818-2Б1А1С-ОТ.133-09.
29	2Б5А2С-5101-0, сер. 71155	Отчет К814-5А2С-08020 ТО.
	КИМС - 2Б1А1С-0010-0, сер. 71235	Испытания рулевых тракторов РД-191 и РД124А исключены из КТЭО по ТР № 258/А-2007 и ТР № 313/А-2008.

Примечание: 1. - ЗЭРТ - в части разгрузки и погрузки на месте испытаний, схемы и приемы, а также объема работ в процессе испытаний изделий согласно технологического плана.
2. Приложение 1 - Схема экспериментальной отработки РН «Ангара» на 1 листе.
3. Приложение 2 - График последовательности испытаний со схемой замещения материальной части на 1 листе.

ЗАМ. ДИРЕКТОРА ЗЭРТ

МИХАЙЛОВ В.В.

ЗАМ. ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА

ПЕТРОВСКИЙ С.А.

ЗАМ. ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА

МОЛОЧЕВ В.П.

ЗАМ. ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА

СОКОЛОВ М.Б.

ЗАМ. ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА

АЛЬБРЕХТ А.В.

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР КРК «АНГАРА»

СЫЧЕВ Д.В.

СЫЧЕВ Д.В.

ГЛАВНЫЙ ИНЖЕНЕР РКЗ

БОРОНКОВ А.В.

ЗАМЕСТИТЕЛЬ ДИРЕКТОРА РКЗ

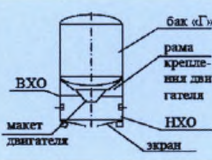
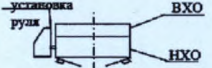
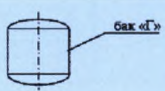
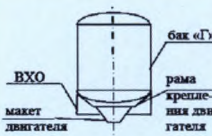
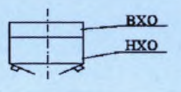
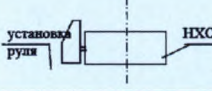
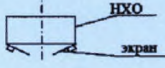
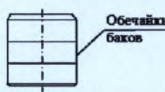
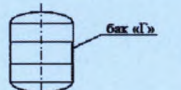
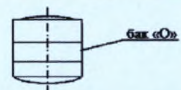
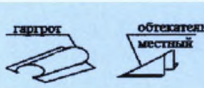
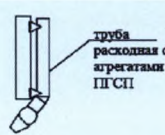
ЦАПУРИН А.Н.

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР РКЗ

ЛОПАТИНСКИЙ С.В.

12.03.10.

Табл. 5.3.1. Испытания стендовых сборок

№ п/п	Сборка / № чертежа	Назначение	Схема	Время испытаний	Отказы	
				Начало / конец	Кол-во	Клас- сифи- кация
УРМ-1. Статические испытания на прочность:						
1	A2a A1A1C-0000-0-01	Укороченного бака «О» и межбакового отсека		04.07.06/ 12.04.07	-	-
2	A3 A1A1C-0000-0-02	Бака «Г», хвостового отсека, крепления макета двигателя		03.05.05/ 31.10.05	-	-
3	A3a A1A1C-0000-0-19	Хвостового отсека и аэродинамического руля		28.01.08/ 20.06.08	1	«К»
4	A3г A1A1C-0000-0-12	Бака «Г»		25.01.06/ 10.03.06	-	-
5	A3д A1A1C-0000-0-08	Бака «Г», верхнего хвостового отсека, крепления макета двигателя		14.11.05/ 30.12.05	1	«К»
6	A3у A1A1C-0000-0-13	Хвостовых отсеков, установки БРС ГКП		26.06.06/ 27.10.10	3 1 1	«К» «П» «Э»
7	A3ф A1A1C-0000-0-07	Определение АФЧХ нижнего хвостового отсека, аэродинамического руля		03.12.08/ 15.01.09	-	-
8	A3э A1A1C-0000-0-10	Хвостового отсека, донного экрана		13.09.06/ 05.02.07	-	-
9	A4 A1A1C-0000-03	Обечайки баков «Г» и «О»		26.12.01/ 01.03.02	-	-
10	A6 A1A1C-0250-0	Укороченного бака «Г»		13.12.01/ 27.05.02	-	-
11	A7 A1A1C-0000-0-06	Укороченного бака «О»		25.10.01/ 04.12.01	-	-
12	A8	Гаргротов и обтекателей		14.12.05/ 29.03.10	1 1	«П» «К»
13	A10 A1A1C-0000-0-11	Расходной трубы «О» с демпфе- ром		20.07.09/ 22.07.09	-	-

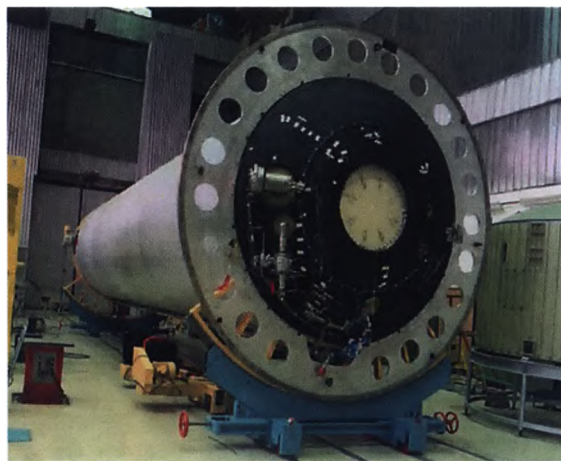


**Альбрехт Александр
Владимирович**

Заместитель Генерального
конструктора КБ «Салют»



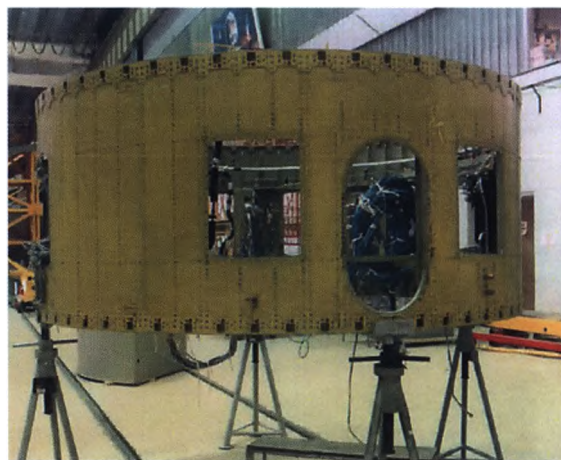
**Сборка АЗ (отработка статической
прочности): бак «Г», хвостовой верхний
отсек, проставка ДУ**



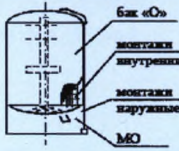
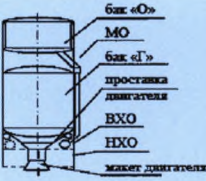
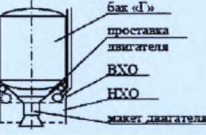
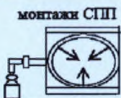
**Сборка В1 (отработка динамической
прочности): бак «О», межбаковый отсек,
агрегаты ПГС, трубопроводы**



**Сборка В2 (отработка динамической
прочности): бак «Г» с проставкой ДУ,
панели ПГС**



**Сборка В2 (отработка динамической
прочности): межбаковый отсек
с монтажами**

14	A14 A1A1C-0000-14	Бака «О» со шпангоутами из сплава АМг6-М		17.05.07/ 04.07.07	-	-
15	A15 A1A1C-0000-15	Бака «Г» со шпангоутами из сплава АМг6-М		09.08.07/ 03.09.07	-	-
16	A11 A5A1C-0000-0	Укороченного бака «О», верхнего переднего отсека бокового блока		28.04.10/ 20.10.10	-	-
УРМ-1. Динамические испытания						
17	B1 B1A1C-0000-0	1-й ступени		01.05/ 07.05	-	-
18	B2 B1A1C-0000-0-01	1-й ступени РН при транспорти- ровке с РКЗ на ТП		08.05/ 12.05	1	«П»
19	B3 B1A1C-0000-0-02	Бака «Г» и хвостового отсека		05.07/ 07.07	-	-
20	B3 B5A2C-0000-0СБ	Отсека переднего 1-й ступени РН		10.07.08/ 30.12.08	1	«К»
УРМ-1. Отработка						
21	2Б2 2Б1А1С-0292-0	Средства ППР в хвостовом отсеке		05.12.06/ 26.08.09	2	«К»
22	2Б3 2Б1А1С-0030-0	Системы демпфирования		14.06.07/ 29.05.09	1 1 2	«К» «Э» «ЭМО»
23	2Б3 2Б1А1С-0030-0	Системы циркуляции		23.05.08/ 20.01.09	-	-
24	2Б3	Средства СТ и ПБ (исп. Радиатора НПФД ИСАД)		16.03.07/ 01.12.08	1	«К»
25	2Б1А1С-6917-0	Установки ресивера		22.02.06/ 15.04.06	-	-
26	Б1А1С-5101-0	ЭГС с РД-191		04.12.07/ 14.12.07	-	-



**Бизяев Ростислав
Владимирович**

Начальник испытательного
отделения КБ «Салют»



**Сборка В2 (отработка динамической
прочности):** хвостовой отсек
с монтажами



**Сборка Д1 (отработка ПГС ДУ, СПП,
СТ и ПБ):** хвостовой отсек с теплозащит-
ным экраном

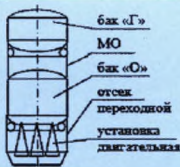
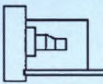
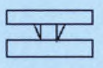
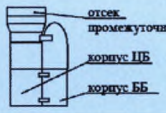
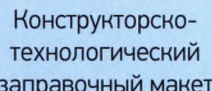


**Сборка Д1 (отработка ПГС ДУ, СПП,
СТ и ПБ):** межбаковый отсек



**Сборка Д1 (отработка ПГС ДУ, СПП, СТ
и ПБ):** бак «Г»

27	Д1 Д1А1С-0000-0	Отработка СТ, ПБ, СПП, ПГСП «Г» 1-й ступени РН 2005 год		29.01.08/ 15.09.09	2 1 1	«П» «ЭМО» «КМО»
28	И1 И1А1С-0000-0	Холодная и огневая отработка ПГСП 1-й ступени РН		12.08/ 11.09	1 1	«К» «П»
УРМ-2. Испытания на прочность:						
29	A12 A5A1C-0000-0-01	Отсека промежуточного 3-й ступени РН		05.07.07/ 05.03.11	4	«КП»
30	A13 A5A2C-0000-0	3-й ступени РН		06.10.11/ 23.11.12	-	-
УРМ-2. Динамические испытания						
31	B7a B5A2C-0000-0	3-й ступени РН при транспортировке с РКЗ на ТП		27.05.08/ 28.07.08	-	-
32	B76 B5A2C-0000-0-01	Отсека промежуточного при транспортировке с РКЗ на ТП		11.09.07/ 13.11.07	-	-
33	B7 B5A2C-0000-0-03	3-й ступени РН на участке выведения		20.04,10/ 10,09,10	4	«П»
34	B7в B5A2C-0000-0-02	3-й ступени РН при авиационной транспортировке		12.11.10/ 10.04.11	1	«К»
35	B7г B5A2C-0000-0-04	Определение собственных частот 3-й ступени РН		20.02.13/ 06.06.13	-	-
36	2Б5А2С-5101-0	ЭГС с РД-0124		14.12.07/ 28.12.07	-	-
37	Д5	Отработка ПГСП «Г» и «О» 3-й ступени		Отработано на изд. И5	-	-

38	И5 И5А2С-0000-0	Холодная и огневая отработка ПГСП 3-й ступени РН		05.10/ 11.10	1	«П»
РН А5. Отработка:						
39	2Б2 2Б14А127-0292-0	Упора продольно-тангенциального		Установка верхнего узла разделения	05.12.06/ 26.08.09	2 «К»
40	2Б3 2Б14А127-0540-0	Упора тангенциального		Установка тангенциального узла разделения	03.07.07/ 13.04.09	2 «К»
41	Р1 Р14А127-0000-0	Разделение 2-й и 3-й ступеней РН		индикатор бака «О» отсек промежуточный	27.08.09/ 18.02.10	- -
42	Р2 Р14А127-0000-0-01	Разделение 1-й и 2-й ступеней РН		отсек промежуточный корпус ПБ корпус ББ	21.11.09/ 08.02.10	- -
43	Р2 У14А127-0000-0	Отработка антенно-фидерных устройств РН		отсек верхний отсек перелетов проставка	15.01.13/ 15.03.13	- -
44	Х ПРСИ	Отработка СУ. Отработка КД и ЭД КБ «Салют». ПСИ БАСУ и НАСУ		Комплект БА СУ РН Комплект НА СУ РН Комплект смежных систем и агрегатов	Сопровождение	
45	Стенд «СКОВ»	Отработка взаимодействия АСУП с системами РН, участвующими в заправке			Сопровождение	
46	Изд. «НЖ»	Проведение АИ КСТ, проведение КИ ТК, КИ УСК. Проведение учебно-тренировочных работ борт/расчета при эксплуатации		Конструкторско-технологический заправочный макет	10.12/ 05.14	

Испытания изделий (сборок) проводились:

ЦНИИМАШ А12, В1, В2, В3, В4;

НИЦ РКП А11, А13, И1, И5;

НИИХСМ В7а, В7б;

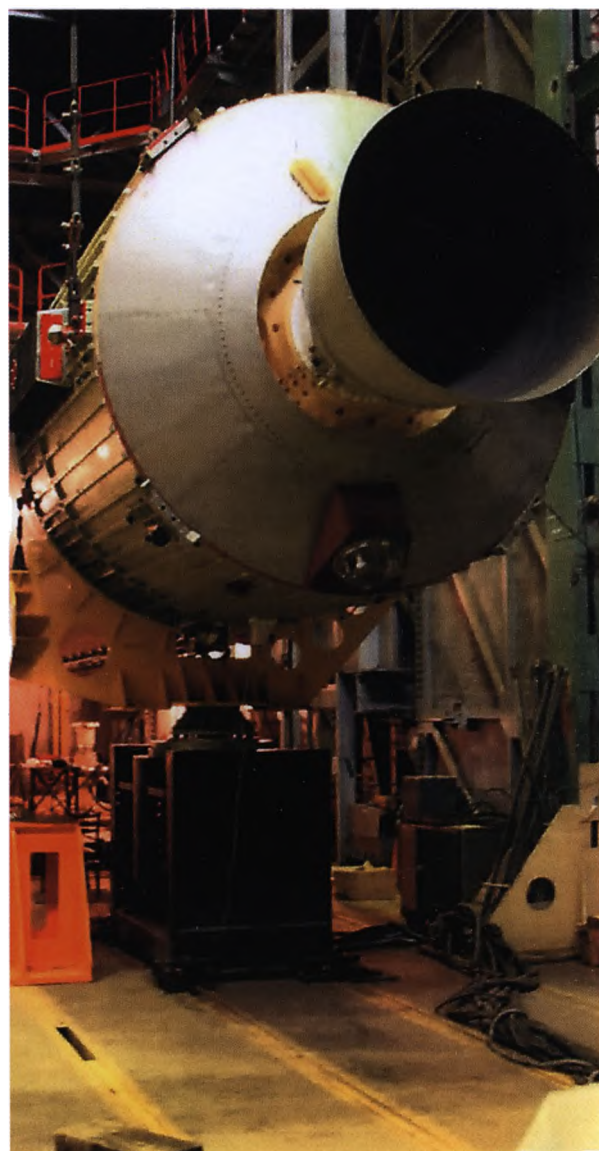
Стеновая база ГКНПЦ все остальные изделия.

К основным причинам выявленных отказов можно отнести следующее:

- разрушение элементов конструкции - 17
- ослабление крепежных элементов - 6
- несоответствие требованиям ТЗ и программы в части схем и методик испытаний - 7
- остаточные деформации - 3
- загрязнение внутренних полостей - 2
- негерметичность пары седло-тарель, превышающая требования ТЗ и программы - 2

Количество отказов, выявленных при испытаниях на прочность, составило 70% от общего количества выявленных отказов.

ЛАБОРАТОРНО-СТЕНДОВАЯ ОТРАБОТКА



*Динамические испытания
экспериментальной сборки В2*

В таблице 5.3.2. приведены данные по календарному времени НСО сборок, которые были проведены в наиболее длительные сроки.

Табл. 5.3.2.

Сборка № чертежа	II и III этапы НСО				В том числе (месяцев)		
	Отдел исп. место про- ведения	Кол-во отказов (СЛ)	Начало испытаний, выпуск отчета	Суммарн. календар. время исп. (месяцев)	Выполнение решения по СЛ, доработка объекта исп.	Выпуск отчета	Испыт. по ТЗ
А3у А1А1С-000-0-13	К818 КБ «Салют»	5	21.06.06 30.03.11	57	45,5	5	6,5
А12 А5А1 С-0000-0-01	К818 ЦНИИМАШ	4	05.07.07 18.04.11	45,5	35	1,5	9
2Б2А5 2Б14А127-0292-0	К818 КБ «Салют»	2	05.12.06 26.08.09	37,5	22	5	10,5
2БА5 2Б14А124-0540-0	К818 КБ «Салют»	2	03.03.07 13.04.09	28,5	18	3	7,5
2Б3 Б14А124-0030-0	К822 КБ «Салют»	4	14.06.07 21.10.09	28	2,5	5	20,5

На основании результатов проведенных испытаний можно сделать выводы, что наземная стендовая отработка опытных сборок (изделий) РН «Ангара-А5» в объеме, предусмотренном КПЭО для изделия «Ангара-А5» и ТЗ на их испытания, выполнена полностью.

Задачи, поставленные ТЗ на разработку и испытания II и III этапов НСО, выполнены, а цели достигнуты. Результаты испытаний являются достаточными.

Значительную роль в проведении ЛСО сыграли испытатели ЦНИИМАШ, НИЦ РКП, НИ-ИХСМ и, конечно, сотрудники испытательных направлений КБ «Салют» и РКЗ.

В первую очередь, сотрудники отделов К814, К817, К818, К822, К824, а также славный коллектив РКЗ, который изготовил все эти изделия (сборки).

5.4. КОМПЛЕКСНЫЕ ХОЛОДНЫЕ И ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ

Комплексные испытания универсальных ракетных модулей УРМ-1 и УРМ-2 ракет-носителей «Ангара» в соответствии с КПЭО проводились в ГКП «НИЦ РКП» (НИИХИММАШ).

НИИХИММАШ считает датой своего рождения 18 декабря 1949 г., когда на испытательном стенде № 1 состоялось первое огневое испытание первой баллистической ракеты Р-1. Он был организован как институт № 2 НИИ 88 (ЦНИИМАШ), а в 1956 г. был преобразован в самостоятельное предприятие НИИ-229 Государственного комитета по оборонной промышленности СССР. В 1966 году институт был включен в структуру вновь образованного Министерства общего машиностроения и получил название НИИ химического машиностроения - НИИХИММАШ.

В 2009 г., когда наступил пик испытаний по программе «Ангара», институту исполнилось 60 лет. За это время организацией было произведено почти 60 000 различных испытаний.

Отработано.

55 ракетных двигателей.

264 двигательных установки.

132 космических аппарата.

3 орбитальных станции.

Орбитальный корабль «Буран».

Холодные технологические испытания и огневые стендовые испытания УРМ-1 и УРМ-2 ракет-носителей семейства «Ангара» были проведены на стенде НЭО-102 (ИС-102), самом мощном огневом стенде России.

Строительные работы по созданию комплекса сооружений ИС-102 были начаты в апреле 1954 г., а в июне 1956 г. строительство было закончено. В 1956-57 гг. на ИС-102 проведены стендовые огневые испытания ракеты Р-7. 20 февраля 1957 г. состоялось огневое испытание стендового пакета Р-7.

В дальнейшем все наиболее крупные огневые испытания создаваемых изделий РКТ проходили на стенде ИС-102 (НЭО-102).

26.06.1982 г. при проведении огневого стендового испытания первой ступени РН «Зенит», на 5,6 секунды после запуска произошел взрыв маршевого двигателя 11Д520. Начался страшный пожар. Хорошо, что не произошел взрыв ступени, тротильный эквивалент которой составлял 68 тонн. Пожар продолжался 8 часов, для его тушения было привлечено 40 пожарных расчетов, которые съехались из всех близлежащих районов. Стенд был серьезно разрушен. Этот стенд был срочно необходим для реализации программы «Энергия-Буран». За его восстановление взялся лично министр общего машиностроения С. А. Афанасьев, и стенд был восстановлен менее чем за год.

В 1985-86 гг. на этом стенде были успешно проведены 4 ОСИ модульной части (МЧ) блоков «А» ракеты-носителя «Энергия». Последнее 5-е ОСИ МЧ было проведено 17.01.1988 г. После этого стенд не был задействован до 2006 г., т.е. почти 18 лет.

В 2003 г., понимая необходимость проведения ХТИ и ОСИ третьей ступени ракеты-носителя «Союз» по ОКР «Русь» («Союз-2»), и в связи с заменой двигателя на новый с повышенными удельными характеристиками, Роскосмос по предложению Управления средств выведения и наземной космической инфраструктуры начал выделять средства НИИХИММАШ для восстановления и модернизации стенда НЭО-102. Тем более, что после ОКР «Русь» должны были быть проведены комплексные испытания по ОКР «Ангара».

Средства выделялись по ОКР «База», «Русь», а в дальнейшем - по ОКР «Ангара».

А. А. Макаров, директор НИИХИММАШ в то время, за минимальные средства полностью восстановил стенд. Сверх того, ухитрился обшить его оцинкованным железом, придав ему совер-



**Макаров Александр
Александрович**

Награжден орденом Ленина и Трудового Красного знамени, медалями. Заслуженный деятель науки РФ. Доктор технических наук, профессор. Действительный член Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, международной Академии холода, член Президиума Совета Федерации космонавтики России, Почетный гражданин города Сергиев Посад. Награжден ведомственными наградами Роскосмоса и медалями Федерации космонавтики А.А. Макаров сыграл существенную роль в создании КРК «Ангара».

шенно приличный вид и, самое главное, силами своего института разработал и создал новые современные системы управления проведением испытаний.

А. А. Макаров - легенда ракетно-космической отрасли СССР и РФ. 20 лет - с 1988 по 2008 гг. - он был директором НИИХИММАШ.

Сразу после окончания в 1961 г. КАИ А. А. Макаров начал работать в НИИХИММАШ, где прошел трудовой путь от инженера до директора института.

Участвовал в создании кислородно-водородного комплекса №6 (КВСК-106) и испытаниях кислородно-водородных двигателей 11Д56, 11Д57, 11Д122 и ЯРД 11Б91. Под его руководством создана вертикальная камера для тепловакуумных испытаний (КВИ-8500) крупногабаритных КА.

Как специалист по водороду он был назначен директором НИИХИММАШ по комплексу «Стенд-Старт» на космодроме Байконур для реализации программы «Энергия-Буран». А. А. Макаров организовал завершение строительства УКСС, монтаж и отладку всех его систем. Он руководил комплексной стендовой отработкой РН «Энергия» (изделия 4М-Д, 4М, 5С, 4МКС), был одним из руководителей первого запуска РН «Энергия» с космическим аппаратом «Полюс» 15.05.1987 г.

Его директорство пришлось на самые тяжелые годы ракетно-космической отрасли. Невероятными усилиями ему удалось сохранить уникальный научно-исследовательский центр НИИХИММАШ.

А как он заботился о своих сотрудниках! Его идея о переделке четырех оставленных пожарными казарм за минимальные средства дала ему возможность предоставить своим самым нуждающимся сотрудникам первые десятки квартир. Ему удалось выбить средства для строительства нового района в г. Пересвет, где получили новые хорошие квартиры сотрудники НИИХИММАШ. Устроил зону отдыха с парком и прудом, который в народе так и прозвали «Макаркин пруд».

В 2006 г. НИИХИММАШ полностью подготовил стенд НЭО-102 для проведения ОСИ третьей ступени «Союз-2.1б» и успешно их провел.



Участники ОСИ 3 ступени «Союз-2.1 Б». В. А. Волгин, А. А. Манаров, А. Н. Чулнов, А. Н. Кирилин, В. С. Рачук, В.Е. Нестеров, В.Д. Горохов, А. В. Чечин

В связи с задержкой по испытаниям двигателей РД-191 и из-за задержки поставки УРМ-1 для ОСИ 2007 год для НИИХИММАШ оказался не заполнен испытаниями.

Александр Александрович приехал ко мне, тогда уже Генеральному директору ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и предложил отличный вариант. Чтобы не терять время, необходимо отправить в НИИХИММАШ стендовый вариант УРМ-1 без двигателя. Это позволит провести все примерочные работы в МИКе НИИХИММАШ и всю привязку изделия, и его проверку на стенде.

Мне эта идея очень понравилась, мы серьезно сэкономили время. Были даны необходимые команды по отправке УРМ-1 без двигателей в НИИХИММАШ.



Транспортировка УРМ-1 без двигателя на стенд

Четыре месяца в институте проводились работы по проверкам, примеркам, устранению замечаний. И когда УРМ-1 повторно прибыл в НИИХИММАШ уже с двигателем для ХТИ и ОСИ, эти четыре месяца были сэкономлены, что позволило нам выполнить в 2009 г. первый летный пуск УРМ-1 в составе КСЛВ по корейскому контракту.

Был совместно разработан и 15.05.2007 г. утвержден «Директивный график разработки и проведения холодных и огневых стендовых испытаний изделий И5А2С и И1А1С РН «Ангара» в НИИХИММАШ».

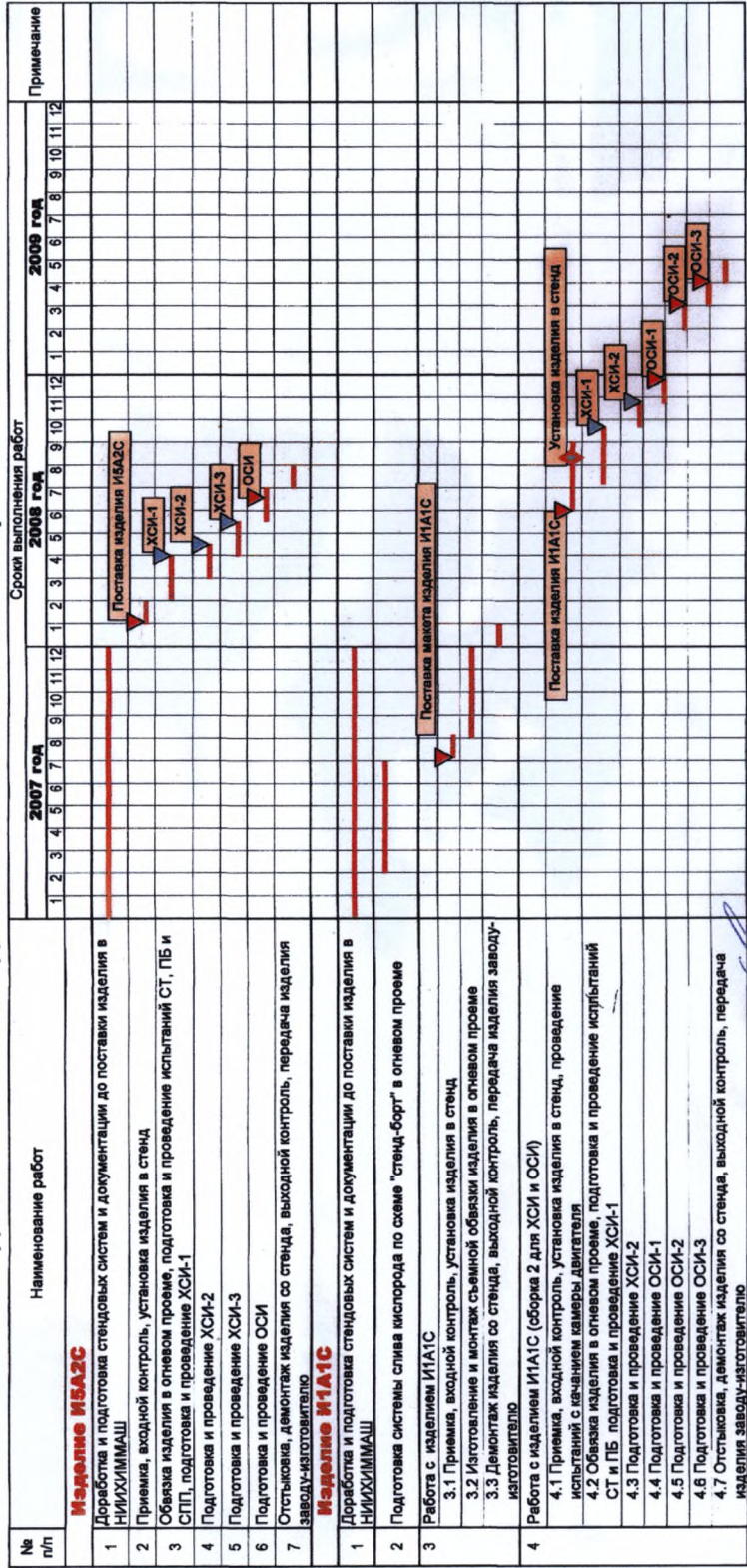


Последнее изделие А. А. Манарова в ранге Генерального директора. А.А. Макаров со спины

Утверждаю
Генеральный директор ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева
В.Е. Нестеров
"15" _____ 2007 г.

Утверждаю
Директор
ФГУП НИИХИММАШ
А.А. Макаров
"15" _____ 2007 г.

Директивный график подготовки и проведения холодных и огневых
стендовых испытаний изделий И5А2С и И1А1С РН "Ангара" в НИИХИММАШ



от ГКНПЦ им. М.В. Хруничева:

Директор РКЗ
Первый зам. Генерального конструктора
Директор ЗРКТ
Заместитель Генерального конструктора
Заместитель Генерального конструктора
Главный конструктор КРК

В.Н. Сычев
Ю.О. Бахвалов
И.С. Додин
А.В. Альбрехт
В.П. Молочев
Г.Б. Клейменов

от ФГУП НИИХИММАШ:

Первый зам. директора по НР и И
Зам. директора по экономике
Зам. начальника отдела испытаний
Начальник комплекса измерений
Начальник ИС-102
Начальник НЗО-311
Начальник НЗО-319

К.П. Денисов
В.В. Денежникова
В.В. Милотин
В.Ю. Рабых
Н.Я. Жирова
В.Е. Данышин
С.Ю. Теплухин

А.А. Макаров 15.04.2007 23.04.07

**Оценка работоспособности систем УРМ-1 при холодных и огневых испытаниях
в условиях, приближенных к штатным**

Работоспособность и характеристики УРМ-1 наиболее полно и с максимальным приближением к условиям подготовки на СК и полету проверяются при совместной работе с двигателем РД-191 при стендовых огневых испытаниях (ОСИ). Такими испытаниями явились ОСИ-1 (2,3) стендового изделия И1А1С на стенде ИС-102 ФКП «НИЦ РКП».

Максимальное приближение к штатным условиям работы ПГСП обеспечивалось заданием режимов работы бортовых систем и агрегатов, соответствующих штатным (по давлениям, температурам, расходам КТ и сжатым газам) при заправочных операциях, захолаживании тракта «О», ППО, получении готовностей и имитации работы ДУ в полете:

- реализацией с помощью стендовых средств подачи КТ и сжатых газов на борт изделия со штатными параметрами (давлениями, температурами, расходами) в соответствии с составом операций и временными характеристиками по штатной технологии проведения заправочных операций, ППО и т.д.;
- использованием штатного наземного комплекта ЭПЩ (с клапанами, дозирующими элементами и трубопроводами, близкими к штатным по длине), обеспечивающими наземный наддув баков, зарядку ШБ, продувки и пневмоуправление бортовыми агрегатами в соответствии со штатной технологией подготовки;
- применением стендовой системы управления, реализующей штатный состав команд по наземной подготовке изделия и штатную циклограмму полетной работы ПГСП и двигателя (аналогичные реализуемым штатными АСУП и бортовой СУ), а также штатные алгоритмы управления работой ПГСП, СУРТ и двигателя (АПП, АВД, САЗ);
- испытаниями (ОСИ-1,2,3) по штатным циклограммам работы в полете, соответствующим по режимам работы двигателя РД-191 I и II ступеней (ББ и ЦБ) РН «Ангара-А5»;
- проведением программного качания КС двигателя и проверки привода аэродинамических рулей с помощью штатных систем ГС и ЭГС в объеме полетных изменений углов (с проверкой АФЧХ).

Как известно, такие штатные условия, как полетные перегрузки и вибронагружения, аэродинамическое воздействие, разделение АС «О» и БРС «Г-КП» при ОСИ не реализуются. Компенсацией отсутствующей полетной перегрузки (в наземных условиях стенда) дополнительным наддувом баков (с соответствующим увеличением входного давления в двигатель) путем использования стендовой системы наддува (с подогревателями гелия). Из нереализуемых условий также следует отметить отработку бортового наддува (при ограниченном количестве испытаний) только в узком диапазоне давлений и температуры рабочей среды из общего диапазона возможных изменений этих параметров с учетом влияния внешних и внутренних факторов (разбросов свободных объемов в баках, температур КТ, давлений, температур и расходов рабочих тел наддува и т.д.). Однако последнее было реализовано путем математического моделирования внутрибаковых процессов с охватом их изменения во всем диапазоне возможного изменения внешних и внутренних факторов на основе полученных экспериментальных данных при ХСИ и ОСИ.



**Сайдов Геннадий
Григорьевич**

*Генеральный директор ФКП
«НИЦ РКП» (2007-2015 гг.)*



Руководство НИЦ РКП. Заместитель генерального директора К.П. Денисов, заместитель генерального директора В.Н. Кучкин, генеральный директор Г. Г. Сайдов

Стендовые системы управления

Стендовые системы управления (СУНЭ, СУЗ, ПАРК, ССВК, СРОК) осуществляли управление исполнительными элементами технологических систем при проведении холодных и огневых работ на различных этапах испытаний изделия И1А1С (термостатирование, заправка, работа по циклограмме, слив компонентов, выпаривание, отопев) в соответствии с требованиями «Перечня элементов автоматики систем управления ИУС-И, СУНЭ, СУЗ, ПАРК, САЗ, СКЗ, СУ ВП и ТВ АСУ ПЗ и требований по их управлению при стендовых испытаниях изделия И1А1С».

В процессе подготовки комплекса стендовых систем управления (ИУС-С) к проведению испытаний изделия И1А1С были выполнены следующие работы:

- анализ и согласование «Перечня элементов автоматики систем управления ИУС-И, СУНЭ, СУЗ, ПАРК, САЗ, СКЗ, СУ ВП и ТВ АСУ ПЗ и требований по их управлению при стендовых испытаниях изделия И1А1С», частных технических заданий на проведение конкретных испытаний (ЧТЗ);
- обвязка систем и подключение элементов управления по схемам электрическим общим и принципиальным в обеспечение требований «Перечня элементов автоматики систем управления ИУС-И, СУНЭ, СУЗ, ПАРК, САЗ, СКЗ, СУ ВП и ТВ АСУ ПЗ и требований по их управлению при стендовых испытаниях изделия И1А1С»;
- автономные проверки работоспособности систем в соответствии с эксплуатационной документацией;
- разработка рабочего программно-математического обеспечения в соответствии с требованиями ЧТЗ на конкретные испытания;
- автономные проверки систем с реализованным рабочим ПМО в соответствии с технологической документацией;
- комплексные испытания стендовых систем управления, комплексные испытания совместно с системами управления изделием, генеральные комплексные испытания;

- отладка работы стендовых технологических систем и режимов термостатирования.

Качественная подготовка стендовых систем управления к испытаниям изделия И1А1С обеспечивалась многоэтапной системой проверок перед каждым испытанием.

Основным назначением стендовых систем управления при испытаниях изделия И1А1С являлось обеспечение решения следующих задач:

- управление дискретными исполнительными элементами стенда в автоматическом и ручном режимах с пультов операторов на всех этапах испытаний;
- автоматическое поддержание заданных давлений;
- автоматическое регулирование и контроль параметров (расходов, температур) стендовых технологических систем;
- логическое управление технологическими процессами в соответствии с циклограммой И1А1С-6000-0С2 и ЧТЗ;
- исполнение команд, предусмотренных циклограммой И1А1С-6000-0С2, с минимальным промежутком времени 0,02 с между двумя командами;
- регистрация, хранение, обработка информации о состоянии элементов управления (ЭПК, сигнализаторов, датчиков давления, датчиков температуры и расходов);
- оперативное отображение на экранах мониторов в режиме реального времени значений любых параметров в виде графиков, таблиц, мнемосхем.

Система синхронизации по временным командам единого времени от GPS (ССВК), входящая в состав стендовых систем управления, обеспечивала временную синхронизацию комплекса стендовых систем управления и систем управления изделием по спутниковым сигналам на всех этапах проведения испытаний.

Взаимодействие между стендовыми системами управления и комплексом систем управления изделием осуществлялось путем обмена командами через систему размножения и обмена команд (СРОК), построенную на базе модулей гальванической развязки.

На всех этапах холодных и огневых испытаний изделия стендовые системы управления обеспечивали автоматическое поддержание заданных температуры и расхода подаваемого в МБО и ХО азота (воздуха).

При заправке изделия стендовые СУ осуществляли автоматическое и ручное управление арматурой стендовых отсеков компонентов (отсеков «А», «Б», «К»), поддержание заданных расходов компонентов топлива при захолаживании, заправке баков изделия, заправку баков горючего и окислителя до уровней, определенных ЧТЗ.

В процессе проведения испытаний операторы стендовых систем управления все операции выполняли в соответствии с командами ведущего по испытаниям и ведущих по технологическим системам.

При работе в автоматическом режиме стендовые системы управления выполняли операции в соответствии с циклограммой И1А1 С-6000–0С2 с выдержкой заданных временных интервалов с точностью до 0,02 с.

Стендовые системы управления обеспечили управление стендовыми технологическими системами на всех этапах подготовки и проведения испытаний без замечаний. Поддержание давлений, расходов и температур рабочих тел обеспечено в соответствии с требованиями технической документации.

Созданный в ФКП «НИЦ РКП» комплекс информационно-измерительных систем ИС-102 позволил выполнить в полном объеме требования программы испытаний, программ измерений бортовых и стендовых параметров. Системы измерений ММП и БМП обеспечили сбор, регистрацию, оперативную обработку ТМИ, отображение информации, послепусковую обработку и архивирование ТМИ на этапах подготовки и проведения ХСИ и ОСИ изделия И1А1С. При этом созданный измерительно-вычислительный комплекс СИ ММП подтвердил свои высокие метрологические и эксплуатационные характеристики, предусмотренные техническим заданием.

В период с декабря 2008 по ноябрь 2009 года на стенде ИС-102 «НИЦ РКП» проведены 3 этапа стендовых испытаний изделия И1А1С: «автономные испытания СТ и ПБ», «холодные» и «огневые» испытания. Испытания проведены ФКП «НИЦ РКП» совместно с КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и ОАО «НПО Энергомаш» при участии представителей организаций-разработчиков комплектующих систем изделия, в соответствии с комплексной программой экспериментальной отработки КРК «Ангара».

Общее руководство и контроль за проведением испытаний обеспечивались межведомственной комиссией, образованной распоряжением Федерального космического агентства от 04.02.2009г. №ВР-18 под председательством начальника управления СВ, НК и КС Чулкова А. Н.

Цели, задачи, содержание, условия и порядок проведения испытаний определены программами испытаний изделия И1А1С.

Содержание, условия и порядок работ уточнялись на каждое испытание частными техническими заданиями.

Всего проведено 6 испытаний.

I этап. Автономная отработка СТ и ПБ, февраль-март 2009 г.

II этап. ХСИ-1: отработка заправки и слива окислителя, 28-30 апреля 2009 г.

ХСИ-2: отработка совместной заправки и слива окислителя и горючего, 17-19 июня 2009 г.

III этап. ОСИ-1: огневые испытания по циклограмме работы ДУ РН «Ангара-А1.2», 30-31 июля 2009 г.



**Чулков Александр
Николаевич**

*Начальник Управления
средств выведения и назем-
ной космической инфраструк-
туры Роскосмоса с 2005 г.*



Заседание МВЭК, 28.07.2009 г.



Изделие И1А1С в МИКе

ОСИ-2: огневые испытания по циклограмме работы ДУ бокового блока РН
«Ангара-А5», 29 сентября - 02 октября 2009 г.

ОСИ-3: огневые испытания по циклограмме работы ДУ центрального блока РН
«Ангара-А5», 24-27 ноября 2009 г.

Цели испытаний.

Комплексная проверка и подтверждение работоспособности двигательной установки (ДУ) в целом в стендовых условиях при воспроизведении режимов работы ДУ по циклограмме, имитирующей полет, и отработка технологических процессов перед запуском ДУ и после ее останова.

Подтверждение полноты и качества конструкторской и эксплуатационной документации, элементов штатного наземного оборудования, участвующего в обеспечении испытаний, а также отработка технологии подготовки изделия к пуску.

Экспериментальное подтверждение расчетных параметров СТ и ПБ. Оценка эффективности термостатирования незаправленного и заправленного КТ изделия при холодных и огневых стендовых испытаниях (ХСИ и ОСИ).

Задачи испытаний.

Всего 64 задачи. Привожу основные.

Оценка совместной работы двигателя РД-191 и комплекта блоков сопел крена (КБСК) с системами изделия И1А1С при огневых испытаниях в условиях, приближенных к штатным.

Оценка работоспособности систем ПГСП ДУ при «холодных» и огневых испытаниях в условиях, приближенных к штатным.

Отработка элементов штатной заправки изделия.

Оценка вибронагрузок и акустических нагрузок, действующих на агрегаты, размещенные в двигательном отсеке, при работе двигателя.

Оценка функционирования ИСАД.

Оценка вибропрочности оборудования и ПГСР при работе двигателя.

Оценка работоспособности ЭГС с двигателем.

Оценка функционирования СКЗ.

Оценка чистоты внутренних поверхностей баков и внешних поверхностей вугрибаковых устройств и агрегатов при проливках на жидком кислороде и керосине.

Проверка правильности и качества конструкторской документации на изготовление и эксплуатацию изделия (в объеме проводимых испытаний).

Оценка состояния тепловой защиты двигателя и ХО изделия.

Подтверждение проектных параметров СТ и ПБ в части обеспечения теплового режима и пожаробезопасности отсеков изделия в процессе заправки, стоянки, слива, огневого испытания и выпаривания окислителя.

Обеспечение контроля концентрации кислорода и проверка возможности контроля паров горючего в «сухих» отсеках в ходе проливочных и огневых испытаний (в процессе заправки, стоянки, слива, огневого испытания, выпаривания).

Получение данных по тепло-инерционным характеристикам отсеков (времени выхода теплового режима отсеков на стационарный режим, времени переходных процессов после изменения режимов термостатирования).

Определение градиента температур воздуха в пограничном слое снаружи у стенки нижней части заправленного бака «О», в зоне межбакового отсека и по высоте изделия (бортовыми и стендовыми средствами измерения).

Выдача заключения об эффективности и соответствии требованиям КД параметров и характеристик СТ и ПБ для штатных изделий «Ангара» по результатам испытаний изделия И1А1С.

Объект испытаний

Изделие И1А1С - это стендовый вариант штатного изделия 1А1С (УРМ-1), разработанный в соответствии с КПЭО.

Изделие изготовлено РКЗ и согласно ТР № 22-Анг-1742-08 от 4.12.08 г. отправлено в «НИЦ РКП» на испытания.

В состав монтажей ПГСР входят штатные и дополнительные агрегаты и системы, обеспечивающие проведение испытаний.

Основные отличия ПГСР ДУ от штатного изделия заключаются в наличии в составе изделия И1А1С следующих дополнительных (к штатным) агрегатов и систем ПГСР, обеспечивающих проведение увеличенного количества ХСИ и ОСИ и безопасность проведения испытаний:

- аварийного наддува баков «О» и «Г».



Транспортировка изделия И1А1С на стенд

- аварийного дренажа баков;
- аварийного сброса давления из шаробаллонов наддува баков, пневмоуправления и ресивера наддува демпфера;
- аварийного слива КТ из баков;
- слива остатков КТ из баков;
- аварийной отсечки подачи КТ из баков;
- узлов наддува баков от стендовых теплообменников;
- агрегатов, обеспечивающих многократные испытания;
- пневмоуправления дополнительными и аварийными агрегатами.

Изделие имеет в составе дополнительные средства, обеспечивающие пожаробезопасность при проведении испытаний в условиях стенда:

- систему коллекторов азотного и водяного пожаротушения для подачи в хвостовой отсек азота и воды для пожаротушения согласно ТР № 185-2006, с обеспечением отвода указанных огнетушащих рабочих тел через специально образуемый зазор между тепловым экраном двигателя и элементами ХО;
- элементы для охлаждения отдельных частей переходника крепления изделия И1А1С к стенду;
- защитную мембрану (тепловой экран) нижнего днища бака «Г».

Контроль параметров двигателя при ОСИ осуществляется стендовой системой аварийной защиты (САЗ).

Для обеспечения безопасности проведения огневого испытания изделия И1А1С на двигатель РД-191И №Д011 задействованы штатные и дополнительные параметры для контроля работоспособности двигателя.

В период с 06.12.08 г. по 26.12.08 г. в МИК ИС-102 ФКП «НИЦ РКП» комиссией, назначенной приказом № 305 от 10.12.08 г. по ФКП «НИЦ РКП», проведен входной контроль изделия И1А1С согласно техпроцессу в полном объеме «Технических требований на проведение входного контроля изделия И1А1С в МИК ИС-102 НИИХИММАШ» и изделие установлено в стенд.

Проведение испытаний

На изделии И1А1С проведено два холодных (ХСИ1, ХСИ2) и три огневых (ОСИ1, ОСИ2 и ОСИ3) стендовых испытания. Для каждого испытания разрабатывались планы-графики подготовки и проведения ХСИ1, ХСИ2, ОСИ1, ОСИ2, ОСИ3, а также технологические пооперационные графики подготовки и проведения испытаний на стенде ИС-102 с технологическим циклом 4 дня.



Изделие в стенд, на переднем плане заместитель Генерального директора по испытаниям

Нучк испытаний НЯ Жиров

Первый день-подготовка СИ, термостатирование керосина и сдача химических анализов керосина из стеновых емкостей на соответствие ТУ (кроме ХСИ1), подготовка системы жидкого кислорода и сливного фронта к заправке.

Второй день-азотная и гелиевая подготовка стеновых систем, заправка жидким кислородом стеновых емкостей и проведение химических анализов жидкого кислорода на соответствие ГОСТ.

Третий день-контрольные комплексные проверки циклограммы подготовки и проведения испытания, начало отображения параметров СИ, проведение испытания.

Четвертый день-отогрев бака «О» и двигателя, внешний осмотр изделия, приведение систем в исходное состояние, слив остатков керосина из полостей горячего двигателя.

ХСИ1 (заправка и проливка бака «О» жидким кислородом) проведено 29.04.2009 г. и включало заправку бака «О», операции по подготовке двигателя и затем последовательно: три коротких подслива и один полный слив «О» (режимы ХСИ1 приведены в таблице 5.4.1).

Табл. 5.4.1. Режимы проливочных испытаний по баку «О» (ХСИ1)

№ п/п	Сливы (подсливы)	Заправляемая доза кислорода, точка уровня по СКЗ	Заправка до V _{гп} , м³	Начальное давление в ГП бака (на момент выдачи команды на начало поднадува), МПа (кгс/см²), абс.	Давление в ГП бака в процессе слива, МПа (кгс/см²), абс. (для справки, с учетом поднадува)	Расход газа наддува (гелия) бака, кг/с	Расход КТ, кг/с	Продолжительность слива или подслива, с	Температура газа наддува (гелия) на входе в изделие, К	Примечание
1	Первый подслив	т. 25 СКЗ	V _{макс} 5,5±0,05	0,325±0,019 (3,3±0,2)	0,206-0,373 (2,1-3,8)	0,15-0,35*	365±57	17	90-120	
2	Второй подслив	т. 29 СКЗ	V _{ном} 5,0±0,05	0,325±0,019 (3,3±0,2)	0,206-0,373 (2,1-3,3)	0,15-0,35*	365±57	20	90-120	
3	Третий подслив	т. 29 СКЗ	V _{ном} 5,0±0,05	0,323±0,019 (3,3±0,2)	0,206-0,373 (2,1-3,3)	0,15-0,35*	365±57	23	90-120	
4	Стационарный режим слива (в стеновую емкость)	т. 25 СКЗ	V _{макс} 5,5±0,05	0,345±0,03-0,01 (3,5±0,3-0,1)	0,196-0,373 (2,0-3,3)	G1=0,04** G2=0,04** G3=0,12**	310-462	250-300***	520+30****	расход 80% от ном.
					0,196-0,245 (2,3-2,5)	0,04*				расход 30% от ном.

Примечание:

* Расход обеспечивается бортовой системой наддува бака «О».

** Расход обеспечивается стеновой системой горячего наддува бака «О» (расход G1 соответствует 30% расходу слива (включен все время); расход G2 работает на всех режимах, кроме 30%; расход G3 включается вместе со всеми, затем - по алгоритму; все расходы обеспечиваются стеновыми диафрагмами критического истечения, диаметры которых указываются в деле испытания и согласовываются с КБ «Салют».

*** Справочные данные.

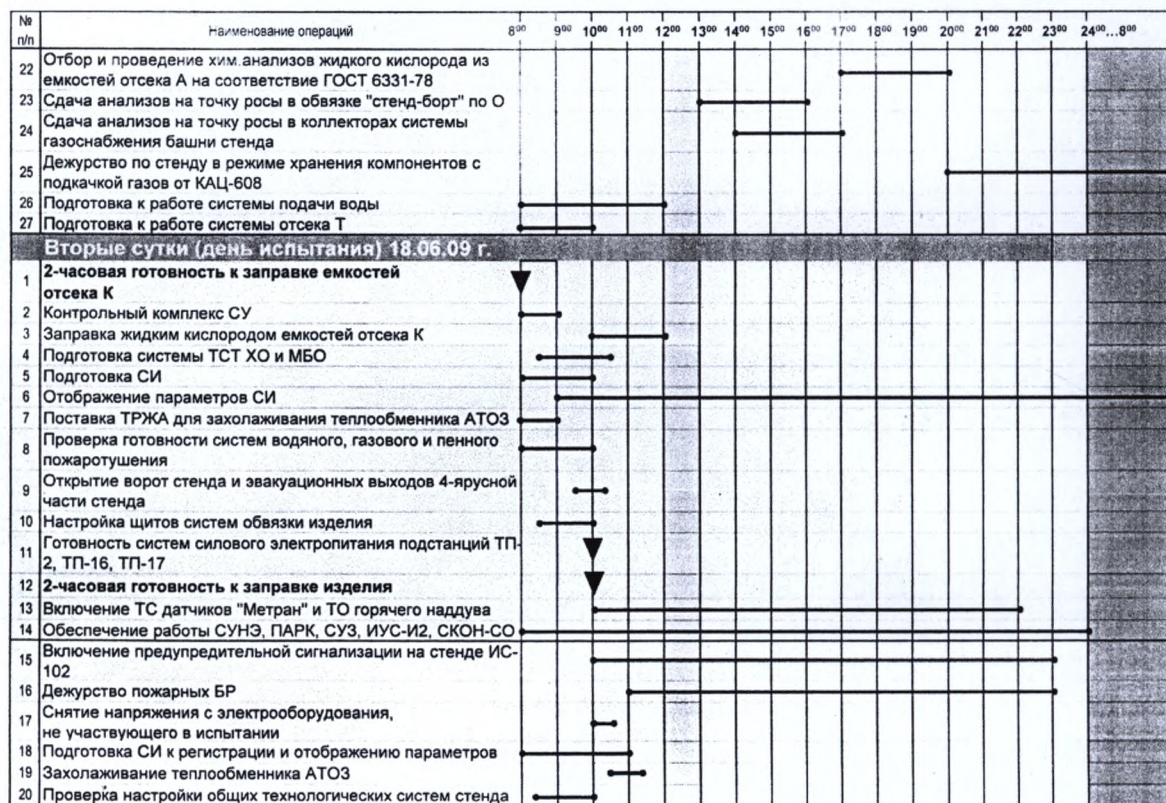
**** Установившаяся температура через 80 с (после начала наддува).

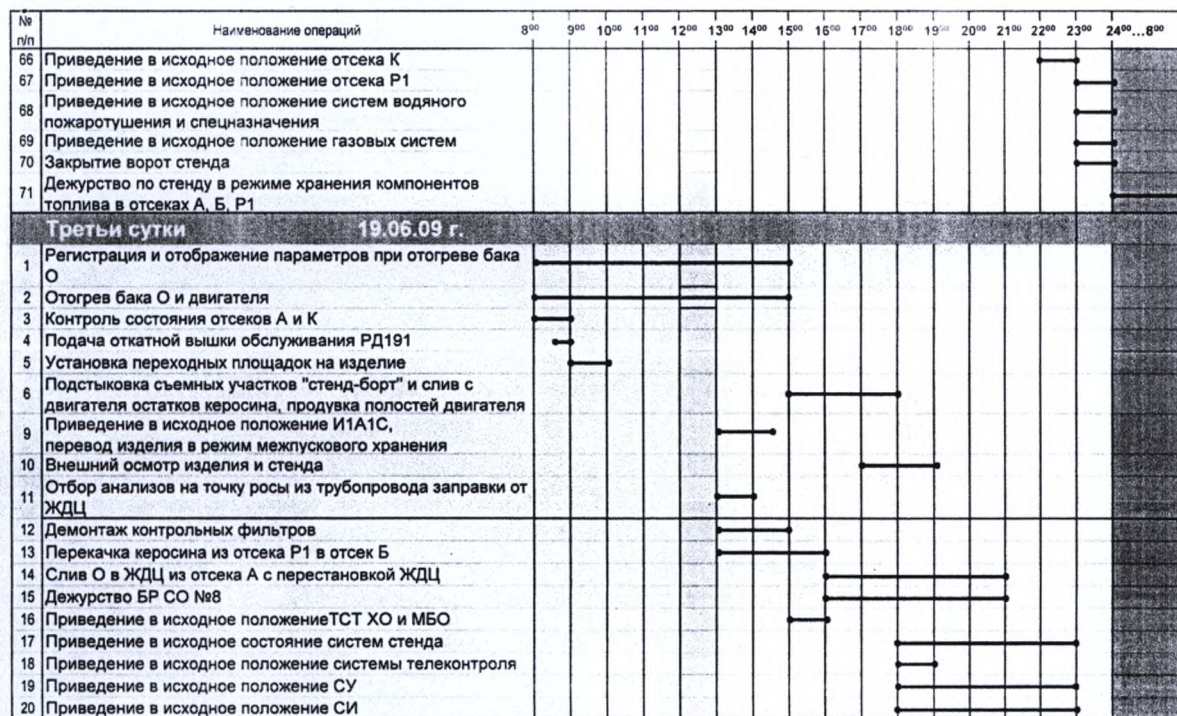
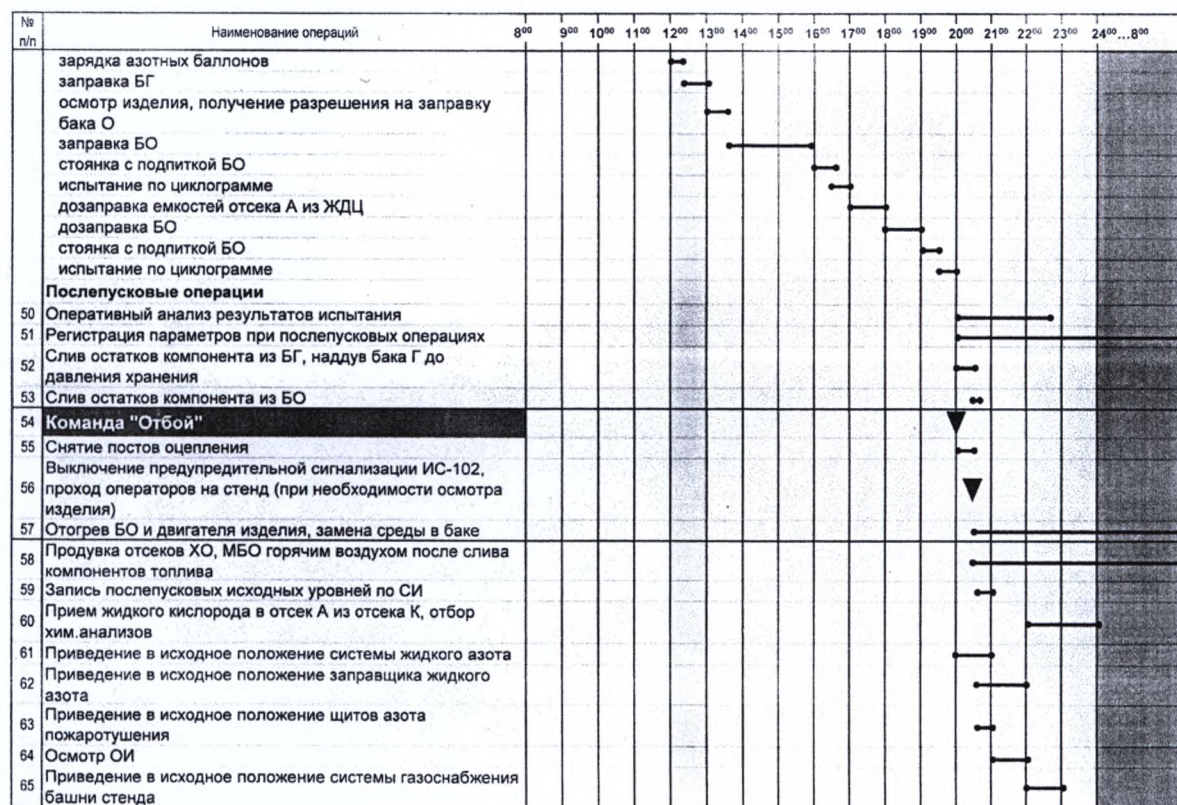


Ю.О. Бахвалов, В.Н. Иванов, председатель МВЭК А.Н. Чулков, Г.Г. Сайдов перед испытаниями

ХСИ2 проведено 18.06.2009 г. (заправка и проливка баков «О» и «Г» жидким кислородом и керосином) и включало заправку баков «О» и «Г», операции по подготовке двигателя и затем последовательно: один короткий поделив и один полный слив «О», один полный слив «Г». При сливах «О» и «Г» воспроизведены режимы расходов КТ, соответствующие работе по циклограмме центрального блока РН А.5 и по циклограмме блока РН А-1.2.







Первые огневые стеновые испытания блока или ступени - это огромное событие в истории создания любого космического ракетного комплекса, именно оно определяет, в каком состоянии находятся опытно-конструкторские работы. Поэтому ОСИ УРМ-1 мы ждали с особым нетерпением и большим волнением.

На испытания я приехал в НИЦ РКП за несколько часов до предполагаемого начала ОСИ. Сначала в кабинете у Г. Г. Сайдова мы подробно еще раз прошлись по результатам холодных стендовых испытаний, выявленным замечаниям и их устранению, переговарили о текущих делах. Затем где-то за час поехали на командный пункт проведения испытаний.

Там уже все собрались. Поздоровались, перебросились парой фраз, пытаюсь скрыть волнение. Слажено, не обращая внимание на большое количество присутствующих, работал боевой расчет проведения испытаний.

Приближалось время пуска, и по мере его приближения нарастало волнение. За несколько минут до назначенного времени мы с Геннадием Григорьевичем встали у бронированного смотрового окна. Томительно тянулось время.

Прошло включение подачи воды в огневой проем, значит все шло по плану, и до огня оставалось несколько десятков секунд.

В висках стучало, пульс зашкаливал. И наконец - вот оно, произошел запуск двигателя. Двигательная установка УРМ-1 сработала как часы. Стало немного легче, но напряжение не отпускало. Время как будто остановилось, эти 230 секунд программы испытаний длились необычайно долго. В голове звучало только одно: «Ну давай, родной, давай».

Наконец произошло выключение двигателя, взглянул на часы - ровно 230 секунд, все штатно, программа выполнена полностью. Волнение исчезло и огромная непередаваемая радость захлестнула всех участников испытаний. Все, кроме боевого расчета, начали обниматься, поздравлять друг друга, кричать ура.

Ради таких моментов стоит жить. Ради такого момента истины стоит работать по 12 часов в сутки, видеть семью только по редким выходным, преодолевать непреодолимые препятствия, получать нагоняи от начальства. И в этот момент ты понимаешь, что именно твоим трудом, трудом твоих соратников сотворено это научно-техническое чудо, рождение УРМ-1.

ОСИ1 проведено **30.07.2009 г.** и включало заправку баков «О» и «Г», зарядку шаробаллонов наддува (1ШБО, 1ШБГ), ресивера демпфера «О» (1РНД), шаробаллона управления (1ШБУ) и двигателя (ШБДУ) подпитку бака «О», циркуляцию кислорода и захолаживание тракта «О», «огневые» испытания с качанием камеры двигателя и аэродинамических рулей на номинальном режиме работы двигателя, а также работу КБСК. При ОСИ1 воспроизведена циклограмма работы двигателя, а также воспроизведены последовательности работы и включения алгоритмов ПГСП. УСурТ, соответствующие работе РН «Ангара-1.2». Циклограмма изменения тяги двигателя на рисунке 5.4.1.



ОСИ1

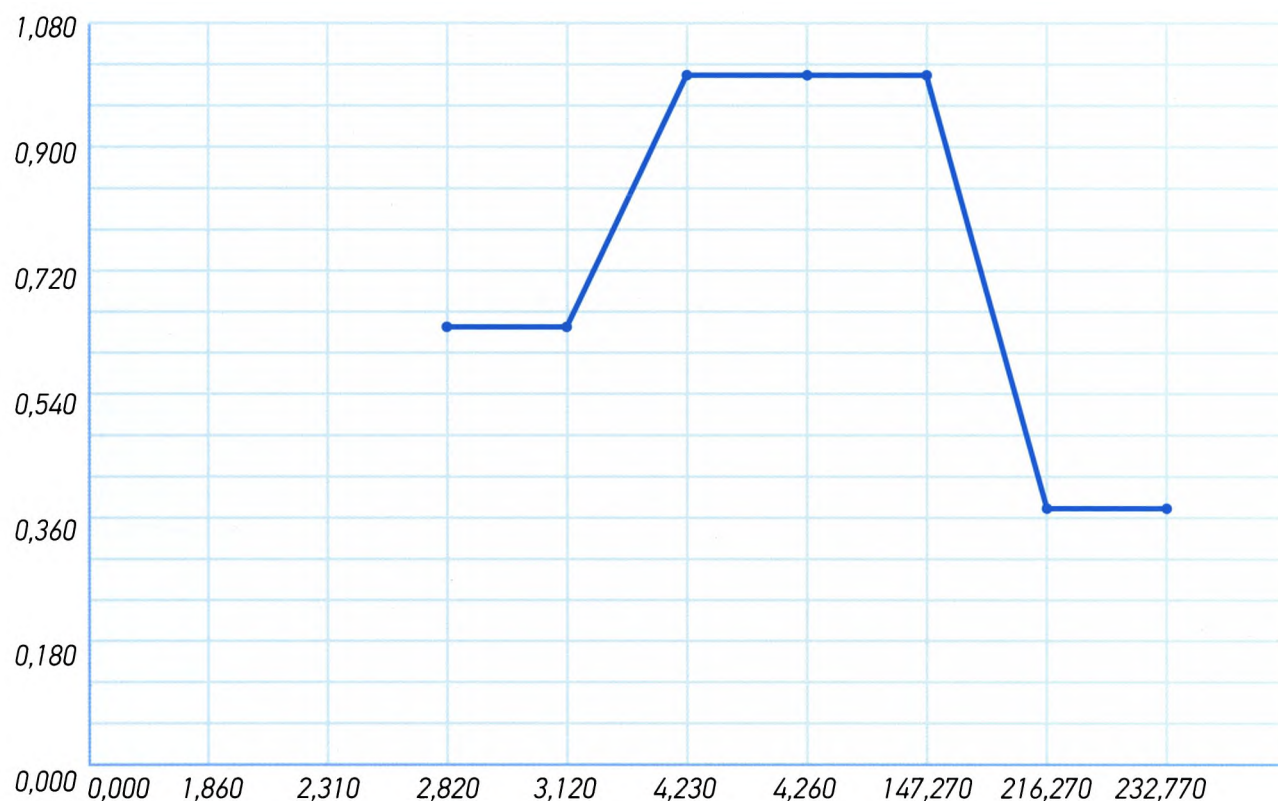


Рис. 5.4.1. Циклограмма изменения тяги двигателя



После успешных испытаний ОСИ1 УРМ-1 РН «Ангара». В. Н. Иванов, Ю.О. Бахвалов, Г. Г. Сайдов, Д. В. Пахомов, В. И. Чепан, В. П. Ремишевский, А. В. Альбрехт, В. Ё. Нестеров, А. А. Манаров, В. К. Иванов, А. Г. Гончар, А. В. Сафонов, И. Ю. Фатуев, В. Н. Кучкин, Г. Б. Клейменов, К. П. Денисов, Ю.Л. Арзуманов, В. П. Молочев. Московская обл., Сергиев Посад, 30.07.2009 г.

ОСИ1 по циклограмме для РН «Ангара-1.2», имитирующей полет с качанием камеры двигателя и аэродинамических рулей с режимами номинальной тяги, КСТ и плавным переходом между этими режимами с общей продолжительностью работы 232,8 с. При ОСИ1 выполнялась программа угловых переключений камеры двигателя в канале тангажа, а также переключений аэродинамических рулей.

При ОСИ1 - режим номинальной тяги в интервале от 4,26 с до 169 с от команды «А20» (далее по тексту - к. «А20») на запуск двигателя, режим КСТ в интервале от 218 с до 231,5 с от к. «А20» и режим перехода с номинального на режим КСТ в интервале от 169 с до 218 с от к. «А20».

ОСИ2 проведено 01.10.2009 г. и включало заправку баков «О» и «Г», зарядку шаробаллонов наддува (1ШБО, 1ШБГ), ресивера демпфера «О» (1 РНД), шаробаллона управления (1ШБУ) и двигателя (ШБДУ), подпитку бака «О», циркуляцию кислорода и захолаживание тракта «О», огневые испытания с качанием камеры двигателя и аэродинамических рулей на номинальном режиме работы двигателя, а также работу КБСК. При ОСИ2 воспроизведена циклограмма работы двигателя, а также воспроизведены последовательности работы и включения алгоритмов ПГСП. УСУРТ, соответствующие работе бокового блока РН «Ангара-А5». Циклограмма изменения тяги двигателя - на рисунке 5.6.2.

ОСИ2 по циклограмме бокового блока РН «Ангара-А5» с режимами номинальной тяги и КСТ при общей продолжительности работы 203,6 с. При ОСИ2 проводились угловые переключения камеры в канале рысканья.

При ОСИ2 - режим номинальной тяги в интервале от 6,37 с до 193,65 с от к. «А20», режим КСТ в интервале от 200,5 с до 203,6 с от к. «А20» и режим перехода с номинального на режим КСТ в интервале от 193,65 с до 200,5 с от к. «А20».

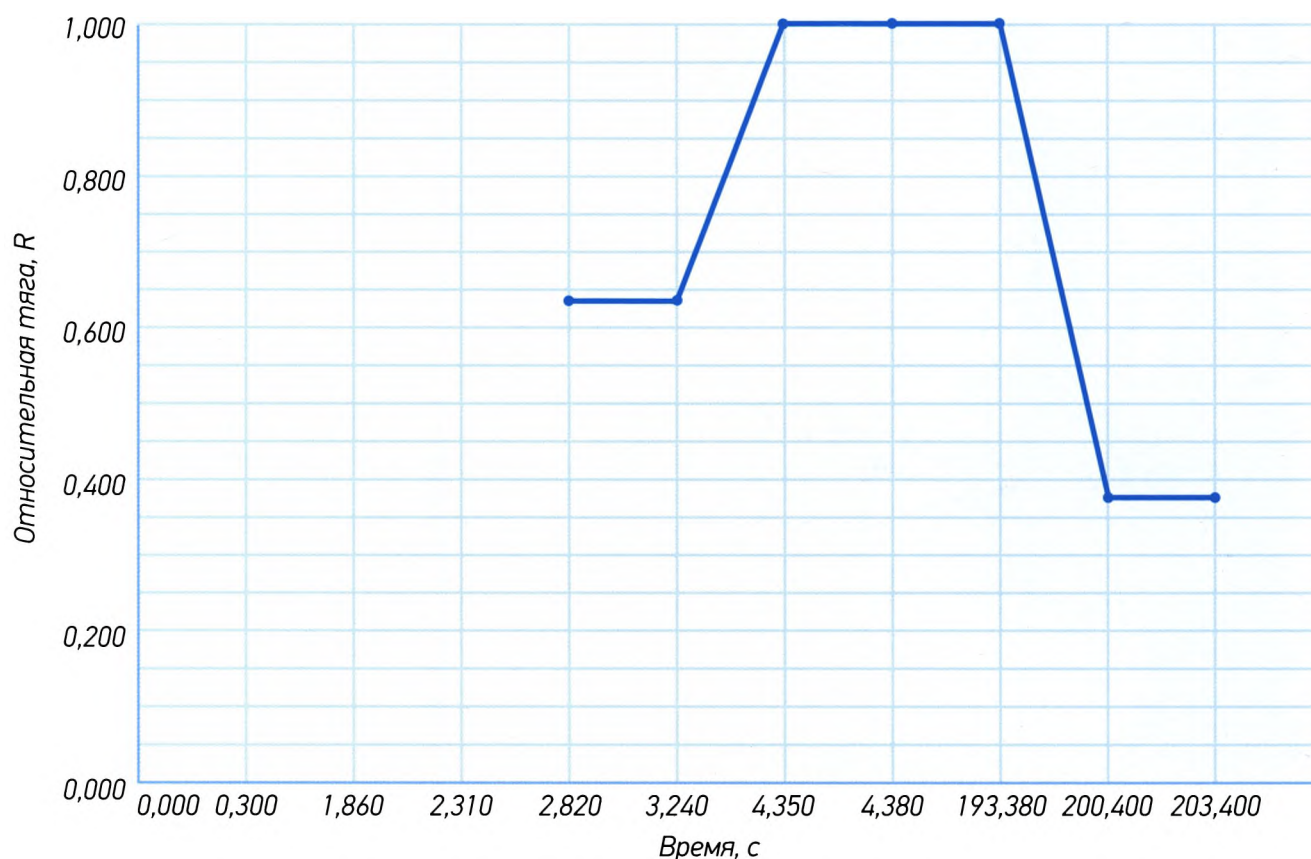


Рис. 5.4.2. Циклограмма изменения тяги двигателя



ОСИ2



Участники ОСИ2 УРМ-1. 01.10.2009 г.

ОСИЗ проведено 26.11.2009 г. и включало заправку баков «О» и «Г», зарядку шаробаллонов наддува (1ШБО, 1ШБГ), ресивера демпфера «О» (1РНД), шаробаллона управления (1ШБУ) и двигателя (ШБДУ) подпитку бака «О», циркуляцию кислорода и захолаживание тракта «О», огневые испытания двигателя РД-191 на номинальном режиме и на режиме 30% от номинального, а также работу КБСК. При ОСИЗ воспроизведена циклограмма работы двигателя, а также воспроизведены последовательности работы и включения алгоритмов ПГСП. УСURT, соответствующие работе центрального блока РН «Ангара-А5». Циклограмма изменения тяги двигателя - на рисунке 5.4.3.

Особенностью данного испытания являлось реализация циклограммы, обеспечивающей максимальную выработку топлива из баков «О» и «Г» изделия.

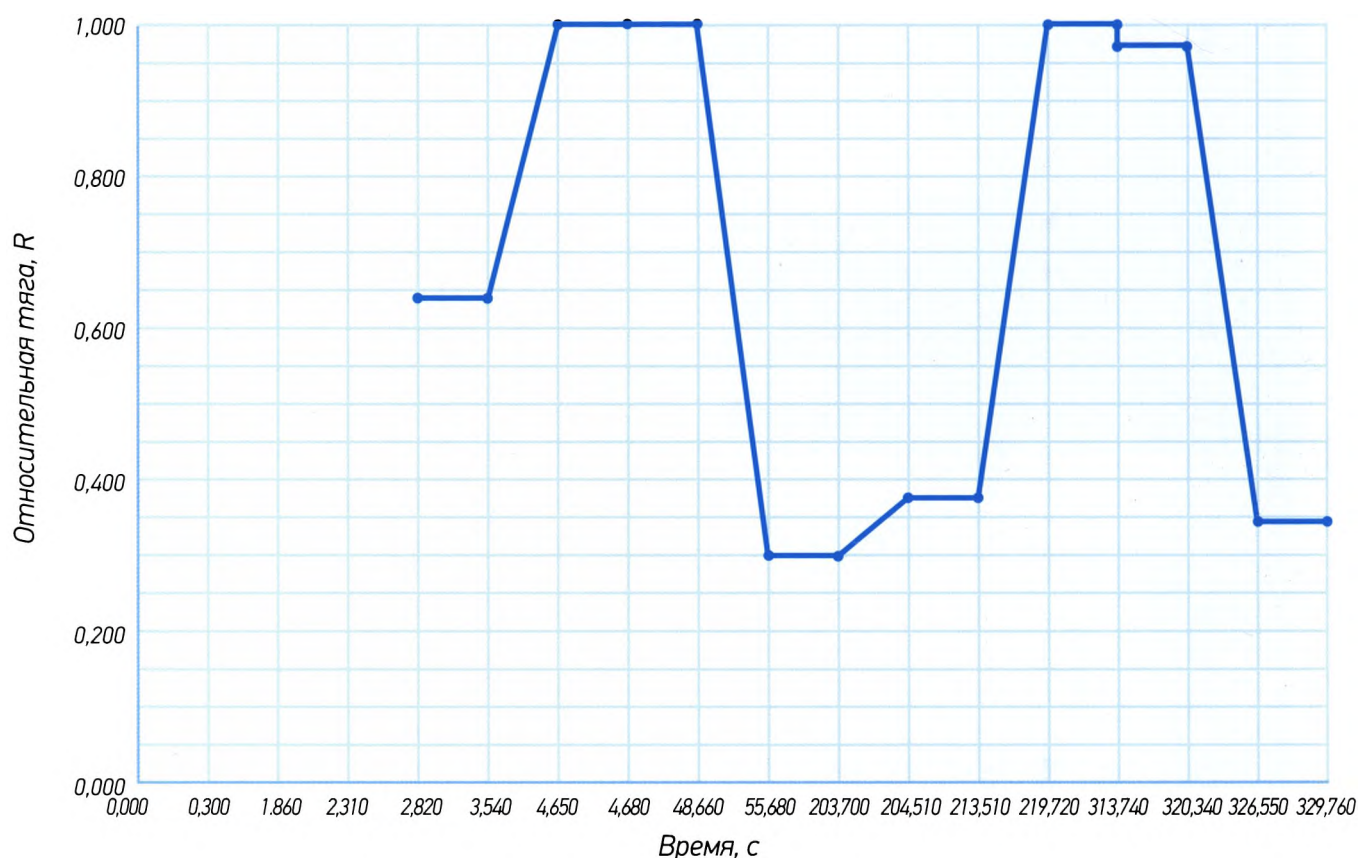


Рис. 5.4.3. Циклограмма изменения тяги двигателя

ОСИЗ по циклограмме центрального блока РН «Ангара-А5» с двумя режимами номинальной тяги, режимом дросселирования и КСТ при общей продолжительности работы 322,2 с.

При ОСИЗ - два режима номинальной тяги в интервалах от 4,69 с до 48,5 с и от 219,5 с до 312,5 с от к. «А20», режим дросселирования (РД) в интервале от 55,5 с до 203,5 с от к. «А20», два режима КСТ в интервалах от 204,5 с до 213,5 с и от 318,5 с до 322 с от к. «А20», а также режимы переходов между этими режимами.

Чтобы подтвердить обеспечение управления по крену центрального блока РН «Ангара-А5» при его автономном полете, при каждом из трех ОСИ на основных режимах работы двигателя проводилось включение креновых сопел, попарно комплектующих 2 блока агрегатов креновых сопел АКС-1 и АКС-2.

Рабочим телом является окислительный газ, отбираемый после турбины основного ТНА.



ОСИЗ



Г.Г. Сайдов, В.Н. Кучкин, В.Е. Нестеров в пультовой перед пуском



ОСИЗ УРМ-1 завершены. Поздравления с успехом. В центре В.Е. Нестеров и В. И. Семенов



Участники ОСИЗ. 26.11.2009 г.

Программы включения креновых сопел предусматривали проверку работы сопел крена при предельных режимах по длительности тяги одиночных и суммарной продолжительностях включений, а также по числу включений. При всех ОСИ включение креновых сопел проведены на режимах номинальной тяги, КСТ и режимах перехода между этими режимами. При этом на ОСИ1 и ОСИ2 проведено по 100 включений каждого из сопел, а на ОСИ3 - 35 включений. Полученные оценки по набору тяги при включении, сбросу тяги при выключениях, а также по продолжительностям и числу включений комплекта блоков сопел крена (КБСК) для каждого из ОСИ полностью соответствуют требованиям документации.

Для контроля выполнения основных операций по подготовке к запуску и ходу запуска двигателя РД-191 оснащается средствами контроля предстартовой готовности и нормального хода запуска двигателя, в состав которых входят:

- алгоритмы контроля параметров двигателя, которые содержат описание последовательности действий контролирующей системы с контролируемым параметром.
- датчики контролируемых параметров, установленных на двигателе, перечень которых приведен в таблице 5.4.2.

Табл. 5.4.2. Перечень контролируемых параметров двигателя

Обозначение параметра	Наименование параметра
<i>Параметры предстартовой готовности</i>	
21КДВ1 21КДВ2	Контроль давления вакуумирования двигателя (два канала контроля)
21КНГ11 21КНГ21	Контроль открытия разделительного клапана горючего (два канала контроля)
21КДШ1 21КДШ2	Контроль давления в шаробаллоне пневмоблока двигателя (два канала контроля)
21КСУ1 21КСУ2 21КСУ3	Контроль герметичности стояночного уплотнения насоса окислителя (три канала контроля)
<i>Параметры нормального хода запуска</i>	
21КДБ1,2,3	Контроль подачи давления на наддув пускового бачка (три канала контроля)
21КДК1,2,3	Контроль подачи давления на открытие клапана горючего камеры (три канала контроля)

Функционирование датчиков и назначение отбойного значения по каждому из контролируемых параметров предстартовой готовности двигателя подтверждено многократными огневыми испытаниями двигателя РД-191 на стенде ОАО «НПО Энергомаш». Поэтому в задачу оценки средств контроля предстартовой готовности двигателя в составе изделия И1А1С входит оценка правильности разработанного алгоритма контроля по каждому из контролируемых параметров двигателя.

Значения контролируемых параметров, оцениваемых при предстартовой готовности двигателя, подтверждают, что после проведения предпусковых операций при всех ОСИ получены требуемые для запуска двигателя параметры.

Перечень выявленных замечаний

По результатам работы был составлен сводный перечень всех выявленных в процессе подготовки и проведения испытаний ХСИ1, ХСИ2, ОСИ1, ОСИ2, ОСИ3 замечаний с рекомендуемыми мероприятиями по их устранению.

Всего 83 замечания.

при подготовке изделия и стенда - 18.

при ХСИ - 18.

при ОСИ1 - 25.

при ОСИ2 - 25.

при ОСИЗ - 7.

На основе сводного перечня замечаний составлен перечень 17 значимых замечаний, рекомендованных для учета при изготовлении и подготовке к ЛКИ изделий «Ангара-А1.2», «Ангара-А5», а так же при подготовке и проведении стендовых испытаний изделия И5А2С в ИС-102 ФКП «НИЦ РКП».

Самые серьезные замечания приведены ниже.

При оценке чистоты внутренних поверхностей баков «О» и «Г» выявлено, на ХСИ1 - превышение суммарной массы загрязнений (2167,5 мг при норме < 1500 мг) и размера алюминиевых частиц (максимальный размер 9000 x 1000 мкм при норме 600 x 600 x 200) допустимых величин.

на ХСИ2 - превышение размера алюминиевых частиц допустимых величин.

При предстартовом наддуве бака «О» на ППО отмечено появление и повышение до 6% об. концентрации кислорода в МБО при штатном и повышенном от 1 до 1,5 кг/с значении расхода азота в МБО.

Снижение давления в подушке бака «О» до минимальной границы диапазона регулирования давления штатным алгоритмом в интервале от 10 до 13 с работы РД-191 на ОСИЗ при воспроизведении режимов работы ДУ по циклограмме центрального блока РН «Ангара-А5», что вызвало нештатное включение дополнительного стендового наддува по «Алгоритму блока управления стендовым клапаном наддува бака «О».

В двигательном отсеке на трубопроводе отбора рабочего тела от газоведа двигателя к соплам крена (пл. III, вблизи от разъема датчика параметра 21ДПСК2) и вблизи подвода трубопровода к АКС-1 (пл. I) отмечено разрушение теплоизоляции с обугливанием облицовочной ткани.

Негерметичность магистрали горячего наддува бака «О», обнаруженная при КТС после испытания ОСИЗ.

Превышено допустимое давление 30 кгс/см² в бортовой магистрали наддува бака «О» в интервале от 15 до 35 с от запуска двигателя на ОСИ1.

Давление в ресивере наддува демпфера на момент окончания полного слива жидкого кислорода из бака «О» на ХСИ2 составило 111,5 кгс/см² абс. с последующим увеличением в течение 19 минут до 121,1 кгс/см² абс. при допустимом значении менее 90 кгс/см², после чего было сброшено.

Негерметичность ЭПК наддува баков «О» и «Г» после испытания ОСИ2 при давлении хранения в ШБН 7 кгс/см² изб.

Оценка работоспособности систем УРМ-2 при холодных и огневых испытаниях в условиях приближенным к штатным

С декабря 2008 года по ноябрь 2010 года на стенде ИС-102 ФКП «НИЦ РКП» проведены 3 этапа стендовых испытаний изделия И5А2С.

Автономные стендовые испытания средств термостатирования и пожаробезопасности изделия И5А2С, автономные испытания систем ПГСР изделия И5А2С.

Холодные испытания изделия И5А2С.

Огневое испытание изделия И5А2С.

Испытания проведены ФКП «НИЦ РКП» совместно с КБ «Салют» ГKNПЦ им. М.В. Хруничева и ОАО «КБХА» при участии представителей организаций-разработчиков комплектующих систем

изделия в соответствии с комплексной программой экспериментальной отработки КРК «Ангара».

Общее руководство и контроль за проведением второго и третьего этапов испытаний изделия И5А2С обеспечивались межведомственной комиссией, образованной распоряжением Федерального космического агентства от 06.05.2010 г. № ВР-97 под председательством заместителя начальника управления СВ, НКИ и КС Милогородского В. Е.

Цели, задачи, содержание, условия и порядок проведения испытаний определены программами испытаний изделия И5А2С.

Содержание, условия и порядок работ уточнялись на каждое испытание в соответствующем частном техническом задании.

В процессе второго и третьего этапов работ с изделием И5А2С проведено шесть испытаний.

I этап. Автономные стендовые испытания средств термостатирования и пожаробезопасности, 1-15 декабря 2008 г.

II этап. Автономные испытания комплекта ЭПЩС, 8-12 апреля 2010 г.

Автономная отработка систем ПГСП, 19-27 мая 2010 г.
ХСИ1. Отработка заправки и слива окислителя, 16-18 июня 2010 г.

ХСИ2. Отработка заправки и слива горючего, 1-2 июля 2010 г.

ХСИ3. Отработка совместной заправки и слива окислителя и горючего, 18-19 августа 2010 г.

Дополнительная проливка окислителя, 28-29 октября 2010 г.

III этап. Холодные испытания ПГС ЭГС, 12-17 сентября 2010 г

Огневое испытание по циклограмме работы ДУ, 18-19 ноября 2010 г.



**Милогородский Валерий
Евгеньевич**

*Заместитель начальника
управления средств выведения
и наземной космической инфра-
структуры Роскосмоса*



В первом ряду В.Н. Кучкин, Ю.О. Бахвалов, председатель МВЭК В.Е. Милогородский, Г.Б. Клейменов, Р.В. Бизяев, В.П. Мольчев, А.А. Макаров после ХСИ1. 17.06.2010 г.

Изделие И5А2С находилось на хранении в МИК ИС-102 на основании технического решения ТР 345/А-2009 с декабря 2008 г. по 14 января 2010 г. В процессе хранения изделия проводился контроль условий хранения в соответствии с техническими требованиями.

Изделие И5А2С представляет собой макет унифицированного ракетного блока третьей ступени (УРМ-2) РКН «Ангара-А5». При создании УРМ-2 использован ряд апробированных технических решений, в частности, примененных при создании и отработке унифицированного ракетного блока первой ступени (УРМ-1) РКН «Ангара-А5» и третьей ступени РКН «Союз-2.1б», и разработан ряд принципиально новых.

Цели и задачи испытаний обеспечивают комплексное экспериментальное подтверждение заимствованных технических решений в измененных условиях и полную отработку принципиально новых.

Идеология наземной стендовой отработки (НСО) ДУ УРМ-2, ее этапы, цели и задачи определяются положением РК-98-КТ, ГОСТ В15.206, ГОСТ 21256 и соответствующими требованиями СТП 371-33-10.

Автономная отработка (I этап НСО) агрегатов и приборов включает доводочные, предварительные и приемочные испытания, подтверждающие все требования технического задания на соответствующий агрегат и прибор.

Доводочные и завершающие доводочные испытания двигателя РД-0124А (ДИ и ЗДИ) подтверждают все требования технического задания на двигатель.

Автономная отработка (II этап НСО) систем ПГСП, СТ и ПБ с целью подтверждения расчетных параметров систем изделия (автономные стендовые испытания систем СТ и ПБ и автономные испытания ПГСП изделия И5А2С) и допуска ДУ к комплексной отработке.

Комплексная отработка систем изделия включала.

Холодные испытания изделия И5А2С (ХСИ1, ХСИ2 и ХСИЗдоп) с целью комплексной проверки и подтверждения работоспособности ПГСП изделия (раздельно по системам жидкого кислорода и нафтила), настроечных параметров алгоритмов управления и заложенных в расчеты параметров парогазовой смеси в баках, отработки элементов штатной технологии заправки изделия и соответствующих предпусковых операций.

Комплексные холодные испытания изделия И5А2С (ХСИЗ) с целью комплексной отработки и подтверждения совместной работоспособности систем ПГСП, алгоритмов управления ПГСП на натурных компонентах топлива и заложенных в расчеты параметров парогазовой смеси в баках.

Комплексная отработка двигательной установки и алгоритмов управления ПГСП и СУРТ при огневых стендовых испытаниях (ОСИ) с целью подтверждения совместной работоспособности ПГСП, двигателя и алгоритмов управления. Испытание проводится по циклограмме полета 3-й ступени РКН «Ангара-А5» с целью допуска ДУ УРМ-2 к ПКИ.

Для обеспечения безопасности проведения испытаний стендовое изделие дополнительно к штатным узлам и системам оснащено следующими узлами, блоками и системами:

- системой аварийного слива компонентов;
- системой аварийного дренажа баков;
- системой аварийного наддува баков и аварийного сброса давления из шаробаллонов;
- системой аварийной защиты двигателя (САЗ);
- силовым конусом для крепления изделия И5А2С к стенду при огневых испытаниях;
- стендовой системой пожаропреупреждения, состоящей из коллектора водяного пожаротушения, располагаемого на силовом конусе;
- стендовой системой обдува азотом экрана двигателя РД-0124А-И, состоящего из коллектора, располагаемого на силовом конусе;
- системой продувок дополнительных агрегатов ПГСП;
- отсечными клапанами подачи окислителя и горючего;

- системой слива остатков КТ из баков;
- защитным экраном (центральный и наружным) на нижнем днище бака «О»;
- системой пневмоуправления бортовыми агрегатами дренажа;
- стендового (аварийного) наддува демпфера.

В обеспечение противопожарной защиты помещений, отсеков, металлоконструкций и оборудования стенда, а также нестандартизированного оборудования и самого изделия в огневом проеме при проведении холодных и огневых испытаний изделия И5А2С на стенде ИС-102 использовались стендовые системы активной защиты.

Система водяного пожаротушения предназначена для подачи воды на изделие, подачи воды на пожарные стволы башни стенда, подачи воды в дренчерную систему башни стенда для охлаждения металлоконструкций стенда, подачи воды в системы пожаротушения отсеков «А», «Б», «К», «Р1», кабельного тоннеля и кабельных полуэтажей, подачи воды на испытательное нестандартизированное оборудование.

Система фреонового пожаротушения стенда представляет собой автоматическую установку газового пожаротушения и предназначена для подачи огнетушащего вещества (хладона 125ХП).

Система фреонового пожаротушения бункера управления представляет собой автоматическую установку газового пожаротушения бункера и предназначена для подачи огнетушащего вещества (хладона 125ХП).

Система азотного пожаротушения отсека «Р1» предназначена для ручного пуска газообразного азота в отсек «Р1» при тушении пожара в отсеке или его локализации до прибытия пожарных подразделений.

Кроме того стенд НЭО-102 дополнительно оборудован следующими системами пожаротушения.

Система азотного пожаротушения отсека «Б» предназначена для ручного пуска газообразного азота в отсек «Б» при тушении пожара в отсеке или его локализации до прибытия пожарных подразделений.

Система пенного пожаротушения в отсеках «Б», «Р1» предназначена для локализации и тушения пожара 6% раствором пенообразователя типа ПО-3АИ.

Управление срабатыванием элементов автоматики систем пожаротушения при подготовке и проведении испытаний изделия проводится автоматически от АПЗ и дистанционно из пультовой бункера управления. Контроль систем осуществляется из пультовой бункера управления по мониторам АРМ-1 и АРМ-2.

Для выполнения задач по обеспечению пожарной безопасности и защиты стенда, нестандартизированного оборудования и изделия на этапах подготовки и проведения испытаний, были разработаны и смонтированы системы обвязки «стенд-борт»:

- система подачи газообразного азота в ПрО изделия И5А2С;
- система подачи воды на охлаждение факела;
- система подачи воды на водяную завесу промежуточного отсека изделия И5А2С.

Подача воды на водяную завесу бака «О» и переходной рамы изделия И5А2С осуществлялась на коллектор водяного орошения с расходом 200 л/с по направлению 2 душирующего пожаротушения.

Подача воды на охлаждение факела изделия И5А2С осуществлялась на коллектор водяного орошения с расходом 200 л/с.

Перед каждым этапом работ (перед установкой изделия в стенд, перед каждым ХСИ и ОСИ) стендовые системы пожаротушения проходили испытания в подтверждение их работоспособности.

При проведении ХСИ1, ХСИ2, ХСИ3, дополнительной проливки по баку «О» и ОСИ замечаний по работе систем не было.

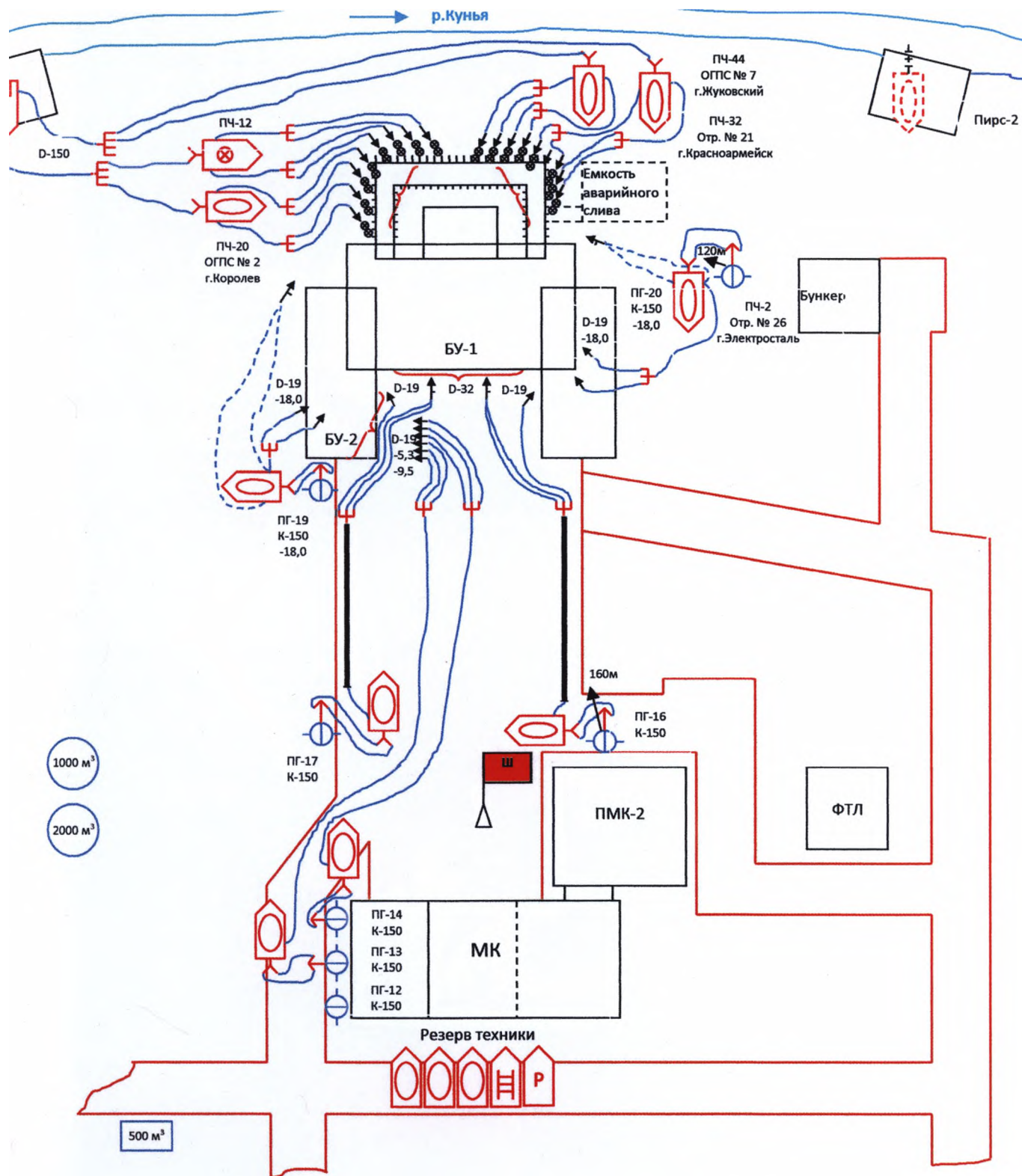


Рис. 5.4.5. Схема расстановки сил и средств подразделений пожарной охраны ГУ «Специальное управление ФПС №3 МЧС России»

Входной контроль изделия И5А2С

В период с 14.01.2010 г. по 26.02.2010 г. в монтажно-испытательном корпусе (далее по тексту - МИК) ИС-102 ФКП «НИЦ РКП» проведен входной контроль изделия И5А2С в полном объеме технических требований на проведение входного контроля изделия И5А2С в НИИ-ХИММАШ, и изделие было установлено в стенд.

Решения о допуске изделия И5А2С к холодным и огневым испытаниям принимала межведомственная комиссия. В состав комиссии вошли представители Роскосмоса, ФНЦ «Прикладная химия», ЦНИИМАШ, ФГУП «Центр Келдыша», ГKNПЦ им. М. В. Хруничева, ОАО «ИПРОМАШПРОМ», ОАО «КБХА», ФКП «НИЦ РКП», 1653 ВП МО, 947 ВП МО, 1396 ВП МО, 4ЦНИИ ВП МО, ГУ «Специальное управление ФПС № 3 МЧС России».

Перед каждым испытанием (ХСИ, ОСИ) на комиссию представлялись следующие документы:

- заключение ГKNПЦ им. М. В. Хруничева о готовности изделия к испытанию;
- акт ФКП «НИЦ РКП» о допуске испытательной станции ИС-102 к испытанию;
- заключение КБХА о допуске двигателя РД-0124А-И к испытанию (перед ОСИ);
- отчетные документы и материалы по результатам предыдущих испытаний изделия на стенде ИС-102;
- акты и отчеты по закрытию замечаний, выявленных при проведении предыдущих испытаний изделия на стенде;

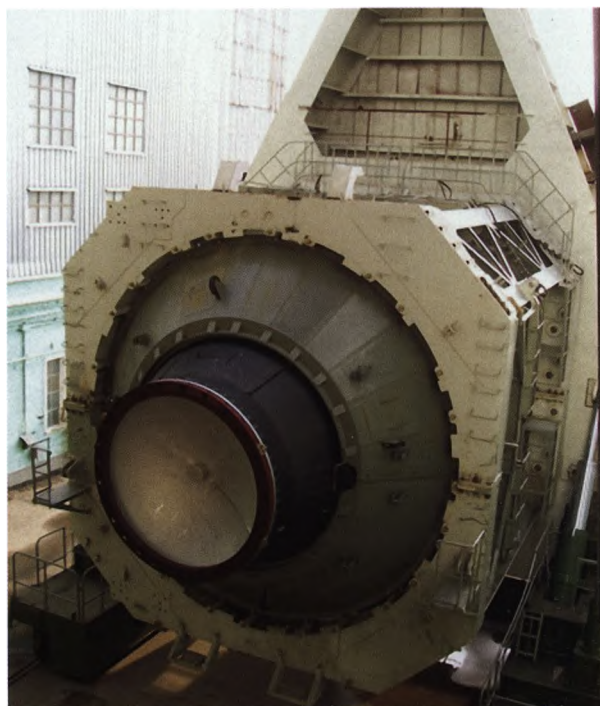
На основании положительных заключений и актов, представленных на комиссию, оформлялось заключение МВК о допуске изделия И5А2С и испытательной станции ИС-102 к конкретному испытанию по программе.

Проведение испытаний по программе

Для каждого испытания разрабатывались планы-графики подготовки и проведения ХСИ1, ХСИ2, ХСИ3, дополнительной проливки бака «О», ОСИ, а также технологические пооперационные графики подготовки и проведения испытаний на стенде ИС-102 с технологическим циклом 4 дня. В соответствии с технологическими графиками была реализована следующая последовательность основных технологических операций подготовки и проведения испытаний.



Изделие И5А2С установлено в корсет 2340



Установка изделия И5А2С в стенд ИС-102

Первый день - подготовка СИ, термостатирование керосина и сдача химических анализов керосина из стендовых емкостей на соответствие ТУ, подготовка системы жидкого кислорода и сливного фронта к заправке.

Второй день - азотная и гелиевая подготовка стендовых систем, заправка жидким кислородом стендовых емкостей и проведение химических анализов жидкого кислорода на соответствие ГОСТ.

Третий день - контрольные комплексные проверки циклограммы подготовки и проведения испытания, начало отображения параметров СИ, проведение испытания.

Четвертый день - отогрев бака «О» и двигателя, внешний осмотр изделия, приведение систем в исходное состояние, слив остатков керосина из полостей горячего двигателя (при ОСИ).

ХСИ1 (заправка и проливка бака «О» жидким кислородом) проведено **17.06.2010 г.** и включало захлаживание и заправку бака «О», зарядку шаробаллонов наддува (2ШБО, 2ШБГ), шаробаллона управления 2ШБУ1, операции по корректировке уровня и подпитки бака «О», а затем последовательно: три коротких подслива и один полный слив «О» (заданные режимы ХСИ1 приведены в таблице 5.4.3). При коротких подсливах наддув бака «О» осуществлялся холодным гелием с температурой 90-120 К из бортовых ШБН, а при полном сливе наддув проводился из бортовых ШБН горячим гелием через стендовые теплообменники с температурой 490-550 К.

Табл. 5.4.3. Режимы проливочных испытаний по баку «О» (ХСИ1)

№ п/п	Сливы (подсливы)	Заправляемая доза кислорода, точка уровня по СКЗ	Заправка до $V_{гп}$, m^3	Начальное давление в ГП бака, МПа (кгс/см ²), абс.	Давление в ГП бака в процессе слива, МПа (кгс/см ²), абс.	Расход газа наддува (гелия) бака, кг/с	Расход окислителя (установившийся), кг/с	Продолжительность слива или подслива, с	Температура газа наддува (гелия) на входе в изделие, К	Примечание
1	Первый подслив	36 уровень (расчетный)	$V_{ном}$ 1,274±0,05	0,39±0,02 (4,0±0,2)	0,41-0,25 (4,2-2,6)	0,03±0,005 (справ.)	57-69	27 (уровень 15 СКЗ)	90-120	
2	Второй подслив	38 уровень (расчетный)	$V_{мин}$ 1,388±0,05	0,39±0,02 (4,0±0,2)	0,41-0,25 (4,2-2,6)	0,03±0,005 (справ.)	57-69	27 (уровень 16 СКЗ)	90-120	
3	Третий подслив	33 уровень (расчетный)	$V_{макс}$ 1,58±0,05	0,39±0,02 (4,0±0,2)	0,41-0,25 (4,2-2,6)	0,03±0,005 (справ.)	57-69	27 (уровень 13 СКЗ)	90-120	
Д	Стационарный режим слива (в стендовую емкость), $G_{ном}$	36 уровень (расчетный)	$V_{ном}$ 1,388±0,05	0,39±0,02 (4,0±0,2)	0,41-0,25 (4,2-2,6)	0,025-0,045 (справ.)	60±3,0	точка 12 СУРТ	520±30	Время полного слива «О» не регламентировано

ХСИ2 (заправка и проливка баков «О» и «Г» жидким кислородом и керосином) проведено **01.07.2010 г.** и включало захолаживание и заправку бака «О», зарядку шаробаллонов наддува (2ШБ0, 2ШБГ), шаробаллона управления 2ШБУ1, заправку бака «Г», операции по корректировке уровня и подпитки бака «О», а затем последовательно: три коротких подслива и один полный слив по «Г», один полный слив по «О». При коротких подсливах наддув бака «О» осуществлялся холодным гелием с температурой 90-120 К из бортовых ШБН, а при полных сливах из баков «О» и «Г» наддув производился из бортовых ШБН горячим гелием через стендовые теплообменники с температурой 490-550 К для бака «О» и 470-530 К для бака «Г».

ХСИ3 проведено **19.08.2010 г.** и включало захолаживание и заправку бака «О», зарядку шаробаллонов наддува (2ШБ0, 2ШБГ), шаробаллона управления 2ШБУ1, заправку бака «Г», операции по корректировке уровня и подпитки бака «О», а затем одновременно полный слив по «Г» и полный слив по «О». При полных сливах из баков «О» и «Г» наддув проводился из бортовых ШБН горячим гелием через стендовые теплообменники с температурой 490-550 К для бака «О» и 470-530 К для бака «Г».

ОСИ проведено **18.11.2010 г.** и включало захолаживание и заправку бака «О», зарядку шаробаллонов наддува (2ШБ0, 2ШБГ), шаробаллона управления 2ШБУ1, заправку бака «Г», операции по корректировке уровня и подпитки бака «О», огневые испытания двигателя РД-0124А-И на номинальном режиме. При ОСИ воспроизведена полетная циклограмма работы двигателя с качанием камер двигателя на основном режиме работы, а также воспроизведена последовательность работы систем и включений алгоритмов ПГСП, УСУРТ, соответствующая работе III ступени РН «Ангара-А5» и II ступени РН «Ангара-А1.2».

В процессе проведения испытаний был выявлен ряд существенных замечаний по изделию, для устранения которых потребовались корректировка технологии и режимов испытаний, доработка ПГС изделия, а также проведение дополнительного холодного испытания с заправкой бака окислителя.

Основные замечания по системам изделия И5А2С, выявленные в процессе всех испытаний.

Среднемассовая температура кислорода в баке «О» на момент окончания заправки бака превышала заданное в ТЗ значение из-за повышенного давления в баке, являющегося следствием несоответствия пропускной способности штатного дренажа фактическим теплопритокам к жидкому кислороду.

Температура кислорода в расходном трубопроводе «О» (РТО) на входе в двигатель РД-0124А-И перед его запуском превышает заданное значение из-за повышенных теплопритоков к РТО.

Температура нафтила в расходном трубопроводе на входе в двигатель РД-0124А-И перед его запуском при температуре окружающей среды -20°C близка к верхней границе заданного диапазона 10°C в связи с повышенными теплопритоками к расходной магистрали.

Расчетная суммарная масса загрязнений бака «О» и размеры частиц после ХСИ1, ХСИ2, ХСИ3 не соответствовали требованиям ТЗ.

Расчетная суммарная масса загрязнений бака «Г» и размеры частиц после ХСИ2 и ХСИ3 не соответствовали требованиям ТЗ.

Повышенное давление в баке «О» при заправке вследствие несоответствия пропускной способности штатного дренажа фактическим теплопритокам к жидкому кислороду.

Количество гелия в шаробаллонах наддува недостаточно для обеспечения требуемых давлений в баках «О» и «Г» при крайних значениях параметров двигательной установки и внешних факторов.



Идет подготовка к огневым стендовым испытаниям. В центре В.Н. Иучнин и Г.Г. Саидов

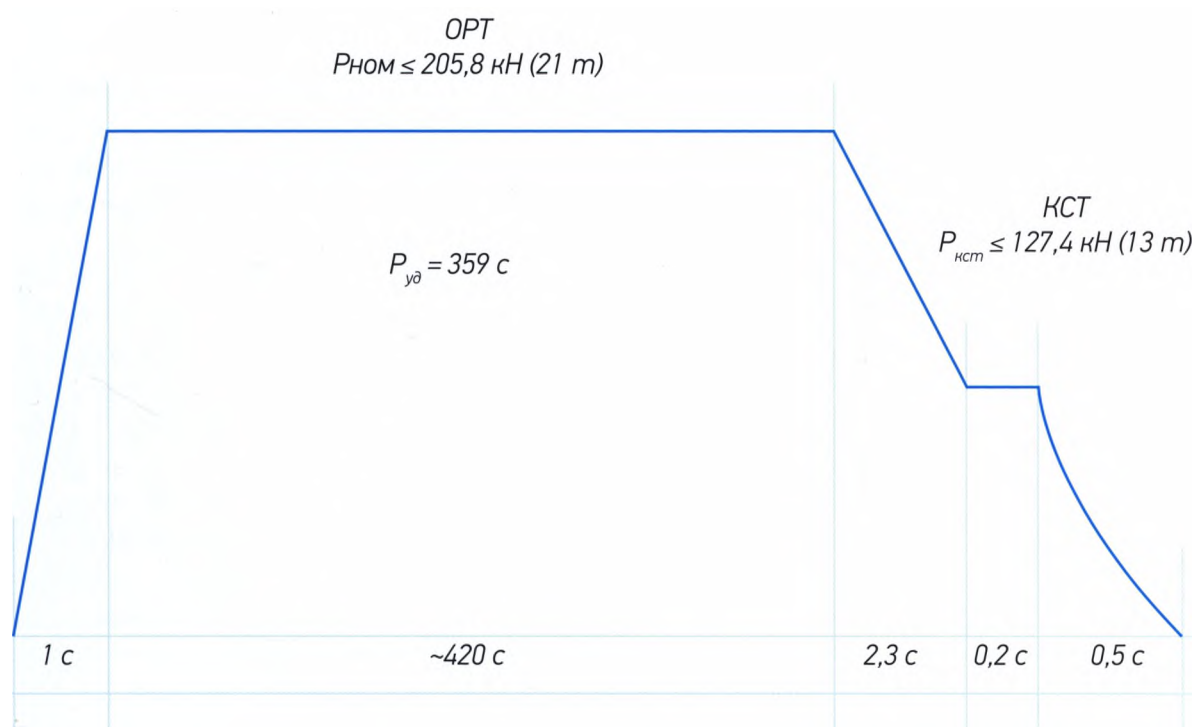


Рис. 5.4.6. Циклограмма изменения тяги двигателя



Участники проведения ОСИ УРМ-2. 18.11.2010 г.

В процессе испытаний изделия И5А2С получены замечания по алгоритму ПГСП, связанные как со спецификой работы стендового изделия, так и со штатным изделием.

Значения параметров ТГТО и ТГТГ (температуры гелия на входе в теплообменники двигателя) в процессе ОСИ изделия И5А2С составляли 96-111 К и 141-160 К соответственно, что не отвечает расчетным диапазонам для ПГСП ДУ изделия И5А2С и требованиям документации двигателя (70-95 К).

Остаточное давление азота в ШБУ после выключения двигателя - 125,4 кг/см² изб.

Определены величины угловых отклонений камер КС1-КС4 при включении двигателя РД-0124А-И. Значения отклонений составили от 0,13 до 0,27 угловых градусов в тангенциальном направлении и от 0,35 до 0,53 угловых градусов в радиальном направлении. Отмеченные значения отклонений не соответствуют требованиям ТЗ на штатный двигатель № 2115-Анг-Т3352/99, которые не должны превышать 10 угловых минут.

Уровни срабатывания точек СУРТ_0 и СКЗ_0 в процессе слива не соответствуют заводской тарифовке.

Выявлено отклонение значений давлений в баках, измеренных системой ИСАД, от давлений, измеренных с помощью образцовых средств (датчиков «Метран»), на величину свыше 2%.

Проектные параметры СТ и ПБ в части обеспечения теплового режима среды в термостатируемых отсеках, продуваемых зонах изделия И5А2С подтверждены при температуре окружающей среды в диапазоне от 0 до 25°С. Полученные экспериментальные данные по температуре среды под обтекателями двигателей 803ДТ отличаются от расчетных.

При подтверждении достаточности состава параметров и диапазонов измерения для большинства штатных параметров получены рекомендации по отдельным измерениям.

Начальное давление в ШБ ЭГС составило 178 кг/см² изб., что не соответствовало заданному диапазону от 195 до 205 кг/см² изб.

ПГС ДУ. Некоторое превышение нормативных уровней вибрационных нагрузок и акустического давления по параметрам.

По всем выявленным в процессе испытаний замечаниям разработан и реализован перечень мероприятий, что позволило допустить УРМ-2 к дальнейшим работам.

Утверждаю
Заместитель генерального
директора по испытаниям
 В.Н. Кучкин
2010 г.

Технологический график подготовки и проведения ОСИ изделия И5А2С на стенде ИС-102

№№	Наименование операций	8 ⁰⁰	9 ⁰⁰	10 ⁰⁰	11 ⁰⁰	12 ⁰⁰	13 ⁰⁰	14 ⁰⁰	15 ⁰⁰	16 ⁰⁰	17 ⁰⁰	18 ⁰⁰	19 ⁰⁰	20 ⁰⁰	21 ⁰⁰	22 ⁰⁰	23 ⁰⁰	24 ^{00-8⁰⁰}
Первые сутки 17.11.2010																		
1	Анализ газов в баллонах ИС-102 на соответствие стандартам																	
2	Азотная и гелиевая подготовка стендовых систем газоснабжения																	
3	Вакуумирование полостей изоляции криогенных стендовых систем																	
4	Отбор анализов на точку росы в системе газоснабжения изделия																	
5	Проверка готовности систем пожаротушения																	
6	Подготовка ПГС отсека А к заправке жидким кислородом																	
7	Зарядка шаробаллонов управления изделия по ТЗ КБ "Салют"																	
8	Отбор анализов на точку росы из трубопроводов заправки и слива О "стенд-борт" и бака О изделия																	
9	Поставка ТРЖА для термостатирования керосина																	
10	Контрольное вакуумирование полостей Г двигателя																	
11	2-часовая готовность к заправке емкости Б1 отсека А																	
12	Подготовка СИ к регистрации и отображению параметров																	
13	Подготовка СКОН к работе и включение СКОН помещений стенда																	
14	Подготовка СУ к работе																	
15	Часовая готовность к заправке емкости Б1 отсека А																	
16	Включение СУЗ																	

№№	Наименование операций	8 ⁰⁰	9 ⁰⁰	10 ⁰⁰	11 ⁰⁰	12 ⁰⁰	13 ⁰⁰	14 ⁰⁰	15 ⁰⁰	16 ⁰⁰	17 ⁰⁰	18 ⁰⁰	19 ⁰⁰	20 ⁰⁰	21 ⁰⁰	22 ⁰⁰	23 ⁰⁰	24 ^{00-8⁰⁰}
17	Обеспечение визуального отображения параметров СИ																	
18	30-минутная готовность к заправке емкости Б1 отсека А																	
19	Выставление постов оцепления малого круга																	
20	Развертывание технических средств СО №8 ГУ "СУ ФПС №3 МЧС России"																	
21	Запрещение сварочных работ на стенде ИС-102																	
22	Подстыковка жидк. емкостей О к сливному коллектору ИС-102																	
23	Минутная готовность к заправке емкости Б1 отсека А																	
24	Дежурство пожарных СО № 8 ГУ "СУ ФПС №3 МЧС России"																	
25	Регистрация стендовых параметров																	
26	Заправка стендовой емкости Б1 отсека А жидким кислородом																	
27	Отбор и проведение хим.анализов жидкого кислорода из емкости Б1 отсека А на соответствие ГОСТ 6331-78																	
28	Сдача хим.анализа на содержание растворенного азота из емкости 2 отсека Б																	
29	Сдача хим.анализа на содержание растворенной воды из емкости 3 отсека Б																	
30	Термостатирование керосина в емкостях 2, 3 отсека Б																	
31	Дежурство по стенду в режиме хранения компонентов с подкачкой газов от КАЦ-608																	
Вторые сутки (день испытаний) 18.11.2010																		
1	Контрольный комплекс СУ																	
2	Дозаправка шаробаллонов управления изделия																	
3	Поставка ТРЖА для захолаживания теплообменника АТОЗ																	
4	Снятие заглушек с изделия																	
5	Проверка готовности систем пожаротушения																	
6	Настройка щитов газоснабжения и систем обвязки изделия																	
7	2-часовая готовность к заправке изделия																	

№№	Наименование операций	8 ⁰⁰	9 ⁰⁰	10 ⁰⁰	11 ⁰⁰	12 ⁰⁰	13 ⁰⁰	14 ⁰⁰	15 ⁰⁰	16 ⁰⁰	17 ⁰⁰	18 ⁰⁰	19 ⁰⁰	20 ⁰⁰	21 ⁰⁰	22 ⁰⁰	23 ⁰⁰	24 ^{00-8⁰⁰}
8	Термостатирование датчиков "Метран"																	
9	Настройка технологических систем стенда																	
10	Включение ИУС-И2, СУНЭ, ПАРК, СКЗ, СКОН-СО																	
11	Открытие ворот стенда и эвакуационных выходов 4-ярусной части стенда																	
12	Выставление постов оцепления опасной зоны малого круга и дежурство НТЛ-249																	
13	Включение предупредительной сигнализации на стенде ИС-102																	
14	Снятие напряжения с электрооборудования, не участвующего в испытании																	
15	Настройка систем телевизионного контроля и аудиозаписи команд																	
16	Подготовка СИ к регистрации параметров																	
17	Захолаживание теплообменника АТОЗ																	
18	Подготовка отсека Б к заправке бака Г изделия																	
19	Подготовка отсека А к заправке бака О изделия																	
20	Проверка готовности отсека К																	
21	Проверка готовности отсека Р1																	
22	Подготовка системы термостатирования МБО																	
23	1-часовая готовность к заправке изделия																	
24	Эвакуация со стенда людей, не участвующих в подготовке систем																	
25	Развертывание противопожарного оборудования																	
26	Обеспечение визуального отображения параметров СИ в бункере																	
27	Проверка состояния аппаратуры СУ на стенде																	
28	Проверка состояния аппаратуры СИ на стенде																	
29	Включение системы термостатирования МБО																	
30	Перемещение передвижной кабины в нишу башни стенда																	
31	30-минутная готовность к заправке изделия																	
32	Дежурство пожарных СО № 8 ГУ "СУ ФПС №3 МЧС России"																	

№№	Наименование операций	8 ⁰⁰	9 ⁰⁰	10 ⁰⁰	11 ⁰⁰	12 ⁰⁰	13 ⁰⁰	14 ⁰⁰	15 ⁰⁰	16 ⁰⁰	17 ⁰⁰	18 ⁰⁰	19 ⁰⁰	20 ⁰⁰	21 ⁰⁰	22 ⁰⁰	23 ⁰⁰	24 ^{00-8⁰⁰}
33	Эвакуация всех людей со стенда																	
34	Включение предупредительной сигнализации ИС-102																	
35	Перестановка постов оцепления опасной зоны на большой круг, дежурство НТЛ-249																	
36	Сбор в бункере ответственных лиц и операторов																	
37	Оформление разрешения на проведение испытания																	
38	15-минутная готовность к заправке изделия																	
39	Доклад операторов о готовности к работе																	
40	1-минутная готовность к заправке изделия																	
41	Регистрация бортовых и стендовых параметров																	
42	Заправка БО, БГ, ШБН, работы по циклограмме:																	
	– заправка БГ																	
	– захолаживание БО, заправка, подпитка-подслив																	
	– испытание по циклограмме																	
	Послепусковые операции																	
43	Оперативный анализ результатов испытания																	
44	Регистрация параметров при послепусковых операциях																	
45	Слив остатков компонентов из баков О и Г																	
46	Команда "Отбой"																	
47	Снятие постов оцепления																	
48	Выключение предупредительной сигнализации стенда ИС-102, проход операторов на стенд для осмотра изделия и систем стенда																	
49	Снятие дежурства боевых расчетов СО № 8 ГУ "СУ ФПС №3 МЧС России"																	
50	Прием жидкого кислорода в отсек А из отсека К																	
51	Отогрев бака О изделия, замена среды в баке																	
52	Продувка ХО и МБО горячим воздухом после слива компонентов топлива																	
53	Перевод бака О и шарбаллонов изделия в режим межпускового хранения																	
54	Перевод бака Г в режим послепускового хранения																	

Глава 5. Комплексная программа экспериментальной отработки

№№	Наименование операций	8 ⁰⁰	9 ⁰⁰	10 ⁰⁰	11 ⁰⁰	12 ⁰⁰	13 ⁰⁰	14 ⁰⁰	15 ⁰⁰	16 ⁰⁰	17 ⁰⁰	18 ⁰⁰	19 ⁰⁰	20 ⁰⁰	21 ⁰⁰	22 ⁰⁰	23 ⁰⁰	24 ^{00-8⁰⁰}
55	Приведение в исходное положение систем пожаротушения																	
56	Приведение в исходное положение системы термостатирования ХО и МБО																	
57	Приведение в исходное состояние систем стенда																	
58	Приведение в исходное положение системы тепе-контроля																	
59	Приведение в исходное положение СУ																	
60	Дежурство по стенду в режиме хранения компонентов																	
Третий сутки 19.11.2010																		
1	Контроль состояния отсека А																	
2	Проход операторов на стенд																	
3	Регистрация и визуальный контроль бортовых и стендовых параметров																	
4	Возврат жидкого кислорода из отсека А в ЖДЦ																	
5	Включение системы визуального отображения параметров в бункере																	
6	Внешний осмотр изделия и стенда																	
7	Слив остатков компонента из бака Г через штуцер СГБ и из двигателя																	
8	Приведение в исходное положение изделия																	

от ГКНПЦ им. М.В. Хруничева:

Заместитель технического руководителя-начальник отделения 81
А.В. Муравьев

Начальник отдела К819
А.И. Бажанов

Заместитель начальника отдела К817
И.В. Кожухов

от ФКП "НИЦ РКП":

Начальник НЭО-311
В.Е. Даньшин

Начальник ОУС-110
В.А. Лисейкин

Начальник сектора НЭО-311
А.В. Ефимов
12.11.2010

Начальник ИС-102
Н.Я. Жуков

Зам. начальника ИС-102
В.В. Панков

Зам. начальника ИС-102
Ю.А. Зайчик

Начальник стенда ИС-102
Г.И. Негинский

Начальник сектора ИС-102 - ведущий по испытаниям
В.В. Миронов

Сотрудники НИЦ РКП, внесшие наибольший вклад в успешное проведение комплексных холодных и огневых испытаний У РМ-1 и УРМ-2 РН «Ангара»

Макаров А.А.	Г енеральный директор
Сайдов Г. Г.	Г енеральный директор
Кучкин В.Н.	Технический руководитель
Жиров Н.Я.	руководитель испытаний
Миронов В.В.	Ведущий по испытаниям
Панков В.В.	Заместитель руководителя испытаний по технологии
Зайчик Ю.А.	Заместитель руководителя испытаний по системам управления
Негинский Г.И.	Начальник стенда ИС-102
Карпенко М.А.	Помощник ведущего по испытаниям
Лисейкин В.А.	руководитель службы систем управления изделием
Дурнов А. В.	Ведущий по заправке кислородом
Ермолаев С.В.	Ведущий по заправке кислородом
Сидоров М.В.	Ведущий по заправке керосином
Платонова Е.В.	Ведущий по заправке керосином
Кузин А.И.	Ведущий по средствам термостатирования и пожарной безопасности
Николаев В.А.	Ведущий по газоснабжению

Коровин А.В.	Ответственный за подсистему автоматического регулирования и контроля
Тожокин И.А.	Ведущий по системам управления изделием
Ишанин А.Н.	Ведущий по информационно-управляющей системе изделия
Исайченко С.С.	Ведущий телеметрического контроля
Решетова С.Б.	Ведущий телеметрического контроля
Васильева Л.Т.	Ведущий программно-математического обеспечения систем управления изделием
Хохлов А.В.	Ответственный за системы телевизионного наблюдения, связи и систему контроля опасных накоплений
Симонов А.С.	Ответственный за систему управления заправкой, системы управления пожаротушением
Миронов Н.А.	Ответственный за систему управления нештатными элементами и обвязки изделия
Сергеев М.И.	Ведущий по системам измерения
Коршунов А.Е.	Ведущий по газовым испытаниям
Кириянов С.П.	Ведущий по безопасности

ГЛАВА 6. ЗАРУБЕЖНЫЕ КОНТАКТЫ

6.1. КСЛВ

В 2002 г. состоялись первые контакты между ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и Корейским институтом космических исследований (KARI) по будущему проекту KSLV, который включал совместное создание ракеты космического назначения для запуска КА массой 100 кг на низкую эллиптическую орбиту и наземного комплекса по подготовке и проведению запуска.

Следует отметить, что до этого южнокорейская сторона пыталась договориться о помощи в создании жидкостной ракеты с американцами, но после ввода режима контроля за распространением ракетных технологий РКРТ США был введен жесткий экспортный контроль, что вместе с высокой стоимостью работ заставило Южную Корею искать другие варианты.

Переговоры проходили достаточно долго и, надо сказать, существенную роль в их успехе сыграл заместитель Генерального директора ГКНПЦ им. М. В. Хруничева А. И. Кузин.

Все шло к заключению контракта, но неожиданно в процесс вмешалась РКК «Энергия», которая вышла с предложением о создании такой же ракеты, но по более низкой цене. Информация попала в прессу. Пресса подняла шум, и началось разбирательство.

В конце концов южнокорейские специалисты разобрались с представленными предложениями, и был выбран вариант ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, но стоимость контракта была существенно снижена из-за пересмотра объемов работ российской стороны. Так Россия и Центр Хруничева со своей кооперацией лишились многих миллионов долларов.

Генеральный директор ГКНПЦ им. М.В. Хруничева А. А. Медведев обратился с письмом к генеральному директору Роскосмоса Ю. Н. Коптеву о недобросовестной конкуренции со стороны РКК «Энергия», но деньги были уже потеряны.



**Анисимов Сергей
Викторович**

*Заместитель генерального
директора ГКНПЦ им. М.В.
Хруничева по внешнеэкономическим связям*

26.10.2006 г. был заключен контракт на создание совместного корейско-российского космического комплекса. Стоимость контракта составила 198 млн долларов.

С российской стороны контракт подписали три организации: ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (головной разработчик и создатель первой ступени РН на основе УРМ-1 РН «Ангара»); НПО «Энергомаш» (разработчик и изготовитель двигателя первой ступени на основе двигателя РД-191 РН «Ангара»); КБ транспортного машиностроения (разработчик проекта наземного комплекса).

В соответствии с контрактом российская сторона должна была поставить необходимую материальную часть на два пуска, а в случае аварии во время любого из них, независимо от того, кто является виновником, и резервную материальную часть для проведения третьего пуска.

С южнокорейской стороны заказчиком выступал институт аэрокосмических исследований KARI, который отвечал за создание второй ступени РН и космического аппарата.

В задачи южнокорейской стороны также входило строительство космодрома, включая инфраструктуру, дороги, здания, технические системы электропитания, водоснабжения, связи



**Шаевич Сергей
Константинович**

Директор программы ККСЗ

и другие, а также изготовление технологического оборудования по документации КБТМ.

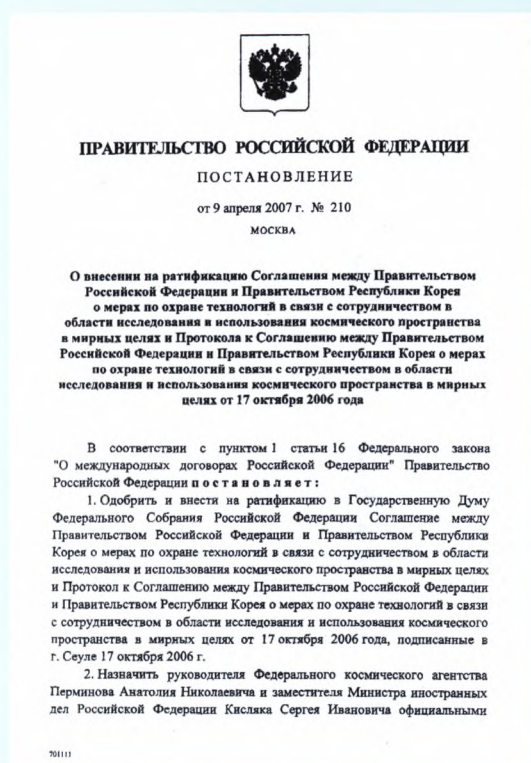
Весь проект обошелся Южной Корее в 688 млн долларов, из которых 303 млн долларов было затрачено на создание космодрома.

Основной административной проблемой реализации контракта была разработка, подписание и ратификация «Соглашения между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях» и Протокола к Соглашению между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях. Без этих документов ни материальная часть, ни документация не могли попасть на территорию Южной Кореи.

Почти два года было затрачено на подготовку Соглашения и Протокола, и **17.10.2006 г.** они были подписаны в г. Сеуле во время визита Российской правительственной делегации в Южную Корею.

09.06.2007 г. вышло Постановление Правительства о внесении этих документов на ратификацию, а **23.05.2007 г.** эти документы были ратифицированы Государственной Думой.

В июле 2007 г. Закон о ратификации был подписан окончательно, и Соглашение вступило в силу.



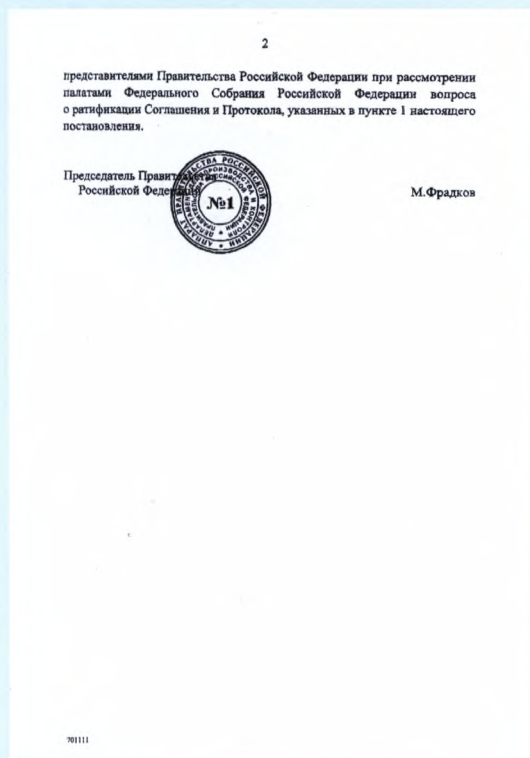
ПРАВИТЕЛЬСТВО РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ПОСТАНОВЛЕНИЕ

от 9 апреля 2007 г. № 210

МОСКВА

О внесении на ратификацию Соглашения между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях и Протокола к Соглашению между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях от 17 октября 2006 года



В соответствии с пунктом 1 статьи 16 Федерального закона «О международных договорах Российской Федерации» Правительство Российской Федерации постановляет:

1. Одобрить и внести на ратификацию в Государственную Думу Федерального Собрания Российской Федерации Соглашение между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях и Протокол к Соглашению между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях от 17 октября 2006 года, подписанные в г. Сеуле 17 октября 2006 г.

2. Назначить руководителя Федерального космического агентства Перминова Анатолия Николаевича и заместителя Министра иностранных дел Российской Федерации Кисляка Сергея Ивановича официальными представителями Правительства Российской Федерации при рассмотрении палатами Федерального Собрания Российской Федерации вопроса о ратификации Соглашения и Протокола, указанных в пункте 1 настоящего постановления.

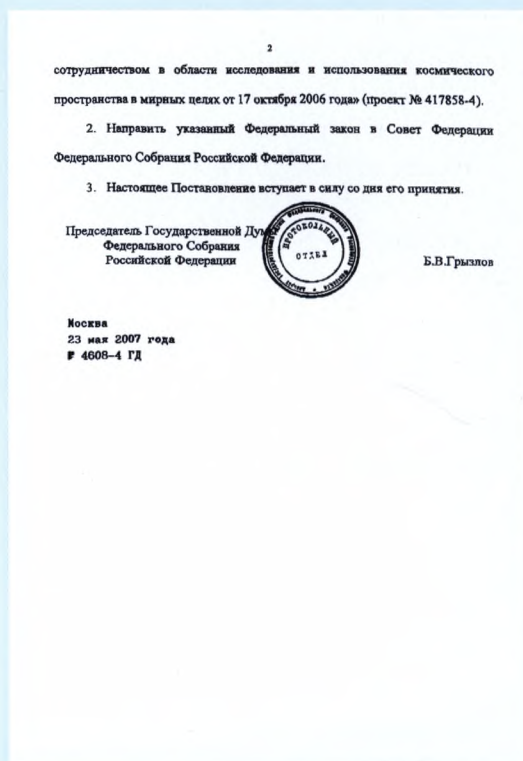
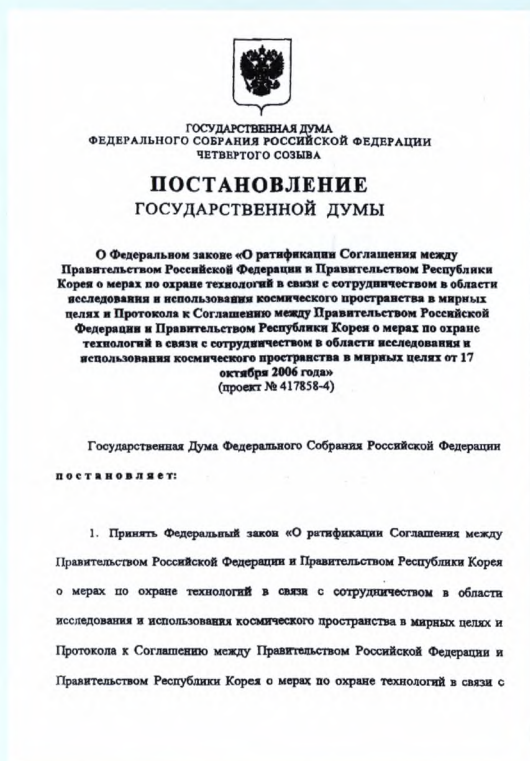
Председатель Правительства Российской Федерации

М. Фрадков

ГОСУДАРСТВЕННАЯ ДУМА
ФЕДЕРАЛЬНОГО СОБРАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ЧЕТВЕРТОГО СОЗЫВА

ПОСТАНОВЛЕНИЕ
ГОСУДАРСТВЕННОЙ ДУМЫ

О Федеральном законе «О ратификации Соглашения между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях и Протокола к Соглашению между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях от 17 октября 2006 года»
(проект №417858-4)



Государственная Дума Федерального Собрания Российской Федерации постановляет:

1. Принять Федеральный закон «О ратификации Соглашения между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях и Протокола к Соглашению между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Корея о мерах по охране технологий в связи с сотрудничеством в области исследования и использования космического пространства в мирных целях от 17 октября 2006 года» (проект № 417858-4).
2. Направить указанный Федеральный закон в Совет Федерации Федерального Собрания Российской Федерации.
3. Настоящее Постановление вступает в силу со дня его принятия.

Председатель
Государственной Думы Федерального Собрания
Российской Федерации

Б.В. Грызлов

Москва
23 мая 2007 года
№ 4608-4 ГД

28.10.2007 г. делегация Роскосмоса во главе с А. И. Перминовым должна была посетить космодром Наро по приглашению южнокорейской стороны.

Перед поездкой Анатолий Николаевич высказал прекрасную идею: преподнести в подарок корейской стороне в качестве символического дара камень с «Гагаринского старта» на Байконуре.

В октябре 2007 г. во время командировки на Байконур мы выкопали этот камень и привезли его в Корею на космодром Наро, где в торжественной обстановке вручили южнокорейской стороне.

На встрече с вице-премьером и министром образования, науки и технологий Республики Корея господином Ким У Сиком руководитель Федерального космического агентства А. Н. Перминов сказал: «Пусть этот памятный камень будет символом преемственности и успеха в освоении космоса, символом нашей дружбы».

С тех пор этот камень находится на самом видном месте в здании приема посетителей на космодроме Наро на специальном постаменте с красивой подсветкой как символ, связывающий «Гагаринский старт» со стартовым комплексом КСЛВ.

В связи с тем, что контракт с российской стороны был тройственным, то между ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и НПО «Энергомаш» и между ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и КБТМ были подписаны соглашения о распределении обязанностей и взаимодействии по контракту на создание корейской космической системы запуска.

В марте 2005 г. КБ «Салют» был выпущен системный проект, определивший состав РКН и наземного комплекса. РКН состояла из первой ступени, построенной на основе УРМ-1 с передним и приборным отсеками, полным комплектом СУ и СТИ, а также из второй ступени, головного обтекателя и КА, разработки KARI.

В ноябре 2005 г. КБ «Салют» был выпущен технический проект, определивший состав систем, а также объем и порядок их разработки. В соответствии с ТП российской стороной было принято решение о создании макета «НЖ» для проведения комплексной отработки систем



В центре - В.П. Ремишевский, А.Н. Перминов, В.Е. Нестеров, И. В. Бармин на «Гагаринском старте» с символическим камнем

ПЛАН-ГРАФИК СОЗДАНИЯ

№	Наименование работ	Головные исполнители	2005				2006			
			I	II	III	IV	I	II	III	IV
1	КД на летные и стендовые изделие	ГКНПЦ								
ЛАБОРАТОРНО-СТЕНДОВАЯ ОТРАБОТКА										
2	Отработка статической прочности сборки АБ01 (АКСЛВ1.1-1.1-0000-0)	ГКНПЦ								
3	Отработка вибродинамической прочности и на транспортные нагрузки сборки АБ01 (ВКСЛВ1.1-1.1-0000-0)	ГКНПЦ								
4	Отработка вибродинамической прочности сборки АБ01 (ВКСЛВ1.1-1.1-0000-01)	ГКНПЦ								
5	Отработка аэродинамических рулей (сборка 2Б01) (БКСЛВ1.1-1.1-5101)	ГКНПЦ								
6	Отработка вибродинамической прочности сборки АВР02 (ВКСЛВ1.1-1.1-0000-0-02)	ГКНПЦ								
7	Отработка статической прочности сборки АВР02 (статика1) (АКСЛВ1.1-1.1-0000-0-02)	ГКНПЦ								
8	Отработка системы разделения 1 и 2 ступени (РКСЛВ1.1-1.1-0000-0)	ГКНПЦ								
9	Отработка тепловых режимов (ПКСЛВ1.1-1.1-0000-0)	ГКНПЦ								
10	Отработка статической прочности сборки АВР02 (статика 2) (АКСЛВ1.1-1.1-0000-0-01)	ГКНПЦ								
11	Огневые испытания	ГКНПЦ, НПО ЭМ НИИХИММАШ								
12	Аттестация наземного комплекса и отработка заправки (изд. Н-Ж)	ГКНПЦ, КБТМ, КАРИ								
13	Полноразмерный стенд испытаний (ПРСИ)	НПЦ АП, ГКНПЦ								
ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ РН "КСЛВ-1"										
14	Изготовление и испытания 1 ступени "КСЛВ-1".	ГКНПЦ, НПО ЭМ								

Заместитель Генерального директора
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

В.Н. Иванов

Первый заместитель Генерального конструктора
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Ю.О. Бахвалов

Директор

29

В.Е. Нестеров



В.Н. Сычев

Директор ЗЭРТ

И.С. Додин

Заместитель Генерального директора
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

А.И. Островерх

наземного комплекса, включая заправочные испытания. Корейская сторона после подробных объяснений согласилась с этим решением, и между ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и KARI было подписано дополнительное соглашение на создание макета «НЖ».

Комплексные испытания были разбиты на два этапа: первый - комплексные испытания СК с проведением заправок на макете «НЖ»; второй - электроиспытания наземной аппаратуры со штатным изделием.

В 2006 г. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева был разработан и утвержден «План-график создания РН КСЛВ-1».

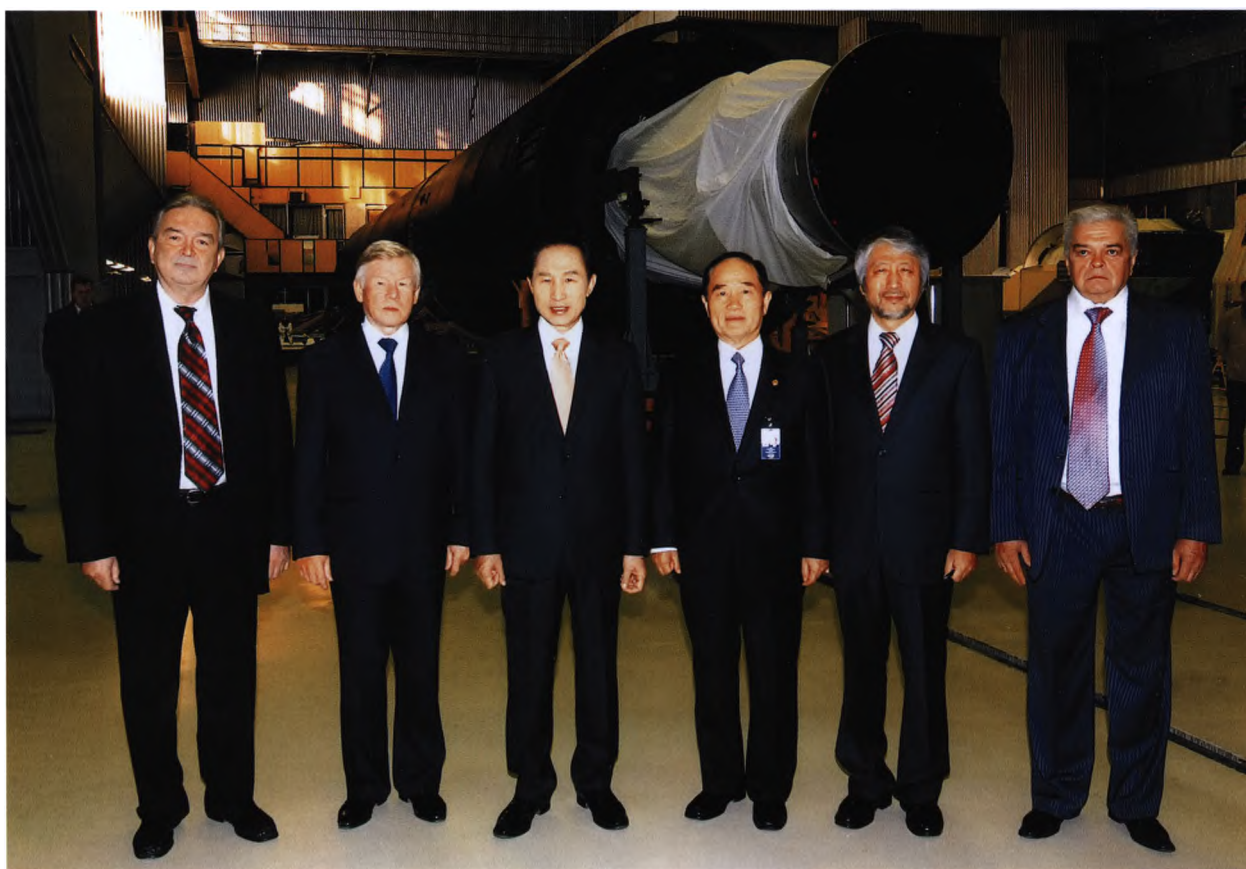
Макет «НЖ» был изготовлен и отправлен в июле 2008 г. на космодром Наро после завершения автономных испытаний систем технического комплекса и готовности космодрома к приему изделия.

30.09.2008 г. во время визита в Россию Президент Республики Корея Ли Мён Бак посетил ГКНПЦ им. М. В. Хруничева.

Он осмотрел сборочный цех РКЗ, где завершалось изготовление первой ступени КСЛВ-1, и остался удовлетворен ходом работ.

Космический центр Наро площадью 5,11 кв. км построен на специально подготовленных площадках, среди небольших гор на острове Венародо уезда Кохын провинции Чола-Намдо в 485 км южнее Сеула. Космодром находится на 34°26' северной широты и включает центр управления полетом, монтажно-испытательные корпуса, стартовый комплекс, испытательный комплекс, станцию электронно-оптического наблюдения, метеорологическую обсерваторию, собственную электростанцию и центр приема посетителей.

Строительство Центра началось в августе 2003 г., а в ноябре 2008 г. первый этап был сдан в полном объеме. Стартовый комплекс был построен за два с небольшим года.



На фоне первой ступени РН KSLV-1. С Президентом Республики Корея Ли Мён Баком (третий слева). Москва, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 30.09.2008 г.

Технологические системы космодрома изготавливались по документации КБТМ большой кооперацией наиболее крупных и известных предприятий Южной Кореи. Получить заказ на изготовление оборудования для первого южнокорейского космодрома было большой честью, поэтому все было поставлено в срок и, как показали дальнейшие работы, с очень высоким качеством.

После тщательного входного контроля изделия «НЖ» в ноябре 2008 г. были успешно проведены комплексные испытания технического комплекса. Были полностью проверены все агрегаты и системы ТК на соответствие ТЗ и КД, отработана эксплуатационная документация, уточнен состав и квалификация обслуживающего персонала. В результате был сделан вывод, что технологическое оборудование, технические системы и сооружения полностью обеспечили проведение всех технологических операций.

15.04.2009 г. после проведения сборки макета РН и макета КГЧ было произведено первое транспортирование РКН с ТК на стартовый комплекс.

После установки на пусковой стол и проведения предварительных проверок начались заправочные испытания.

В начале работ по частичной заправке жидким кислородом была обнаружена утечка кислорода через автостык «О», расположенный в хвостовой части РКН.

Автостык «О» представляет собой две плиты, одна из которых находится на двигательном отсеке, и к ней подходят бортовые трубопроводы. Вторая плита установлена на механизме стартового стола, и к ней подходят соответствующие наземные трубопроводы.

Исследования показали, что утечка была связана с температурными деформациями плит при захлаживании.

Был проведен целый ряд мероприятий, который позволил полностью ликвидировать возникший дефект, и работы были продолжены.



Рис. 6.1.1. Носмичесний центр КАРИ



Вывоз РКН KSLV-1 на стартовый комплекс

Табл. 6.1.1. Основные характеристики РКН KSLV-1 с КА STSAT-2C

Геометрические характеристики:	
Габаритные размеры РКН:	
- длина	33 519 мм
- диаметр, максимальный	2 900 мм
Геометрические характеристики первой ступени:	
- длина	27 916 мм
- диаметр, максимальный	2 900 мм
Геометрические характеристики второй ступени:	
- длина ступени	2 446 мм
- диаметр, максимальный	2 000 мм
Геометрические характеристики головного обтекателя:	
- длина	5 294 мм
- диаметр	2 000 мм
Массовые характеристики:	
Масса РКН, заправленной	143 504,75 кг
Массовые характеристики 1 ступени:	
- масса 1 ступени, «сухой»	10 500 кг
- масса 1 ступени, заправленной	140 505 кг
Массовые характеристики верхней ступени:	
- масса II ступени, «сухой»	591,31 кг

- масса II ступени, заправленной	2 189,15 кг
- масса КА	100 кг
- масса ГО	665 кг
Эксплуатационные характеристики:	
Продолжительность выведения КА в точку отделения на целевой орбите	540 с
Продолжительность активного участка полета первой ступени (до выключения МД)	228,67 с
Продолжительность активного участка полета второй ступени	57,7 с

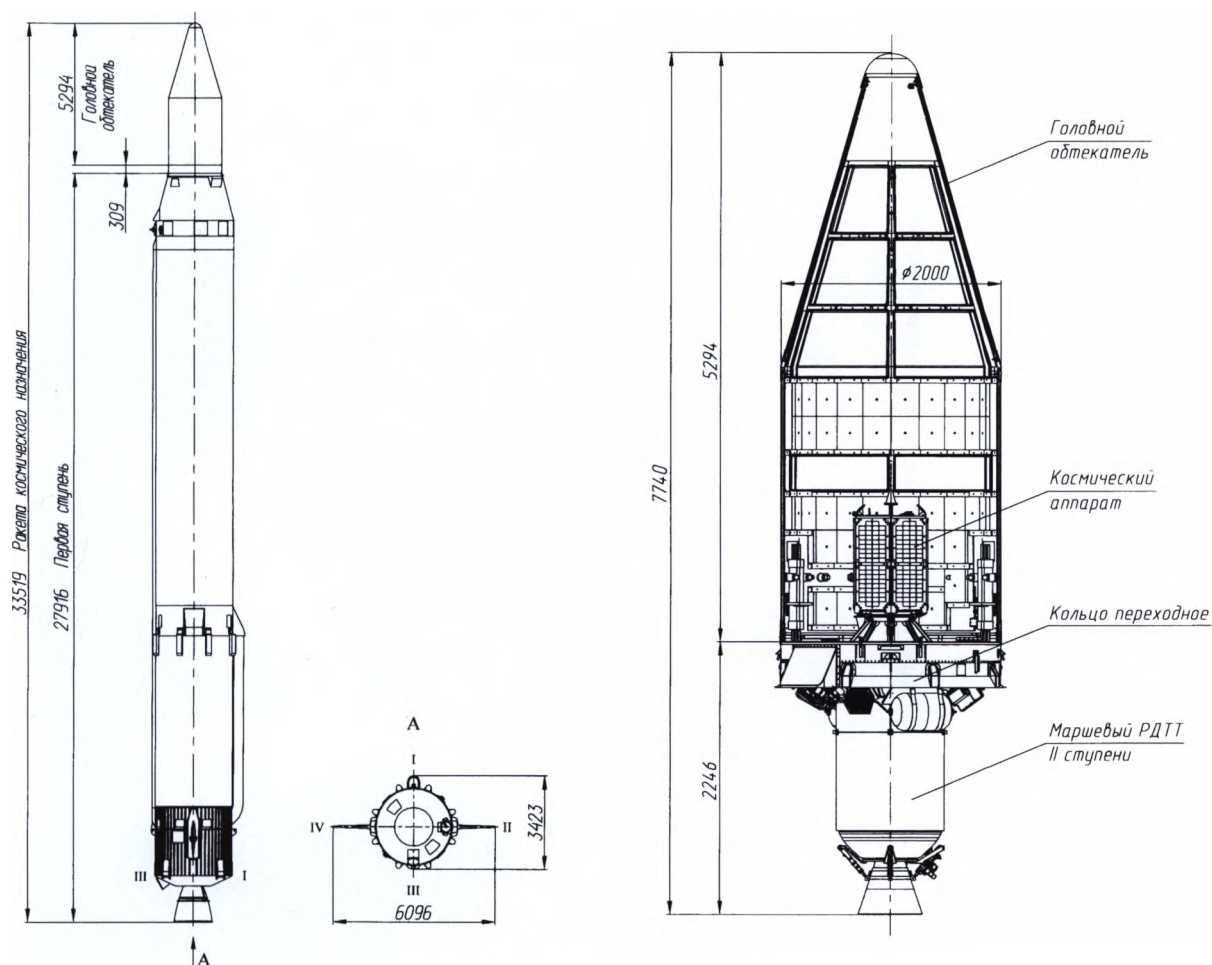


Рис. 6.1.2. Общие виды РКН и верхней ступени

После завершения испытаний на СК можно было сделать вывод, что технологическое оборудование, а также сооружения и технические системы успешно обеспечили проведение всех технологических операций.

При проведении испытаний на ТК и СК было выявлено всего 71 замечание. После их устранения было дано разрешение на проведение работ со штатным изделием.

Макет «НЖ» полностью выполнил свою задачу по подготовке космодрома Наро к работам с первой летной штатной РКН КСЛВ.

В ночь на **13.06.2009 г.** первая ступень летной ракеты была отправлена железнодорожным составом с Ракетно-космического завода из Москвы в Ульяновск. Из Ульяновска изделие самолетом Ан-124 российской авиакомпании «Полет» было доставлено в аэропорт Кимхэ южнокорейского города Пусан, затем морским путем в космический центр Наро, и прибыло **20.06.2009 г.**



Установка KSLV-1 на стартовый стол



KSLV-1 на стартовом комплексе

17.07.2009 г. после проведения всех необходимых работ на ТК был проведен «сухой» вывоз первой ступени на СК. В течение двух дней были проведены все необходимые совместные проверки электрорадиосистем РН, СК и ИП. Испытания прошли без замечаний.

В то же время в НИЦ РКП (г. Пересвет, Московской области) были проведены заправочные испытания УРМ-1, а **30.07.2009 г.** успешно проведены огневые стендовые испытания этого изделия по программе полета первой ступени южнокорейской РН.

Вместе с завершением комплексных испытаний на космодроме Наро успешные ОСИ в НИЦ РКП позволили дать заключение о допуске к пуску российской ступени КСЛВ.

17.08.2009 г. был проведен вывоз РКН, установка изделия на ПУ, стыковка со стартовыми коммуникациями и другие операции первого стартового дня.

18 августа были проведены операции по подготовке и испытаниям системы телеметрии и контрольный набор стартовой готовности.

19 августа пуск был намечен на 17:00 по местному времени. Все шло без замечаний. Но за 7 минут 57 секунд до «КП» был получен сигнал «Ненорма РН» и выдан сигнал «Отбой».

В соответствии с циклограммой компоненты топлива с изделия были слиты, и по решению Госкомиссии изделие перевезли на технический комплекс.

Причиной сбоя была ошибка в циклограмме по заданию времени контроля давления в шаробаллоне управления агрегатами двигателя и временем прекращения подзарядки.

Циклограмма была откорректирована. Кроме того, были проведены ремонтные работы по теплоизоляции и герметизирующей ткани, в которых были обнаружены дефекты после вывоза.

Повторная установка РКН КСЛВ-1 была проведена **23.08.2009 г.** Запуск был намечен на 17:00 **25.08.2009 г.**

Как всегда, в день пуска были приняты усиленные меры охраны космодрома. В день вывоза ракеты в море появились два корабля ВМС, а в день пуска сама территория и все объекты были взяты под охрану спецподразделением армии Южной Кореи.

Утром этого дня российская делегация прибыла в ЦУП, где нам была выделена комната, из которой открывался прекрасный вид на стартовый комплекс с установленной ракетой космического назначения.

Подготовка к пуску проходила практически без замечаний. За час до предполагаемого КП, В.П. Ремишевского - заместителя руководителя Роскосмоса и меня пригласили в центральный зал ЦУПа. Там собралось практически все руководство Республики Корея, за исключением Президента. Но поскольку все команды транслировались на корейском языке, мы вернулись в нашу комнату, где можно было увидеть старт и первые минуты полета.

По мере приближения старта волнение нарастало, а после прохождения времен возможных отбоев процесс пошел лавинообразно.

Но вот, наконец, прошел запуск двигателя, и ракета стала уходить со старта. И тут произошло неожиданное: ракета необычно круто завалилась в сторону моря, а затем также круто - в другую сторону. Появилось ощущение, что произошла потеря управляемости. Сердце ёкнуло, кто-то в комнате вскрикнул: «Ой-ой-ой!», но в этот момент все закончилось и КСЛВ-1 как по струнке стала набирать высоту. Я знал, что на начальном участке полета должен быть реализован маневр увода струи маршевого двигателя от стартовых сооружений, но такого пируэта никто не ожидал.

В комнате находились люди, каждый из которых наблюдал не одну сотню пусков и наших и многих зарубежных ракет, но, по всеобщему признанию, подобного не видел никто.

Ракета быстро скрылась из зоны видимости. И так как в нашей комнате не было репортажа, то единственное, что нам оставалось делать, это смотреть на выражение лица Игоря Юрьевича Фатуева, который залез на подоконник и, высунув голову в открытую верхнюю часть окна, слушал как работает его двигатель, но и этот «источник информации» скоро затих.



В.П. Ремишевский и В.Е. Нестеров в главном зале ЦУПа космодрома Наро



25.08.2009 г. - первый пуск ракеты-носителя KSLV-1

Через несколько минут в комнату зашел Ю. О. Бахвалов и радостно сообщил, что, по первоначальной информации, наша первая ступень отработала нормально и своевременно отделилась, хотя еще нет параметров орбиты отделения и, конечно, окончательный результат будет только после анализа телеметрической информации.

Несмотря на оговорки, стало понятно, что ступень отработала. Можно было выдохнуть и начинать радоваться.

Однако общего праздника не получилось. Во время сброса головного обтекателя одна из створок не отделилась и перетяжеленная КГЧ вместо выхода на орбиту, упала в Тихий океан.

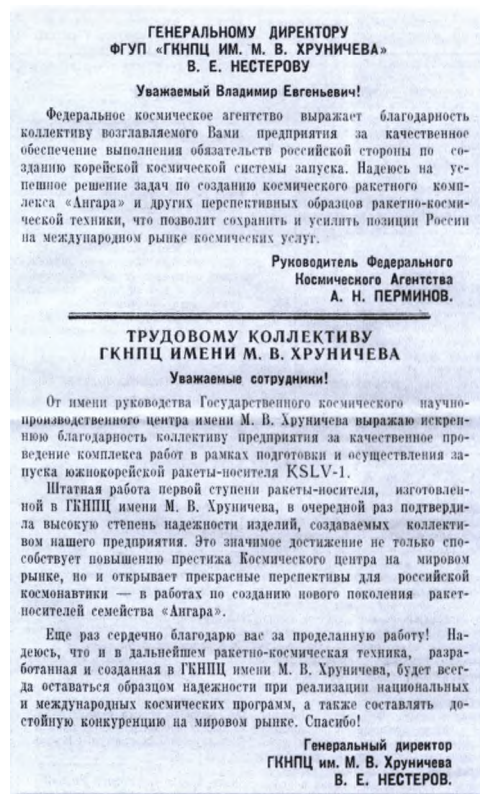
Несмотря на это мы понимали, что данный пуск - это второй большой научно-технический успех программы создания КРК «Ангара». (Первый-это успешные проведения ОСИ УРМ-1 в НИЦ РКП 30.07.2009 г.)

Руководитель Роскосмоса А. Н. Перминов, хорошо понимая ситуацию, поздравил коллектив Центра с этим успехом. Естественно, коллектив поздравил и Генеральный директор.

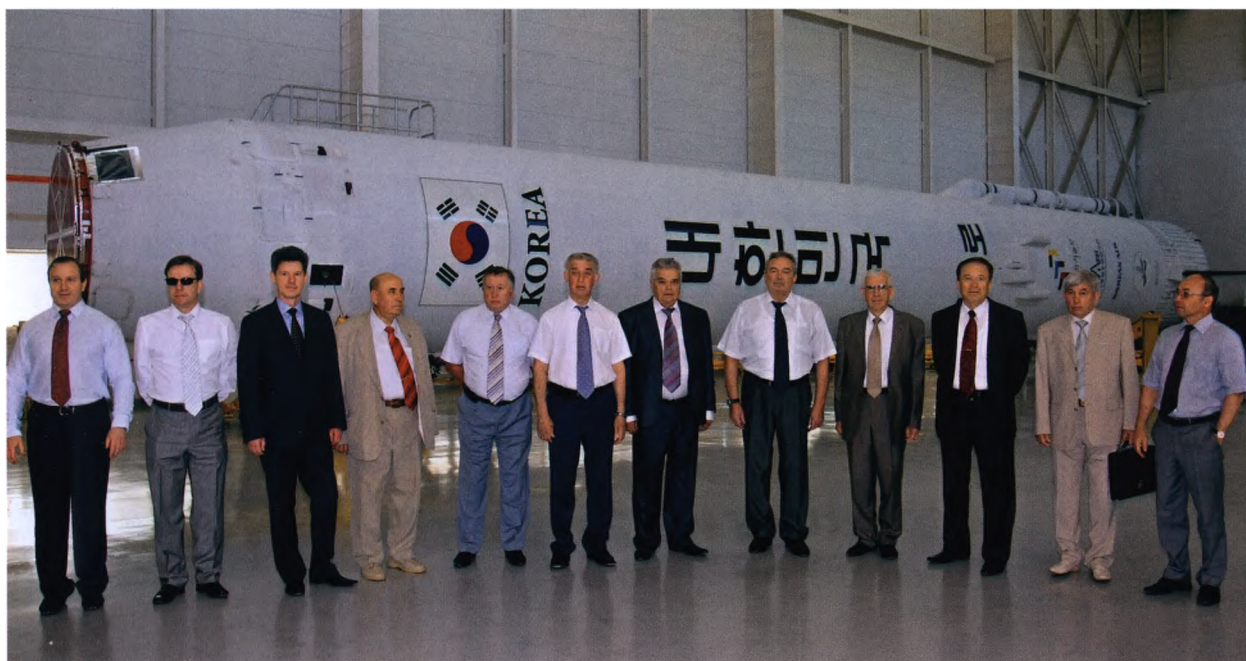
Второй пуск РКН КСЛВ-1 с КА STSAT-2В после доработок второй ступени был назначен на 10.06.2010 г.

06.06.2010 г. первая ступень для второго пуска прибыла на космодром Наро. С 6 апреля по 6 июня были осуществлены все работы на ТК, проведена стыковка, и 07.06.2010 г. состоялся вывоз на СК.

09.06.2010 г., в день пуска, подвела корейская электроника. Самопроизвольно включилась система пожаротушения, и с пульта управления ее выключить не удалось. Пришлось корейским специалистам ехать на старт и вручную закрывать вентили.



Поздравления из газеты
«Все для Родины»



С.В. Анисимов, А.И. Селиверстов, И.Ю. Фатуев, А.А. Манаров, шестой слева - Е.Л. Межеричный, В.Н. Иванов, В.Е. Нестеров, А.И. Кузин, В.Л. Иванов, Ю.Л. Арзуманов, В.П. Ремишевский на техническом комплексе



Установка KSLV-1 на стартовом комплексе

Ракета на четверть высоты была залита пеной, двигатель и подстольное помещение было полностью в пене. Пена оказалась очень высокого качества; после исчезновения она не оставляла даже следов влаги, но все равно были проведены дополнительные защитные операции по электросистемам.

После проведения восстановительных работ и дополнительных испытаний без снятия изделия со старта был повторен третий стартовый день, и в 17:00 был осуществлен запуск.

На 137 секунде на высоте 70 км произошла авария, и ракета с космическим аппаратом упала в Тихий океан приблизительно в 100 км от СК.

Когда авария происходит при работе первой ступени, то на 95% виновата работающая ступень, однако тщательный анализ телеметрической информации доказал, что ступень работала абсолютно штатно, без малейших отклонений, а взрывное воздействие пришло сверху, со стороны южнокорейской второй ступени.



KSLV-1 на ПУ СК



10.07.2010 г. - второй пуск ракеты-носителя KSLV-1

Табл. 6.1.2. Основные операции подготовки к пуску и полета РКН KSLV-1

Начало предстартовой подготовки	- 5:35:00 ч
Начало заправки баков «0» и «Г» первой ступени	-3:57:00 ч
Окончание заправки бака «Г»	- 1:07:00 ч
Окончание заправки бака «0»	- 0:52:00 ч
Отвод ветровых захватов, опускание и отвод ТУА	- 0:50:00 ч
Начало программы предпусковых операций	-900 с
Начало предстартового наддува бака «Г»	-670 с
Окончание предстартового наддува бака «Г»	- 690 с
Окончание подпитки бака «0»	- 680 с
Начало предстартового наддува бака «0»	- 650 с
Расстыковка автостыка «0»	-200 с
Окончание предстартового наддува бака «0»	-150 с
Готовность РКН	-8,0 с
Запуск ДУ	- 3,92 с
КП	0,0 с
Начало маневра увода от СК	1,3с
Окончание маневра увода от СК	12,3с
Начало плавного дросселирования МД	166,17с
Окончание плавного дросселирования МД	212,17с
Команда на сброс ГО	216,38 с
Выключение МД - основная команда	228,67 с
- дублирующая команда	235,67 с
Разделение первой и второй ступеней	231,67 с
Включение ДУ второй ступени	395,0 с
Выключение ДУ второй ступени	652,7 с
Отделение КА	560,0 с

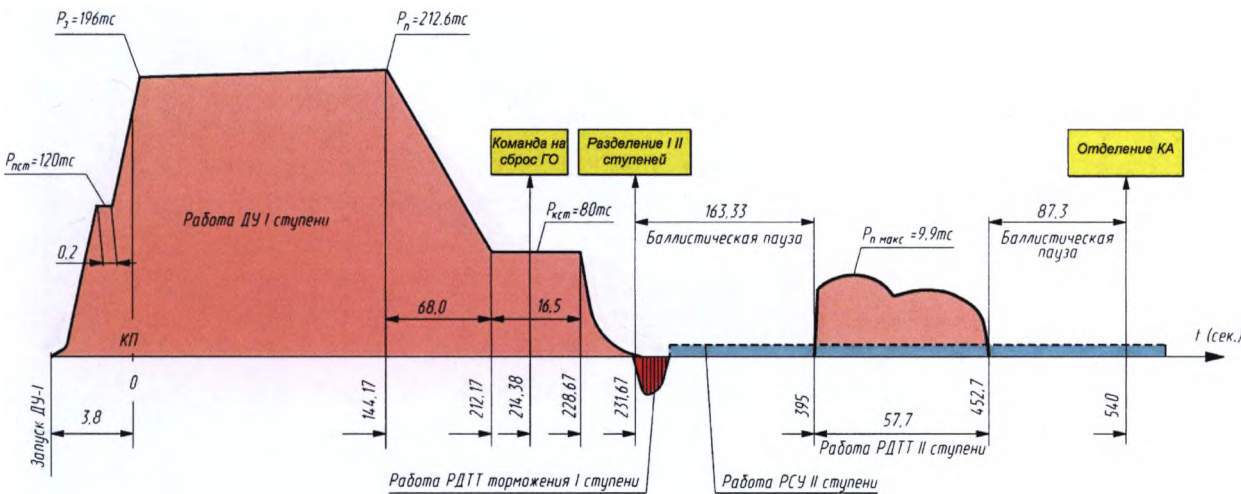


Рис. 6.1.3. Программа полета РКН KSLV-1 при выведении КА STSAT-2C на целевую орбиту

Наиболее вероятной причиной, по нашему мнению, было несанкционированное срабатывание системы уничтожения изделия, на что в электронной системе управления второй ступени были серьезные предпосылки. По результатам пуска была создана российско-корейская комиссия.

Довольно долго корейская сторона не хотела признавать ответственность за вторую аварию, пытаясь разделить ее с российской стороной, но мы не могли бросить тень на свою хорошо отработавшую первую ступень.

Обе стороны упорно стояли на своем, и только после личного вмешательства нового руководителя Роскосмоса В. А. Поповкина необходимый компромисс был наконец найден.

По условиям контракта российская сторона обеспечивала в случае любой аварии третий пуск.

В конце мая 2012 г. министр образования, науки и технологий Республики Корея Ли Чжу Хо посетил ГКНПЦ им. М. В. Хруничева, где ознакомился с процессом изготовления первой ступени КСЛВ-1 для третьего пуска и убедился, что он может состояться в октябре 2012 г.

20.08.2012 г. после всех необходимых испытаний третье изделие было отправлено на космодром Наро.

В сентябре начались сборка и испытания ступени. Учитывался длительный перерыв, был вывезен макет «НЖ» на СК, были осуществлены проверочные испытания систем стартового комплекса.

После проведения стыковки с верхней ступенью 24 октября РКН была вывезена на старт. Прошли обычные первые два дня стартовой подготовки.

26.10.2012 г. в день пуска при подаче на борт гелия под высоким давлением через БРС-ГКП произошла разгерметизация БРС. Работы остановили, и РКН была возвращена на технический комплекс. При проведении повторных испытаний на ТК дефект повторился.

До середины ноября проводились работы по анализу замечаний. Для продолжения работ со штатным изделием на полигон отправили первый комплект БРС. Были разработаны мероприятия по исключению дефекта. Была снята внешняя уплотняющая манжета для исключения расстыковки замка, разработана более гибкая циклограмма выдачи давлений на борт для снижения общей нагрузки на БРС-ГКП и несимметричности ее приложения.

До 26 ноября провели работы по повторной подготовке к вывозу, и **27.11.2012 г.** вывоз был осуществлен. Все работы в первые два дня на СК прошли без замечаний.

29 ноября в день старта все шло по плану, но за 17 мин до старта корейская сторона выдала команду на прекращение дальнейших работ. РКН возвратили на ТК, ступени расстыковали; верхнюю ступень перевели в МИК космического аппарата.

По результатам испытаний определили, что неисправность находилась в контроллере управления насосом гидросистемы качания сопла маршевого двигателя. Исследования, проведенные специалистами, показали, что произошел пробой конденсатора. Дефект был признан единичным.

Парадокс, но именно этот пробой малюсенького конденсатора стал причиной большой национальной трагедии, не позволившей опередить Северную Корею в запуске первого спутника.

12.12.2012 г. с космодрома «Сохэ» Корейской Народно-Демократической Республики в 9 часов 49 минут местного времени ракетой-носителем «Ынха-3» был запущен спутник «Кванмёсон-3», который через 9 минут успешно вышел на орбиту. Так КНДР обогнала более технологически продвинутую Республику Корея во вступлении в Космический клуб.

Только **25.12.2012 г.** верхняя ступень была готова к стыковке с первой ступенью. Работы по подготовке первой ступени начались 4 января 2013 г. Спешить уже было некуда.

28.01.2013 г. РКН КСЛВ-1 в третий раз была вывезена на стартовый комплекс. Подготовка к пуску прошла без замечаний, и **30.01.2013 г.** в 16:00 был осуществлен успешный запуск. КА начал функционировать.



Вывоз РКН KSLV-1 на стартовый

Руководитель Роскосмоса В. А. Поповкин, присутствовавший на пуске, поздравил южнокорейских коллег с большим успехом. Президент Республики Корея Ли Мён Бак назвал успешный пуск южнокорейской космической ракеты первым шагом к открытию эры космической науки для страны. Ведущие политики Республики Корея присоединились к президенту в своих поздравлениях.

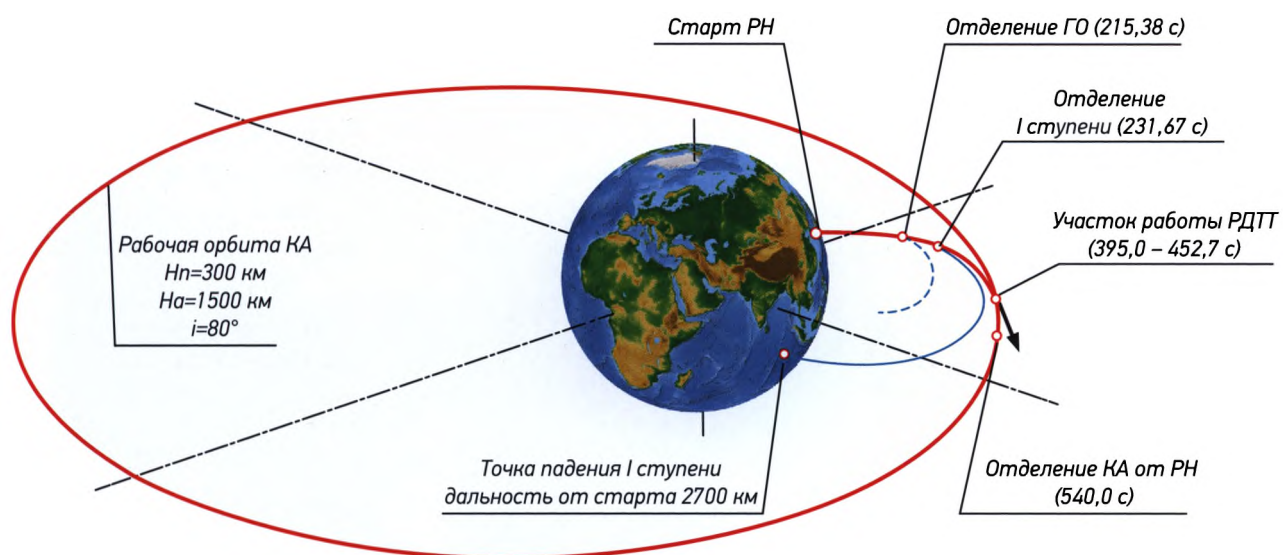


Рис. 6.1.4. Схема выведения КА STSAT-2C на целевую орбиту с помощью РКН KSLV-1

Что касается России, то ГКНПЦ им. М. В. Хруничева получил неоценимый опыт: было обнаружено и исправлено несколько серьезных дефектов, проведено 3 блестящих летных испытания УРМ-1 КРК «Ангара». Сотрудники Центра приобрели необходимый опыт, было проверено качество производства УРМ-1 и серьезно доработано программное обеспечение АСУП РН, что очень пригодились при работе на космодроме «Плесецк».

Хотелось бы особо отметить работу КБ «Салют», блестяще справившегося с выполнением этой очень непростой задачи, а также внешнеэкономического департамента, обеспечившего бесперебойную работу по этому контракту.

6.2. БАЙТЕРЕК

09.01.2004 г. в Астане президенты России и Казахстана подписали «Соглашение между Российской Федерацией и Республикой Казахстан о развитии сотрудничества по эффективно-му использованию космодрома Байконур».

Согласно статье 6 этого документа, срок аренды Байконура продлевался до 2050 г.

В статье 4 «Соглашения...» сказано: «Стороны разрабатывают и создают на космодроме Байконур КРК на базе космического ракетного комплекса «Ангара», летные испытания которого будут проведены на космодроме «Плесецк».

Подписанию этого исторического «Соглашения...» предшествовала большая работа. Подготовкой к встрече двух президентов занималась межправительственная комиссия по сотрудничеству между РФ и РК, которая рассматривала целый комплекс вопросов, в том числе и космическую деятельность. Комиссию от России возглавлял вице-премьер В. Б. Христенко, а от Казахстана - вице-премьер С. М. Мынбаев. Значительный вклад в подготовку документов внесли заместители начальника управления Роскосмоса А. И. Болысов и Л. Ю. Тапугь.

Новый космический ракетный комплекс, который планировалось создать на космодроме Байконур, получил красивое восточное название «Байтерек», что в переводе с казахского означает «священное дерево». Столь уникальный проект, не имеющий аналогов в СНГ, мог стать реальным значимым фактором сплочения государств, некогда являвшихся республиками СССР, так как был рассчитан на длительную перспективу, способствовал научно-техническому прогрессу, отвечал интересам России и Казахстана.

В 2004 г. президенты Казахстана и России посетили сооружения космодрома Байконур, на которых эксплуатируются изделия Космического центра. Гостям показали площадку 92-50, МИК, залы 111 и 113. Впечатление было огромное, нигде в мире ничего подобного не было. Космический центр вложил в МИК значительные средства и превратил его без ложной скромности в лучший монтажно-испытательный корпус в мире.

Стартовый комплекс планировалось создавать на месте пусковой установки № 40 РН «Протон», используя часть уже имеющихся сооружений и систем. При создании стартового комплекса КРК «Байтерек» предполагалось в максимально возможной степени использовать все



Президент России В. В. Путин и Президент Казахстана Н.А. Назарбаев в МИК 92А-50 космодрома Байконур



Президент России В. В. Путин и Президент Казахстана Н. А. Назарбаев у памятного камня на месте будущего СК КРК «Байтерек» на космодроме Байконур

технические решения и опыт, полученные при строительстве, монтаже и испытаниях СК на российском космодроме «Плесецк».

КРК «Байтерек» был ориентирован на РН тяжелого класса «Ангара-А5», но СК был универсальным и позволял в случае необходимости осуществлять пуски РН среднего и легкого классов.

В рамках программы создания нового КРК рассматривался вопрос и о посещении туристами наземных сооружений «Байтерека», который станет визитной карточкой Казахстана в сообществе космических государств.

На месте строительства СК КРК «Байтерек» был установлен памятный камень, символизирующий российско-казахстанскую дружбу. Президент России В.В. Путин и Президент Казахстана Н.А. Назарбаев посетили это место и открыли памятник.

Премьер-министр Казахстана Д. Ахметов являлся активным сторонником проекта «Байтерек». 26.05.2005 г. во главе правительственной делегации он посетил ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Во время визита гостям была показана космическая техника и рассказано о совместных космических проектах и в первую очередь - о КРК «Байтерек».



Премьер-министр Казахстана Д. Ахметов в Центре им. М. В. Хруничева

В 2004 году ГКНПЦ совместно с кооперацией на договорной основе были разработаны и переданы казахстанской стороне эскизный проект и технико-экономическое обоснование (ТЭО) создания КРК «Байтерек». При разработке ТЭО предполагалось, что на этапе создания КРК работа будет выполняться по единому (базовому) договору между заказчиком (АО «СП «Байтерек») и исполнителем (ГКНПЦ). В качестве основы для создания КРК была выбрана пл. 200 (ПУ № 40) космодрома Байконур.

21.12.2004 г. вышло Постановление Правительства Российской Федерации №822 «О подписании Соглашения Между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Казахстан о создании на космодроме Байконур космического ракетного комплекса «Байтерек».

В документе говорится об одобрении Правительством Соглашения между Правительством РФ и Правительством РК о создании на космодроме Байконур космического ракетного комплекса «Байтерек» и что Правительство РФ считает целесообразным подписать указанное Соглашение на встрече глав правительств Российской Федерации и Республики Казахстан.

22.12.2004 г. было подписано Соглашение между Правительством Республики Казахстан и Правительством Российской Федерации о создании на космодроме Байконур космического ракетного комплекса «Байтерек» (далее «Межправсоглашение»). Создание КРК планировалось осуществлять за счет средств бюджетного кредита Республики Казахстан.

В соответствии с Межправсоглашением, величина кредита, выделенного из бюджета Республики Казахстан АО «СП «Байтерек», составила 223 млн долл. США.

СОГЛАШЕНИЕ между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Казахстан о создании на космодроме «Байконур» космического ракетного комплекса «Байтерек»

Правительство Российской Федерации и Правительство Республики Казахстан, далее именуемые Сторонами,

руководствуясь Соглашением между Российской Федерацией и Республикой Казахстан об основных принципах и условиях использования космодрома «Байконур» от 28 марта 1994 года, Соглашением о содействии в создании и развитии производственных, коммерческих, кредитно-финансовых, страховых и смешанных транснациональных объединений от 15 апреля 1994 года, Договором аренды комплекса «Байконур» между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Казахстан от 10 декабря 1994 года (далее - Договор аренды), Соглашением между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Казахстан о порядке перемещения через границу товаров, необходимых для выполнения работ на космодроме «Байконур», от 25 декабря 1993 года, исходя из положений Соглашения между Российской Федерацией и Республикой Казахстан о развитии сотрудничества по эффективному использованию комплекса «Байконур» от 9 января 2004 года,

принимая во внимание положения Соглашения между Правительством Российской Федерации и Правительством Республики Казахстан о взаимной защите секретной информации от 7 июля 2004 года,

желая углублять традиционно сложившиеся производственные связи и кооперацию между российскими и казахстанскими предприятиями и организациями, совместно разрабатывать и внедрять на космодроме «Байконур» современные ракетно-космические технологии с высоким уровнем экологической безопасности, согласились о нижеследующем:

Статья 1

Целью настоящего Соглашения является определение основных принципов и условий сотрудничества Сторон при создании и совместном использовании нового экологически безопасного космического ракетного комплекса «Байтерек» на базе объектов наземной космической инфраструктуры космодрома «Байконур» в целях выполнения коммерческих космических программ и проектов, а также реализации национальных космических программ Российской Федерации и Республики Казахстан.

<...>

Статья 3

В целях создания космического ракетного комплекса «Байтерек» и его дальнейшей эксплуатации Стороны образуют акционерное общество «Совместное Российско-Казахстанское предприятие «Байтерек» (далее - Совместное предприятие).

Совместное предприятие создается на принципах равенства участия российских и казахстанских специалистов и организаций в создании и эксплуатации космического ракетного комплекса «Байтерек».

Учредителем Совместного предприятия от Российской Стороны выступает федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный космический научно-производственный центр им. М. В. Хруничева».

Учредителем Совместного предприятия от Казахстанской Стороны выступает организация, уполномоченная Правительством Республики Казахстан.

Учредители вносят в уставный капитал Совместного предприятия денежные средства в размере по 200 тысяч долларов США.

Совместное предприятие регистрируется в городе Астане и осуществляет свою деятельность в соответствии с настоящим Соглашением, законодательством Республики Казахстан и учредительными документами....

Статья 4

Для создания космического ракетного комплекса «Байтерек» Казахстанская Сторона предоставит Совместному предприятию бюджетный кредит на сумму, эквивалентную 223 миллионам долларов США, сроком на 19 лет с 5-летним льготным периодом погашения основного долга, с 4-летним льготным периодом уплаты вознаграждения, по ставке вознаграждения 0,5 процента годовых, с уточнением суммы бюджетного кредита по результатам согласованной Сторонами экспертизы эскизного проекта....

В случае возникновения претензий к Совместному предприятию, связанных с обращением взыскания на находящееся в его собственности имущество, Стороны обеспечат соблюдение международных режимов нераспространения оружия массового поражения и средств его доставки.

Статья 5

В целях реализации настоящего Соглашения Российская Сторона до ввода в эксплуатацию стартового комплекса космического ракетного комплекса «Байтерек» обеспечит летные испытания космического ракетного комплекса «Ангара» на космодроме «Плесецк» в рамках национальной космической программы Российской Федерации.

Статья 6

В целях координации деятельности по выполнению настоящего Соглашения Стороны назначают компетентные органы:

с Российской Стороны - Федеральное космическое агентство;

с Казахстанской Стороны - Министерство образования и науки Республики Казахстан....

Статья 7

Стороны не несут ответственности по обязательствам Совместного предприятия. Совместное предприятие не отвечает по обязательствам Сторон....

Совместное предприятие самостоятельно определяет исполняющие организации для выполнения работ в рамках настоящего Соглашения с учетом законодательства государств Сторон по защите секретной информации.

<...>

Статья 10

В целях создания космического ракетного комплекса «Байтерек» Стороны предоставляют Совместному предприятию право на создание новых сооружений (объектов) и внесение отдельных и неотделимых улучшений в существующие сооружения (объекты) наземной космической инфраструктуры космодрома «Байконур» по согласованию с компетентными органами Сторон.

В целях реализации настоящего Соглашения отдельные сооружения (объекты) космодрома «Байконур» с занимаемыми ими земельными участками могут быть переданы Совместному предприятию с исключением их из состава арендованных объектов комплекса «Байконур» в порядке, определенном Договором аренды....

Статья 11

Проект создания космического ракетного комплекса «Байтерек» подлежит государственной экспертизе в Российской Федерации и в Республике Казахстан в соответствии с законодательством государств Сторон....

Статья 12

При запусках космических аппаратов с использованием космического ракетного комплекса «Байтерек» функции запускающего государства выполняет Российская Федерация.

...

Статья 14

Вопросы охраны, распределения и использования интеллектуальной собственности, создаваемой или передаваемой в ходе сотрудничества в рамках настоящего Соглашения, определяются в соответствии с законодательством государств Сторон, а также международными договорами, участниками которых являются Российская Федерация и Республика Казахстан.

...

Совершено в Москве «22» декабря 2004 года в двух экземплярах, каждый на русском и казахском языках, причем оба текста имеют одинаковую силу.

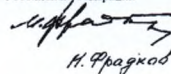
За Правительство
Российской Федерации
М. Фрадков

За Правительство
Республики Казахстан
Д. Ахметов

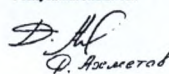
настоящего Соглашения. Прекращение действия настоящего Соглашения не является правовым основанием для пересмотра юридическими лицами или несоблюдения ими в одностороннем порядке договорных обязательств, возникших в связи с настоящим Соглашением, до прекращения его действия.

Совершено в Москве «22» декабря 2004 года в двух экземплярах, каждый на русском и казахском языках, причем оба текста имеют одинаковую силу.

За Правительство
Российской Федерации


М. Фрадков

За Правительство
Республики Казахстан


Д. Ахметов

30.03.2005 г. в Астане было учреждено акционерное общество «Совместное Казахстанско-Российское предприятие «Байтерек», которое является оператором проекта, зарегистрировано и действует в соответствии с законодательством Республики Казахстан.

В целях организации работ по созданию КРК и координации деятельности российских организаций-участников проекта Роскосмосом был выпущен приказ № 50 от 0405.2005 г. В соответствии с этим приказом ГКНПЦ был определен головным предприятием по разработке и созданию КРК в целом, включая дооснащение и модернизацию эксплуатируемых объектов наземной космической инфраструктуры и технических комплексов РН, РБ и КГЧ. Головным предприятием по созданию СК было определено КБОМ.

Приказом предусматривалось заключение базового договора между Роскосмосом и АО «СП «Байтерек» на выполнение работ по созданию КРК, а также заключение отдельных договоров между Роскосмосом и головными российскими организациями-разработчиками.

Проект базового договора между Роскосмосом и АО «СП «Байтерек» был разработан ГКНПЦ и в мае 2005 г. направлен (через Т.А. Мусабаева) в АО «СП «Байтерек» для согласования. Однако АО «СП «Байтерек» отклонило данное предложение под тем предлогом, что в соответствии с законом Республики Казахстан «О государственных закупках» заключение договоров на выполнение работ должно вестись на конкурсной основе и заключение базового договора с Роскосмосом приведет к экономически неоправданному удорожанию проекта.

В 2006 г. АО «СП «Байтерек» заключило с ГКНПЦ договор на разработку технического проекта (ТП) по созданию КРК. В составе материалов ТП было подготовлено ТЭО. Согласно ТЭО объем работ, выполняемых ГКНПЦ, составил 1463 млн долларов США, или 1,6% от общей оценочной стоимости создания КРК (1016,57 млн долларов США).



Подписание учредительных документов об образовании АО «Совместное Казахстанско-Российское предприятие «Байтерек» в г. Астане генеральным директором Центра им. М.В. Хруничева Медведевым АЛ и председателем комитета государственного имущества и приватизации Министерства финансов Республики Казахстан Рахановым Максудбеком

В соответствии с договором финансирование привлекаемых для разработки ТП российских организаций велось через ГКНПЦ и поэтому, по мнению АО «СП «Байтерек», для разработки материалов ТП российской стороне понадобилось почти 2,5 года. В связи с данным обстоятельством АО «СП «Байтерек» предложило в будущем для сокращения сроков работать по «веерной» схеме заключения договоров. Согласно такой схеме АО «СП «Байтерек», как головной заказчик, осуществляет выбор предприятий российской и казахстанской кооперации, заключает с ними отдельные прямые договоры и определяет объем работ по ним.

В 2007 г. Роскосмосом и Национальным космическим агентством Республики Казахстан (НКА) был разработан и утвержден Генеральный план-график создания КРК «Байтерек» на базе пл. 200 (ПУ № 40). Генеральный план-график не предусматривал для ГКНПЦ статуса головной организации-разработчика КРК.

Несмотря на спорность идеи АО «СП «Байтерек» об эффективности реализации договоров по «веерной» схеме, на заседании Совета директоров 06.12.2007 г. по настоянию АО «СП «Байтерек» «веерная» схема заключения договоров была принята.

В соответствии с указанной схемой, начиная с 2008 г. ГКНПЦ выполняет отдельные работы ограниченного объема по разовым договорам, также как и другие участники проекта создания КРК. При этом выбор остальных исполнителей и финансирование их работ осуществляются АО «СП «Байтерек» самостоятельно. Существенный приоритет в части распределения договорных средств АО «СП «Байтерек» отдает предприятиям казахстанской кооперации.

«Веерная» схема организации работ не соответствует 50-летней практике создания КРК в СССР и России. Практика работы по этой схеме, с учетом объективного недостатка опыта у предприятий казахстанской кооперации, показала, что данная схема затрудняет создание КРК с надлежащим качеством.



Совет директоров КРК «Байтерек». «Когда были надежды». А. О. Косунов, В. П. Ремишевский, В. Е. Нестеров, И. В. Бармин. Астана, 12.05.2006 г.

Согласно полученным на совещаниях в Роскосмосе указаниям (протоколы №АП-21 от 20.07.2009 г. и № АП-22 от 22.07.2009 г.), ГКНПЦ обратился в АО «СП «Байтерек» с предложением еще раз рассмотреть вопрос о передаче ГКНПЦ функций головного предприятия по ОКР при создании КРК в полном объеме с подписанием соответствующего базового договора.

Однако АО «СП «Байтерек» сочло нецелесообразным заключение базового договора и передачу ГКНПЦ функций головного предприятия. Со стороны АО «СП «Байтерек» ГКНПЦ было предложено заключить договор на техническое сопровождение ОКР по созданию КРК. Под техническим сопровождением понимались главным образом общая координация со стороны ГКНПЦ работ по обеспечению интерфейсов наземного комплекса с РН в рамках создания КРК и авторский надзор.

Обращение Роскосмоса к Председателю НКА поддержать позицию российской стороны и рекомендовать руководству АО «СП «Байтерек» принять предложение ГКНПЦ по наделению его функциями и ответственностью головного разработчика КРК в полной мере (письмо № АП-8-8879 от 05.11.2009 г.) также осталось без положительного решения.

Проект договора на техническое сопровождение ОКР по созданию КРК «Байтерек» был разработан ГКНПЦ и направлен в январе 2010 г. на рассмотрение в АО «СП «Байтерек». Проект договора со стороны АО «СП «Байтерек» не был согласован.

В декабре 2008 г. АО «СП «Байтерек» предложило перенести место строительства с пл. 200 (ПУ № 40) на пл. 250 (УКСС). В мае 2009 г. данное предложение было одобрено Роскосмосом.

После переноса строительства КРК на пл. 250 (УКСС) АО «СП «Байтерек» заключило ряд договоров как с российскими, так и с казахстанскими организациями на разработку дополнения к ТП создания КРК, учитывающего смену площадок. В том числе был заключен и выполнен договор с ГКНПЦ на разработку и поставку заказчику материалов дополнения к ТП.

В связи с переходом на пл. 250 был скорректирован и 07.12.2010 г. вступил в силу новый Генеральный план-график создания КРК «Байтерек».

31.03.2011 г. НКА и Роскосмос утвердили совместное Решение № АП-ДЗ об определении головной организации-разработчика КРК. В соответствии с Решением и приложениями к нему определены головная организация-разработчик по ОКР КРК-ГКНПЦ, ответственность ГКНПЦ, ЦЭНКИ и АО «СП «Байтерек» при выполнении работ по созданию КРК, схема организации работ по проекту с порядком финансирования, а также порядок взаимодействия перечисленных организаций при проведении работ.

В соответствии с законодательством Республики Казахстан доля собственных работ у головной организации должна составлять не менее 30% от общего объема работ по проекту. При этом в настоящее время доля собственных работ ГКНПЦ по оптимистичному прогнозу не превысит 7% от общей стоимости работ по реализации проекта создания КРК. Такой незначительный объем собственных работ не соответствует предписанной ГКНПЦ функции головной организации-разработчика по ОКР КРК «Байтерек».

В целях своевременной и эффективной реализации проекта требовалось первоочередное решение следующих вопросов.



**Мусабаев Талгат
Амангельдиевич**

Генеральный директор
совместного российско-
казахстанского предприятия
«Байтерек». Летчик-космо-
навт

Т. А. Мусабаев

Согласовано:

Генеральный директор АО
"СП "Байтерек"

И. И. Ахматов

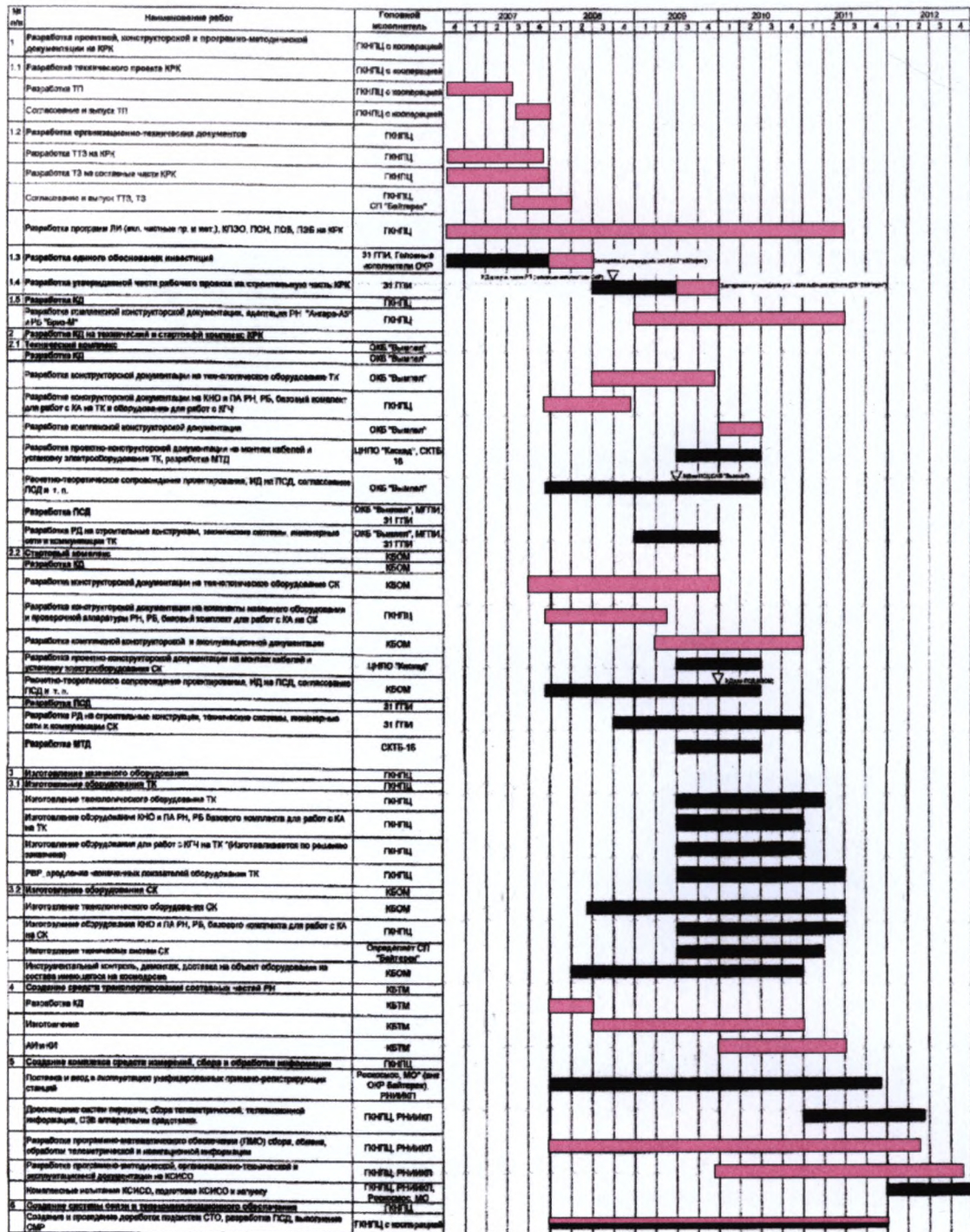
А. И. Перминов

Согласовано:

Генеральный директор
ГКНПЦ им. М.В.
Хруничева

В. Е. Нестеров

Генеральный план-график
создания КРК "Байтерек" на космодроме "Байконур"
(в обеспечение первого пуска)



Глава 6. Зарубежные контакты

6	Описание системы связи и телекоммуникационного обеспечения	ГОИИП								
	Создание и проведение работ по созданию СТО, разработке ГСД, выполнению СМР	ГОИИП с кооперацией								
	Проектирование ПНР и АИ объектов СТО, установка измерительного оборудования на рабочих местах БРК	ГОИИП								
	Проектирование ИИ объектов СТО в составе БРК	ГОИИП								
7	Изготовление ИИ и РБ для комплексных и государственных (региональных) объектов	ГОИИП								
	Изготовление РИ	ГОИИП								РИ
	Изготовление РБ	ГОИИП								РБ
8	Капитальное строительство, инженерно-техническое обеспечение, СМР, ПНР	Монтажспецстрой								
8.1	Техническое задание	Монтажспецстрой								
	СМР по устройству помещений сетей и коммуникаций ТК	Монтажспецстрой								
	Монтаж, ПНР оборудования ТК	Монтажспецстрой								
	АИ оборудования ТК	ОКБ "Вымпел", ГОИИП								
	Комплексные испытания ТК	ГОИИП, ОКБ "Вымпел"								
8.2	Статусный уровень	Монтажспецстрой								
	Проектирование инженерного оборудования и коммуникаций СК	Монтажспецстрой								
	СМР по устройству помещений сетей и коммуникаций СК	Монтажспецстрой								
	Монтаж, ПНР оборудования СК	Монтажспецстрой, КБОМ								
	АИ оборудования СК	КБОМ								
	Комплексные испытания СК	КБОМ								
9	Создание учебно-тренировочных средств	ГОИИП								
10	Информирование ВД по результатам АИ и ИИ	ГОИИП, ГОИИП с кооперацией СМР								
11	Работы по Экологической безопасности	ГОИИП								
12	Комплексное научно-техническое сопровождение	ЦНИИМАШ, ЦР-95-4								
13	Инфраструктура кооперации	СП Байтерек								
	Реконструкция внешнего энергоснабжения	ЦЗН-901								
	Реконструкция ЖД пути	ЦЗН-901								
	Создание АЗОВ	СП Байтерек								
	Реконструкция внешнего водоснабжения	ЦЗН-901								
	Реконструкция и содержание тепловодо-газового завода	ЦЗН-901								
	Ремонт автомобильных дорог	СП Байтерек								
	Реконструкция и содержание газопроводно-интегрированной системы	ЦЗН-901								
	Водоотведение заводов 62А, 95	ЦЗН-901								
	Реконструкция и содержание объектов транспорта, хранения и подготовки компонентов ракетных топлив. Процедура 200	ЦЗН-901								
Источники финансирования			2007	2008	2009	2010	2011	2012		
СП Байтерек			237,168							
млн. руб.										

* - в стоимость работ не входит изготовление матрицы для ЛКМ и пусковые услуги.

От Министерства Обороны РФ

А.П. Лопатин

От СП Байтерек

От Головных Институтов

ЦНИИМАШ
ЦНИИ-4
31 ГПИ

Н.А. Анфилов
В.В. Васильев
А.М. Климов

От Роскосмоса

В.А. Давыдов
В.П. Ремизовский
А.Н. Чулков
А.С. Фадеев
Н.И. Янушин
Л.Ю. Талуп

От ГИИП

Ю.О. Бахвалов
А.И. Островерж
С.В. Анисимов
В.Н. Сычев
И.С. Додин
Ю.Л. Арзуманов
В.А. Меньшиков
А.П. Петухов
Г.Б. Клейменов

От Головных предприятий
исполнителей

КБОМ
ОКБ Вымпел
КБТМ
Монтажспецстрой

И.В. Беркин
Д.К. Драгун
А.Г. Гончар

Согласование ТЭО.

Согласно подготовленной ГКНПЦ в рамках дополнения к ТП книге «Технико-экономические показатели создания КРК «Байтерек», стоимость создания КРК на базе пл. 250 (УКСС) оценивалась в 105А млн долл. США. В дальнейшем стоимость создания КРК в размере 1060 млн долл, была подтверждена письмом Роскосмоса исх. № АП-34-4557 от 03.06.2010 г. в адрес НКА. Исходя из указанной стоимости, казахстанской стороной было подготовлено «Технико-экономическое обоснование «Создания на космодроме Байконур КРК «Байтерек» (далее -ТЭО).

При заявленной ЦЭНКИ стоимости собственных работ на 6,88 и 9,41 млрд руб. (без учета и с учетом коэффициентов инфляции, соответственно) выше, чем рассчитано в ТЭО, с учетом стоимости работ, заявленных другими организациями-подрядчиками, реализация проекта КРК «Байтерек» становится коммерчески нецелесообразной.

Без согласованного ТЭО с реалистичной стоимостной оценкой объемов работ АО «СП «Байтерек» не смогло получить нужное финансирование со стороны Правительства Республики Казахстан на создание КРК, что привело к фактической остановке работ по проекту. В отсутствие финансирования с казахстанской стороны заключение договоров на выполнение работ российской кооперацией в 2011 г. было прекращено.

Увеличение стоимости собственных работ ЦЭНКИ и предложение по плану финансирования показано в таблицах 6.2.2. и 6.2.3.

Корректировка утвержденной схемы финансирования.

Согласно утвержденной НКА и Роскосмосом схеме договорного финансирования выполнения работ по созданию КРК, сумма издержек российской стороны (по сравнению с определенной в ТЭО) увеличится на 18% (на величину НДС) от стоимости работ ЦЭНКИ. Поскольку согласно Налоговому кодексу РФ работы по созданию КРК, выполняемые ЦЭНКИ с кооперацией, будут считаться реализуемыми на территории РФ по договору с ГКНПЦ как заказчиком работ. В то время как при прямой схеме финансирования ЦЭНКИ со стороны АО «СП «Байтерек» как инозаказчика ставка НДС в размере 18% не взималась бы.

Несмотря на то, что работы ЦЭНКИ по созданию КРК проводятся фактически в интересах инозаказчика, обложение этих работ НДС в размере 18% в конечном счете приведет к дополнительному увеличению стоимости создания КРК на соответствующую сумму.

Оптимизация состава Совета директоров АО «СП «Байтерек».

Состав Совета директоров АО «СП «Байтерек» требует качественного улучшения для его максимальной эффективности. В частности, учитывая объем и важность работ, выполняемых ЦЭНКИ, в составе Совета директоров со стороны этой организации должно быть представлено первое лицо (Генеральный директор). Кроме того, в Совете директоров АО «СП «Байтерек» должна быть усилена роль Роскосмоса, поскольку, в соответствии с Межправсоглашением, именно Роскосмос с российской стороны наделен координирующими функциями при реализации проекта.



**Петров Александр
Викторович**

Главный экономист ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева

Табл. 6.2.1. Расходы АО СП «Байтерек» в рамках создания КРК «Байтерек» млн долл.

Год	Всего	Содержание АО СП	Организации Республики Казахстан	Организации Российской Федерации (прямые кон- тракты с АО СП «Байте- рек») без ГКНПЦ	ГКНПЦ		
					всего	В т.ч.	
						собств. раб.	смеж- ники
2005	0,29	0,07	0,22	0	0	0	0
2006	3,32	1,00	0,32	2,01	1,26	1,26	0
2007	6,19	1,77	0,52	1,9	1,66	1,6	0,06
2008	13,52	3,39	3,28	6,86	2,16	0,22	1,96
2009	21,76	3,63	10,01	8,31	1,39	0,16	1,25
2010	22,21	6,86	2,11	15,26	2,19	1,19	1
2011	11,56	3,59	0,97	6,98	0	0	0
2012 (план)	12,38	6,85	3,62	6,1	0,16	0,1	0,06
ИТОГО:	89,21	22,96	20,85	65,6	8,6	6,31	6,29

Работы по созданию КРК «Байтерек», выполненные ГКНПЦ на 15.06.2011 г.

За период 2004-2010 гг. в рамках проекта создания КРК ГКНПЦ заключено 12 договоров (в том числе 2 договора в 2004 г. с Аэрокосмическим комитетом, и 10 последующих договоров - с АО «СП «Байтерек»). В настоящее время ГКНПЦ выполнены в полном объеме работы по 9 договорам. По 3 действующим договорам работы велись по предусмотренным срокам.

В соответствии с заключенными договорами за время реализации проекта создания КРК ГКНПЦ был выполнен значительный объем работ.

Разработан ЭП и ТЭО (ПУ № 40).

Разработан ТП и ТЭО (ПУ № 40).

Разработаны и в настоящее время согласуются с АО «СП «Байтерек» проекты ТТЗ на КРК и ТЗ на его составные части.

Обеспечено проведение ряда рекогносцировочных работ на космодроме Байконур;

Выполнен ряд НИР по разработке концепции КРК, рассмотрению технологических вопросов, определению облика СК.

Разработаны материалы дополнения к ТП, включая технико-экономические показатели создания КРК на площадке 250.

Разработаны КД на I ступень, ГО и имитатор ПН технологического заправочного макета РН «Ангара-А1.2» (изделие 2НЖ).

В связи с решением о новом облике изделия 2НЖ уточняется ТЗ на изделие, ведется доработка КД на изготовление I ступени, ГО и имитатора ПН, разрабатывается КД на II ступень.

Выполнены и продолжают выполняться работы по обеспечению экологической безопасности КРК и полям падения для него.

В соответствии с проектом ТТЗ на КРК предусмотрены следующие этапы создания КРК.

1-й этап - создание КРК для РН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М».

2-й этап - дооснащение КРК под РН «Ангара-А5» с РБ КВТК.

3-й этап - дооснащение КРК под РН «Ангара-А1.2».

4-й этап - создание второй пусковой установки и дооснащение СК.

В рамках выполненных работ по договорам с казахстанской стороной ГКНПЦ получено 6,31 млн долл. США и 111,54 млн руб.

Работы по созданию КРК «Байтерек», планировавшиеся к выполнению ГКНПЦ на период по 2017 г.

В соответствии с Генеральным планом-графиком создания КРК «Байтерек» от 07.12.2010 г., ГКНПЦ предстояло выполнить следующие работы на период по 2017 г. включительно.

Разработку программно-методической и эксплуатационной документации КРК, а именно.

- а) разработку ПОН, ПОБ, КПЭО.
- б) разработку программы ЛИ, порядка и последовательности подтверждения требований ТТЗ и ПМД в обеспечение ЛИ.
- в) разработку эксплуатационной документации по работе с РКН.

Конструкторское сопровождение ОКР по созданию КРК.

Разработку КД на комплекты наземного оборудования и проверочной аппаратуры РН, РБ «Бриз-М», базовый комплект для работ с КА на СК, АСУП РН (РБ «Бриз-М»), включая ИД на разработку ПСД и ПКД.

Изготовление комплектов наземного оборудования и проверочной аппаратуры РН, РБ «Бриз-М», базового комплекта для работе КА на СК, АСУП РН (РБ «Бриз-М»),

Проведение комплексных испытаний СК с макетом РН «Ангара» (совместно с ЦЭНКИ и АО «СП «Байтерек»),

Разработку КД на комплекты наземного оборудования и проверочной аппаратуры РН, РБ «Бриз-М», КПА КГЧ, базовый комплект для работ с КА на ТК КРК, включая ИД на разработку ПСД и ПКД.

Изготовление комплектов наземного оборудования и проверочной аппаратуры РН, РБ «Бриз-М», КПА КГЧ, базовый комплект для работ с КА на ТК.

Проведение комплексных испытаний ТК с макетом РН «Ангара» (совместно с ЦЭНКИ и АО «СП «Байтерек»),

Создание комплекса средств измерений, сбора и обработки информации (совместно с ОАО «Российские космические системы» и АО «СП «Байтерек»);.

Создание учебно-тренировочных средств, а именно.

- а) создание учебно-тренировочного комплекса КРК.
- б) разработка технической и эксплуатационной документации на макет РН «Ангара».
- в) изготовление макета РН «Ангара» для комплексных испытаний.

Проведение мероприятий по обеспечению экологической безопасности КРК «Байтерек» и по обеспечению трасс полета и районов падения отделяющихся частей ракеты-носителя при создании КРК «Байтерек» и его эксплуатации (совместно с АО «СП «Байтерек» и казахстанскими организациями).

Табл. 6.2.2. Увеличение стоимости собственных работ ЦЭНКИ

Составная часть НК	Стоимость по ТЭО, млн руб. по курсу 1:30 (2009 г.)	Стоимость, заявленная ЦЭНКИ 04.05.2011, млн руб.	
		без учета КИ *	с учетом КИ *
ИТОГ	2661,0	4303,0	4974,956
ИТОСК	5244,0	10 044,637	11 771,276
КСТ	146,4	585,037	711,629
ИТОГО:	8051,4	14 932,674	17 457,861

Примечание: КИ-коэффициент инфляции за период 2009-2011 гг., использованный ЦЭНКИ при расчете стоимости создания составных частей НИ.

Табл. 6.2.3. Предложения ФГУП «ЦЭНКИ» по единому сквозному плану финансирования создания СК, ТК и КСТ РКН КРК «Байтерек» в прогнозных ценах соответствующих лет (млн рублей)

Без учета коэффициента инфляции

	2012 г.	2013 г.	2014 г.	2015 г.	2016 г.	2017 г.	Стоимость работ
Стартовый комплекс							
Разработка КД	2228.420	742.800					2971.220
Изготовление		1659,680	3319.300	1659.680			6638.660
Участие в АИ, КИ, АН					304.320	130.437	434.757
ИТОГО:							10 044.637
Технический комплекс							
Разработка КД	726.000	242.000					968.000
Изготовление		1299.200	1624.000	324.800			3248.000
Участие в АИ, КИ, АН				21.750	65.250		87.000
ИТОГО:							4303.000
Комплект средств транспортирования СЧ РКН							
Разработка КД	34.140	51.220					85.360
Изготовление			334.660	143.430			478.090
Участие в АИ, КИ, АН					21.587		21.587
ИТОГО:							585.037
ВСЕГО	2985.560	3994.900	5277.960	2149.660	391.157	130.437	14 932.674

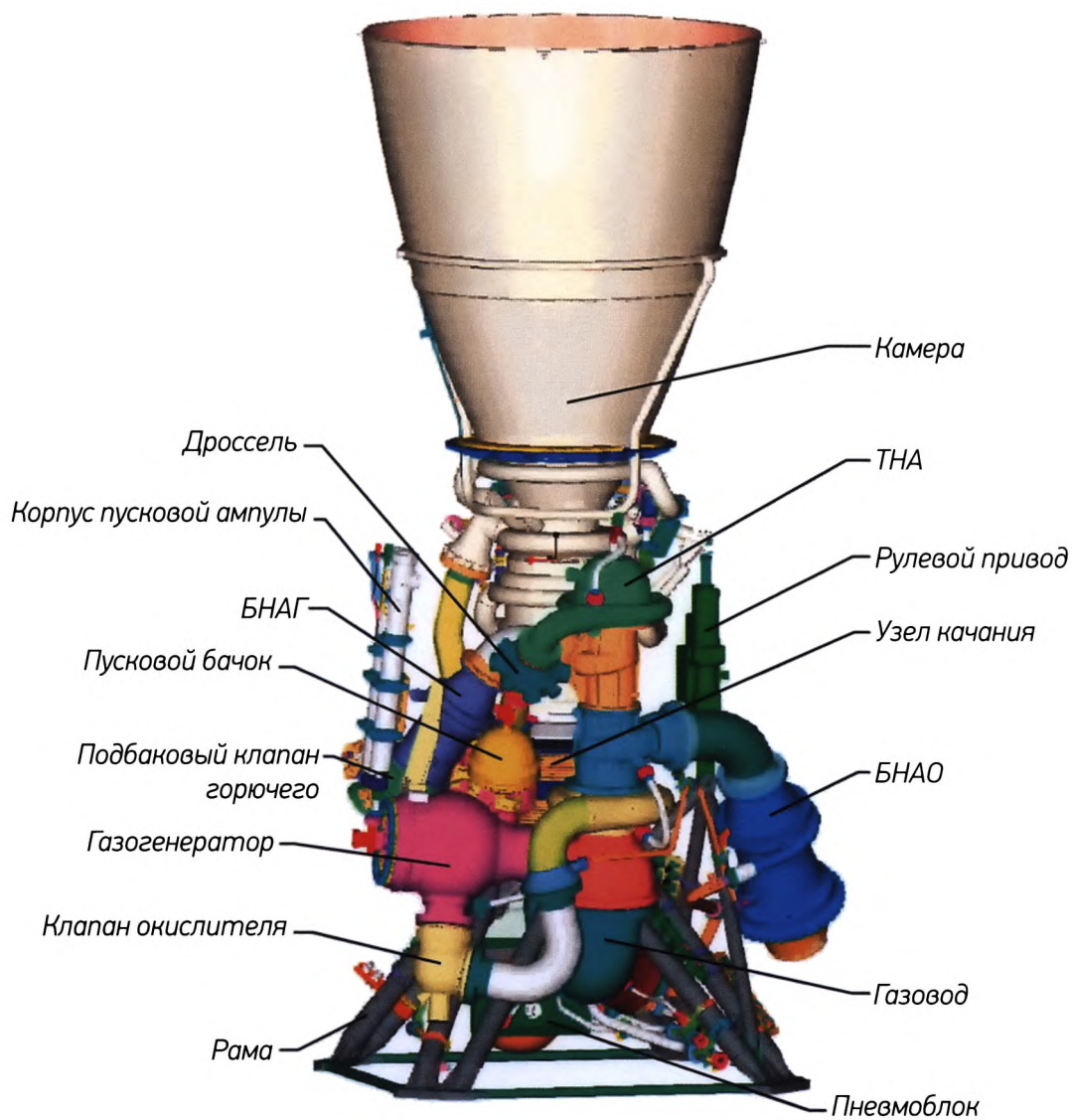
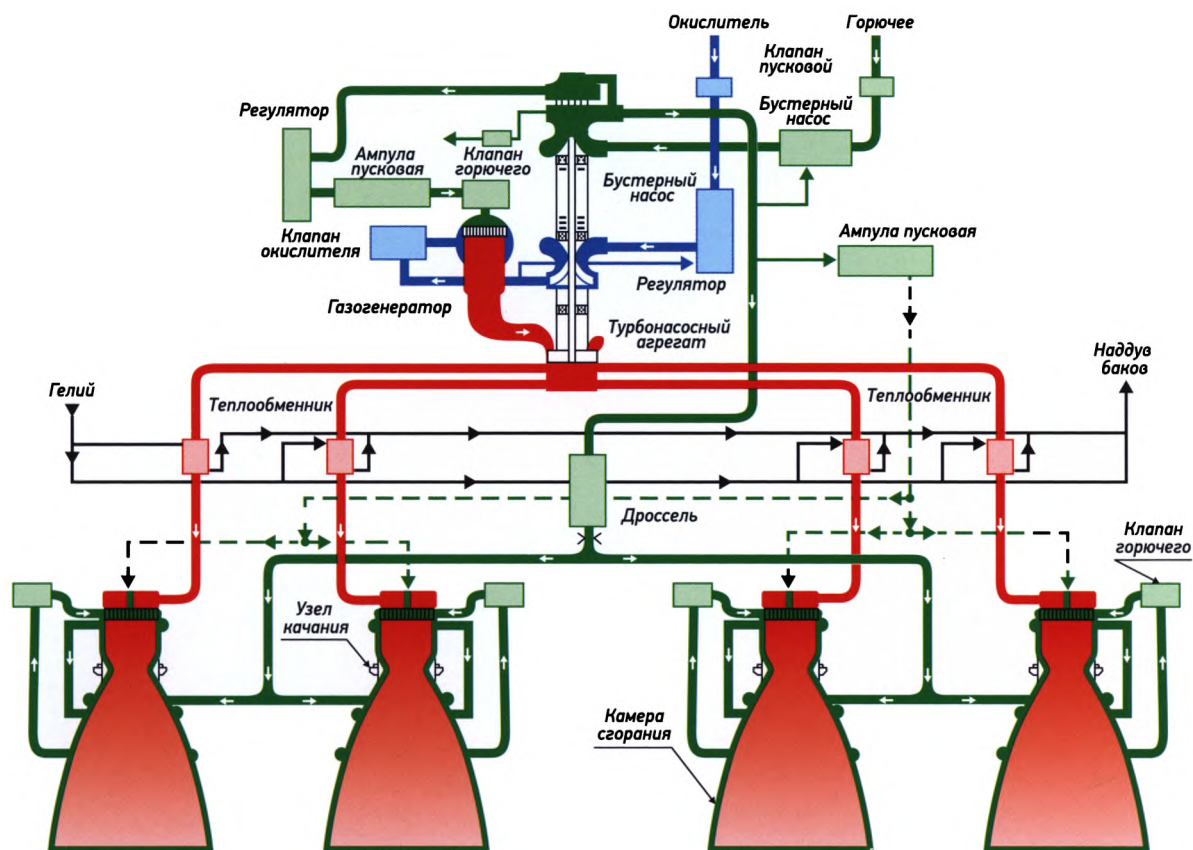
С учетом коэффициента инфляции

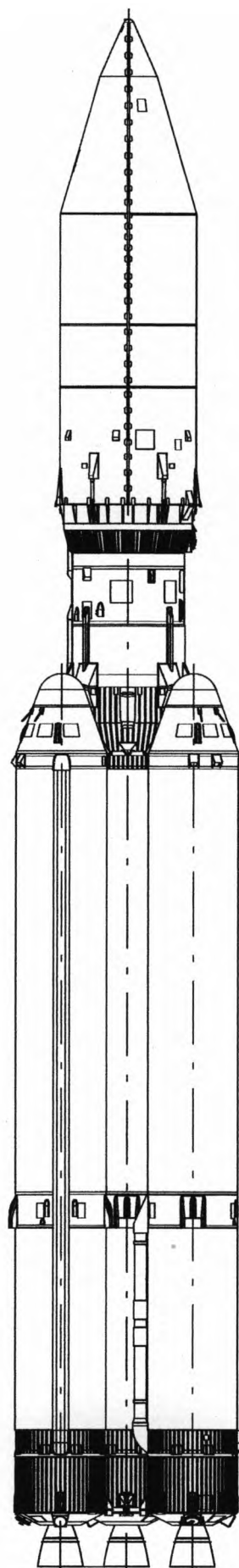
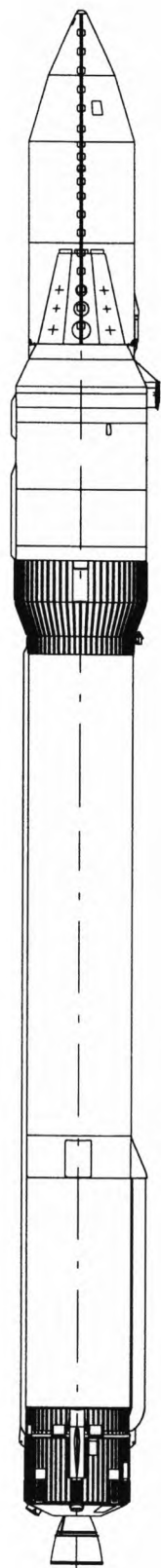
	2012 г.	2013 г.	2014 г.	2015 г.	2016 г.	2017 г.	Стоимость работ
Стартовый комплекс							
Разработка КД	2326.470	830.450					3156.921
Изготовление		1855.522	3993.118	2155,924			8004.564
Участие в АИ, КИ, АН					420.266	189.525	609.791
Итого:							11771.276
Технический комплекс							
Разработка КД	757.944	270.556					1028.500
Изготовление		1452.506	1953.672	421.915			3828.093
Участие в АИ, КИ, АН				28.253	90,110		118.364
Итого:							4974.957
Комплект средств транспортирования СЧ РКН							
Разработка КД	35.642	57.264					92.906
Изготовление			402.596	186.316			588.912
Участие в АИ, КИ, АН						29.812	29.812
Итого:							711.629
ВСЕГО	3120.057	4466.298	6349.386	2792.40	540.188	189.525	17 457.862

В заключение необходимо сказать, что в 2011 г. казахстанская сторона приостановила выплату денежных средств по проекту «Байтерек» на базе КРК «Ангара» и тем самым его остановила, а через некоторое время было принято решение осуществлять проект «Байтерек» на базе КРК «Зенит», что также не было реализовано.

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ







ГЛАВА 7. РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ЛЕГКОГО КЛАССА

(По материалам технического проекта «Салют»)



Бахвалов Юрий Олегович

Начальник, генеральный конструктор
КБ «Салют».

Доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой МАТИ. Лауреат
премии Правительства РФ, награжден
медалью «В память 850-летия Москвы»,
имеет почетное звание «Заслуженный
конструктор Российской Федерации».
Действительный член академии космонав-
тики имени К. Э. Циолковского. Награжден
ведомственными наградами Роскосмоса
и медалями Федерации космонавтики.

Ю. О. Бахвалов после окончания МАИ с 1977 г.
работает в КБ «Салют». Принимал непо-
средственное участие в организации меж-
дународной деятельности КБ при первых
запусках на РН «Протон» НА «Инмарсат»
и «Астра». Возглавил проектирование
малых космических аппаратов «Казсат»
и «Экспресс-МД». Осуществлял руковод-
ство проектными работами НРН «Байте-
рек». Руководил КБ «Салют» при создании
ракеты-носителя КСЛВ-1 для Южной
Кореи. Был одним из главных инициаторов
модернизации РН «Протон-М» и «Бриз-М»

с целью улучшения их технических характеристик. «Ангарой» начал заниматься с 1999 г., а с 2003 г.
возглавлял работы КБ по созданию НРН «Ангара».

Под его техническим руководством были проведены все наиболее сложные комплексные испыта-
ния в НИЦ РКП и на космодроме «Плесецк» и успешно в рамках начала ЛИ осуществлены пуски РКН
«Ангара-1.2» и «Ангара-А5».

Ю.О. Бахвалов внес решающий вклад в создание космического ракетного комплекса «Ангара».

В начале 2007 г. Ю. О. Бахвалов пришел ко мне с предложением по улучшению тактико-тех-
нических характеристик РКК «Ангара» в части РКН легкого класса «Ангара-1.2». Я был готов
к этому разговору, так как за несколько дней до этого Ю. Л. Кузнецов принес мне справку, где
показывалось, что при выполнении ТТЗ МО в части выведения на стандартную круговую орбиту
«Ангара-1.2» практически не решает целевых задач МО при выведении КА на солнечно-син-
хронные орбиты.

Проблема заключалась в том, что для получения отличной ракеты легкого класса необходи-
мо частично пожертвовать полной унификацией комплекса «Ангара», которая являлась осно-
вополагающим принципом ее создания.

По представленным предложениям УРМ-2 должен создаваться в двух вариантах: в штатном варианте для РН «Ангара-А3» и «Ангара-А5» и с уменьшенным диаметром баков для «Ангара-1.2». Кроме того, в состав РКН «Ангара-1.2» требовалось включить агрегатный модуль, который бы обеспечивал доразгон КА после отделения второй ступени. Такой вариант позволял в полном объеме выполнить все задачи государственных заказчиков как в настоящем, так и в обозримом будущем.

Разговор продолжался недолго. Было принято положительное решение, так как РН получилась отличной, а раз унификация - крайне незначительной. Сразу после принятия решения выпущен приказ ГKNПЦ на разработку за собственные средства дополнения № 3 к техническому проекту КРК «Ангара» в части новой конфигурации РКН «Ангара-1.2».

Государственными заказчиками наше предложение впоследствии было также принято, и они полностью оплатили работы по выпуску дополнения к ТП. План создания РКН «Ангара-1.2» включен в утвержденный Генеральный план-график создания КРК «Ангара» (дополнение Д), где первый пуск этой РКН должен быть осуществлен в 2014 г.

7.1. АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ РКН

В исходной конфигурации, показанной на рис. 7.1.1, «Ангара-1.2» представляла собой двухступенчатую РКН, скомпонованную на базе универсального ракетного модуля с ЖРД РД-191 (УРМ-1), используемого в составе первой ступени, и УРМ-2 с ЖРД РД-0124А, применяемого в составе второй ступени на РКН легкого класса или третьей ступени на РКН среднего и тяжелого классов.

Анализ целевых полезных нагрузок, предназначенных для выведения на РКН легкого класса показывает, что практически все ПН являются КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), метеорологии, тактической связи и навигации, функционирующими на средневысотных круговых приполярных или солнечно-синхронных орбитах (ССО) высотой 500-1500 км. В частности на РКН «Ангара-1.2» планируется выведение КА «Метеор-МП» массой 2300 кг на ССО высотой 835 км и наклонением $98,7^\circ$ и КА «Родник-С2» массой 1100 кг на круговую орбиту высотой 1300–1500 км и наклонением $82,5^\circ$.

С точки зрения особенностей целевого применения РКН легкого класса стандартный критерий «масса ПН, выводимой на низкую круговую орбиту», используемый при оценке энергетики РКН, не является объективной характеристикой, отражающей их эксплуатационные свойства. По этой причине при выборе оптимального варианта компоновки второй ступени РКН «Ангара-1.2» и оценке энергетики РКН в качестве типовой схемы полета было рассмотрено выведение ПН на круговую орбиту высотой 1000 км и наклонением 83° . Трасса на наклонение 83° наиболее востребована, поскольку используется при запуске с космодрома «Плесецк» РКН легкого класса типа «Космос», «Циклон-3», «Рокот».

Основные варианты второй ступени РКН, исследовавшиеся при оптимизации ее конструктивно-компоновочной схемы, приведены на рис. 7.1.1.

Базовый вариант второй ступени двухступенчатой РКН «Ангара-1.2» (Вар. 1) может реализовать только одноимпульсную схему «прямого» выведения КА на рабочую орбиту, поскольку ЖРД второй ступени РД-0124А является двигателем однократного включения. Следует при этом отметить, что для повышения энергетики в составе РКН предполагалось использовать облегченные варианты УРМ-2 и переходного отсека с сухими массами 3500 кг и 700 кг соответственно. Для справки: унифицированные для всего ряда РКН «Ангара» варианты УРМ-2 и переходного отсека, прочность которых определялась из условия эксплуатации в составе РКН «Ангара-А5» тяжелого класса, весят соответственно 3700 кг и 900 кг.

Как показывают результаты баллистических расчетов, приведенные на рис. 7.1.2, схема «прямого» выведения приводит к резкому снижению массы ПН при запуске на круговые орбиты высотой более 250-300 км.

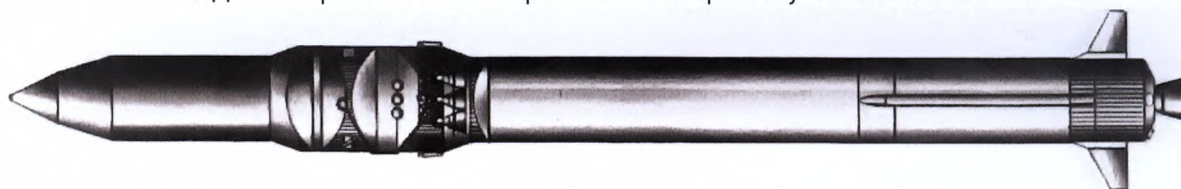
Известно, что энергетически-оптимальным вариантом выведения на средневысотные орбиты является двухимпульсная схема полета, предусматривающая выведение второй ступени РКН в перигей переходной эллиптической орбиты, апогей которой равен высоте рабочей орбиты КА, пассивный полет продолжительностью 40–60 минут и повторное включение ДУ в апогее переходной орбиты, обеспечивающее формирование рабочей круговой орбиты.

В первую очередь, определим, насколько эффективным является решение технической проблемы формирования двухимпульсной схемы выведения «в лоб» - путем установки на вторую ступень РКН однократного включения разгонного блока (РБ) на высококипящих компонентах, обеспечивающего отработку апогейного импульса.

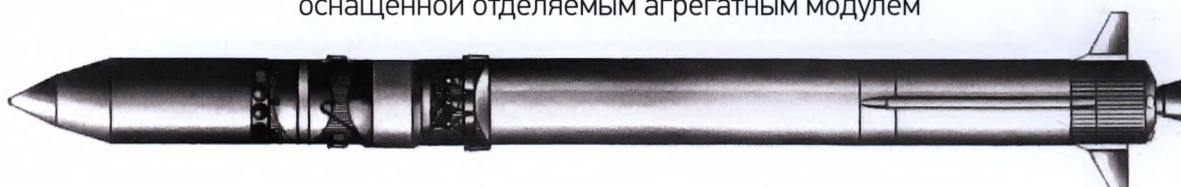
Компоновка трехступенчатого варианта РКН «Ангара-1.2» (две ступени и РБ) обозначена как вар. 2. В качестве разгонного блока используется центральная часть РБ «Бриз-М» с максимальным рабочим запасом топлива до 4,60 т и конечной массой 1,40 т. Массовая сводка РКН «Ангара-1.2» по вар. 2 приведена в табл. 7.1.1.

Следует отметить, что одной из особенностей «Ангара-1.2», оказывающей существенное

Исходный вариант РН «Ангара-1.2» со второй ступенью на базе УРМ-2



Оптимальный вариант РН «Ангара-1.2» со второй ступенью, оснащенной отделяемым агрегатным модулем



Варианты компоновки второй ступени



Оптимальный вариант второй ступени

Общий вид агрегатного модуля второй ступени с ПН на участке доведения на рабочую орбиту



Рис. 7.1.1. Варианты компоновки РН «Ангара-1.2»

Глава 7. Ракета космического назначения легкого класса

влияние на энергетику РН, является ее низкая стартовая тяговооруженность, вследствие чего для обеспечения безударного выхода РН из пусковой установки ее стартовая масса не должна превосходить 171,0 т, что соответствует тяговооруженности 1,15. В этой связи для выдерживания жестких требований по стартовой массе РН и обеспечения падения отделяющейся части (ОЧ) первой ступени в выделенный район МЗ в акватории Баренцева моря приходится уменьшать рабочие запасы топлива. На первой ступени со 128,14 до 122,6 т, на второй ступени с 25,2 до 24,55 т и на РБ с 4,60 т до 4,10 т.

Табл. 7.1.1. Массовые характеристики РН «Ангара-1.2» с разгонным блоком «Бриз»

Параметр	Первая ступень	Вторая ступень	РБ «Бриз»
Конструкция, т	9,22	3,50	1,20
Рабочий запас топлива, т	122,60	24,55	4,10
Остатки КРТ на момент отделения, т	1,27	0,51	0,20
Травление, т	0,08	0	0,02
Доп. элементы конструкции, т	0,70*	0,28**	0,02
Масса ступени на момент КП, т	133,87	28,84	5,52

Примечание

* Переходный отсек

** Снят передний отсек (-300 кг), добавлен промежуточный отсек (580 кг)

Необходимость снижения заправки РБ объясняется его низкой тяговооруженностью, вследствие чего полет на участке первого включения происходит на больших углах атаки и потери характеристической скорости на управление превышают 850 м/с. В результате дальнейшее увеличение рабочего запаса топлива РБ приводит не к возрастанию массы ПН, а к возрастанию гравитационных потерь характеристической скорости и потерь на управление.

Еще одной проблемой для трехступенчатой РН является необходимость дополнительного выделения района падения для ОЧ второй ступени. Положение усугубляется тем, что оптимальный район должен располагаться на удалении от старта не менее 4000 км.

Такая дальность определяется необходимостью формирования начальных условий движения РБ, соответствующих навесной траектории полета с апогеем 360 км и начальным углом тангажа не менее 7,5°. В противном случае потери РБ «Бриз» на управление при доразгоне будут еще больше. С другой стороны при запуске на орбиту с наклонением 63° трасса пересекает границу Монголии на удалении 3400 км от старта, а при запуске на ССО выбранный район располагается в Канадском секторе Арктики.

Проведенные баллистические расчеты показывают, что вариант РН «Ангара-1.2» с РБ «Бриз» выводит на рабочую орбиту высотой 1000 км и наклонением 83° ПН массой 1750 кг. Таким образом, как видно из рис. 7.1.2, требование Заказчика по массе ПН, выводимой на средневысотную круговую орбиту, не удовлетворяется более чем на 600 кг. Кроме того, такая энергетика не обеспечивает выведение КА типа «Метеор-МП» на ССО.

Очевидным недостатком трехступенчатого варианта РН «Ангара-1.2» является также и высокая стоимость РН легкого класса, в состав которой входит полноценный РБ, оснащенный собственной системой управления и дорогостоящей ДУ многократного включения.

Следует отметить, что РН легкого класса в силу ряда объективных причин имеют меньшую массовую отдачу по полезной нагрузке, чем РН среднего или тяжелого классов, вследствие чего они более чувствительны к процессу оптимизации параметров второй ступени. С этой точки зрения **УРМ-2, спроектированный из условий прочности конструкции, рабочего запаса топлива (35,2 т) и диаметра баков под РН тяжелого класса, не является оптимальным вариантом для РН легкого класса.** Таким образом, чтобы радикально повысить энергетику РН и довести ее до уровня требований Заказчика, необходимо определить комплекс мероприятий

по оптимизации параметров второй ступени с учетом особенностей ее применения в составе РН легкого класса.

Одним из путей повышения энергетики РН является уменьшение базового диаметра блока баков второй ступени с 3,6 м до 2,9 м, как показано на рис. 7.1.1, позволяющее снизить аэродинамические потери на участке выведения на 35-60%. Уменьшение диаметра обечаек баков потребует для снижения массы конструкции оптимизации радиуса днищ баков и величины рабочего запаса топлива второй ступени. В части последнего параметра расчеты показывают, с учетом ограничения на предельную стартовую массу РН, рабочий запас топлива второй ступени не превосходит 23,0 т.

На базе новой компоновки второй ступени, показанной на рис. 7.1.1, были проанализированы три варианта двигательной установки.

В вар. 3 была рассмотрена вторая ступень с перспективным вариантом ЖРД РД-0124А многократного включения. В настоящей главе не рассматриваются возможные сроки и стоимость создания такого двигателя, а также вопросы его надежности. Однако следует отметить, что многолетний опыт эксплуатации единственного в мире кислородно-керосинового ЖРД многократного включения 11Д58, используемого в составе РБ «ДМ», показывает, что обеспечение повторного запуска «полукриогенного» двигателя до сих пор остается сложной технической проблемой, сопряженной с возможным возникновением нештатных ситуаций при его повторном включении. Кроме того, требование по реализации повторного включения ДУ приводит к усложнению ПГС и необходимости оснащения второй ступени дополнительными системами и агрегатами, увеличивающими ее массу.

В частности, на ступени должна быть установлена система обеспечения запуска (СОЗ), работающая на высококипящих компонентах и обеспечивающая управляемый полет ступени на

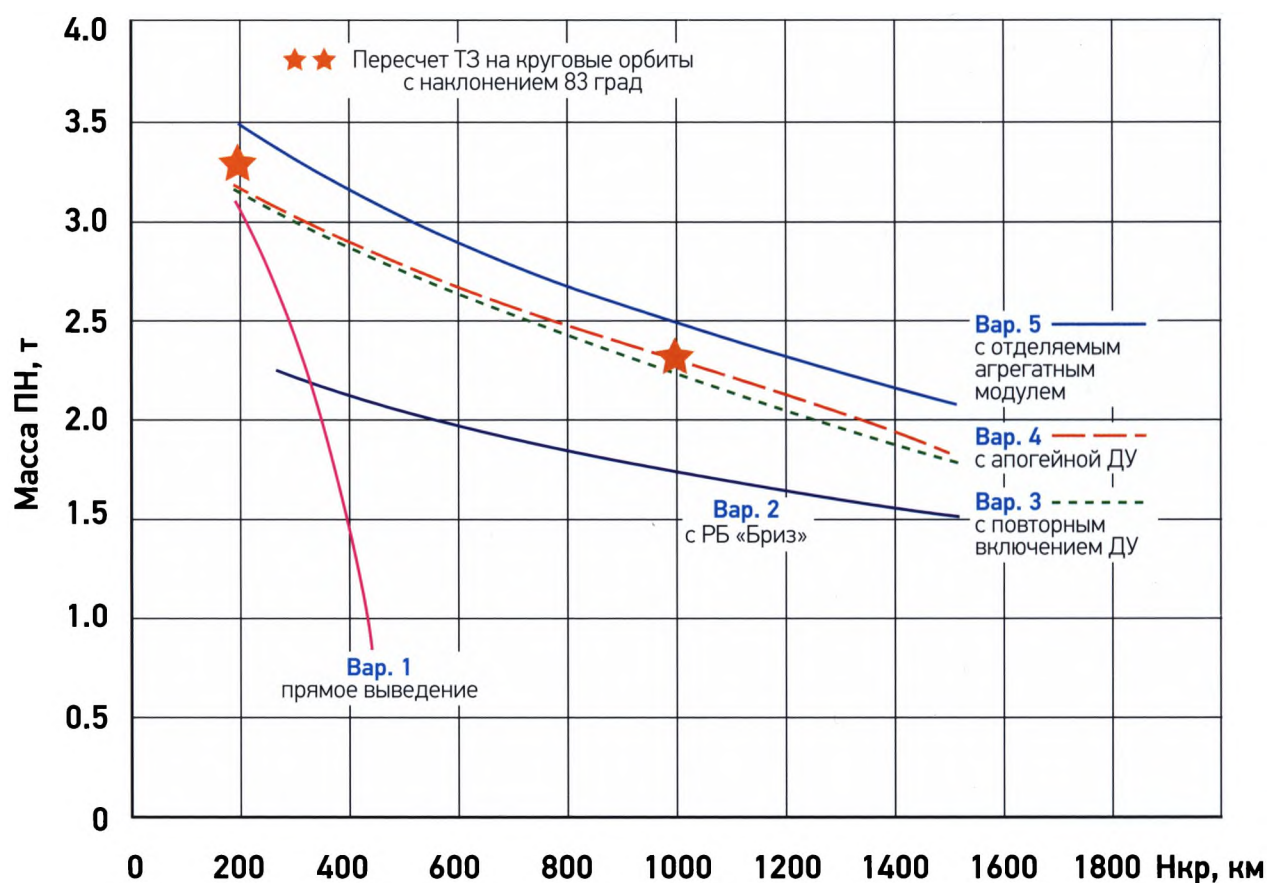


Рис. 7.1.2. Сравнение энергетических характеристик вариантов второй ступени РН при выведении ПН на круговые орбиты с наклоном 83 град

баллистической паузе, создание перегрузки перед повторным включением маршевого двигателя, а также увод ступени с рабочей орбиты КА. СОЗ komponуется на базе блоков ДУ малой тяги и баков высокого давления, используемых на РБ «Бриз». Масса снаряженной СОЗ составляет 160 кг, в том числе конструкция 110 кг и топливо в двух ШБ высокого давления 50 кг.

Доработка ДУ РД-0124А под повторное включение предусматривает установку двух ампул с пусковым горючим, доработку ЭПК, установку дополнительных ШБ с азотом и гелием для продувки ДУ после выключения, и управление работой автоматики ДУ при повторном включении. Общее увеличение конструкции ДУ оценивается в 60 кг. Доработки потребует и система подачи топлива, которая будет включать размещение в баке окислителя дополнительных ШБ с азотом общей массой 250 кг, обеспечивающих наддув практически пустых баков ступени перед повторным запуском двигателя. Массовая сводка РН по вар. 3 приведена в табл. 7.1.2.

Табл. 7.1.2. Массовые характеристики РН «Ангара-1.2» со второй ступенью повторного включения

Параметр	Первая ступень	Вторая ступень
Конструкция, т	9,45	2,89
Рабочий запас топлива, т	128,14	23,00+0,05
Остатки КРТ на момент отделения, т	1,28	0,45
Травление, т	0,08	0,04
Доп. элементы конструкции, т	0,36*	0,42**
Масса ступени на момент КП, т	139,31	26,85

Примечание

* Переходный отсек

** ШБ с азотом 250 кг, доработка ДУ 60 кг, СОЗ 110 кг

Расчеты показывают что РН «Ангара-1.2», оснащенная второй ступенью с ДУ повторного включения, выводит на круговую орбиту высотой 1000 км и наклоном 83° ПН массой 2250 кг, т.е. почти удовлетворяет требованиям, предъявляемым к энергетике РН. Однако остается нерешенной проблема создания ДУ многократного включения.

По этой причине были рассмотрены альтернативные способы реализации апогейного импульса. Основной мотивацией был тот факт, что при двухимпульсной схеме выведения ПН на круговую орбиту высотой 1500 км (более высокие круговые орбиты практически не используются) величина апогейного импульса не превышает 3АО м/с. Для выдачи импульса такой величины маршевый двигатель второй ступени должен проработать на номинальном режиме всего 5,3 с, что соответствует полному времени работы 7,8 с. При этом расходуется не более 575 кг топлива.

Предлагается отработать апогейный импульс с помощью двигателей СОЗ, увеличив соответственно запас топлива, хранящийся в ШБ высокого давления. Перспективность такого способа выдачи апогейного импульса заключается в простоте технической реализации: 4 блока двигателей малой тяги используются готовые с РБ «Бриз», ШБ подбираются из имеющейся номенклатуры из условия размещения 740 кг топлива. Массовая сводка РН по вар. А с интегрированной в состав второй ступени апогейной ДУ малой тяги приведена в табл. 7.1.3.

РН «Ангара-1.2» по вар. А, оснащенная второй ступенью с апогейной ДУ малой тяги, выводит на круговую орбиту высотой 1000 км и наклоном 83° ПН массой 2300 кг. Выигрыш в массе ПН по сравнению с вар. 3 определяется в основном уменьшением массы конструкции второй ступени и ее конечной массы на рабочей орбите. Последнее достигается за счет того, что после отработки первого импульса и выключения маршевого двигателя из баков второй ступени стравливаются остатки топлива и газов общей массой до 400 кг.

Табл. 7.1.3. Массовые характеристики РН «Ангара-1.2» со второй ступенью с апогейной ДУ малой тяги

Параметр	Первая ступень	Вторая ступень
Конструкция, т	9,45	2,89
Рабочий запас топлива, т	128,14	23,00+0,69**
Остатки КРТ на момент отделения, т	1,28	0,40+0,02
Травление, т	0,08	0,03
Доп. элементы конструкции, т	0,36*	0,25***
Масса ступени на момент КП, т	139,31	27,28

Примечание* *Переходный отсек*** *Рабочий запас топлива СОЗ**** *Конструкция СОЗ*

Недостатком вар. Д являются проблемы с компоновкой большого количества ШБ в межбаковом или хвостовом отсеках и нерациональная схема полета, предусматривающая выведение на рабочую орбиту КА отработавшей на переходной орбите маршевой ДУ и пустого блока баков.

Проблема была решена в вар. 5 путем перекомпоновки приборов системы управления и другого оборудования, перенесенных из межбакового отсека в специально выделенный приборный отсек, расположенный над баком горючего. В этом же отсеке размещается апогейная ДУ. В совокупности приборный отсек, оборудование и апогейная ДУ образуют автономный агрегатный модуль (АМ), который отделяется после отработки первого импульса от второй ступени и дальше функционирует уже самостоятельно. Массовая сводка РН по вар. 5 с отделяемым агрегатным модулем приведена в табл. 7.1.4.

Выигрыш в энергетике РН достигается за счет резкого снижения массы конструкции РН и остатков топлива, выводимых вместе с ПН на рабочую орбиту. Если в варианте с неотделяемой апогейной ДУ эта масса (конструкция и ЗИМ СОЗ) равна 3160 кг, то в варианте с отделяемым АМ она составляет всего 670 кг.

Фактически с учетом массы выводимой ПН конечная масса РН в момент отделения КА на рабочей орбите будет различаться не так значительно. Тем не менее, использование отделяемого АМ позволяет снизить расход топлива на отработку апогейного импульса в 2 раза: с 690 кг до 340 кг.

Табл. 7.1.Д. Массовые характеристики РН «Ангара-1.2» со второй ступенью с отделяемым агрегатным модулем

Параметр	Первая ступень	Вторая ступень
Конструкция, т	9,45	2,60+0,65**
Рабочий запас топлива, т	128,16	23,00+0,36**
Остатки КРТ на момент отделения, т	1,28	0,60+0,03**
Травление, т	0,08	0+0,02**
Доп. элементы конструкции, т	0,36*	0,10***
Масса ступени на момент КП, т	139,31	27,16

Примечание* *Переходный отсек*** *Параметры АМ**** *Проставна нрепления*

РН «Ангара-1.2», вторая ступень которой снабжена отделяемым агрегатным модулем выводит на круговую орбиту высотой 1000 км и наклонением 83° ПН массой 2500 кг. Как видно из рис. 7.1.2, выигрыш в массе ПН у вар. 5 по сравнению с вариантами второй ступени с ДУ повторного включения и интегрированной апогейной ДУ малой тяги составляет около 250 кг во всем рассмотренном диапазоне круговых орбит.

На рис. 7.1.3 приведены результаты сравнения энергетических характеристик ряда РН легкого класса, запускаемых с российских космодромов, при выведении ПН на средневысотные круговые орбиты.

Как видно из представленных данных, предлагаемый вариант РН «Ангара-1.2» с вновь разработанной ступенью оптимальной размерности, снабженной отделяемым агрегатным модулем эквивалентен по своим энергетическим характеристикам трехступенчатой РН «Циклон-3» и с некоторым запасом выполняет требования Заказчика по выведению КА как на низкую, так и на средневысотную круговую орбиты.

С целью подтверждения эффективности выбранных проектно-баллистических решений была проведена сравнительная оценка удельной стоимости выведения ПН на средневысотную орбиту для нескольких вариантов РН, результаты которой показаны на рис. 7.1.4. При сравнении вариантов в качестве базового параметра были приняты характеристики РН легкого класса «Рокот», успешно эксплуатирующейся в настоящее время.

Предложения 4 ЦНИИ в Проект ТЗ на РН легкого класса «Ангара-1.2»

- ★ – не менее 3,7 т на круговую орбиту высотой 200 км и наклонением 63°
- ★ – не менее 2,7 т на круговую орбиту высотой 1000 км и наклонением 63°

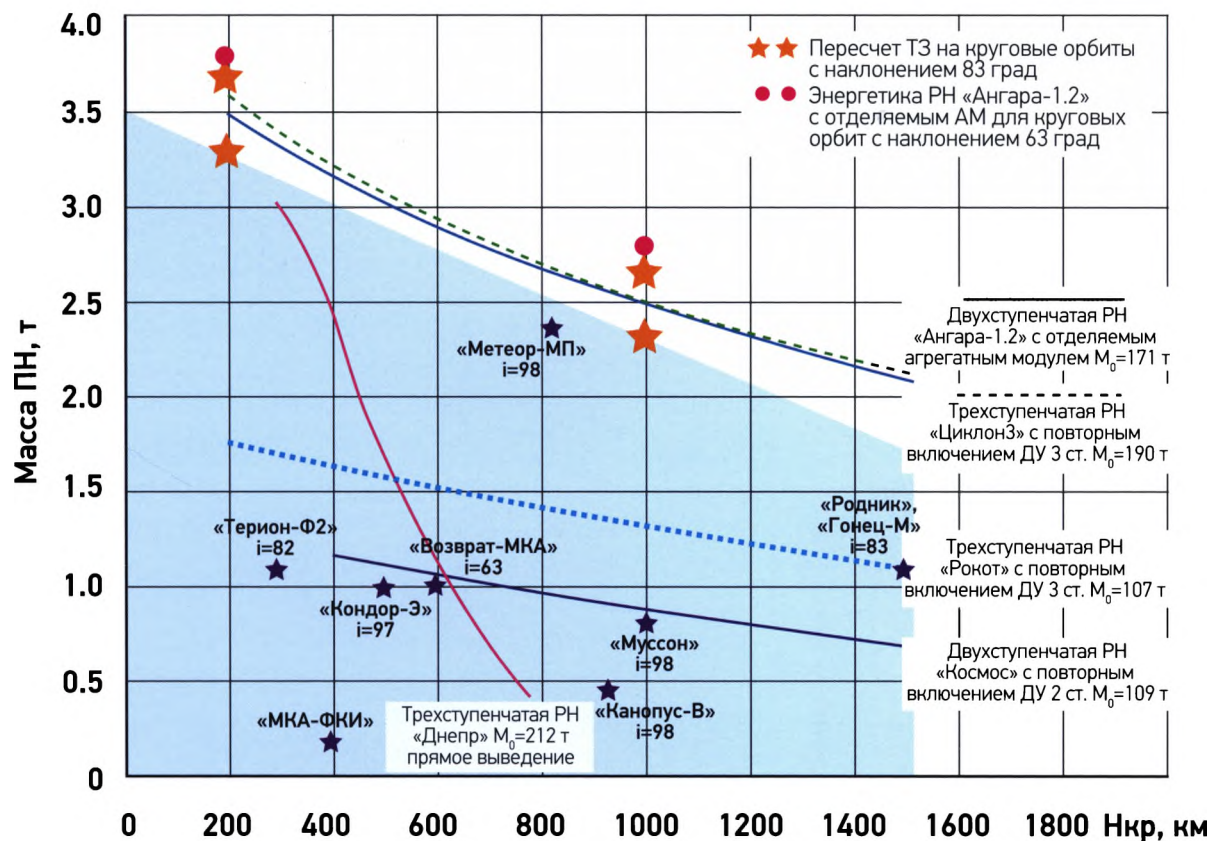


Рис. 7.3.3. Сравнение энергетических характеристик РН легкого класса при выведении ПН на круговые орбиты с наклонением 83°

Результаты проведенных оценок позволяют сделать вывод об эффективности варианта второй ступени с отделяемым агрегатным модулем. Таким образом, **по совокупности критериев «максимальная масса ПН» и «минимальная удельная стоимость выведения» вариант второй ступени с отделяемым АМ был принят для дальнейшей проработки.**



Рис. 7.1.4. Сравнение эффективности вариантов РН «Ангара-1.2» при выведении ПН на круговую орбиту высотой 1000 км и наклоном 83°

Мне бы не хотелось чтобы у читателя сложилось не правильное представление о простоте того, как создавался космический ракетный комплекс «Ангара». Сделал проект, разработал КПЭО, КПОН, КПОБ и работай себе по ним не зная забот. Как же это сильно расходится с реальной действительностью.

Тысячи нерешенных вопросов и замечаний, сотни задач которые надо решить, десятки сложнейших научно технических и технологических проблем, без преодоления которых дальнейший путь к финишу невозможен. Все в этой книге описать не реально, но приведу три наглядных примера. Вот, что рассказывает о решениях наиболее непростых проблем первый заместитель генерального конструктора КБ «Салют» С. А. Петроковский.



**Петроновский Сергей
Александрович**

Первый заместитель генерального конструктора КБ «Салют», руководил проектно-расчетным направлением конструкторского бюро. Доктор технических наук. Лауреат Государственной премии СССР и премии Правительства РФ. Награжден орденом «Дружбы», медалями «В память 850-летия Москвы» и другими, ведомственными наградами Роскосмоса и медалями Федерации космонавтики. Удостоин почетного звания «Заслуженный конструктор Российской Федерации». С. А. Петроковский внес выдающийся вклад в создание КРК «Ангара».

Воспоминания С.А. Петроковского

Решение проблем, связанных с разработкой динамической схемы РИН «Ангара-А5»

Динамическая схема РИН (математическая модель движения) представляет собой:

- 1- систему уравнений возмущенного движения РИН (систему обыкновенных дифференциальных уравнений в отклонениях);
- 2- таблицы численных значений коэффициентов уравнений возмущенного движения в зависимости от времени полета.

Для 1 -й ступени РИН «Ангара-А5», представляющей пакетную конструкцию, на момент начала работ по разработке РИН не был разработан отраслевой стандарт.

Предварительная динамическая схема, разработанная КБ «Ангара-А5» в 2004 г. в соответствии с отраслевым стандартом ОСТ 92-4548-85 для ракет тандемной компоновки была направлена как разработчику СУ РН, так и на экспертизу в ЦНИИМаш.

Проведенный в ЦНИИМаш анализ динамических свойств РИН «Ангара-А5» показал, что предварительная динамическая схема требует значительного уточнения из-за существенных особенностей, присущих ракетам пакетной компоновки. И этим особенностям относятся:

- возбуждение в полете пространственных изгибно-продольно-крутильных колебаний корпуса центрального и боковых блоков РИН;
- появление наряду с волновыми гидроупругих колебаний корпуса;
- влияние продольных колебаний окислителя в трубопроводах боковых блоков на поперечные колебания конструкции.

Составление динамической схемы в общем виде приводит к чрезвычайно громоздкой системе уравнений, что требует создания новой стендовой базы у разработчика системы управления. С другой стороны, конструкция РКН имеет две плоскости симметрии.

Работы по разработке динамической схемы РН с 2004 года были возложены на ЦНИИМаш.

По результатам работ проводимых КБ «Салют» совместно с ЦНИИМаш значительно изменилась аэродинамика, гидродинамика и, что особенно важно, обнаружилась несимметрия собственных форм колебаний. Эта несимметрия динамической модели связана с конструктивными особенностями объединения центрального и боковых блоков РКН в пакет и с определенной осевой несимметрией боковых блоков. Как показали предварительные исследования, несимметрия динамической модели начинает проявляться на частотах колебаний конструкции РИН выше 5 Гц.

В связи с этим в ЦНИИМаш в 2008-2011 годах проводились работы по анализу возможности симметризации математической модели упругого изделия и ее использования для разработки СУ

Учет несимметрии конструкции РКН в динамической схеме потребовал бы существенного увеличения размерности системы уравнений движения и отказа от разделения каналов управления, что значительно усложнило бы разработку СУ.

Важное место занимали работы, связанные с верификацией динамической модели РН «Ангара-А5» для проведения расчетов упругой динамической схемы для СУ РН:

- верификация и синтез динамических характеристик фрагментов динамической схемы РН «Ангара-А5» по результатам «холодных» и огневых испытаний И1А1С, частотных и динамических испытаний предусмотренных ИПЭО сборок для идентификации динамических характеристик и уточнения размерных коэффициентов динамической схемы РИН «Ангара-А5».

- верификация полосы разбросов коэффициентов динамической схемы по экспериментально подтвержденным исходным данным.

- анализ устойчивости продольных колебаний РН «Ангара» с учетом разбросов параметров системы по экспериментально подтвержденным исходным данным, а также работы, связанные с минимизацией количества расчетных случаев разработчику СУ для проведения анализа устойчивости и управляемости движения РИН в неноминальных режимах при наличии разбросов на более чем 200 параметров движения изделия.

По результатам работ проведенных в ЦНИИМаш была разработана динамическая схема РИН «Ангара-А5» на участие полета первой ступени с учетом внешних возмущений, подвижности жидкости в топливных баках, упругости конструкции, колебаний жидкости в топливных магистралях, колебаний тяги двигательных установок.

Было проведено расщепление общей системы уравнений возмущенного движения РИН на независимые подсистемы, состоящие из уравнений, описывающих движение РИН в плоскости тангажа, в плоскости рыскания, в канале крена и в направлении продольной оси («продольные» колебания РИН).

Показано, что для РИН «Ангара-А5» появятся две подсистемы, описывающие колебания боковых блоков: при которых центральный блок остается неподвижным и подсистема «продольных» колебаний. Это позволило проводить анализ этих подсистем отдельно от исследования устойчивости в каналах управления.

В данной работе принимали участие: Ветлов В. И., Иоровай А. И., Володин В. Д. - к.т.н., Альтшулер А. Ш. - к.т.н., Соломаха С. Г., Лотарев Н. М., Притыкин А. Ю., Бахтин А. Г. - к.т.н., Охотников О. И.

Исследование зон повышенных тепловых потоков на РНН «Ангара-А5»

Особенности компоновки РИН «Ангара-А5»: модульная конструкция первой ступени, с боковыми блоками большого диаметра, равного диаметру центрального блока (II ступень РН), «надкалиберный» головной обтекатель, наличие различных местных обтекателей, обуславливают возникновение в процессе полета в атмосфере сложной картины течения с отрывными зонами, зонами пикового нагрева - в области интерференции скачков уплотнения перед боковыми блоками и в межблочных пространствах РНН. Для определения аэродинамических тепловых нагрузок в указанных зонах специалисты ИВ «Салют» провели комплексные экспериментальные исследования на экспериментальной базе «ЦАГИ» на моделях: А5Н81, А5И82-100 и АИ82 в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-117 ФГУП «ЦАГИ».

Для проведения испытаний использовалась модель А5Н82 в масштабе 1:60, воспроизводящая компоновку РНН целиком, включая головную часть и все ступени. Для формирования турбулентного пограничного слоя, в ряде экспериментов, на модель наносился турбулизатор.

Матрицы режимов испытаний в АДТ Т-117 включали варьирование следующих параметров:

- углы атаки: 0,5, 10 градусов
- углы крена: 0,45 градусов

Для оптимизации процесса испытаний была использована следующая методология: вначале на текстолитовой модели А5Н82-100 методом термоиндикаторных покрытий и методом визуализации определялось распределение тепловых потоков по поверхности модели и расположение локальных «пиковых» областей тепловых нагрузок. Затем проводились испытания на металлической модели А5Н82, оснащенной датчиками статического давления и теплового потока. В качестве средств измерения величин тепловых потоков на металлической модели А5Н82 использовались датчики калориметрического типа (калориметры), располагавшиеся в зонах повышенного теплового нагружения, определенных на основании результатов испытаний модели А5Н82-100.

Расположение точек измерения статического давления на модели А5К82, в целом соответствует расположению калориметров, при этом также учитывались результаты визуализационных исследований внешней картины обтекания (скачки уплотнения, отрывы и поверхностные линии тока) с использованием моделей А5К81 и А5К82-100.

В результате проведенных испытаний наибольшие величины тепловых потоков, превышающие в десятки раз потоки вне зон интерференции, измерены при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ в локальных зонах на поверхности носовой части бокового блока; на верхней поверхности обтекателей плат отрывных соединений, расположенных под боковыми блоками; на поверхности тяг крепления к боковому блоку.

В первом пуске РН «Ангара-А5» реализовывались малые углы атаки и тепловые потоки в зонах усиления во время пуска подтвердили результаты испытаний в аэродинамической трубе при малых углах атаки. В случае необходимости увеличения программного угла атаки в качестве ИД по тепловым нагрузкам для расчетов температурных режимов в зонах усиления будут использованы результаты по тепловым нагрузкам трубных испытаний для соответствующих углов атаки.

В данной работе принимали участие: Каракотин Иван Николаевич, Кудинов Александр Сергеевич - к.т.н., Юрченко Ирина Ивановна - д.т.н.

«Холодное» отделение верхней ступени ранет-носителей семейства «Ангара»

Для всех ранет-носителей (РН), использующих жидкие компоненты топлива, приняты циклограммы разделения ступеней, не допускающие даже кратковременное отсутствие продольных ускорений, действующих на верхнюю отделяющуюся ступень.

Основанием для выбора таких циклограмм является возможность незапуска двигательной установки ступени из-за «отлива» жидких компонентов топлива от заборных устройств в условиях отсутствия продольного ускорения.

Например, на РН «Протон» было реализовано «горячее» разделение первой и второй ступеней, при котором запуск второй ступени происходит в конце работы двигательной установки первой с обеспечением выхода струи газов сквозь межступенную ферму.

На той же РН продольное ускорение третьей ступени в процессе разделения обеспечивается четырьмя двигателями малой тяги, начинающими работать до выключения маршевой двигательной установки второй ступени.

Аналогичные циклограммы разделения ступеней были реализованы и на других отечественных и зарубежных РН, работающих на жидких компонентах топлива. Для твердотопливных РН такой проблемы не существует.

На РН «Ангара», в отличие от других носителей, было реализовано «холодное» отделение верхней ступени вместе с разгонным блоком и полезной нагрузкой, при котором отделяемая часть РН около четырёх секунд не испытывает заметного продольного ускорения до момента включения маршевой двигательной установки ступени.

Для обоснования «холодного» способа отделения верхней ступени было проанализировано поведение жидких компонентов топлива в её баках при отсутствии продольного ускорения.

В момент исчезновения продольного ускорения возникают продольные силы, действующие на компоненты топлива, связанные с высвобождением части запасенной энергии упругой деформации днищ бонов.

Эти силы невелики и не могут вызвать перемещение больших масс компонентов топлива. Отрыв топлива от днищ с заборными устройствами невозможен из-за несжимаемости жидкости, осесимметричности и малости действующих сил.

В результате силового воздействия днищ на компоненты топлива возможно образование концентрических волн с небольшой амплитудой на поверхностях компонентов, граничащих с газовыми «подушками», не проводящих и перемешиванию жидкостей и газов и образованию газовых пузырей.

Процессы, описанные выше, предполагают мгновенное падение продольного ускорения от номинального значения, обусловленного тягой двигательной установки нижерасположенной ступени, до нуля. На самом деле спад тяги растянут по времени на полторы секунды и, следовательно, силовое воздействие конструкции бонов на компоненты топлива значительно слабее.

«Холодный» способ отделения верхней ступени позволил отказаться от создания дополнительной двигательной установки малой тяги, обеспечивающей продольное ускорение отделяемой части РН в четырехсекундной паузе, что привело к снижению стоимости проекта и самой РН «Ангара».

Проведенные успешные запуски легкой и тяжелой РН «Ангара» подтвердили правильность выбранной циклограммы отделения верхней ступени.

В работе по обоснованию возможности «холодного» отделения верхней ступени РН «Ангара» принимали участие: Елисеев В. В., Партола. И.С.-н.т.н., Петроковский С. А- д.т.н.

7.2. «АНГАРА-1.2» ШТАТНАЯ

Назначение и состав КРК

Космический ракетный комплекс «Ангара» предназначен для выведения полезных нагрузок на различные орбиты, в том числе и отлетные к другим планетам в интересах науки, народного хозяйства, МО и коммерческих целях.

Состав КРК «Ангара» представлен на рис. 7.2.1.

РН «Ангара-1.2» штатного исполнения и РН «Ангара-1.2ПП» (первого пуска) предназначены для решения разных задач и имеют свои особенности.

РН «Ангара-1.2» штатная предназначена для выведения полезных нагрузок.

РН «Ангара-1.2ПП» (первого пуска) предназначена только для одного пуска по баллистической траектории с целью отработки и повышения безопасности пуска РН «Ангара-А5».

Ракета космического назначения легкого класса «Ангара-1.2» предназначена для выведения одиночных и групповых полезных нагрузок на круговые и эллиптические околоземные орбиты для решения задач в интересах Минобороны, науки, народного хозяйства и в коммерческих целях.

Ввиду невозможности повторного запуска маршевого двигателя второй ступени, для формирования более высоких целевых орбит, чем опорная, в состав II ступени входит отделяемый агрегатный модуль.

Агрегатный модуль после отделения от II ступени выполняет функции малоразмерного разгонного блока, и в его оснащение входят БАСУ всей РН, БИК, ДУ с вытеснительной системой подачи компонентов топлива на основе ЖРД малой тяги, средства отделения от II ступени и другое оборудование, необходимое для автономного полета.

Схема деления РКН «Ангара-1.2» представлена на рис. 7.2.2.

Схема деления РН «Ангара-1.2» представлена на рис. 7.2.3.

Ракета-носитель «Ангара-1.2ПП» первого пуска предназначена для отработки РН «Ангара-А5». РН «Ангара-1.2ПП» имеет в своей основе УРМ-1 и УРМ-2, общие с РН «Ангара-А5».

Целью пуска РН «Ангара-1.2ПП» является отработка: УРМ-1 и УРМ-2 из состава «Ангара-А5», ТК, УСК, технологии работ с РКН и ее составными частями на ТК и УСК, ГО предназначенного для дальнейшего штатного использования в составе РКН «Ангара-1.2».

Опережающий пуск РН «Ангара-1.2ПП» перед пуском РН «Ангара-А5» обеспечивает повышение вероятности выполнения целевой задачи РН «Ангара-А5» с 0,755 до 0,816 и в два раза снижает риск разрушения стартовых сооружений. Технический риск, связанный с проведением пуска РН «Ангара-1.2ПП» в качестве первого летного изделия КРК «Ангара», составляет 9,1 %.



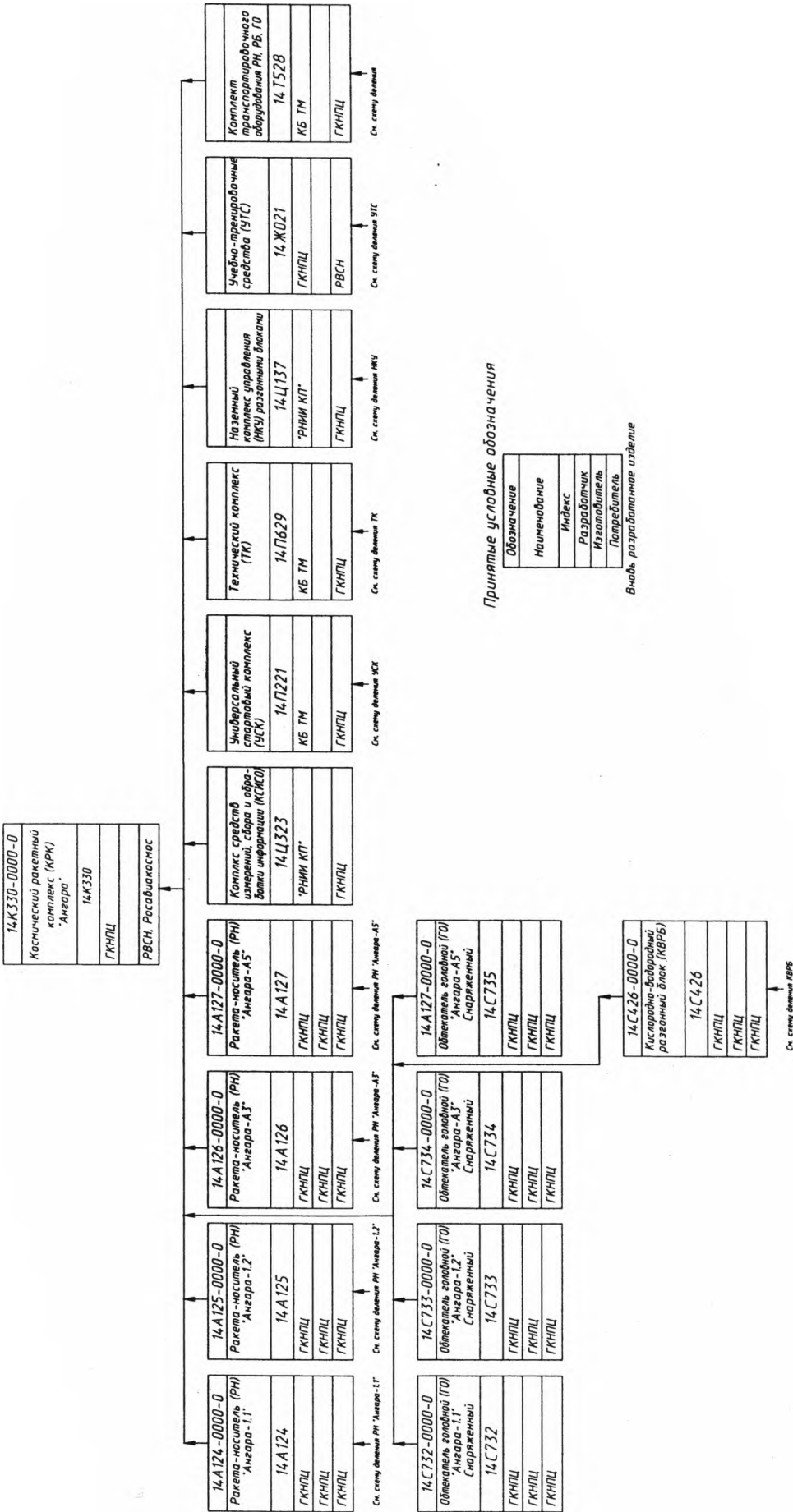
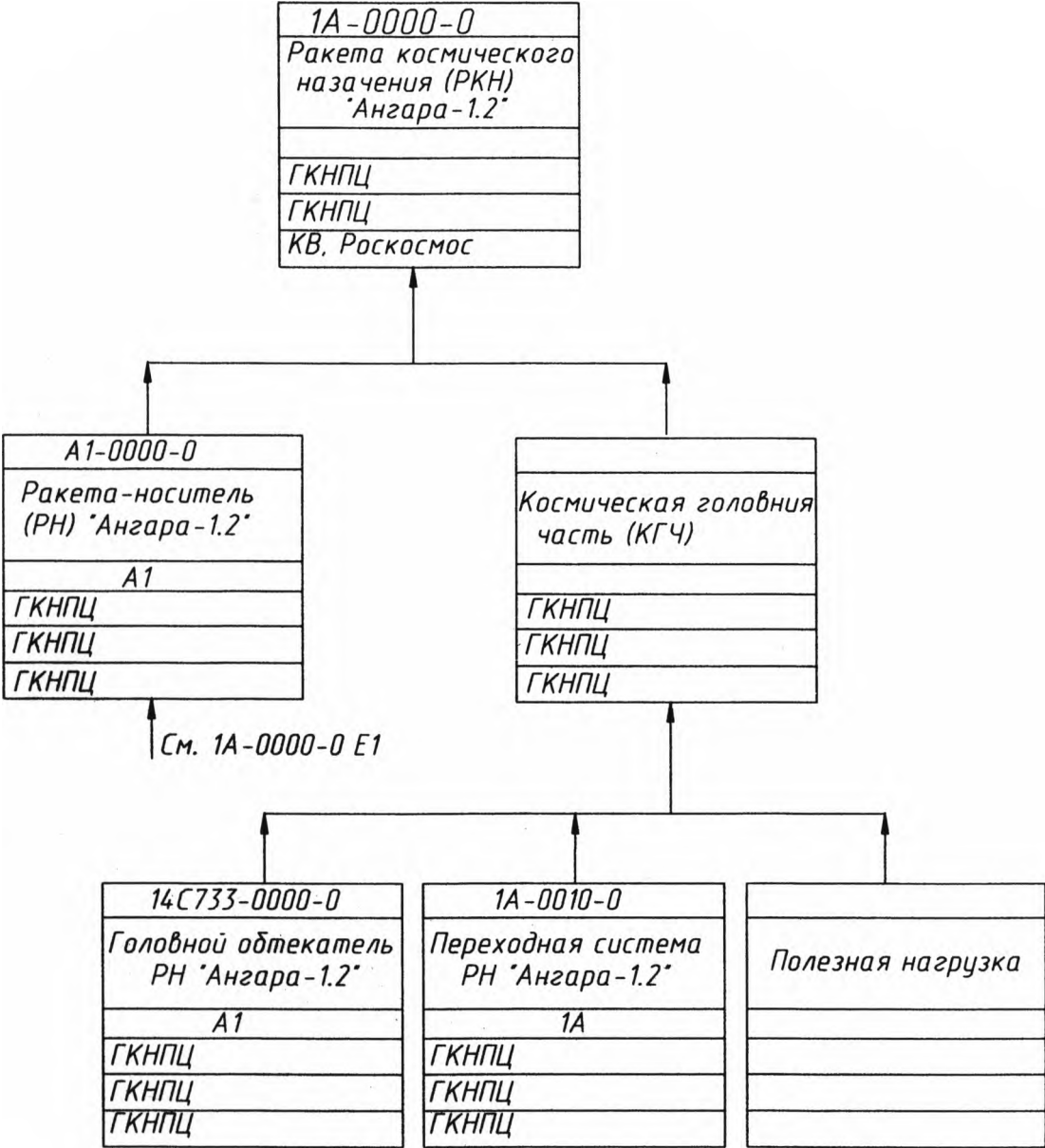


Рис. 7.2.1. Состав КРК «Ангара»



Принятые условные обозначения

Обозначение
Наименование
Индекс
Разработчик
Изготовитель
Потребитель

Вновь разработанные изделия
и составные части

Рис. 7.2.2. Схема деления РКН «Ангара-1.2»

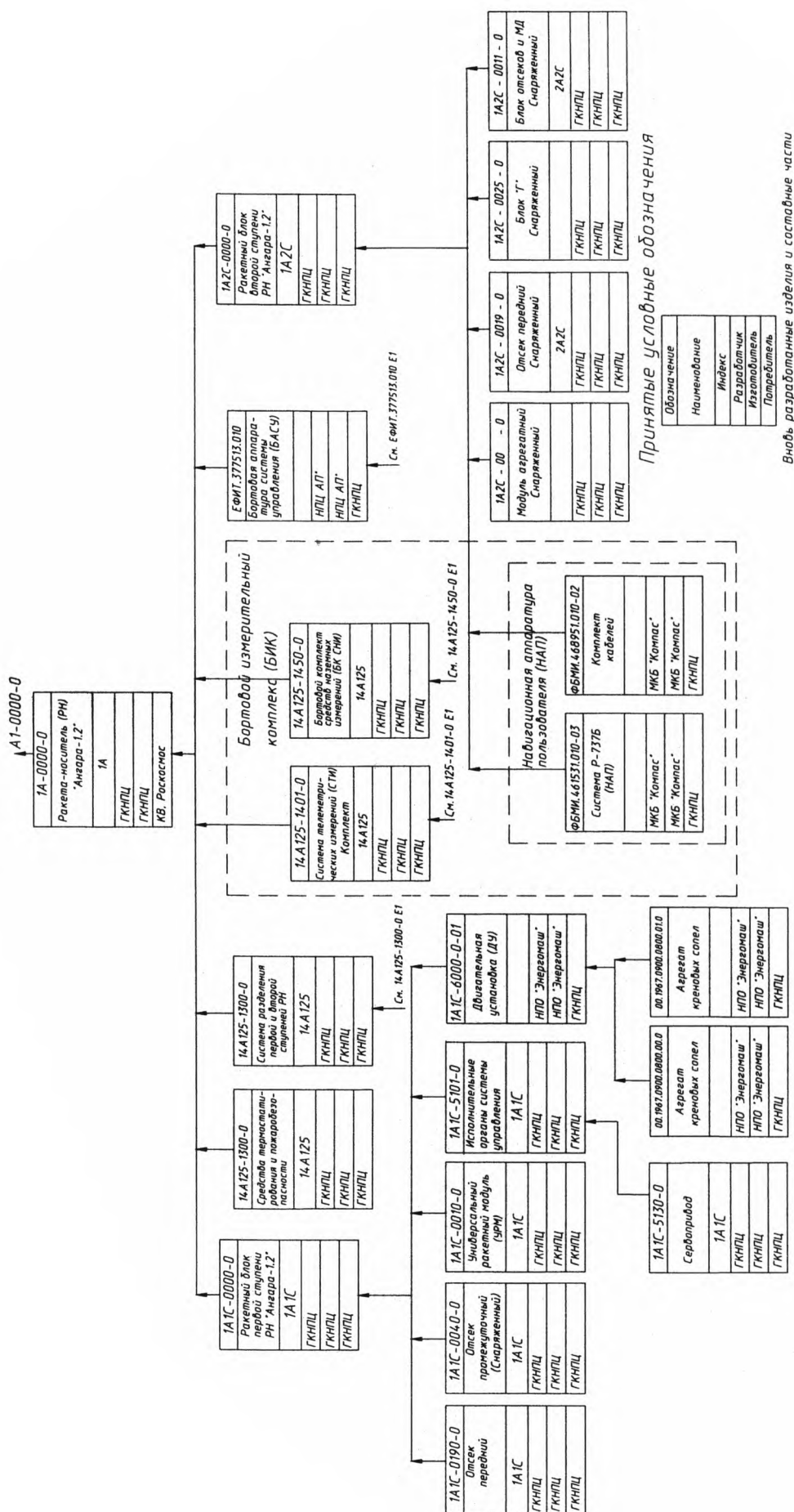


Рис. 7.2.3. Схема деления РН «Ангара-1.2»

Основные характеристики РКН

Ракета космического назначения легкого класса «Ангара-1.2» представляет собой двух-ступенчатый носитель, оснащенный отделяемым агрегатным модулем, выполняющим функции малоразмерного разгонного блока. Основные технические характеристики представлены в таблице 7.2.1.

Табл. 7.2.1. Основные технические характеристики

Наименование характеристик	Параметр
Базирование комплекса «Ангара»	Космодром «Плесецк»
Тип старта	Наземный
Управление подготовкой и пуском	Автоматизированное
Способ управления полетом	Автономный
Стартовая масса (не более), т	171
Габаритные размеры:	
- длина, м	42,8
- диаметр, м	2,9
Число ступеней	2 + агрегатный модуль
Компоненты топлива:	
- I и II ступень	Кислород+нафтил
- Агрегатный модуль	АТ+НДМГ
Масса полезного груза (Нкр=200км, i=63°), кг	3700
Точность выведения ПН на рабочую орбиту:	
по высоте, %	±2
по наклонению, град	±0,05
Время полета РКН, час	до 4

Компоновка и конструкция РКН

Ракета космического назначения легкого класса «Ангара-1.2» штатного исполнения приведена на рисунке 7.2.4. РКН состоит из ракеты-носителя (РН) и космической головной части (КГЧ).

РН «Ангара-1.2» состоит из:

- первой ступени - на базе универсального ракетного модуля УРМ-1,
- второй ступени диаметром 2,9 м на базе узлов и агрегатов УРМ-2. В состав второй ступени входит агрегатный модуль.

Космическая головная часть состоит из:

- полезного груза;
- переходной системы для ПН;
- головного обтекателя диаметром 2,9 м.

Ступени РН соединены последовательно.

Первая и вторая ступени РКН «Ангара-1.2» работают на экологически чистых компонентах топлива O_2 + нафтил.

Входящий в состав II ступени агрегатный модуль оснащается ДУ на высококипящих компонентах топлива - АТ/НДМГ.

Ракета-носитель «Ангара-1.2»

Компоновочная схема РКН «Ангара-1.2» приведена на рис. 7.2.5.

Первая ступень

В основе первой ступени РКН «Ангара-1.2» (рис. 7.2.6.) применяется универсальный ракетный модуль УРМ-1.

УРМ-1, используемый в составе I ступени РКН «Ангара-1.2», по своей компоновке и конструкции аналогичен применяемому в составе I ступени РН «Ангара-А5».

В составе I ступени РН «Ангара-1.2» УРМ-1 дополнительно оснащен промежуточным отсеком диаметром 2,9 м, передним отсеком, стартовыми опорами, соплами крена и аэродинамическими рулями на хвостовом отсеке, дополнительной частью аппаратуры бортовых систем, БКС, датчиков.

УРМ-1 состоит из блока «О», блока отсеков, маршевого двигателя и хвостового блока.

Блок «О» включает бак окислителя, дополненного внутрибаковыми элементами пневмогидравлической системы подачи.

Блок отсеков и маршевого двигателя включает отсек межбаковый, бак горючего, проставку двигательную, маршевый двигатель РД-191 с рулевыми приводами и отсек хвостовой верхний.

Блок хвостовой включает отсек хвостовой нижний и донный экран.

Баки «О» и «Г» выполнены в виде цилиндрических обечаек со сферическими днищами. Баки оснащены демпфирующими перегородками, датчиками систем контроля заправки и управления расходом топлива. К нижним днищам баков подходят расходные трубопроводы. В баке «О» на нижнем днище установлены шаробаллоны наддува. На верхних днищах баков установлены дренажно-предохранительные клапаны и люки-лазы. Верхнее и нижнее днища бака «О» покрыты теплоизоляцией.

Межбаковый отсек выполнен в виде цилиндрической оболочки и служит для размещения приборов системы управления, бортового измерительного комплекса, элементов питания, а также коллекторов и магистралей средств термостатирования и пожаробезопасности.

Маршевый двигатель РД-191 установлен на конической двигательной проставке в карданном подвесе.

Верхний и нижний хвостовые отсеки выполнены в виде цилиндрических оболочек и служат для размещения маршевого двигателя РД-191, а также оборудования системы управления, бортового измерительного комплекса, коллекторов и магистралей средств термостатирования, пожаробезопасности и пожаропредупреждения.

На внешней поверхности нижнего хвостового отсека расположены фитинги стартовых опор и элементов нижнего силового пояса РН среднего и тяжелого классов.

Донный экран закреплен на нижнем торцевом шпангоуте нижнего хвостового отсека, и выполнен в виде усеченной конической оболочки. Донный экран служит для защиты полости хвостового отсека от тепловых нагрузок, возникающих при работе маршевого двигателя, а также для размещения плат связи с наземным оборудованием.

На внешней поверхности бака «Г» в районе межбакового отсека установлены РДТТ торможения, обеспечивающие разделение I и II ступеней.



Петровский Сергей Александрович

Первый заместитель генерального конструктора КБ «Салют»

Для обеспечения доступа к приборам на ТК и УСК, в обечайках всех сухих отсеков и в донном экране организованы люки. Внутренние поверхности сухих отсеков и донного экрана покрыты теплоизоляцией.

Для защиты пневмогидравлических коммуникаций и БКС, проложенных по борту УРМ-1, по третьей плоскости стабилизации установлен гаргрот.

Сухие отсеки УРМ-1 оснащены агрегатами, БКС и датчиками до стадии, не зависящей от их дальнейшего использования в составе той или иной РН семейства «Ангара». Топливные баки УРМ-1 не требуют дальнейших работ по дооснащению.

Промежуточный отсек диаметром 2,9 м представляет собой клепаный сухой отсек. Верхний шпангоут промежуточного отсека образует плоскость разделения I и II ступени. Нижний шпангоут стыкуется с передним отсеком. На внутренней поверхности отсека расположены три направляющих, расположенных под углом 120° для безударного разделения. На внешней поверхности отсека, в аэродинамической тени от плат элек-

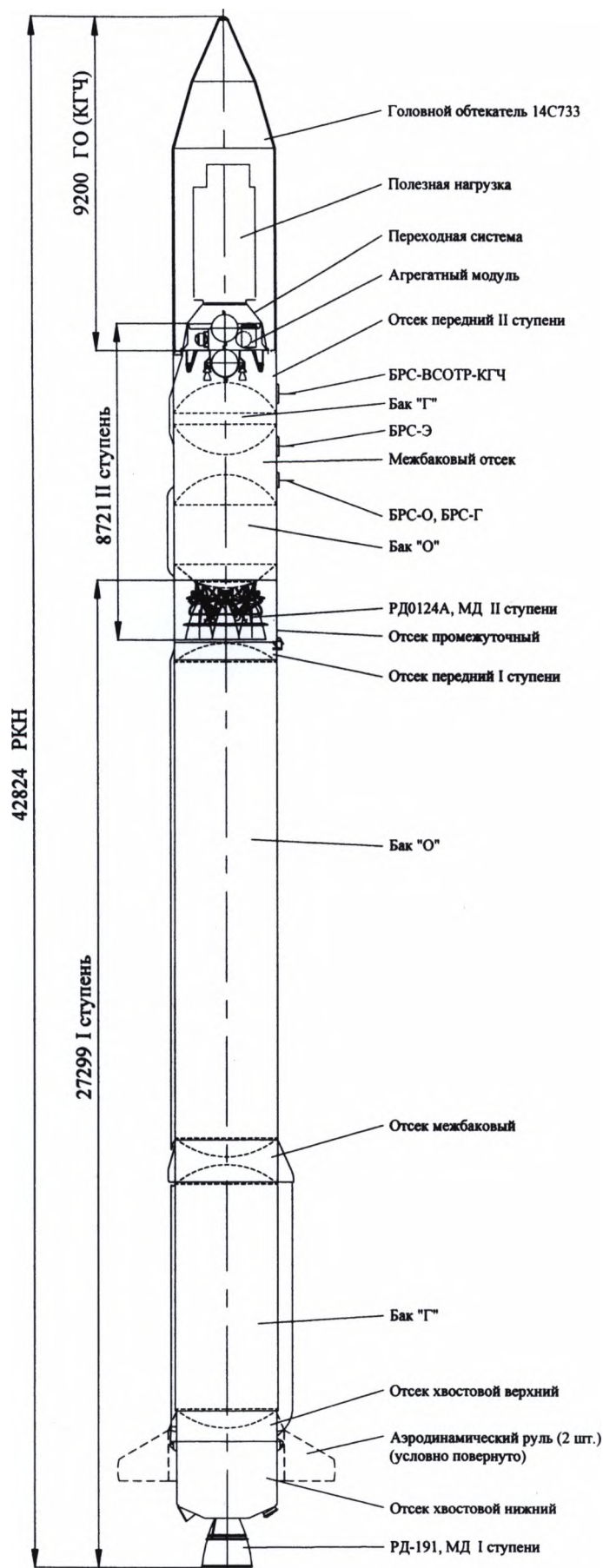


Рис. 7.2.4. Общий вид РИН «Ангара-1.2»

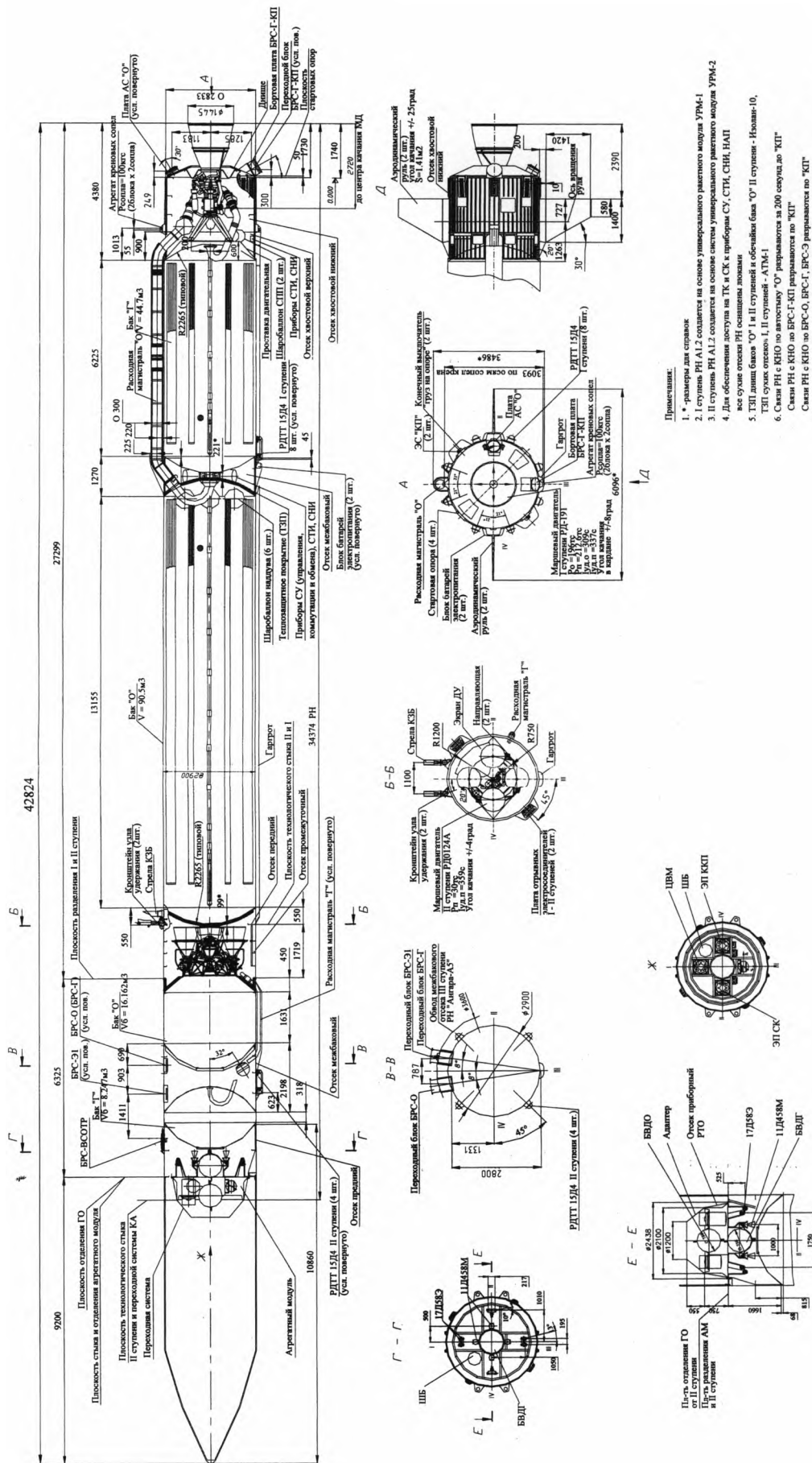


Рис. 7.2.5. Компонентная схема РКН «Ангара-1.2»

троразъемов I и II ступени, расположены приборы СТИ и СНИ. Приборы закрыты обтекателем.

Передний отсек диаметром 2,9 м представляет собой клепаный сухой отсек. По верхнему шпангоуту проходит плоскость технологического стыка с отсеком промежуточным. Нижний шпангоут стыкуется с баком «О» I ступени.

Вторая ступень

Вторая ступень РН «Ангара-1.2» диаметром 2,9 м (рис. 7.2.6.) состоит из бака «Г», блока отсеков и МД, переднего отсека и агрегатного модуля.

В состав II ступени также входят элементы, составляющие унифицированный ракетный модуль УРМ-2, а именно:

- маршевый двигатель РД-012 ДА с рулевыми приводами;
- агрегаты ПГСР и ЭГС;
- платы БРС-0 и БРС-Г;
- приборы БАСУ, СТИ, СНИ и других бортовых систем.

Блок отсеков и МД включает межбаковый отсек, бак окислителя, маршевый двигатель РД-012ДА с рулевыми приводами.

Баки «О» и «Г» выполнены в виде цилиндрических обечаек со сферическими днищами. Нижнее днище бака «О» - составное, оно включает коническую и сферическую части. На шпангоуте, соединяющем коническую и сферическую части нижнего днища бака «О» установлен маршевый двигатель II ступени РД-012 ДА. Оснащение баков полностью соответствует оснащению баков УРМ-2 с необходимыми конструктивными доработками.

Межбаковый отсек выполнен в виде цилиндрической оболочки и служит для размещения части исполнительного оборудования СУ, БИК, коллекторов и магистралей средств термостатирования и пожаробезопасности, а также плат связи с наземным оборудованием БРС-Э, БРС-0 и БРС-Г, расположенных в районе I плоскости стабилизации.

РДТТ торможения II ступени 15Д4 (4 шт.) размещаются на внешней поверхности бака на верхнем шпангоуте «Г».



Ведущие специалисты проектно-расчетного направления КБ «Салют»

Для защиты пневмогидравлических коммуникаций и БКС, проложенных по борту II ступени, по третьей плоскости стабилизации установлены гаргроты.

Передний отсек выполнен в виде цилиндрической оболочки и предназначен для крепления АМ и ГО. Верхний шпангоут нижнего отсека имеет разделяемый стык с АМ и ГО. Нижний шпангоут образует технологический стык с баком «Г» II ступени.

В районе I плоскости стабилизации на переднем отсеке устанавливается БРС-ВСОТР, через который при подготовке к пуску осуществляется термостатирование агрегатного модуля и КГЧ.

Агрегатный модуль

Агрегатный модуль (АМ) (рис. 7.2.7) предназначен для формирования целевой орбиты ПН, обеспечения необходимой ориентации в процессе пассивного полета, отделения ПН с заданными параметрами движения и увода с рабочей орбиты ПН.

В агрегатном модуле размещаются приборы и агрегаты БАСУ (включая командные приборы для управления полетом всей РКН «Ангара-1.2»: гиropлатформа, БЦВМ, ККП), БИК, ДУ с вытеснительной системой подачи, средства отделения от II ступени, средства обеспечения теплового режима АМ и другое оборудования, необходимое для автономного полета АМ в качестве малоразмерного разгонного блока.

АМ выполнен в виде конического стрингерного отсека. Конструкция АМ включает коническую обечайку, шпангоут верхний, шпангоут нижний, приборную раму с приборами, двигательную установку с ПГС, а также один мембранный БВД «О» и один мембранный БВД «Г».

Агрегатный модуль оснащен жидкостной системой обеспечения теплового режима.

На шпангоут верхний устанавливается переходная система ПН. По нижнему шпангоуту организована плоскость отделения АМ от отсека переднего II ступени, на котором устанавливаются платы отрывных соединителей. Трубы жидкостной СТР располагаются на внешней поверхности конической обечайки, образуя радиатор СТР.

На приборной раме установлена аппаратура БИК и БАСУ с жидкостной системой обеспечения теплового режима. Снизу к приборной раме крепятся блоки ДУ АМ. В центре к приборной раме крепятся бак «О» и бак «Г».

ДУ АМ предназначена:

- для выдачи апогейного импульса, формирующего целевую орбиту;
- для выдачи промежуточных импульсов с целью формирования заданной орбиты;
- для поддержания заданной ориентации во время пассивного полета по переходной орбите, а также в процессе отделения от ПН и увода агрегатного модуля с целевой орбиты ПН.

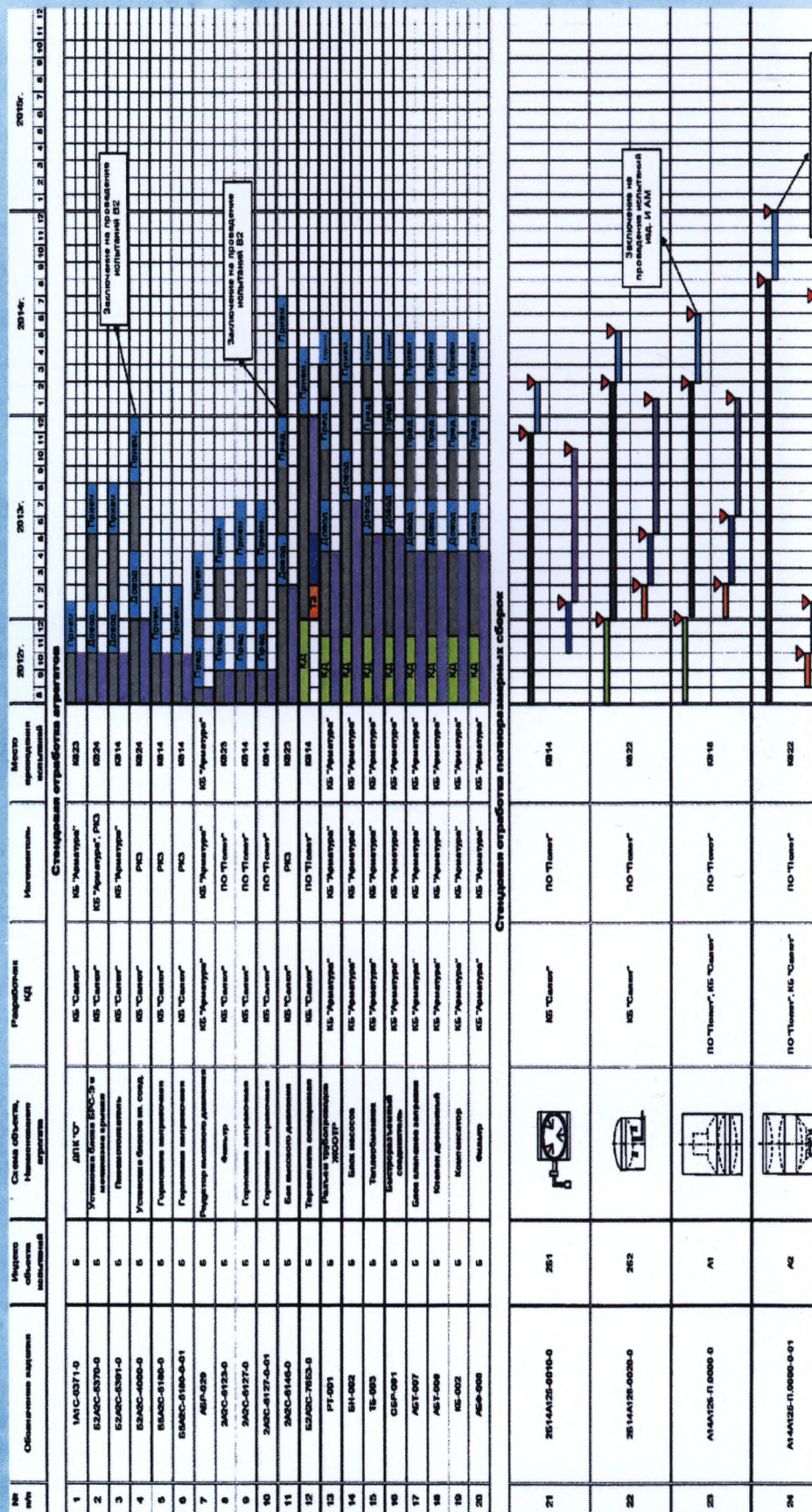
ДУ АМ состоит из:

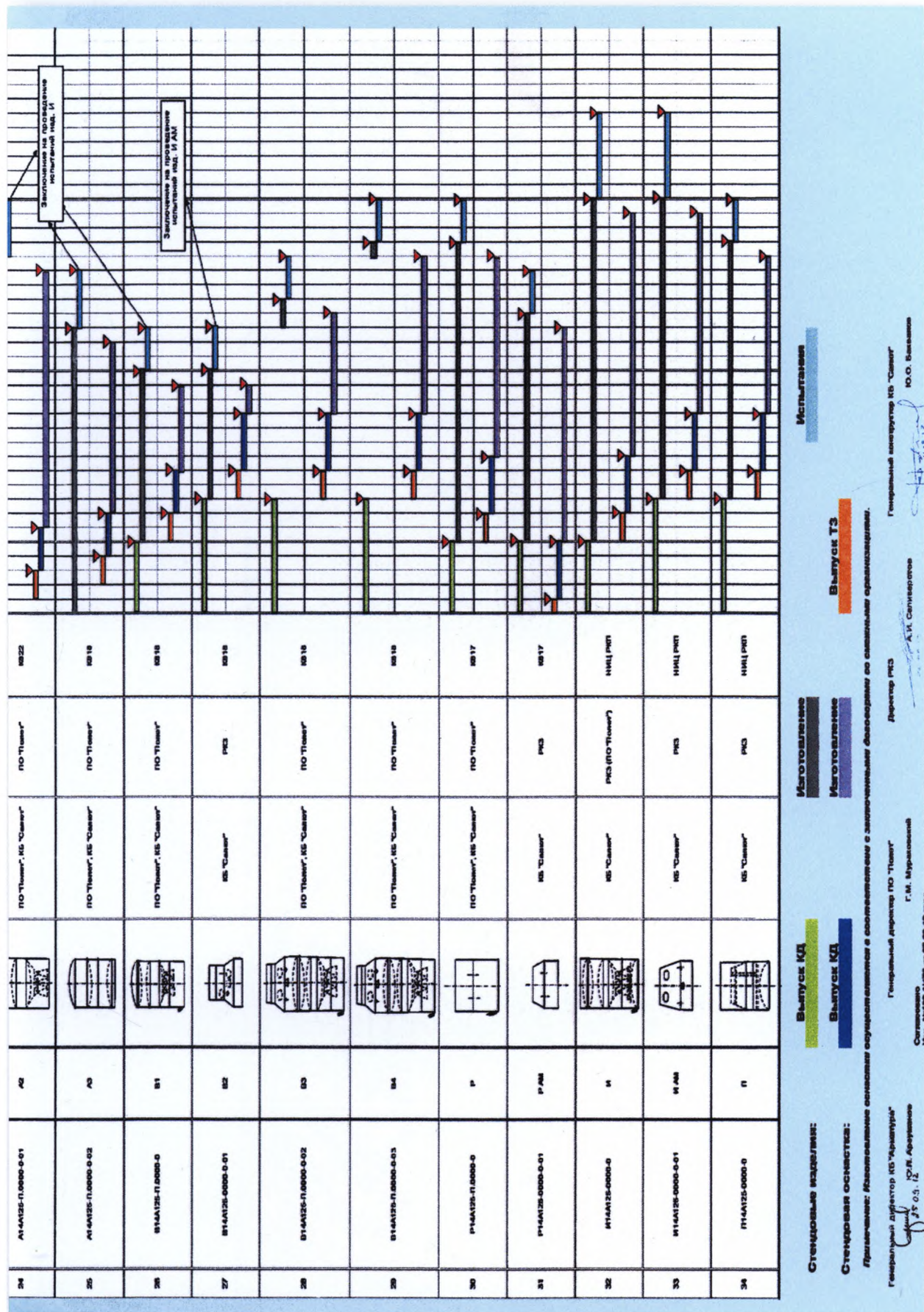
- бака высокого давления с мембраной (БВД) «О»;
- бака высокого давления с мембраной «Г»;
- ЖРД МТ 11Д458М - 4 шт;
- ЖРД МТ 17Д58Э - 14 шт;
- шаробаллона с гелием;
- пневмогидросистемы;
- кабельной сети, датчиков;
- элементов крепления.



УТВЕРЖДАЮ:
И.О. Генерального директора
ГКНЦ им. М.В. Хруничева
В.Н. Сычев
9/10/12

ГРАФИК НАЗЕМНОЙ СТЕНДОВОЙ ОТРАБОТКИ РН "АНГАРА 1.2" и АГРЕГАТНОГО МОДУЛЯ





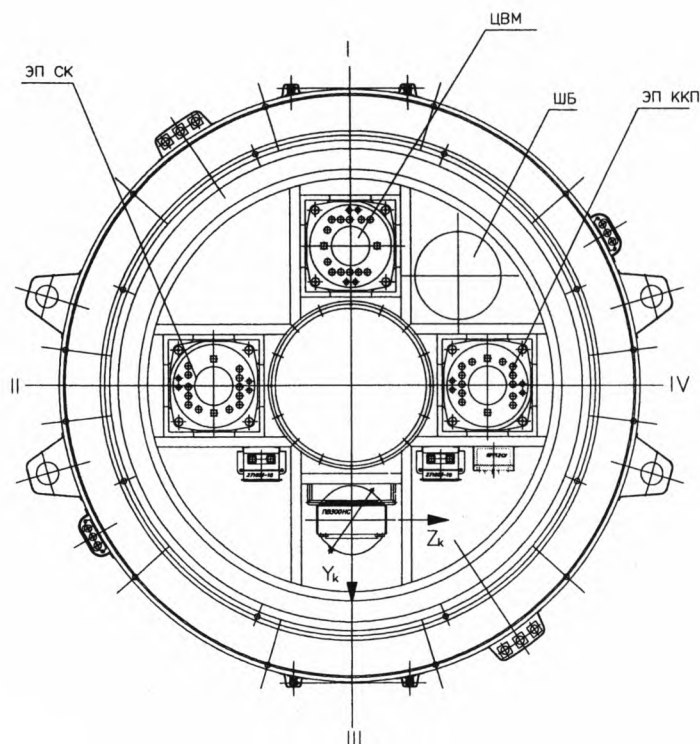
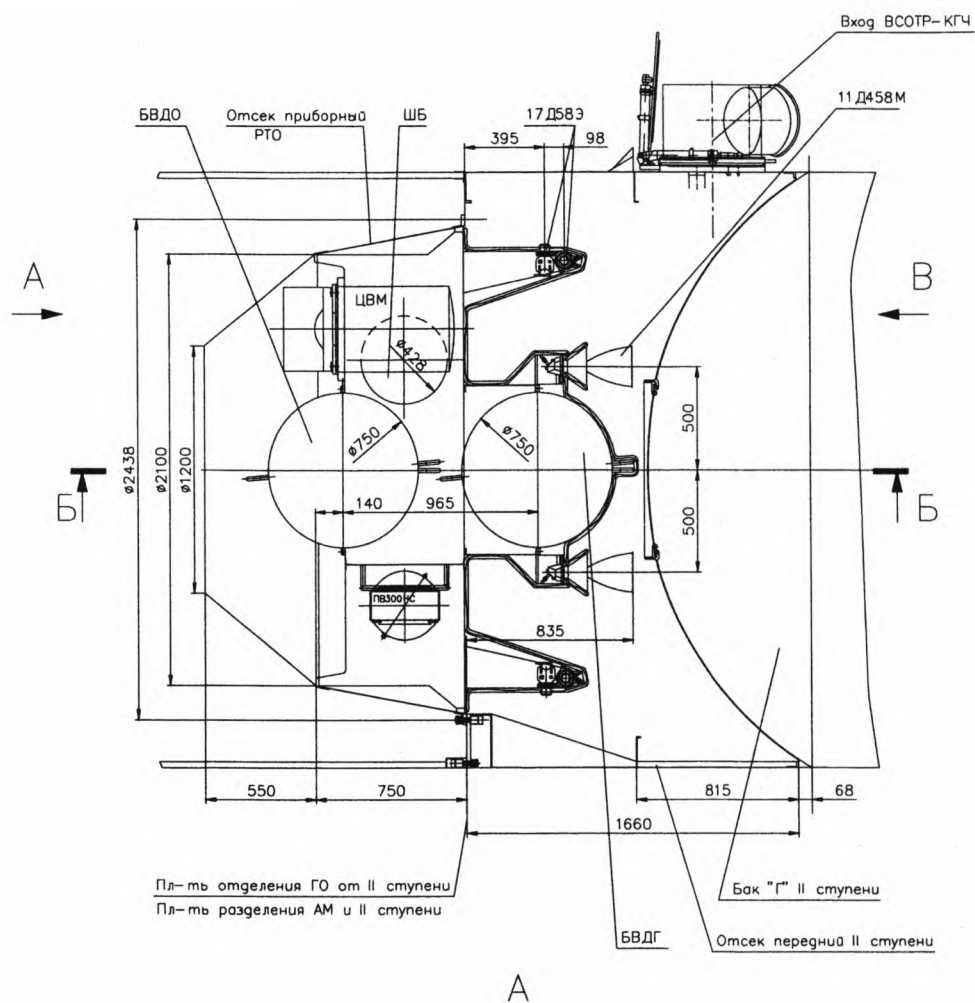


Рис. 7.2.7. Агрегатный модуль

Космическая головная часть

Космическая головная часть (рис. 7.2.8) представляет собой составную часть РКН, обеспечивающую необходимый интерфейс для размещения полезной нагрузки, защиту от внешних воздействий при наземной эксплуатации и в полете.

Космическая головная часть РКН «Ангара-1.2» включает:

- переходную систему;
- полезную нагрузку;
- головной обтекатель 14С733.

Установка КГЧ на II ступень РКН производится на техническом комплексе.

Головной обтекатель

Головной обтекатель 14С733 предназначен для защиты полезной нагрузки от аэродинамического воздействия на участке выведения и вредных факторов внешней среды при наземной эксплуатации.

Головной обтекатель диаметром 2,9 м состоит из двух створок, скрепленных между собой, и устанавливается на верхний шпангоут переднего отсека. Стык створок расположен по плоскости II–IV. Конструкция оболочек обтекателя - трехслойная, с сотовым наполнителем.

Обтекатель образован цилиндрической и конической частями. Цилиндрическая часть в плане имеет форму двух полуокружностей радиусом 1450 мм (теоретический контур).

Коническая часть обтекателя состоит из двух конусов, заимствованных с ГО РН «Протон». Конусы круговые, имеют угол наклона, образующий к продольной оси -16° - большой конус и -24° - малый (носовой). Малый конус заканчивается сферическим сегментом радиусом 16Д,5 мм.

Снаружи на все оболочки обтекателя нанесено теплозащитное покрытие, толщина которого варьируется в зависимости от теплового нагружения его элементов.

Головной обтекатель фиксируется пирозамками и направляющими штырями на верхнем шпангоуте отсека переднего II ступени. При этом обе створки объединены в единое целое комплектом механических замков продольного стыка, соединенных тягами между собой и с пироприводом.

Пиропривод системы расположен в малом (носовом) конусе, где для его обслуживания выполнен люк.

На верхней части ГО расположены технологические и штатные люки выхода ВСОТР КГЧ (для варианта 2 схемы термостатирования КГЧ).

Для обеспечения электрической связи с пирозамками и приводом вблизи верхнего шпангоута отсека переднего установлены две платы отрывных электроразъемов (по одной плате на створку).

Переходная система

Переходная система устанавливается на верхний шпангоут агрегатного модуля и обеспечивает механическую, электрическую и другую взаимосвязь КА с АМ и отделение с заданными параметрами движения. Отделение осуществляется приданием КА необходимой относительной скорости толкателями системы разделения.

Переходная система состоит из следующих основных элементов:

- силовая конструкция;
- система разделения (замки, толкатели);

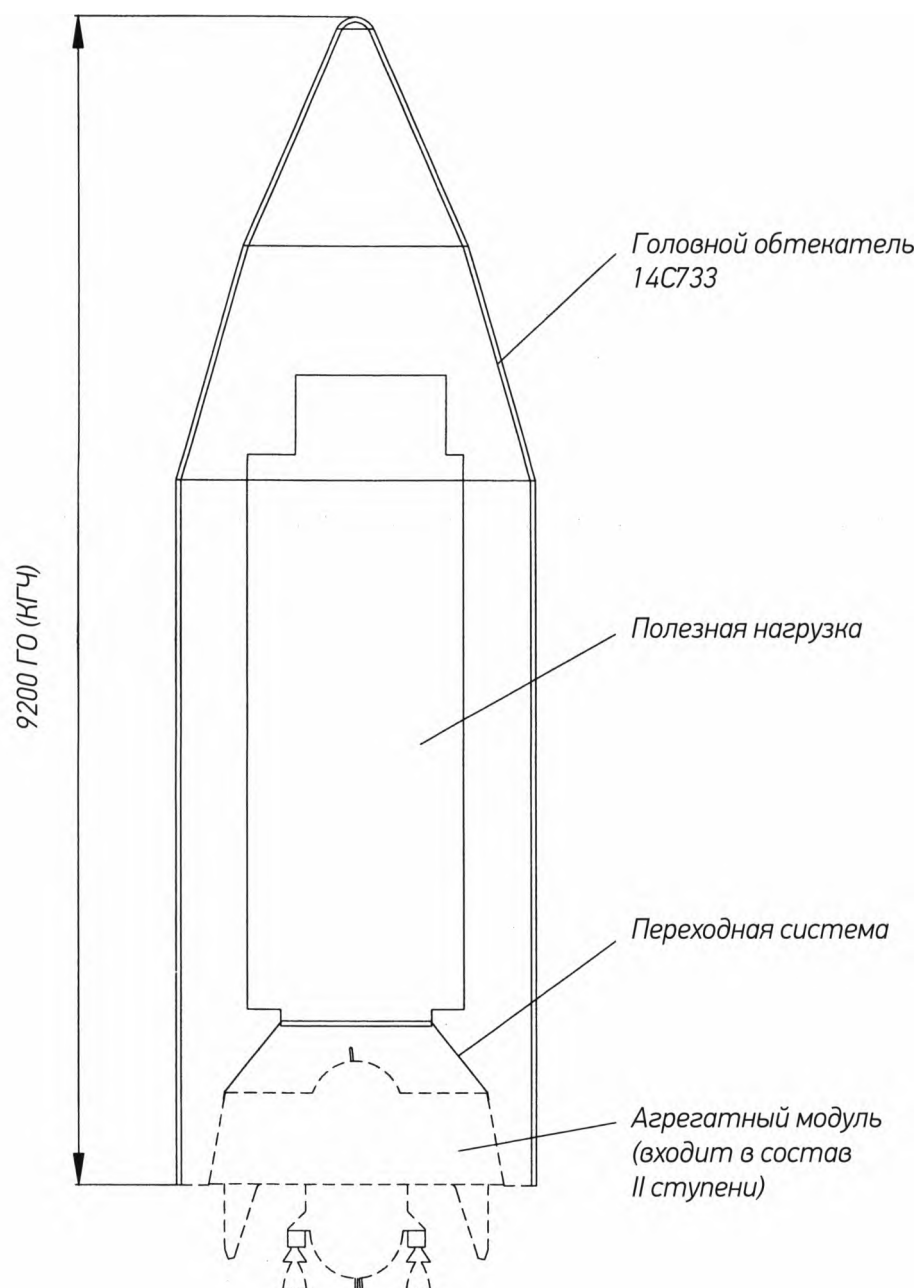


Рис. 7.2.8. Космическая головная часть РКН «Ангара-1.2ПП»

- отрывные электроразъемы;
- БКС силовой конструкции, в том числе датчики СТИ, СНИ.

Силовая конструкция представляет собой жесткий силовой элемент, устройство которого определяется посадочными местами на КА, схемой КА и компоновкой размещения КА под ГО. На силовой конструкции закреплены и другие элементы ПС. Нижний торец ПС крепится на верхний шпангоут АМ.

Система разделения предназначена для жесткого крепления КА к переходной системе на этапе транспортировки от ТК на УСК и на участке выведения, а также для отделения КА от АМ с заданными параметрами относительного движения - поступательными и угловыми скоростями. Система разделения включает датчики контроля разделения, дающие в СТИ сигнал о завершении процесса отделения КА.

Глава 7. Ракета космического назначения легкого класса

Отрывные электроразъемы предназначены для обеспечения электрического интерфейса ПН с наземным оборудованием, СУ АМ, БИК АМ. В отрывных электроразъемах могут предусматриваться переключатели для СТИ АМ в качестве датчика контроля разделения.

Космический аппарат

Энергетические возможности РКН легкого класса «Ангара-1.2» позволяют выводить космические аппараты массой до 3,7 т ($H_{кр} = 200$ км, $i = 63^\circ$).

ПН размещается под головным обтекателем диаметром 2,9 м и длиной 9,2 м.

Для отделения ПН предусмотрено использование до пиропатронов.

Электрический интерфейс ПН с наземным оборудованием состоит из 150 цепей, проложенных по борту РКН «Ангара-1.2».

Для ПН предусмотрено выдача k команд «сухими» контактами в любое заданное время от СУ АМ.

ПН может выдать в СУ АМ команду «авария КА» для прекращения штатного выведения ПН.

В телеметрической станции АМ предусмотрена возможность передачи параметров ПН на наземные станции.

Максимальное время полета РКН «Ангара-1.2» составляет k часа, что позволяет производить парные запуски ПН на разные орбиты.

7.3. «АНГАРА- 1.2ПП» ПЕРВОГО ПУСКА

Конструктивно-компоновочная схема РКН «Ангара-1.2ПП»

Ранета космического назначения «Ангара-1.2ПП» первого пуска предназначена для полета по баллистической траектории. РКН состоит из ракеты-носителя и космической головной части (рис. 7.3.1).

РН состоит из:

- первой ступени на базе универсального ракетного модуля УРМ-1;
- второй ступени на базе универсального ракетного модуля УРМ-2.

Ступени соединены последовательно. Первая и вторая ступени РКН «Ангара-1.2ПП» работают на экологически чистых компонентах топлива O_2 /нафтил.

Ракета-носитель «Ангара-1.2ПП»

Компоновочная схема РН «Ангара-1.2ПП» приведена на рис. 7.3.2. В соответствии с назначением РКН «Ангара-1.2» представляет собой РН «Ангара-А5» без боковых блоков с рядом конструктивных изменений, вытекающих из особенностей ее целевого назначения.

С целью отработки пуска РН «Ангара-А5» устанавливаются все отрывные платы со всеми электроразъемами как для РН «Ангара-А5», но используются только необходимые для РН «Ангара-1.2ПП».

Первая ступень

В основе первой ступени РН «Ангара-1.2ПП» применяется универсальный ракетный модуль УРМ-1.

УРМ-1, используемый в составе I ступени РКН «Ангара-1.2ПП» по своей компоновке и конструкции аналогичен применяемому в составе I ступени РН «Ангара-А5».

Вторая ступень

II ступень (рис. 7.3.3.) разработана на базе УРМ-2.

УРМ-2 состоит из блока «Г», блока отсеков и МД.

Блок «Г» включает бак «Г», дополненный внутрибаковыми элементами пневмогидравлической системы подачи.

Блок отсеков и МД включает межбаковый отсек, бак окислителя, проставку силовую, маршевый двигатель РД-0124А с рулевыми приводами.

Баки «О» и «Г» выполнены в виде цилиндрических обечаек со сферическими днищами. Нижнее днище бака «О» - составное, оно включает коническую и сферическую части. Баки оснащены демпфирующими перегородками, датчиками систем контроля заправки и управления расходом топлива. К нижним днищам баков подходят расходные трубопроводы. В баке «О» на нижнем днище установлены шарбаллоны наддува. На верхних днищах баков установлены дренажно-предохранительные клапаны и организованы люки-лазы. Верхнее и нижнее днища бака «О» покрыты теплоизоляцией.

Проставка силовая выполнена в виде цилиндрической оболочки. По верхнему торцевому шпангоуту проставка силовая крепится к баку «О», а по нижнему - образует плоскость разделения с I ступенью.

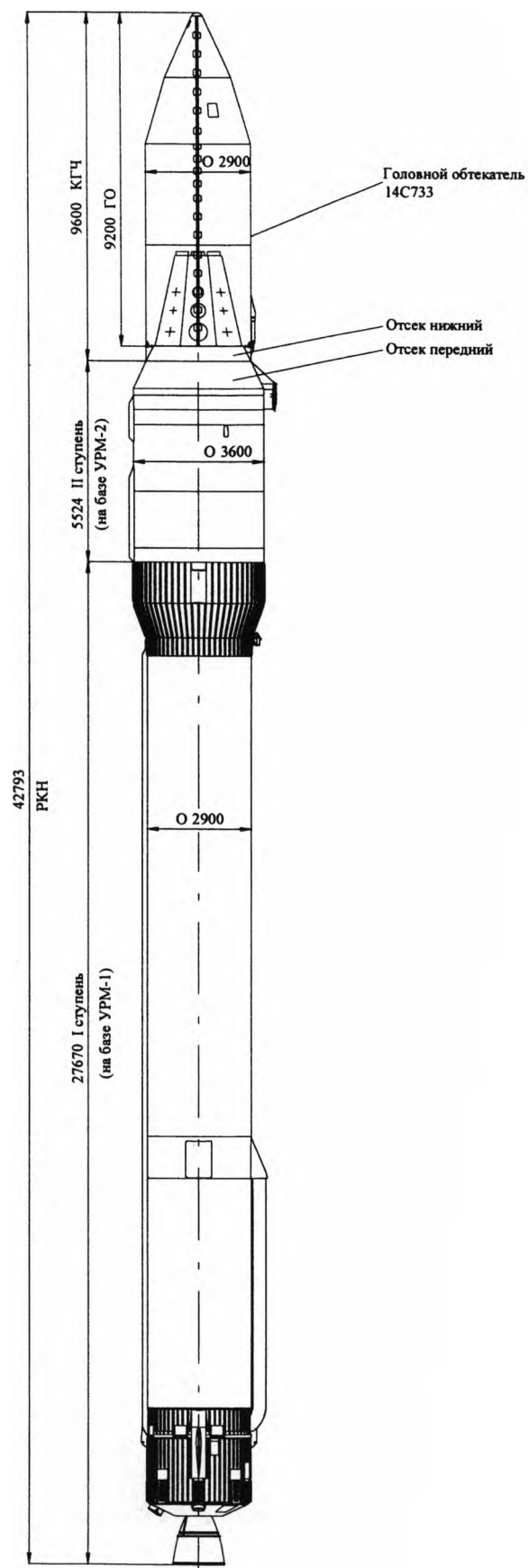


Рис. 7.3.1. Общий вид РКН «Ангара-1.2ПП» (первого пуска)

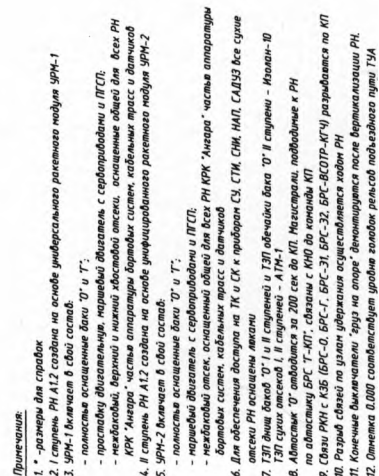


Рис. 7.3.2. Компоновочная схема РИН «Ангара-1.2ПП»»

Межбаковый отсек выполнен в виде цилиндрической оболочки и служит для размещения оборудования системы управления, включая командные приборы, бортового измерительного комплекса, коллекторов и магистралей средств термостатирования и пожаробезопасности, РДТТ торможения, плат связи с наземным оборудованием.

Внутренняя поверхность межбакового отсека покрыта теплоизоляцией.

Маршевый двигатель РД-0124А установлен на шпангоуте, соединяющем коническую и сферическую части нижнего днища бака «О».

Для защиты пневмогидравлических коммуникаций и БКС, проложенных по борту УРМ-2, по третьей плоскости стабилизации установлены гаргроты.

Сухие отсеки УРМ-2 оснащены агрегатами, БКС и датчиками до стадии, не зависящей от его дальнейшего использования в составе той или иной РН семейства «Ангара». Из-за уменьшенной заправки по сравнению с РН А5 топливные баки УРМ-2 первой летной РН конструктивно доработаны в части перемещения датчиков уровня топлива.

В составе II ступени УРМ-2 первой летной РН дооснащен передним отсеком новой разработки. Передний отсек включен в силовую схему носителя и расположен между баком «Г» II ступени и проставкой КГЧ. Передний отсек служит для размещения оборудования СТИ, НАП, СНИ как штатно входящего в состав УРМ-2, так и входящего в комплект его дополнительного дооснащения (свойственного последующему использованию на РКН). Передний отсек разрабатывается и изготавливается для разового использования при первом пуске.

Конструкция переднего отсека - клепаная, из алюминиевого сплава. Она образована цилиндрической оболочкой диаметром 3600 мм, подкрепленной силовым набором и конусом. Высота обечайки переднего отсека выбрана из условия обеспечения полезного объема, достаточного для размещения приборов бортовых систем. Верхний шпангоут конуса образует плоскость технологического стыка с нижним отсеком.



Ведущие специалисты комплексов «Ангара» и «Байтерек» КБ «Салют»

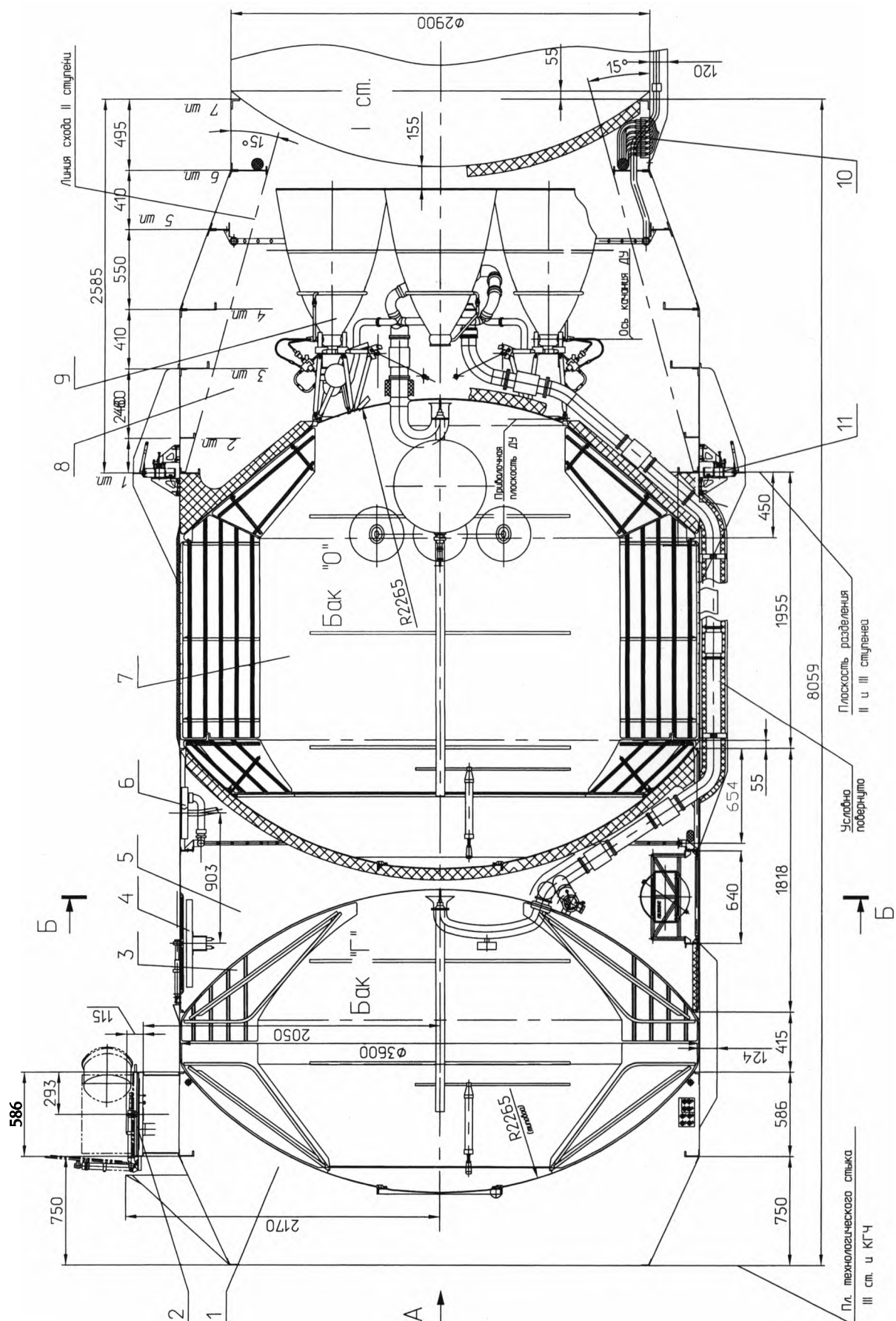


Рис. 7.3.3. II ступень

Космическая головная часть

Космическая головная часть (рис. 7.3.4) представляет собой составную часть РКН, обеспечивающую необходимый интерфейс для размещения весового макета полезной нагрузки, защиту от внешних воздействий при наземной эксплуатации и в полете.

Космическая головная часть РКН «Ангара-1.2ПП» включает:

- нижний отсек;
- весовой макет ПН;
- головной обтекатель 14С733.

Испытания, сборка и транспортирование КГЧ производится отдельно от I и II ступеней РКН. Установка КГЧ на II ступень РКН производится на техническом комплексе.

Нижний отсек

Нижний отсек разрабатывается специально для РКН «Ангара-1.2ПП». Он предназначен для установки ГО и весового макета ПН. Он образован цилиндрической оболочкой диаметром 2900 мм, подкрепленной силовым набором. На верхнем шпангоуте расположены посадочные места под головной обтекатель и крепление весового макета ПН. Нижний шпангоут образует технологический стык со II ступенью.

Головной обтекатель

Для перспективной РН легкого класса «Ангара-1.2» было рассмотрено несколько головных обтекателей, успешно примененных при запуске РН разработки ГКНПЦ им. М. В. Хруничева.

ГО 11Ф639 успешно эксплуатируется при запуске РН «Протон». Диаметр ГО 3600 мм сочетается с диаметром II ступени РН «Ангара-1.2ПП». Данный ГО позволяет размещать крупногабаритные полезные нагрузки и имеет большое аэродинамическое сопротивление.

ГО 14С76 успешно применяется при пусках РН «Рокот». Его применение осложняется невозможностью использовать с ним крупногабаритных полезных нагрузок, а также тем, что для РН «Ангара-1.2» и РН «Ангара-1.2ПП» необходимо создание различных переходных систем.

ГО 14С733 новой разработки ГКНПЦ им. М. В. Хруничева может применяться как для штатной РН «Ангара-1.2», так и РН «Ангара-1.2ПП» для первого пуска.

Головной обтекатель 14С733 для РН «Ангара-1.2» выбран исходя из следующих факторов:

- диаметр 2900 мм соответствует диаметру УРМ-1 и УРМ-2, используемым в комплектации РКН «Ангара-1.2», что существенно улучшает аэродинамические характеристики изделия;
- полезные нагрузки, выводимые РН «Рокот», и перспективные КА вписываются в выбранную геометрию ГО;
- форма, конструкция и размеры ГО позволяют успешно применять элементы унификации.

В частности верхняя часть ГО позаимствована у РН «Протон».

Высокие аэродинамические характеристики, отработанные технологические решения по изготовлению ГО делают его перспективным для применения на РН «Ангара-1.2» для выведения различных КА.

На конической части ГО расположены технологические и штатные люки выхода ВСОТР КГЧ.

Для обеспечения электрической связи с пирозамками и приводом вблизи верхнего шпангоута отсека переднего установлены две платы отрывных электроразъемов (по одной плате на створку).

Для обеспечения пневмосвязи с крышками выхода ВСОТР и обдува КА установлены две платы пневморазъемов (по одной на створку).

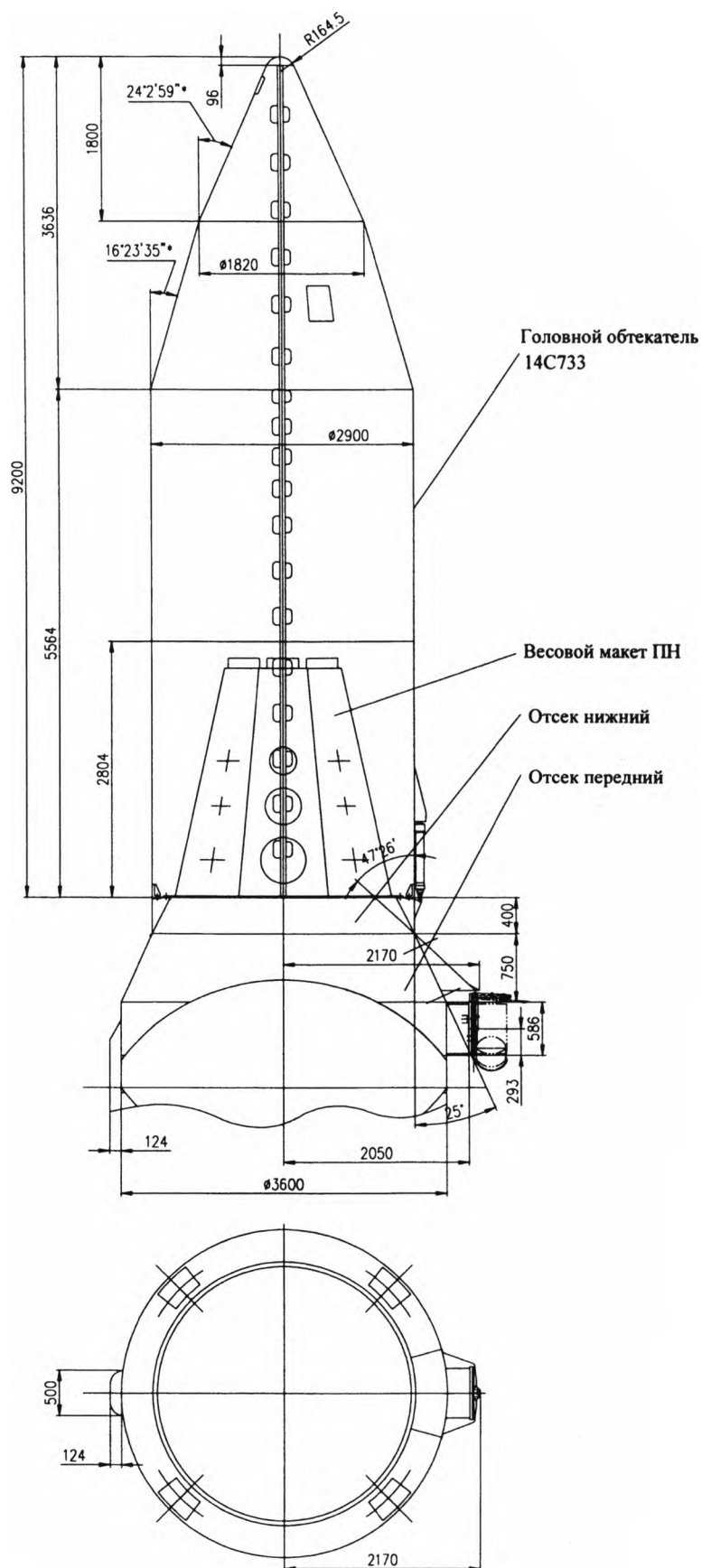


Рис. 7.3.4. Космическая головная часть

Весовой макет ПН

Весовой макет ПН разрабатывается и изготавливается для разового использования при первом пуске.

Весовой макет ПН предназначен для имитации характеристик полезной нагрузки при проведении запуска РКН «Ангара-1.2», и представляет собой восьмигранную пирамиду. Нижним торцом весовой макет крепится с помощью болтов к шпангоуту отсека нижнего в восьми точках. Верхний торец макета представляет собой плоскость с установленными шестью грузами.

Весовой макет не отделяется от II ступени при первом пуске РКН «Ангара-1.2ПП».

7.4. СИСТЕМЫ И АГРЕГАТЫ РКН

Двигательные установки

Двигатель I ступени РН

Двигательная установка (ДУ) I ступени РН «Ангара-1.2» комплектуется на базе ДУ универсального ракетного модуля I ступени (УРМ-1).

ДУ модуля выполнена с использованием двигателя РД-191 разработки НПО «Энергомаш».

РД-191 - двигатель однократного включения, выполненный по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Зажигание осуществляется с помощью пускового горючего.

Конструктивно двигатель представляет собой единый блок, включающий: камеру сгорания, основной и бустерные ТНА, газогенератор, силовую раму, агрегаты регулирования и управления, агрегаты наддува баков, элементы теплозащиты, датчики телеметрии и средства аварийной защиты двигательной части.

Рама двигателя крепится к конической юбке бака «Г». Все внешние соединения двигателя РД-191 с магистралями РН выполнены разъёмными.

Поворот камеры в двух плоскостях осуществляется с помощью гидравлических рулевых приводов по командам системы управления (СУ) РН. Рабочим телом для рулевых приводов является горючее (керосин), отбираемое с выхода блока гидравлического питания, входящего в состав двигателя.

Двигатель использует в качестве компонентов топлива:

- окислитель - жидкий кислород технический, сорт 2 ГОСТ 6331 -78;
- горючее - керосин РГ-1 ТУ 38-001244-81 или керосин Т-6 ГОСТ 12308-89;
- пусковое горючее - ПГ-2 ТУ 6-02-1-028-50.

Для предпусковых продувок используется азот технический ГОСТ 9293-74, для работы пневмоавтоматики - гелий технический ТУ 51-940-80.

Каждый товарный двигатель проходит контрольно-технологическое испытание (КТИ) без последующей переборки, с проведением цикла профилактических работ, включающих термовакуумную обработку трактов горючего, удаление сажи с наружных поверхностей, замену ампул с пусковым горючим и кабелей системы телеизмерений.

Основные характеристики двигателя РД-191 приведены в таблице 7.4.1.

Табл. 7.6.1.

Наименование параметра	Значение параметра
1. Тяга двигателя на основном режиме:	
- на Земле	196
- в пустоте	212,6
Примечание: За номинальный принимается уровень основного режима	
2. Тяга, тс:	
- на предварительной ступени на Земле	120
- на конечной ступени в пустоте	80
- на режиме дросселирования в пустоте	66
3. Удельный импульс тяги двигателя на номинальном режиме, кгс с/кг:	
- на Земле	311,2
- в пустоте	337,5

4 Максимальный угол качания камеры двигателя в двух плоскостях, град.	±8
5. Вероятность безотказной работы при подготовке к пуску и в полете,	
- не ниже	0,997
- при доверительной вероятности	0,95

Система аварийной защиты ДУ I ступени РН

Система аварийной защиты двигательной установки I ступени РН предназначена для обеспечения сохранения материальной части сооружений стартового комплекса и изделия в случае нештатных ситуаций в ДУ I ступени РН «Ангара-1.2», для чего проводится контроль параметров ДУ с двигателем РД-191 на следующих участках:

- набор предпусковой готовности;
- выход двигателя на режим предварительной ступени тяги (ПСТ) - 120 тс;
- работа двигателя на режиме главной ступени тяги (ГСТ).

Система аварийной защиты является функциональным образованием, состоящим из средств аварийной защиты, входящих в состав различных составных частей КРК «Ангара».

Задачи контроля параметров решаются средствами аварийной защиты (САЗ), функционально **СОСТОЯЩИМИ ИЗ:**

Двигательной части:

- датчиков контролируемых параметров (см. рис. 7.4.1);
- кабельной сети от датчиков до разъемов двигателя;
- алгоритмов контроля каналов САЗ.

Датчиков пневмогидравлической системы подачи (ПГСП), входящих в состав ПГС ДУ РН;

Программно-аппаратных средств, состоящих из:

- автономного блока (АБ), входящего в состав ДУ I и II ступени РН и принимающего информацию с датчиков двигателя. Разработчик - ФГУП НИИФИ;
- автоматизированной системы управления подготовкой ракет-носителей и разгонных блоков (АСУП РН (РБ)), принимающей информацию от датчиков ПГСП и двигателя с целью контроля и регистрации параметров, а также выработки команд в соответствии с циклограммой предпусковых операций (ППО);
- аппаратуры БАСУ, принимающей информацию:
 - от сигнализаторов двигателя;
 - от автономного блока;
 - с целью контроля параметров и выработки команд в соответствии с циклограммой предпусковых операций (ППО), пуска и полета.

Структурная схема системы аварийной защиты ДУ I ступени РН «Ангара-1.2» представлена на рис. 7.4.1. На рисунке все контролируемые параметры условно разделены на три группы.

В соответствии с алгоритмами контроля.

В случае выхода какого-либо из параметров первой группы за согласованные пределы АСУП РН (РБ) формирует команду на отмену пуска, по которой прекращается дальнейшая выдача команд по циклограмме и выполняется программа аварийного прекращения пуска (АПП).

До выдачи команды на запуск двигателя.

В случае отсутствия сигнала с параметров КДБ, КДК в заданное циклограммой функционирования РН время контроля БАСУ формирует команду «АПП ДУ», по которой прекращается выдача команд по циклограмме и выполняется программа АПП.

После выдачи команды на запуск двигателя.

В случае отсутствия сигнала по параметрам КДБ, КДК и НХЗ в заданное циклограммой функционирования РН время БАСУ формирует команду «АВД ДУ» за время не более

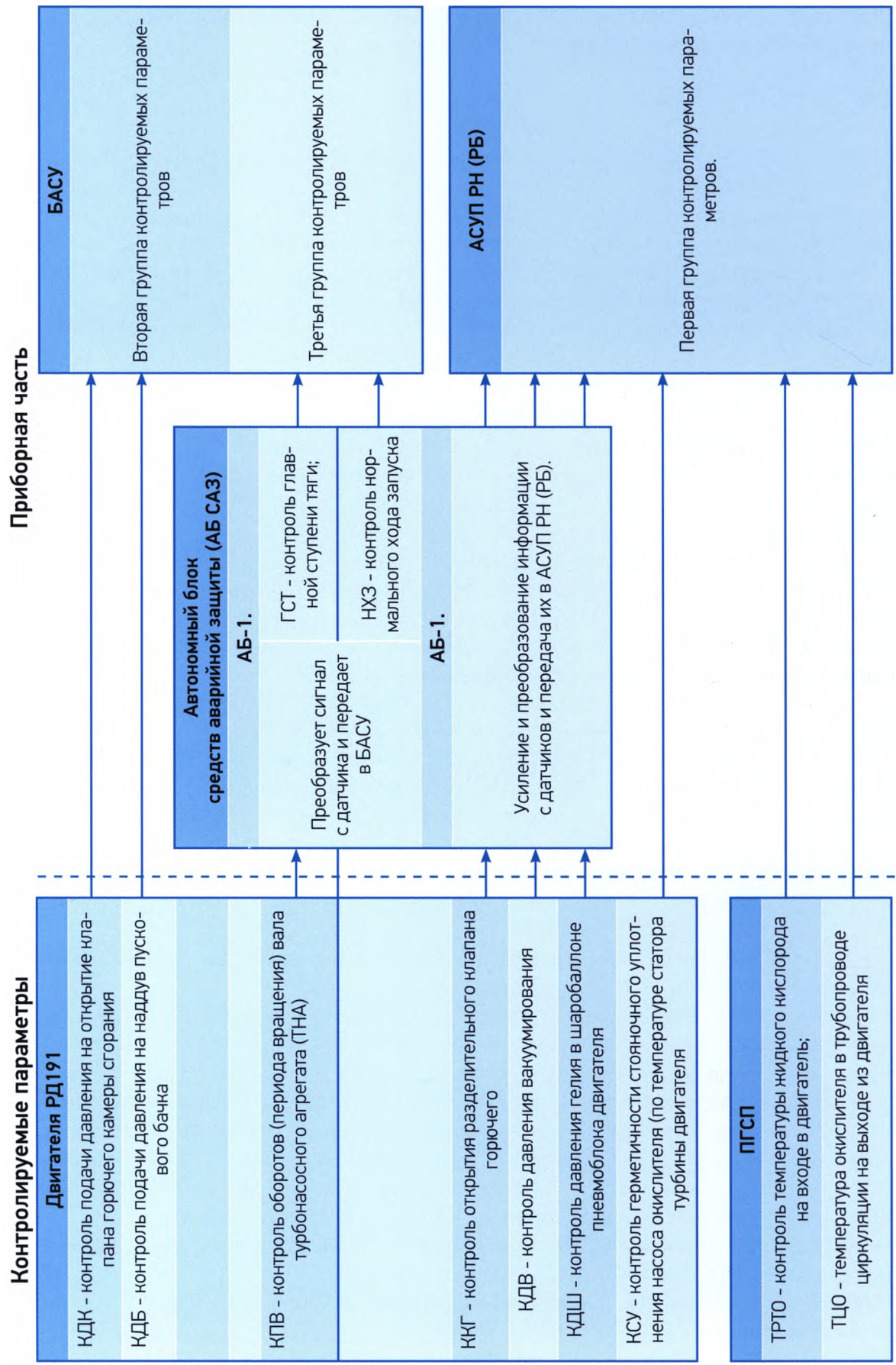


Рис. 7.4.1. Структурная схема средств контроля параметров ДУ1 -й ступени РН «Ангара-1.2».

0,1 с после команды контроля. По этой команде прекращается выполнение штатной циклограммы и выполняется программа аварийного выключения двигателя.

Контроль параметра ГСТ проводится в интервале времени начиная с $t_{\text{кн}} + 1$ с и до окончания номинального режима работы двигателя (до начала перевода двигателя на режим КСТ).

При падении продольной перегрузки ниже допустимого значения и одновременном отсутствии сигнала ГСТ в этом интервале работы двигателя формируется команда «Авария».

Логика выполнения аварийной программы определяется циклограммой функционирования РН.

Исключение составляет этап полета от $(t_{\text{кн}}+1)$ с до $(t_{\text{нн}}+34)$ с, когда команда «Авария» запущена БАСУ и выполняется после окончания этого этапа с целью увода РН от СК.

Средства управления РН по крену

Для создания на активном участке полета I ступени РН «Ангара-1.2» моментов для управления по каналу крена в состав ДУ входит комплект блоков сопел крена (КБСК).

В КБСК имеются два агрегата креновых сопел (АКС) располагаемых на внешней стороне хвостового отсека I ступени РН в плоскости «1-3».

Рабочим телом АКС является окислительный газ, отбираемый от двигателя РД-191. Газ управления клапанами сопел крена (гелий) берется от шаробаллона, расположенного на I ступени РН. Каждый АКС состоит из пары противоположно направленных сопел, включаемых по командам СУ.

Основные характеристики АКС приведены в таблице 7.4.2.

Табл. 7.4.2.

Наименование параметра	Значение параметра
Тяга на основном режиме на Земле, кгс	100±10
Массовый расход газа через сопло на основном режиме, кг	0,9
Количество включений	до 100
Суммарная продолжительность работы, с	40

Двигатель II ступени РН

Двигательная установка II ступени РН «Ангара-1.2» укомплектована двигателем РД-0124А.

Двигатель РД-0124А создается Конструкторским бюро химавтоматики на базе двигателя - прототипа РД-0124 для РН «Союз», проходящего в настоящее время доводочные огневые стендовые испытания.

РД-0124А представляет собой четырехкамерный ЖРД, выполненный по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. При его создании максимально используются агрегаты двигателя РД-0124. РД-0124А - двигатель однократного включения, зажигание осуществляется с помощью пускового горючего.

Подвеска камер обеспечивает их качание в тангенциальных плоскостях с помощью рулевых гидравлических приводов. Рабочее тело рулевых приводов - горючее, отбираемое за насосом горючего.

Двигатель использует:

- окислитель - жидкий кислород технический, сорт 2 ГОСТ 6331-78;
- горючее - керосин РГ-1 ТУ 38-001244-81 или керосин Т-6 ГОСТ 12308-89;
- пусковое горючее - ПГ-2 ТУ 6-02-1-028-50.

Для продувок внутренних полостей двигателя и системы пневмоуправления используются сжатые газы: гелий и азот.

Каждый товарный двигатель проходит контрольно-технологическое испытание без последующей переборки с заменой ампул пускового горючего, пиропатронов и других агрегатов однократного использования.

Основные характеристики двигателя РД-0124А приведены в таблице 7.4.3.

Табл. 7.4.3.

Наименование параметра	Значение параметра
Номинальная тяга двигателя в пустоте, кгс	
- в основном режиме	30000
- в режиме КСТ	18000
Номинальная тяга одной камеры в пустоте, кгс, не более	7500
Разность тяг между камерами по плоскостям стабилизации, кгс	
- в основном режиме	150
- в режиме КСТ	100
Номинальный удельный импульс тяги в пустоте, кгс-с/кг в основном режиме	359

Двигатели торможения I и II ступеней РН

Для отделения ускорителей I и II ступеней РН применены 8 ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) 15Д4-00 на I ступени РН и 4 РДТТ 15Д4-00 на II ступени РН.

Двигатель 15Д4-00 разработан ОАО «МКБ «Искра» им. И.И. Картукова». В конструкции двигателя 15Д4-00 применено высокоэнергетическое твердое топливо, что обеспечило высокие энергомассовые характеристики двигателя в целом.

Основные характеристики двигателя 15Д4-00 приведены в таблице 7.6.6.

Табл. 7.4.4.

Наименование параметра	Значение параметра
Максимальная тяга, Н (кгс)	не более 31883 (3250)
Номинальное время работы, с, не более	1,1
Масса, кг	11А ±0,8

Двигательная установка агрегатного модуля

Двигательная установка (ДУ) агрегатного модуля (АМ) предназначена для выдачи регламентированных импульсов тяги по управлению движением агрегатного модуля совместно с полезной нагрузкой (АМ+ПМ) по заданной траектории в условиях космического пространства.

Глава 7. Ракета космического назначения легкого класса

В состав ДУ АМ входят следующие агрегаты и системы:

- пневмогидравлическая система подачи топлива (ПГСП);
- *U* двигателя 11ДД58М, тягой 40 кг каждый;
- 1Д двигателей 17Д58Э, тягой 1,3 кг каждый;
- элементы монтажа агрегатов, блоков и систем.

Используемые двигатели являются жидкостными ракетными двигателями малой тяги (ЖРДМТ) разработки и изготовления НИИМаш.

В качестве топлива используются самовоспламеняющиеся компоненты:

- окислитель - тетраоксид диазота с добавкой оксида азота в качестве ингибитора коррозии (АТИН) по ОСТ В 113-03-503-85;
- горючее - несимметричный диметилгидразин (НДМГ) по ГОСТ В 17803-72.

Основные параметры и характеристики двигателей приведены в таблице 7.Д.5.

Табл. 7.Д.5.

Наименование	11Д458М	17Д58Э
Номинальная тяга в пустоте, Н (кгс)	392 ,Д (40)	13,3(1,36)
Номинальный удельный импульс тяги, м/с (кгс*с/кг)	29Д3 (300)	2688 (27Д)
Номинальный массовый расход, кг/с	0,1 3Д	0.00Д96
Номинальное массовое соотношение расходов компонентов топлива	1,85	1,85
Максимальное суммарное время работы двигателя, с	1000	60000

Пневмогидравлическая система подачи компонентов топлива (ПГСП) состоит из шаробаллона, топливных баков высокого давления, агрегатов и магистралей подачи газа наддува и топлива. В состав ПГСП входит 2 топливных бака высокого давления (БВД) объемом 220 л каждый. Для хранения газа наддува используется один шаробаллон объемом 36 л.

В качестве газа наддува при вытеснении компонентов топлива из БВД используется газообразный гелий очищенный марки «В» по ТУ 51 –9Д0–80 или гелий газообразный (сжатый) не хуже марки «Б» по ТУ 0271-135–313239Д9–2005.

Основные параметры и характеристики ПГСП приведены в таблице 7.Д.6.

Табл. 7.4.6.

Наименование параметра	Значение параметра
Масса заправляемого топлива, кг	388
Масса гелия в шаробаллоне, кг	1,6
Количество топливных баков	2
Количество шаробаллонов 1	
Максимальное давление в шаробаллонах, МПа (кгс/см ²)	29.0...33.0 (290...330)
Рабочее давление в топливных баках, МПа (кгс/см ²)	1,7...1,9 (17...19)

Подготовка ДУ АМ к работе осуществляется на активном участке полета II ступени РН:

- заполнение газом наддува до рабочего давления пневмомагистралей до пусковых пироклапанов ПНГВ, ПНОВ путем подрыва пускового пироклапана ППН шаробаллона ШБ;
- вакуумирование топливных магистралей путем открытия и закрытия электроклапанов двигателей;
- заполнение топливных магистралей компонентами топлива путем подрыва пусковых пироклапанов ПМГВ1, ПМГВ2, ПМОВ1, ПМОВ2;
- наддув топливных баков до рабочего давления путем подрыва пусковых пироклапанов ПНГВ, ПНОВ.

ДУ АМ готова к работе: баки наддув до рабочего давления, топливные магистрали заполнены топливом под рабочим давлением.

После окончания программы работ, а также в аварийной ситуации осуществляется сброс газа наддува из шаробаллона и газовых полостей баков, а также сброс компонентов топлива из топливных баков в следующей последовательности:

- сброс горючего из топливных баков и магистралей путем подрыва пускового пироклапана ПСГ;
- сброс окислителя из топливных баков и магистралей путем подрыва пускового пироклапана ПСО;
- сброс газа наддува из шаробаллона и газовых полостей топливных баков путем подрыва пусковых пироклапанов ПСШБ, ПСН.

Система ПГСП I и II ступени

Состав ПГСП

Пневмогидравлическая система двигательной установки (ПГС ДУ) I ступени (УРМ-1) (рис. 7.Д.2.) и II ступени РН «Ангара-1.2» состоит из пневмогидравлических систем подачи (ПГСП) компонентов топлива (КТ) в двигатели РД-191 и РД-0124А соответственно и пневмогидравлических систем самих двигателей. ПГСП маршевой ДУ II ступени базируется по составу агрегатов и систем на ПГСП УРМ-2. В состав II ступени дополнительно входит агрегатный модуль с двигателями малой тяги, работающими после завершения работы двигателя РД-0124А.

ПГСП предназначены для обеспечения заправки, хранения и подачи КТ в двигатели с заданными параметрами на всех режимах работы двигателей.

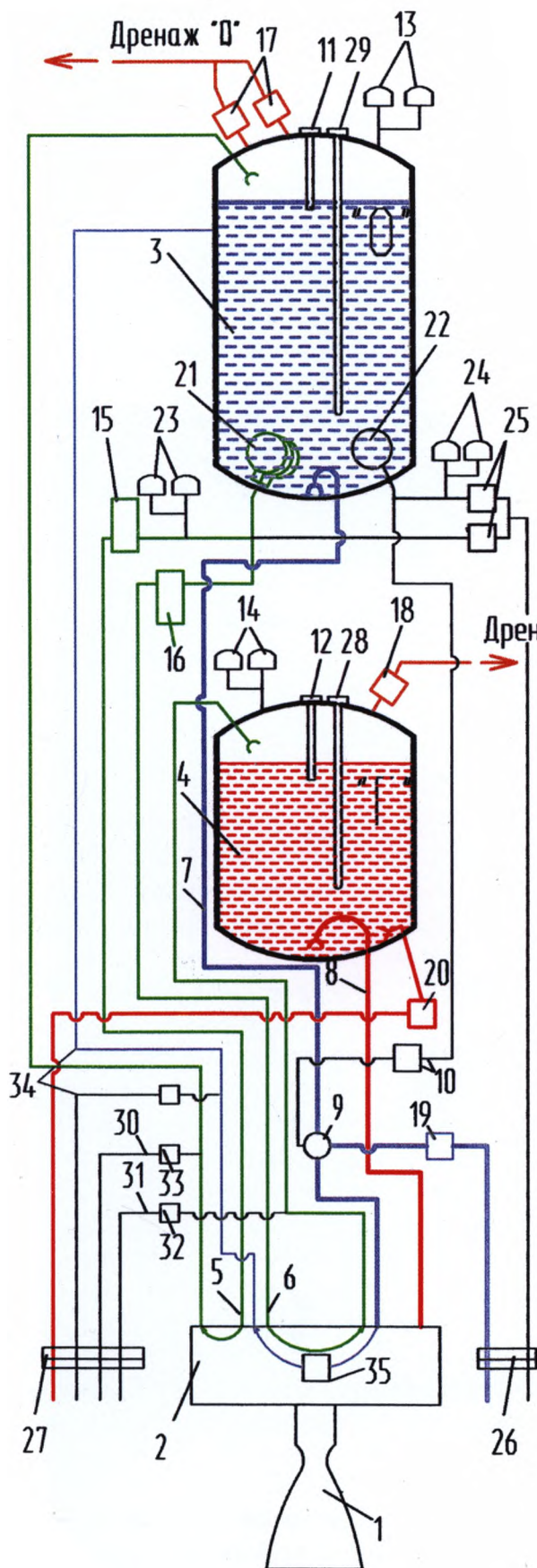
ПГСП УРМ-1 и II ступени включает следующие общие системы и устройства:

- систему заправки-слива КТ и подпитки кислородом;
- систему зарядки, хранения и сброса сжатых газов;
- систему предстартового наземного наддува баков;
- систему полетного бортового наддува баков;
- систему дренажа баков;
- заборные устройства и трубопроводы подачи КТ;
- систему продувки систем дренажа и заправки;
- систему пневмоуправления агрегатами;
- систему демпфирования продольных колебаний.



**Молочев Валерий
Петрович**

Заместитель генерального
конструктора КБ «Салют



- 1 - камера сгорания двигателя РД-191
- 2 - ТНА, ГГи агрегаты управления двигателя РД-191
- 3 - бак О (кислород)
- 4 - бак Г (керосин)
- 5,6 - система наддува баков "О" и "Г"
- 7 - система питания "О"
- 8 - система питания "Г"
- 9 - демпфер магистрали О
- 10 - система наддува демпфера (с пироклапаном)
- 11, 12 - датчики контроля заправки (СКЗ)
- 13, 14 - датчики ИСАД (давление в баках)
- 15, 16 - блоки ЭПК наддува баков
- 17, 18 - клапаны дренажа баков
- 19, 20 - клапаны заправки О, Г
- 21, 22 - ШБ наддува баков и демпфера (с гелием)
- 23, 24 - датчики ИСАД зарядки шаробаллонов (ШБ)
- 25 - клапаны зарядки ШБ
- 26 - БРС О (11 коммуникаций)
- 27 - БРС Г (10 коммуникаций)
- 28, 29 - датчики системы СУРТ
- 30 - система наземного наддува бака О
- 31 - система наземного наддува бака Г
- 32, 33 - клапаны обратные
- 34 - система циркуляции О (с газлифтом)
- 35 - клапан выключения циркуляции

Рис. 7.4.2. Структурная схема ПГС ДУ УРМ-1

Заправка баков компонентами топлива, подпитка окислителем и слив КТ осуществляется системой заправки с помощью клапанов заправки «О» и «Г».

Система зарядки, хранения и сброса сжатого гелия обеспечивает зарядку охлажденного гелия в шаробаллонные рампы, размещенные в баке «О», с помощью клапанов зарядки, его хранение и сброс из шаробаллонов в случае необходимости.

Предстартовый наземный наддув баков «О» и «Г» осуществляется от наземных систем по трубопроводам до давлений, необходимых для запуска двигателей. Бак «О» наддувается гелием, бак «Г» наддувается азотом.

Системы полетного бортового наддува включают трубопроводы наддува, блоки электропневмоклапанов наддува и устройства ввода газа в бак.

Баки «О» и «Г» УРМ-1 и II ступени в полете наддуваются подогретым в теплообменнике гелием.

Система дренажа баков предназначена для поддержания в баках требуемого уровня давления и для принудительного стравливания давления, когда это необходимо, и состоит из дренажно-предохранительных клапанов и трубопроводов дренажа. Сброс паров «О» и «Г» осуществляется в окружающую среду.

Подача компонентов топлива из баков в соответствующие двигатели осуществляется с помощью сифонных заборных устройств по расходным трубопроводам «О» и «Г». Трубопровод «О» УРМ-1 и «Г» II ступени проходят снаружи баков «Г» и «О» соответственно.

Система продувки заправочных и дренажных систем представляет собой ряд трубопроводов с дозирующими устройствами и обратными клапанами для подачи азота из наземной системы.

Система пневмоуправления осуществляет подачу газа управления к агрегатам-потребителям по командам АСУП (в наземных условиях от ЭПЦ) и системы управления - в полете (из ШБ управления).

Система демпфирования продольных колебаний I ступени предназначена для уменьшения частоты и амплитуды колебаний потока окислителя при работе двигателя. Она включает газовый демпфер (со свободной поверхностью раздела фаз), установленный в расходном трубопроводе «О» на входе в двигатель, и набор агрегатов, обеспечивающий требуемый газовый объем в демпфере к определенному моменту работы изделия.

Чтобы обеспечить высокоточное и бездренажное поддержание давления в баках и контроль давления, в ШБ применена измерительная система абсолютного давления (ИСАД). Комплекты ИСАД (для УРМ-1 и II ступени) состоят из функциональных датчиков давления (контролирующих давление в баках, шаробаллонах, ресивере демпфирования и участвующих в формировании команд АСУП и системы управления в соответствии с алгоритмами наддува и дренажа баков и технологическими операциями при заправке и подготовке к пуску) и преобразователя. В соответствии с Протоколом № 211-ИСАД-121/Пр технического совещания по вопросу конструкторской документации и ПО на систему С 078 согласно «Технического решения по обеспечению дополнительных требований...» в настоящее время по ТЗ № 2111 - КВРБ-51 /97 ТЗ (редакция 2) осуществляется замена нормализующего преобразователя (НПФД) на многоканальный цифровой преобразователь (МЦП).

Применение функциональных датчиков давления позволяет с максимальной эффективностью использовать запасы газа на борту, а также контролировать состояние основных агрегатов (открыт, закрыт).

Контроль уровней КТ в баках при заправке (подпитке) осуществляется с помощью датчиков системы контроля заправки (СКЗ), входящих в блоки датчиков контроля уровня.

Организация одновременной выработки КТ из баков при работе двигателей осуществляется с помощью системы управления расходом топлива (СУРТ), датчики которой входят в блоки датчиков уровня. Подробнее информация о СУРТ и СКЗ представлена ниже.

Кроме указанных систем, ПГСП УРМ-1 и II ступени имеют ряд систем, характерных только для них.

В ПГСП УРМ-1, в дополнение к перечисленным, входит система циркуляции «О».

С помощью системы циркуляции осуществляется захлаживание двигателя с целью создания требуемого температурного режима системы «окислитель-двигатель», необходимого для запуска двигателя. Система включает расходный трубопровод «О», трубопровод циркуляции и трубопровод с агрегатами подачи гелия для усиления циркуляции. В ПГСП УРМ-1 имеются также магистрали вялой и интенсивной продувки двигателя РД-191 и зарядки его шаробаллона управления.

В ПГСП II ступени УРМ-2 (Рис. 7.4.3.) дополнительно входит система обеспечения запуска двигателя РД-0124А. Данная система осуществляет подачу газа из шаробаллона с запасом азота для продувок, управления агрегатами, раскрутки бустерного насоса двигателя и состоит из пироклапанов, зарядной горловины и трубопроводов.

ПГС ДУ I ступени (УРМ-1) связана с наземными системами стартового комплекса (ХСК) через автостык «О» и БРС «Г-КП». ПГС ДУ II ступени связана с наземными системами ХСК через два БРС («О» и «Г») с выходом на кабель-заправочную башню (КЗБ).

Связь бортовых и наземных систем через БРС поддерживается вплоть до сигнала «КП» и прерывается ходом изделия, разъем автостыка «О» производится до «КП».

Основные параметры ПГСП представлены в таблицах 7.4.7. и 7.4.8.

Следует отметить, что все подготовленные изменения по ПГСП, направленные на повышение энерго-массовых характеристик РН семейства «Ангара», будут распространены на РН «Ангара-1.2».

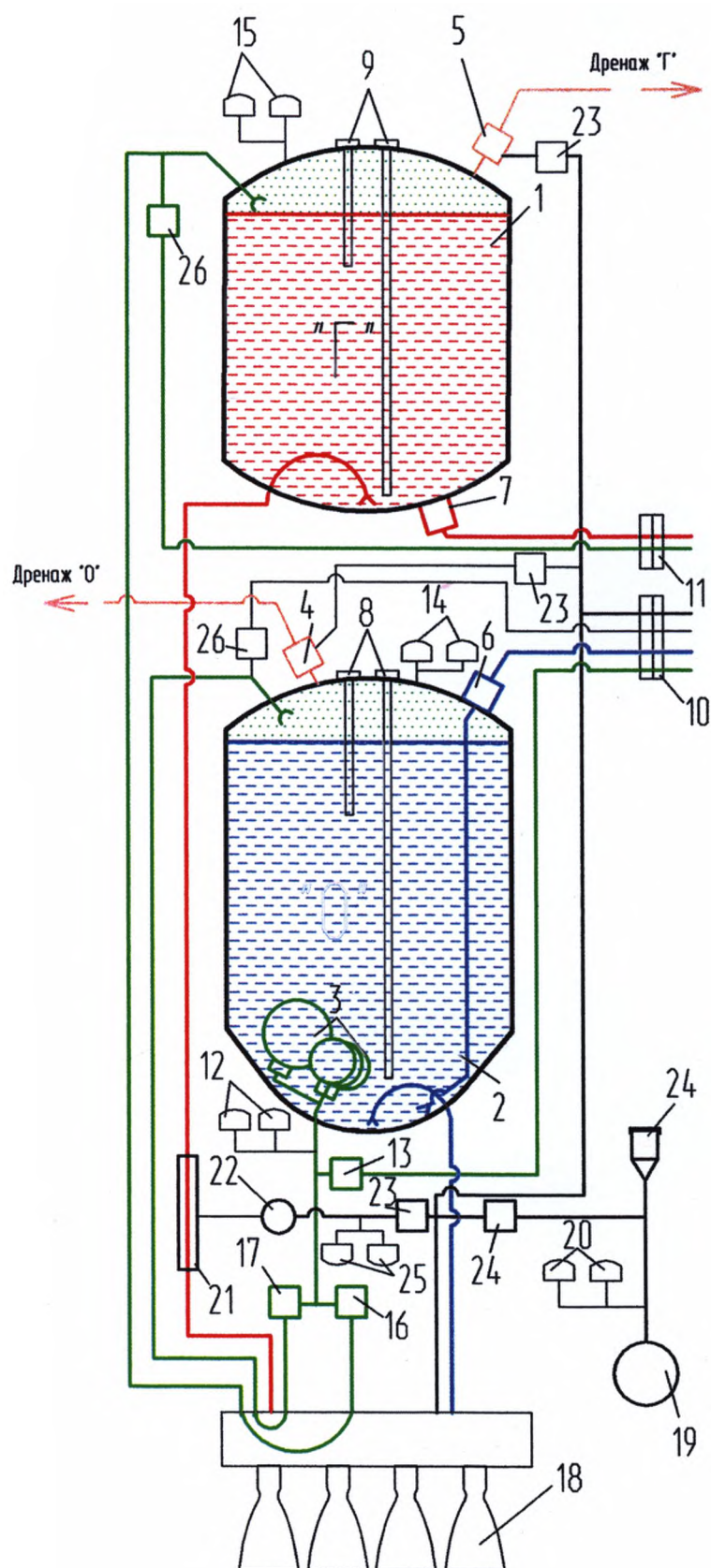
В качестве рабочего тела наддува, обеспечивающего необходимое давление в баках, используется:

на СК гелий для наддува бака «О», азот для наддува бака «Г»

в полете гелий из погружных баллонов, причем в баки «О» и «Г» подается гелий, подогретый в теплообменнике двигателя до температур 520 ± 35 К и 550 ± 35 К соответственно.



Ведущие специалисты конструкторского направления КБ «Салют»



- 1 - бак Г
- 2 - бак О
- 3 - шаробаллоны наддува баков
- 4, 5 - клапаны дренажа баков (ДПК О и Г)
- 6, 7 - клапаны запорки О и Г
- 8 - датчики СКЗ и СКУРТ бака О
- 9 - датчики СКЗ и СКУРТ бака Г
- 10, 11 - БРС О, БРС Г
- 12 - датчики ИСАД ШБН
- 13 - клапан зарядки ШБН
- 14, 15 - датчики ИСАД баков О и Г
- 16, 17 - флоты ЭПК наддува баков О и Г
- 18 - двигатель РД0124
- 19 - ШБУ
- 20 - датчики ИСАД ШБУ
- 21 - демпфер Г
- 22 - дополнительная емкость демпфера Г
- 23 - ЭПК пневмоуправления
- 24 - пироклапан
- 25 - датчики ИСАД наддува демпфера
- 26 - клапаны обратные
- 27 - горловина зарядная

Рис. 7 АЗ. Структурная схема ПГСДУ УРМ-2

Табл. 7.4.7. Основные характеристики ПГСР УРМ-1 РН «Ангара-1.2»

Наименование параметра	Значение параметра	
	Бак «0»	Бак «Г»
Объем баков, м ³	89,223	66,650
Доза КТ в баках на момент старта РН, кг	95281	36622
Свободный газовый объем на момент старта (минимальный), % V ₆	5,0	6,0
Масса газа (He) в ШБ наддува, кг (P _{шб} =220 кгс/см ² , V _{шб} =0,130 м ³ , T=90 К, 1Ч _{шб} =6).	66,0	
Среднемассовая температура КТ на момент старта РН, К	90...91	253...283
Давление предстартового наддува баков, кгс/см ² , абс	3.3...3.7	3,3...3,7
Параметры предстартового наддува баков:		
- рабочее тело	He	N ₂
- расход, кг	0.06...0.08	0,18-0,2
- давление на входе в изделие, не более, кгс/см ²	50	50
- температура на входе в изделие, К	263.. .303	263.. .303
- продолжительность наддува, с	100.. .180	100.. .180
Параметры наддува баков в полете (номинальные):	He	
- расход, кг/с	0,18	0,035
- температура, К	520±35	550±35
- давление на входе в бак, кгс/см ²	15±2	15±2
- рабочий запас гелия на наддув, кг	38	7,6
Невырабатываемые остатки КТ в баках и магистралях питания, кг	220±30	86±20

Табл. 7.4.8. Основные характеристики ПГСР второй ступени РН «Ангара-1.2»

Наименование параметра	Значение параметра	
	Бак «0»	Бак «Г»
Объем баков (для справки), м ³	15,52	8,696
Доза КТ в баках на момент старта РН (для справки), кг	17276	6896
Свободный газовый объем на момент старта, не менее, % V ₆	5	4
Масса гелия в ШБ наддува, кг (P _{шб} =220±10 кгс/см ² , U _{шб} =130 дм ³ , V _{шб} =1, U _{шб} =25 дм ³ , 1M _{шб} =2, T _{шб} =90К)	15,8	
Температура КТ на момент старта РН, К	90+1	253...283
Давление предстартового наддува баков, кгс/см ² , абс	6.3...6.6	2.9...3.1
Параметры наддува баков в полете (номинальные):		
- рабочее тело	гелий	гелий
- расход, кг/с	0,025	0,006
- температура, К	520±35	550±35
Невырабатываемые остатки КТ в баках и магистралях питания, кг	40±4	16±2

Система управления

Система управления «Ангара-1.2» создается на основе СУ для РН «Ангара-1.2ПП».

СУ РН «Ангара-1.2» состоит из двух структурных частей:

- бортовая аппаратура (БАСУ), обеспечивающая подготовку, пуск и управление полетом двухступенчатой РН «Ангара-1.2»;

- наземная аппаратура (НАСУ), предназначенная для обеспечения наземных проверок БАСУ и участия в подготовке и пуске РН «Ангара-1.2».

Бортовая аппаратура системы управления

В состав бортовой аппаратуры СУ входят:

- . БЦВК;
- комплекс командных приборов;
- приборы управления аппаратурой СУ и смежными бортовыми системами;
- приборы распределения и коммутации первичного электропитания СУ и смежных систем;
- приборы, обеспечивающие контроль параметров аппаратуры СУ и смежных систем;
- химические источники тока (бортовые батареи);
- бортовая кабельная сеть.

В своей работе БАСУ взаимодействует со смежными системами и агрегатами:

На первой ступени РН:

- агрегаты и элементы ПГС ДУ;
- приводы регулятора тяги МРТ, дроссели соотношения компонентов МД Г РД-191;
- сигнализаторы давления РД-191;
- автономный блок средств аварийной защиты (АБ САЗ) РД-191.

. ИСАД;

- ЭГСРД-191;
- ЭПК сопел крена;
- ЭГС аэродинамических рулей;
- УСУРТ;
- пирозлементы систем разделения.

На второй ступени РН:

- БАСУ, устанавливаемая в отсеке межбаковом (ОМ):
 - агрегаты и элементы ПГС ДУ;
 - привод 8Л632 маршевого двигателя РД-012Д;
 - ЭГС РД-012ДА;
 - УСКУРТ;
 - пирозлементы системы отделения агрегатного модуля.
- БАСУ, устанавливаемая в агрегатном модуле (АМ):
 - агрегаты и элементы ДУ, ЖСОТР установленные на АМ;
 - пирозлементы системы отделения полезной нагрузки;
 - системы полезной нагрузки.

Управление большинством бортовых систем и обмен информацией с ними БАСУ осуществляет в релейно-дискретном виде, с ИСАД обмен информацией производится в цифровом виде по интерфейсу RS-485. На РН «Ангара-1.2» приводы дросселя соотношения компонентов и регулятора тяги двигателя РД-191 управляются с помощью шаговых моторов. Традиционно управление приводами ЭГС является аналоговым.



**Соколов Михаил
Борисович**

*Заместитель генерального
конструктора КБ «Салют»*

Наземная аппаратура системы управления

Основные задачи и технические требования, определяющие структуру построения НАСУ:

- осуществление предстартовой подготовки БАСУ РН в автоматическом режиме;
- проведение испытаний и автоматического анализа при испытаниях и штатной работе с переходом на выполнение отбойных циклограмм для предотвращения аварийных ситуаций, а также выполнение мер по локализации неисправности при отклонении контролируемых параметров за пределы допуска;
- проведение пуска РН;
- контроль и ввод в бортовую аппаратуру технологического массива базовых полетных заданий;
- ввод и подъем в ОЗУ БЦВМ информации по уставочным данным, характеризующим индивидуальные параметры изделия;
- проведение полного объема испытаний бортовой аппаратуры с автоматическим анализом результатов испытаний на рабочих местах КИС и ТК одним и тем же составом аппаратуры наземного комплекса;
- проведение периодических регламентных испытаний наземного комплекса с подтверждением его поканальной исправности;
- представление информации обслуживающему персоналу в виде индикационных сообщений на мониторах рабочего места оператора, а также распечаток результатов проведенных работ в виде, не требующем дополнительных расшифровок;
- обеспечение совместно с бортовой аппаратурой диагностики места неисправности с глубиной до 1-2 сменных единиц;
- обеспечение безопасности и надежной работы при работе с бортовой СУ;
- обеспечение ручного вмешательства оператора НАСУ по прекращению проведения режима для предотвращения аварии;
- обеспечение обмена электрическими сигналами и командами с наземной аппаратурой смежных систем.

В состав наземной аппаратуры СУ входят:

- НЦВК;
- приборы управления аппаратурой НАСУ и взаимодействия со смежными системами;
- приборы распределения и коммутации первичного электропитания НАСУ и БАСУ; приборы, обеспечивающие контроль параметров аппаратуры НАСУ и БАСУ; наземная кабельная сеть.

В своей работе НАСУ взаимодействует с СНЭСТ и АСУП РН (РБ).

Штатные режимы работы СУ

На основании анализа задач СУ, методов управления и с учетом исходных данных определен следующий состав штатных режимов:

- контрольный набор стартовой готовности;
- предстартовая подготовка;
- полет РН.

Разбиение всего процесса управления на режимы производится исходя из следующих критериев:

- для выполнения задач СУ на определенном участке требуется состав аппаратуры и соответственно алгоритмы, отличные от состава аппаратуры и алгоритмов предшествующего и последующего участков;
- участок работы существенно отличается динамикой и эволюциями РН.



Ведущие специалисты направления элентрорадиосистем КБ «Салют»

Контрольный набор стартовой готовности. На УСК примерно за сутки до старта предусматривается проведение контрольного набора стартовой готовности. Этот режим-последняя проверка перед началом заправочных операций, в ней участвуют все бортовые и наземные системы. Контрольный набор стартовой готовности проводится по ЦГ ПСП и состоит из этапов, предусмотренных для штатной предстартовой подготовки. Управление ЭПК ПГС и ДУ производится подачей на них команд от маломощных источников тока, не приводящих к срабатыванию ЭПК. Правильность выдачи команд проверяется по телеметрической информации. Кроме того, КНСГ проводится без имитации отрыва РН от стартового сооружения, т.е. без имитации выдачи команды «Контакт подъема». При этом работает алгоритм, который контролирует прохождение сигнала «Контакт подъема» в заданный временной интервал. При отсутствии имитации «КП» этот алгоритм прекращает выполнение штатной ЦГ, инициируя аварийное прекращение пуска и выключение аппаратуры СУ.

Предстартовая подготовка. Штатная предстартовая подготовка СУ начинается примерно за 4 часа до старта и включает:

- контроль исходного состояния (приведение в исходное) силовых коммутаторов;
- подачу питания с наземного источника питания на БАСУ изделия;
- включение системы обогрева ККП;
- включение и самопроверку БЦВК;
- проверку информационной связи НЦВМ и БЦВМ;
- загрузку ПМО и ДНП в БЦВМ;
- включение ККП для проведения автономного прицеливания и масштабирования акселерометров. Масштабные коэффициенты акселерометров записываются в память БЦВМ и в дальнейшем используются в полете;
- включение смежных систем (УСУРТ, УСКУРТ, приводы дросселей и регуляторов);
- приведение в исходное состояние приводов автоматики ДУ;
- переход питания БАСУ с наземных источников питания на бортовые батареи;
- формирование команд запуска двигателей I ступени РН.

Полет РН. Во время режима выведения БАСУ осуществляет управление движением центра масс и стабилизацией РН. Для этого БАСУ реализует управление исполнительными орга-

нами РН, управление системой расхода топлива ДУ, регулирование тяги ДУ, а также управление аппаратурой БС в соответствии с ЦГ полета РН. Кроме того, в соответствии с ЦГ полета БАСУ управляет работой смежных систем.

Система измерений

Система измерений состоит из бортового измерительного комплекса и наземного измерительного комплекса.

Бортовой измерительный комплекс

БИК РКН состоит из СТИ РКН, СИТНП РКН и СНИ РКН.

СТИ РКН состоит из аппаратуры сбора и передачи данных, датчиков и преобразователей, БКС и бортового источника электропитания.

Для обеспечения необходимого объема измерений, требований по точности, достоверности, надежности и емкости запоминающих устройств СТИ реализуется с использованием аппаратуры «Орбита IV АН 1.2», разработки ОКБ МЭИ.

Аппаратура «Орбита IV АН 1.2» будет реализована на базе аппаратуры «Орбита IV АН 02», которая применяется на III ступени РН «Ангара-А5» с доработками приведенными ниже. На изделии предлагается установить один комплект аппаратуры «Орбита IV АН 1.2».

Система измерения навигационных параметров РН реализуется с использованием навигационной аппаратуры потребителя, которая устанавливается на агрегатном модуле РКН.

Структурно-функциональная схема БИК представлена на рис. 7.4.4.

Система телеметрических измерений предназначена для сбора, формирования и передачи необходимого объема телеметрической информации при эксплуатации РКН «Ангара-1.2».

Телеметрируемые параметры объекта измерения подразделяются на следующие группы:

- медленноменяющиеся (ММП)-низкочастотные параметры (сигнальные, аналоговые, температурные), требующие частоту регистрации до 500 Гц;
- быстроменяющиеся (БМП)-среднечастотные и высокочастотные параметры (вибрации, акустика), требующие частоту регистрации от 500 Гц и выше.

Каждое измерение аналогового параметра ММП соответствует 10 двоичным единицам, сигнального-1 двоичной единице, каждое измерение БМП-6 или U двоичным единицам.

Выбор аппаратуры, на базе которой строится СТИ РН, производился с учетом:

- специфики функционирования объекта;
- объема телеметрических данных, представляемых потребителю информации;
- реализации необходимых режимов формирования информации для передачи в реальном масштабе времени или после запоминания;
- ограничений по массе и энергопотреблению;
- требований в части регистрации измерений с КГЧ (головного обтекателя, КА и ПС);
- ограничений, накладываемых интерфейсами смежных систем, в основном, системы управления.

Регистрация параметров I, II ступеней и агрегатного модуля РН обеспечивается бортовой системой «Орбита IV АН 1.2». Элементы системы «Орбита IV АН 1.2» устанавливаются на агрегатный модуль и ускорители I и II ступени.

Задачи, поставленные перед системой телеметрических измерений РН на базе системы «Орбита IV АН 1.2», заключаются в сборе информации о работе систем, агрегатов и конструкции изделия, в преобразовании и передаче информации по радиолинии. Информативна[^]

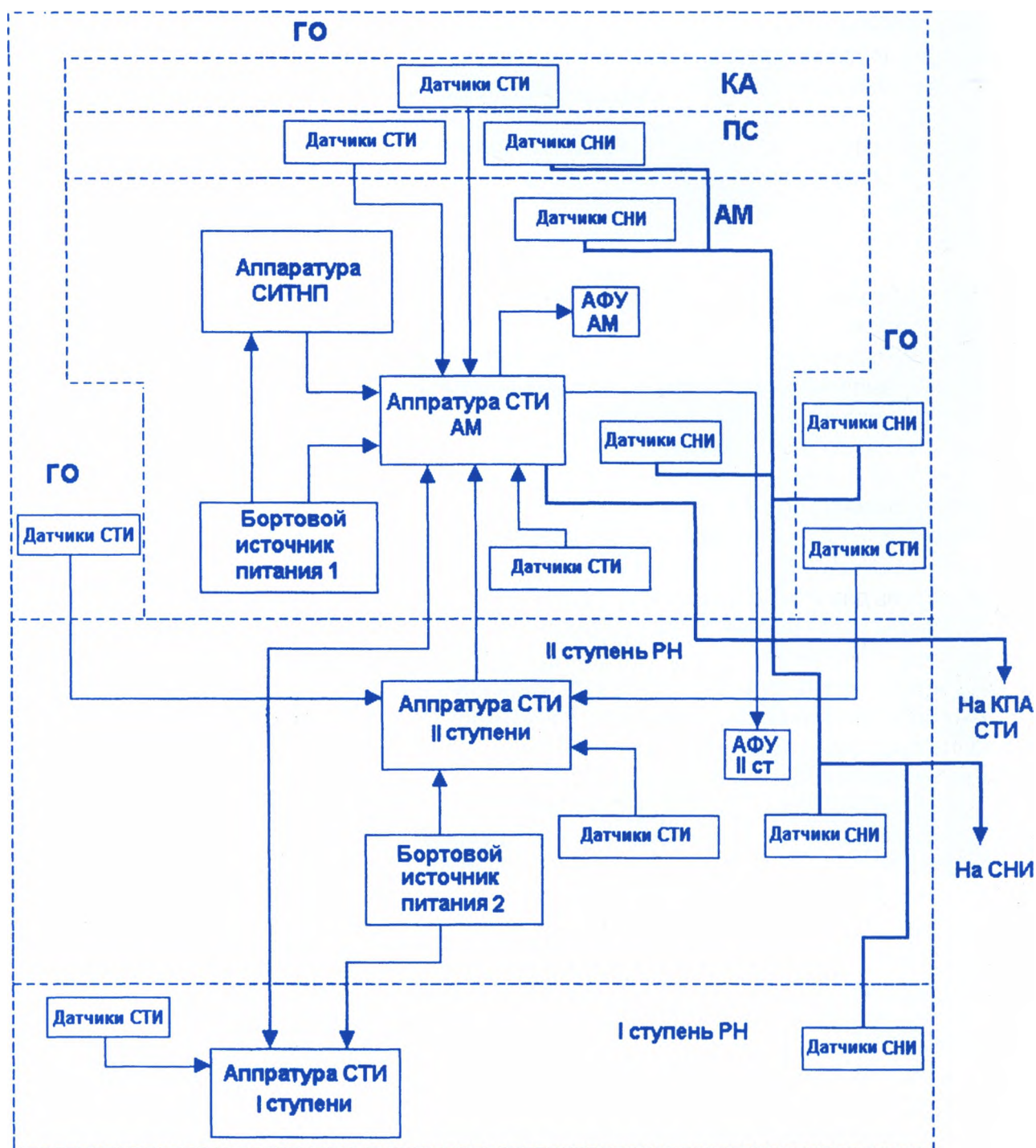


Рис. 7.4.4. Структура бортового измерительного комплекса

радиолинии может переключаться с 3,144 Мбит/с (во время работы ускорителей I и II ступеней) на 393 Кбит/с (во время автономного полета агрегатного модуля).

Система «Орбита IV АН 1.2» представляет собой программируемую цифровую систему телеизмерений, обеспечивающую сбор и передачу в радиолинию или по видеотракту телеизмерений как в реальном масштабе времени, так и выданных на передачу через некоторый промежуток времени после записи в статическом запоминающем устройстве.

Аппаратура системы «Орбита IV АН 1.2» используется для сбора и передачи как быстроменяющихся, так и медленноменяющихся параметров.

Помимо комплектов бортовой аппаратуры системы «Орбита IV АН 1.2» в состав СТИ РКН входят комплект датчиковой аппаратуры и преобразователи, бортовые источники электропитания (БИ) и бортовая кабельная сеть (БКС).

Комплект системы «Орбита IV АН 1.2» содержит набор приборов, конструктивно выполненных в виде типовых рамок, допускающих компоновку в блоки (модули).

Система наземных измерений

Система наземных измерений (СНИ) предназначена для получения измерительной информации о состоянии РН 14А125 на этапах наземной подготовки на КИСе, ТК и СК. По своему назначению система наземных измерений является информационной.

СНИ РН выполнена на основе волоконно-оптического канала связи (ВОКСНИ). ВОКСНИ имеет такие преимущества, как помехозащищенность, высокую разрешающую способность, отсутствие опасных уровней напряжений и вследствие этого высокую пожаро-взрывобезопасность. При этом ВОКСНИ обладает малой массой и высокой надежностью.

СНИ РН решает следующие задачи:

- проведение автономных проверок бортовой датчиковой аппаратуры на КИСе и ТК;
- контроль параметров при совместных испытаниях систем и КИ на КИСе и ТК;
- контроль давления в баках при транспортировании с ТК на СК;
- контроль параметров при заправке АМ;
- контроль параметров при совместных испытаниях систем и КИ на СК;
- контроль параметров при заправке РН компонентами топлива на СК;
- контроль температурно-влажностного режима КГЧ.

Система наземных измерений осуществляет реализацию следующих функций:

- непрерывный сбор и регистрацию всего объема измерительной информации (давления, температуры, пульсации давления и других параметров);
- оперативную обработку измерительной информации в режиме реального времени и выдачу информации на экраны мониторов;
- полную обработку зарегистрированной информации СНИ по завершению работ на КИСе, ТК и СК;
- передачу информации в смежные системы (АСУП).

Система измерения текущих навигационных параметров РН

Измерение текущих навигационных параметров реализуется навигационной аппаратурой потребителя (НАП), установленной на АМ.

НАП предназначена для определения параметров движения изделия в полете посредством приема и обработки радиосигналов со спутников космических навигационных систем (КНС) ГЛОНАСС и GPS. Вычисление навигационных параметров (НП) осуществляется непрерывно (начиная с момента старта) с последующей передачей навигационной информации в общем кадре СТИ на наземные командно-измерительные пункты. Полный вектор положения изделия формируется непосредственно на борту. После приема телеметрической информации на станциях НИК из него выделяется навигационная информация НАП и доводится до потребителя имеющимися средствами связи и передачи данных.

Системы ракеты-носителя

Уровнемер системы управления расходом топлива (УСУРТ)

Уровнемер системы управления расходом топлива предназначен для формирования сигналов с датчиков уровня в момент прохождения уровнями компонентов топлива чувствительных элементов датчиков, преобразования и обработки сигналов с датчиков в дискретный вид и выдачу их в БАСУ и систему телеизмерений.

В основу работы УСУРТ на I ступени РН и УСУРТ-2 на II ступени РН положен емкостной метод контроля уровня, основанный на изменении величины емкости специального конденсатора, помещенного в бак, при прохождении через него уровня компонентов топлива. Основным преимуществом емкостного уровнемера по сравнению, например, с поплавково-индуктивным является отсутствие в датчике подвижных элементов.

Используемые в УСУРТ датчики уровня ДУЕ-130 и ДУЕ-131 I ступени РН, ДУЕ-132 и ДУЕ-133 на II ступени питаются напряжением переменного тока от усилителей-преобразователей ЭП-100Д. Каждый датчик имеет 12 измерительных точек, за исключением датчика ДУЕ-132 бака «Г» II ступени, на котором размещено 8 измерительных точек. Чувствительные элементы (конденсаторы) расположены в трубе успокоителя на заданных расстояниях по высоте бака.

Пары чувствительных элементов 1-2, 3-4, 5-6, 7-8, 9-10, 11-12 включаются в усилительно-преобразовательное устройство в схему измерительных мостов, образуя по два смежных плеча. При прохождении уровня компонента топлива через чувствительный компонент меняется его емкость, изменение которой воспринимается усилительно-преобразовательным устройством. Изделие ЭП-100Д принимает, усиливает и обрабатывает сигналы с датчиков и формирует по трем независимым каналам выходные сигналы «Расход 0» и «Расход Г».

УСУРТ обеспечивает:

- синхронизацию с заданной точностью расхода топлива из баков окислителя и горючего путем изменения в допустимых пределах коэффициентов соотношения массовых расходов компонентов топлива через маршевый двигатель с целью обеспечения одновременности их опорожнения с заданной точностью;
- определение момента окончания рабочего запаса компонентов топлива для формирования команды на выключение двигательной установки по полной выработке;
- выдачу информации о суммарном текущем запасе компонентов топлива для использования в системе управления изделием;
- нормальное функционирование с согласованными потерями точности при существенном изменении режима работы ДУ (вырезка по тяге) и при единичных отказах в измерительном тракте системы (несрабатывание отдельных точек);
- возможность введения корректирующих поправок к моментам срабатывания измерительных точек, компенсирующих проектные погрешности в определении фактического запаса компонента под измерительной точкой и компенсации программных возмущений по K_m .

Система контроля заправки КТ (СКЗ, СКЗ-2)

СИЗ предназначена для контроля положения уровня КТ в топливных баках РН в процессе заправки, стоянки в заправленном состоянии, предпусковых операциях и слива.

В основу работы СКЗ на I ступени РН и СКЗ-2 на II ступени РН положен поплавково-индуктивный метод контроля уровня, основанный на электрическом измерении положения поплавка относительно чувствительных элементов датчика. Изделие ДУИ представляет собой штангу с 32 чувствительными элементами (катушками индуктивности с разомкнутым магнитопроводом), заключенную в герметичную трубу, расположенную вдоль оси бака, по ко-

торой перемещается поплавков. Элементы собраны в группы измерительных полумостов (по U полумоста с общей диагональю в каждой группе). При заправке уровень КТ перемещает поплавков. Перемещаясь, поплавков кольцевыми магнитопроводами охватывает магнитопроводы катушек, изменяя при этом их индуктивность, изменение которой воспринимается усилительно-преобразовательным устройством ЭП-1012.

Изделие ЭП-1012 усиливает, фильтрует и преобразует в последовательный код сигналы с датчиков ДУИ-135 и ДУИ-136 I ступени РН и с датчиков ДУИ-137 и ДУИ-138 II ступени РН.

Электрогидравлические сервоприводы

В РН «Ангара-1.2» применяются три типа различных электрогидравлических сервоприводов (ЭГС).

На первой ступени изделия в составе УРМ-1 для управления вектором тяги двигателя РД-191 используются ЭГС 1А1 С-5120-0 (1). Для управления аэродинамическими рулями, установленными на хвостовом отсеке используются ЭГС 1А1 С-5230-0 (2). На второй ступени изделия для управления вектором тяги двигателя РД-012ДА используются ЭГС 5А2С-5120-0 (3).

Все ЭГС с аналоговым управлением представляют собой электрогидравлический усилитель мощности с электромеханическим преобразователем в качестве управляющего элемента, гидравлическим усилителем в качестве усиливающего звена, силовым цилиндром с поршнем в качестве исполнительного механизма ЭГС и механической позиционной отрицательной обратной связью.

Принцип действия ЭГС-электрогидравлический.

Схема действия ЭГС-поступательная.

На изделии устанавливается 2 ЭГС 1, 2 ЭГС 2, 4 ЭГС 3.

ЭГС состоит из следующих функциональных узлов:

- электромеханического преобразователя;
- гидравлического усилителя;
- силового цилиндра;
- **поршня СО ШТОКОМ;**
- гидрозамка;
- демпфера;
- механизма обратной связи.

7.5. ТЕХНОЛОГИЯ ПОДГОТОВКИ РКН НА ТК, УНТК И УСК

Для проведения работ с РН «Ангара-1.2» на наземном комплексе КРК «Ангара» необходимо выполнение следующих мероприятий.

По комплекту средств транспортирования.

Для транспортирования ракетного блока 2-й ступени РН «Ангара-1.2» с агрегатным модулем с завода-изготовителя на ТК РН требуется доработать агрегат 14Т146 или разработать новый агрегат. Доработки агрегата связаны с уменьшением диаметра 2-й ступени РН «Ангара-1.2» с 3600 до 2900 мм.

Для транспортирования ГО 14С733 с завода-изготовителя на технический комплекс необходимо доработать железнодорожный транспортный агрегат 11Т718 или разработать новый агрегат. Доработки агрегата связаны с уменьшением диаметра створок ГО с 3700 до 2900 мм.

По техническому комплексу РН (ТК РН).

КМТО ТК РН 14И031 необходимо дорабатывать для работ со 2-й ступенью РН диаметром 2900 мм, для работ с КГЧ диаметром 2900 мм на основе ГО УС733, для работ с агрегатным модулем.

Грузовой макет 14И730 необходимо дорабатывать в связи с изменением массово-центровочных характеристик РН «Ангара-1.2».

Разработать комплект воздухопроводов передвижного агрегата термостатирования (14И041) для обеспечения подачи воздуха в КГЧ через БРС-ВСОТР-КГЧ или через люк входа ВСОТР.

Агрегат кантования и транспортирования КГЧ для РН легкого класса (14И033) необходимо дорабатывать для работ с КГЧ диаметром 2900 мм на основе ГО 1ДС733.

Технологическое защитное устройство (ТЗУ) для РН легкого класса (14И035) необходимо дорабатывать для работы с агрегатным модулем и с передним отсеком 2-й ступени.

Агрегат транспортирования и хранения 14И036-02 необходимо дорабатывать для работы со 2-й ступенью РН «Ангара-1.2» диаметром 2900 мм.

Система вакуумирования газовых полостей БВД АМ должна быть создана вновь. Система предназначена для вакуумирования газовых полостей БВД «О» и «Г» агрегатного модуля на ТК РН.

По унифицированному техническому комплексу (УНТК) необходимо доработать КМТО 14И039 для работ с агрегатным модулем 2-й ступени РН «Ангара-1.2» и с передним отсеком 2-й ступени, для работ с КГЧ диаметром 2900 мм на основе ГО 14С733.

По универсальному стартовому комплексу.

Транспортно-установочный агрегат должен быть дооборудован в части ложементов и устройств опорных под диаметр 3600 мм для обеспечения работе РКН «Ангара-1.2Л» первого пуска.

Кабель-заправочная башня должна дорабатываться для обеспечения обслуживания КГЧ РКН.

Основные сведения

Эксплуатация РН «Ангара-1.2» на техническом и стартовом комплексах проводится на ТК РН 14П630 и УСК 14П221 с использованием того же технологического оборудования (в части подготовки ракетных блоков на основе УРМ-1 и УРМ-2), которое используется для подготовки составных частей РН «Ангара-А5». Эксплуатация агрегатного модуля проводится, в части работ по стыковке с КГЧ на УНТК 14П631. Заправка двигательной установки агрегатного модуля проводится на заправочной станции 11Г143-2.

Транспортирование

Транспортирование на ТК блоков ракеты-носителя и головного обтекателя осуществляется на железнодорожных агрегатах.

Транспортирование на заправочную станцию (ЗС) и обратно агрегатного модуля для заправки баков высокого давления (БВД) и шаробаллонов (ШБ) осуществляется на железнодорожном агрегате.

При транспортировании АМ на ЗС и обратно, нахождении АМ на ЗС производится термостатирование АМ при помощи передвижного агрегата термостатирования.

Транспортирование ракеты космического назначения с технического комплекса на стартовый комплекс проводится на транспортно-установочном агрегате (ТУА) с наддутыми до транспортировочного давления топливными баками. При транспортировании осуществляется термостатирование агрегатного модуля и космической головной части с контролем температуры и замером вибронагрузений.

Хранение

Хранение составных частей РН предусматривается в хранилищах ТК.

Хранение комплектующих и ЗИП производится в штатной упаковке.

При хранении составных частей РН производится ежедневный контроль температуры и влажности воздуха в помещении.

Подготовка РКН «Ангара-1.2» на ТК и УСК

Выгрузка и приемка:

- подготовка ж/д-агрегатов с составными частями РКН в сооружении 125 к выгрузке;
- поэтапный ввоз транспортных средств с составными частями РКН, комплектующими элементами и ЗИП РКН в зал МИК РН;
- расчехление и подготовка ступеней к выгрузке на рабочие места. Внешний осмотр, приемка эксплуатирующей организацией. Проверка сопроводительной документации;
- выгрузка ракетного блока 1 -й ступени на МСТ. Снятие защитно-предохранительных устройств;
- выгрузка ракетного блока 2-й ступени на МСТ. Снятие защитно-предохранительных устройств;
- ввоз транспортных средств с ГО в МИК ТК КГЧ. Расчехление и подготовка к выгрузке. Выгрузка ГО на подставки;
- установка составных частей РКН на хранение (при необходимости).

Автономная подготовка ракетного блока 1 -й ступени:

отстыковка от ракетного блока переднего и заднего днища, перегрузка их на подставки в зону временного хранения; установка переходного блока БРС-Г-КП на стыковочное устройство агрегата обслуживания; перекачка и подстыковка ракетного блока к агрегату обслуживания; стыковка переходного блока БРС-Г-КП к бортовой плате с использованием стыковочного устройства агрегата обслуживания;



**Гусев Анатолий
Григорьевич**

Первый заместитель генерального конструктора КБ «Салют»

- стыковка наземных пневмо-гидрокоммуникаций к АС-0 и БРС-Г-КП с помощью стыковочного устройства агрегата обслуживания;
- сборка схемы пневмопроверок (стыковка наземных электро-пневмокоммуникаций к технологическим разъемам ракетного блока);
- проведение электропроверок БКС и датчиков СНИ;
- проведение автономных проверок БА СКЗ;
- проведение автономных проверок АБ СА31;
- проведение автономных проверок ИСАД с помощью КПА ИСАД и СПИ с обеспечением термостатирования радиатора НПФД в МБ01 системой ВСОТРТК;
- проведение электропроверок электроагрегатов ПГС и ДУ, участвующих в пневмопроверках, с помощью КАПЭ ПГС;
- снятие фильтр-осушительных устройств (ФОУ);
- проведение пневмопроверок ракетного блока;
- проведение заключительных операций по окончании пневмопроверок, установка ФОУ;
- разборка схемы пневмопроверок;
- отстыковка стыковочного устройства агрегата обслуживания от АС-0 и БРС-Г -КП ракетного блока;
- проведение электропроверок электроагрегатов ПГС и ДУ, участвующих в заправке ракетного блока, с помощью КАПЭ ПГС;
- разборка схемы электропроверок ракетного блока.

Автономная подготовка ракетного блока 2-й ступени:

- отстыковка от ракетного блока переднего и заднего днища, перегрузка их на подставки в зону временного хранения;
- стыковка переходных блоков БРС-0, БРС-Г, БРС-Э1, БРС-ВСОТР к бортовым платам;
- стыковка разовых кабелей к переходному блоку БРС-Э1;
- стыковка воздухопроводов ВСОТР ТК к МБ02;
- проведение электропроверок БКС и датчиков СНИ;
- проведение автономных проверок БА СКЗ;
- проведение автономных проверок ИСАД с помощью КПА ИСАД и СПИ с обеспечением термостатирования радиатора НПФД в МБ02 системой ВСОТР ТК;
- проведение электропроверок электроагрегатов ПГС и ДУ, участвующих в пневмопроверках, с помощью КАПЭ ПГС;
- снятие фильтр-осушительных устройств (ФОУ);
- проведение пневмопроверок ракетного блока;
- проведение заключительных операций по окончании пневмопроверок, установка ФОУ;
- разборка схемы пневмопроверок;
- проведение электропроверок электроагрегатов ПГС и ДУ, участвующих в заправке ракетного блока, с помощью КАПЭ ПГС;
- пневмопроверки ДУ АМ;
- разборка схемы электропроверок ракетного блока;
- установка РН на хранение (при необходимости).

Стыковка ракетных блоков 1 -й и 2-й ступеней:

- подготовка блока 1 -й ступени и блока 2-й ступени к стыковке;
- механическая стыковка блоков 1 -й и 2-й ступеней;
- установка пиросредств разделения;
- стыковка электросоединителей.

Проверка РН в сборе:

- сборка схемы электропроверок РН (стыковка кабелей разового действия БРС-Э1 к наземным кабелям на перестыковочной плате);
- электропроверки СНИ;
- электропроверки электроагрегатов ПГС и ДУ, участвующих в заправке РН;
- электропроверки НАП;
- электропроверки СТИ;
- совместные электропроверки СТИ и НАП;
- электропроверки БАСУ с обеспечением термостатирования приборов БАСУ СОТР АМ, ЖСОТРТКиВСОТРТК;
- комплексные испытания с обеспечением термостатирования приборов БАСУ СОТР АМ, ЖСОТРТКиВСОТРТК;
- разборка схемы электропроверок РН.

Заключительные операции по сборке ракетных блоков 1 -й и 2-й ступеней:

- установка аэродинамических рулей на ракетный блок 1 -й ступени;
- герметизация люков, гаргровов, обтекателей.

Заправка агрегатного модуля компонентами топлива и подготовка к стыковке с КГЧ:

- подготовка АМ к заправке БВД и ШБ;
- установка защитно-предохранительных устройств на АМ;
- отстыковка АМ от 2-й ступени, кантование АМ в вертикальное положение, перегрузка АМ на транспортный агрегат в транспортно-заправочное устройство (ТЗУ);
- стыковка к ТЗУ схем термостатирования, СНИ и замера вибронагрузок;
- транспортирование АМ на ЗС 11Г143-2 с обеспечением термостатирования, контролем параметров СНИ и вибронагрузок;
- заправка БВД компонентами топлива и ШБ сжатыми газами;
- транспортирование АМ с ЗС на УНТК (соор. 301 пл. 145) с обеспечением термостатирования, контролем параметров СНИ и вибронагрузок;
- установка РН на хранение (при необходимости).

Подготовка агрегатного модуля на УНТК.

Стыковка агрегатного модуля с КГЧ:

- перегрузка и закрепление АМ на стенде сборки КГЧ;
- стыковка ПС с АМ в вертикальном положении;
- кантование сборки «ПС+АМ» в горизонтальное положение;
- совместные проверки сборки «ПС+АМ»;
- стыковка КА со сборкой «ПС+АМ» в горизонтальном положении;
- совместные проверки сборки «КА+ПС+АМ» с обеспечением термостатирования приборов БАСУ СОТР АМ и ЖСОТР ТК;
- заряд аккумуляторных батарей КА (при необходимости);
- монтаж головного обтекателя;
- опускание и отвод стапеля ГО. Подвод МСТ под АМ;
- установка кольца жесткости ГО с подводом МСТ;
- совместные проверки сборки «АМ+КГЧ» с обеспечением термостатирования приборов БАСУ СОТР АМ и ЖСОТР ТК;
- отстыковка сборки «АМ+КГЧ» от стенда сборки КГЧ;
- установка транспортировочной защиты;
- перегрузка сборки «АМ+КГЧ» на агрегат транспортирования;

- подключение магистралей ПАТ, СНИ и системы замера вибронагрузок к сборке «АМ+КГЧ»;
- транспортирование сборки «АМ+КГЧ» в МИК РН с обеспечением термостатирования и виброизмерений;
- отстыковка магистралей ПАТ и СНИ от сборки «АМ+КГЧ»;
- перегрузка сборки «АМ+КГЧ» на МСТ;
- подключение системы ВСОТР ТК и СНИ к сборке «АМ+КГЧ».

Сборка РКН на ТК РН.

Сборка и проверки РКН:

- подготовка сборки ракетных блоков 1-й и 2-й ступеней и сборки «АМ+КГЧ» к стыковке;
- установка РДТТ на РН, проверка цепей пиросредств;
- установка ББ СУ, контрольный переход «земля-борт»;
- механическая стыковка сборки ракетных блоков 1-й и 2-й ступеней и сборки «АМ+КГЧ»-образование РКН;
- стыковка межступенных электросоединителей;
- сборка схемы электропроверок РКН;
- электрические проверки цепей связи ПГС и ДУ с использованием КАПЭ ПГС;
- установка на РН ББ СТИ;
- запись исходного состояния систем изделия;
- совместные электропроверки РКН с обеспечением термостатирования приборов БАСУ СОТР АМ, ЖСОТР ТК и ВСОТР ТК;
- отвод опор МСТ от сборки «АМ+КГЧ»;
- разборка схемы электропроверок РКН.

Подготовка РКН к вывозу на УСК:

- доставка в МИК транспортно-установочного агрегата (ТУА) и ПАТ. Подготовка ТУА к перегрузке на него РКН;
- снятие ФОУ, наддув баков ракетных блоков 1-й и 2-й ступени до давления транспортирования;
- подготовка РКН к перегрузке на ТУА;
- отключение ВСОТР ТК от КГЧ;
- перегрузка РКН на ТУА;
- подстыковка к КГЧ ВСОТР ТК, схем СНИ и вибронагрузений;
- установка РН на хранение (при необходимости).

Подготовка РН к пуску на УСК.

Транспортирование РКН на УСК

- подстыковка к ТУА передвижного агрегата термостатирования, платформ прикрытия и тепловоза;
- подстыковка схем СНИ и замера вибронагрузений;
- выключение ВСОТР ТК, отстыковка воздухопроводов ВСОТР ТК от КГЧ, подстыковка к КГЧ воздухопроводов ПАТ, включение термостатирования АМ и КГЧ от ПАТ;
- транспортирование РКН с ТК РН на УСК с обеспечением термостатирования и контроля вибронагрузений АМ и КГЧ, контроля параметров СНИ;
- остановка ТУА перед кареткой комплекта агрегатов автоматической стыковки ТУА, размещенного на «нулевой» отметке стартового сооружения.

Установка РКН на пусковой стол:

- подготовка ТУА к установке РКН на ПС;

- отстыковка от ТУА тепловоза;
- перемещение кареткой ТУА к пусковому столу со стыковкой ТУА с механизмами стыковки блоков электро-, пневморазъемов ПС,
- выключение передвижного агрегата термостатирования;
- отстыковка от технологических люков выхода ВСОТР КГЧ воздухопроводов передвижного агрегата термостатирования;
- включение системы термостатирования низкого давления (СТНД) УСК (термостатирование АМ и КГЧ системой СТНД через воздухопроводы ТУА);
- отстыковка от РКН коммуникаций СНИ и замера вибронагрузок КГЧ;
- подъем стрелы ТУА с РКН в вертикальное положение и установка РКН на опоры ПС, удержание РКН захватами стрелы ТУА;
- подвод устройства удержания РКН и механизмов устройств отвода БРС КЗБ к РКН;
- подвод площадок обслуживания к РКН;
- подстыковка механизма ветрового удержания КЗБ к кронштейнам РН;
- **подвод и пристыковка СУ «О» к платам АС-0, СУ «Г» к платам БРС-Г-КП, проверка герметичности СТЫКОВКИ;**
- установка и стыковка ЭС-КП;
- выключение СТНД, отстыковка воздухопроводов термостатирования ТУА от КГЧ, установка крышек ГО, подстыковка воздухопроводов термостатирования КЗБ к БРС-ВСОТР, включение термостатирования АМ и КГЧ по воздухопроводам КЗБ;
- разведение захватов, опускание стрелы ТУА в горизонтальное положение, отвод ТУА от РКН;
- включение системы термостатирования высокого давления (СТВД) УСК (термостатирование «сухих» отсеков РН);
- кольцевой охват РКН в плоскости III отведенными сегментами площадок обслуживания КЗБ;
- стыковка пневмо-, гидрокommunikаций КЗБ к платам БРС-0, БРС-Г, 2-й ступени, проверка герметичности стыков;
- стыковка кабелей разового действия БРС-Э1 к перестыковочной плате на КЗБ;
- подсоединение к БРСам 2-й ступени механизмов устройств отвода.

Проверки бортовых систем РКН совместно с системами УСК:

- включение подачи газов в ЭПЦ;
- включение, проверка передачи информации от бортовых датчиков СНИ, работа СНИ (контроль параметров СНИ);
- запись исходного состояния систем РКН;
- проверочные включения СТИ РН с задействованием измерительных пунктов (ИП) и записью исходного состояния изделия;
- электрические проверки систем РН, участвующих в заправке;
- 30 и ПВ БАСУ РН с обеспечением термостатирования приборов БАСУ СОТР АМ и ЖСОТР УСК;
- контроль исходного положения элементов ПГСР;
- подготовка ПГСР 1 -й и 2-й ступеней к заправке;
- контрольный набор стартовой готовности РН с задействованием ИП с обеспечением термостатирования приборов БАСУ СОТР АМ и ЖСОТР УСК;
- проведение контрольных проверок бортовых систем КА (проводятся параллельно с проверками на РН);
- обработка и оценка результатов электрических проверок РКН.

Заправка и пуск РКН:

- подготовка оборудования УСК к заправке и пуску РКН с отводом площадок обслуживания от РКН;
- работа системы СНИ (контроль температур и давлений РКН);
- запуск программы предстартовой подготовки (ПСП) СУ РН;
- предстартовая подготовка КА (параллельно с ПСП РН);
- подготовка к заправке и заправка 1Б0, 2Б0, 1БГ и 2БГ КТ (жидким кислородом и нафтилом) и ШБ сжатыми газами (азотом, теплым и холодным гелием);
- подпитка 1 Б0 и 2Б0 жидким кислородом;
- включение НАП РН;
- включение СТИ РН;
- предпусковые операции с обеспечением термостатирования приборов БАСУ СОТР АМ и ЖСОТР УСК (в соответствии с циклограммой ППО);
- ПУСК РКН;
- прием и обработка телеметрической информации РКН;
- проведение заключительных (послепусковых) операций на оборудовании УСК.

Задержка, перенос и отмена пуска.

При предстартовой подготовке РКН до момента времени «КП -15 мин» (начало ППО) возможна задержка пуска на время не более 30 минут. При превышении данного времени производится перенос пуска.

Задержка пуска может произойти в следующих случаях:

- неготовность наземных средств к обеспечению пуска и полета РКН;
- появление нештатных ситуаций.

Перенос пуска может произойти в следующих случаях:

- неготовность наземных средств к обеспечению пуска и полета РКН;
- превышение допустимых ограничений по скоростям ветра и др. климатическим факторам;
- появление неисправности на РКН и оборудовании УСК;
- появление нештатных ситуаций.

Отмена пуска может быть использована в следующих случаях:

- выявление неисправности РКН, неустранимой на УСК;
- неготовность наземных средств к обеспечению пуска и полета РКН;
- появление нештатных ситуаций.

Заправка РН компонентами топлива и сжатыми газами

Заправка баков ДУ агрегатного модуля

Заправка БВД («О», «Г») ДУ агрегатного модуля проводится на ЗНС 11П43-2 при вертикальном положении модуля, который находится в технологическом защитном устройстве типа ТЗУ-68Р на транспортном агрегате типа ТА-68Р.



**Будушкин Михаил
Владимирович**

Заместитель генерального
конструктора КБ «Салют»

Заправка модуля осуществляется в следующей последовательности:

Зарядка ШБ гелием. При зарядке ШБ используется гелий газообразный не хуже технического по ТУ 0271-135-31324949-2005, с точкой росы не выше 218 К (-55 °С) при абсолютном давлении 0,098 МПа (1 кгс/см²), профильтрованный через фильтр с ячейкой не более 5 мкм. Максимальный суммарный запас гелия в ШБ составляет не менее 2,75 кг, при этом максимальное абсолютное давление в ШБ составляет 28,42 МПа (290 кгс/см²) при температуре гелия и стенок ШБ 308 К (35 °С).

Темп зарядки ШБ не должен превышать 2 кгс/см² в минуту, при этом максимальная температура стенок ШБ в процессе зарядки не более 343 К (70 °С).

Зарядка ШБ гелием проводится на ЗНС 11Г143-2 с помощью системы 11Г138. Время полного цикла зарядки ШБ -10 часов 25 минут.

Заправка БВДГ гептилом. При заправке БВДГ используется гептил, профильтрованный на входе в изделие через фильтр с ячейкой не более 5 мкм.

Перед заправкой горючее дегазируется до содержания азота 0,001 кг/м³–0,00015 кг/м³ по гелию.

Заправка весовая, вакуумная. Перед заправкой жидкостные и газовые полости БВДГ и заправочные магистрали вакуумируются до остаточного давления 66,65 Па (0,5 мм рт.ст.).

Диапазон температур горючего при заправке-278...298 К (5...25 °С). Заправляемая доза горючего в БВДГ уточняется по формуляру изделия. Допуск на заправляемую дозу обеспечивается средствами заправки (система 11Г136) и составляет -0,5% от величины заправленной дозы.

Время полного цикла заправки БВДГ - 8 часов.

Заправка БВДО амилином. При заправке БВДО используется амилин, профильтрованный на входе в изделие через фильтр с ячейкой не более 5 мкм.

Перед заправкой окислитель дегазируется до содержания азота-0,001 кг/м³ и 0,0005 кг/м³ по гелию.

Заправка БВДО-вакуумная, весовая. Перед заправкой жидкостные и газовые полости БВДО и заправочные магистрали вакуумируются до остаточного давления 66,65 Па (0,5 мм рт.ст.).

Диапазон температур окислителя при заправке-278...293 К (5...20 °С). Заправляемая доза уточняется по формуляру изделия. Допуск на заправляемую дозу обеспечивается средствами заправки (система 11Г137) и составляет -0,5% от величины заправляемой дозы.

Время полного цикла заправки БВДО-8,5 часов.

Для стыковки наземных коммуникаций с горловинами модуля используются заправочные краны из состава ЗИП изделия:

- жидкостные полости БВДО - С5.565.0-0А;
- жидкостные полости БВДГ - С5.566.0-0А;
- ШБ, газовые полости БВД - С5.608.0-0.

Сброс давления из ШБ и слив НРТ из БВД на ЗНС 11Г143-2

При необходимости слив КРТ из БВД и сброс давления из ШБ проводится на ЗНС 11Г143-2, с помощью систем 11Г138, 11Г136, 11Г137, при этом агрегатный модуль находится в вертикальном положении на транспортном агрегате типа ТА-68Р в технологическом защитном устройстве типа ТЗУ-68Р.

Сброс давления из ШБ и слив КРТ из БВД осуществляется в следующей последовательности:

- Сброс давления из ШБ до давления хранения (7 кгс/см² при 20 °С). Время полного цикла сброса давления из ШБ-7 ч. 20 мин.
- Слив горючего из БВДГ методом «наддув-сброс» с последующим вакуумированием жидкостной полости бака и установлении в ней давления хранения. Время полного цикла слива горючего из БВДГ -11 часов.
- Слив окислителя из БВДО методом «наддув-сброс» с последующим вакуумированием жидкостной полости бака и установлении в ней давления хранения. Время полного цикла слива окислителя из БВДО -11 часов.

Заправка и слив компонентов топлива и сжатых газов 1-й и 2-й ступеней РН на УСК

Технологический процесс подготовки к заправке и заправки

Технологический процесс подготовки к заправке и заправки 1-й и 2-й ступеней РН на УСК включает:

- подготовку к заправке наземных систем УСК;
- стыковку кабельной сети наземных систем с БРС-Э, включая проверку электрических интерфейсов РН с наземными системами;
- стыковку наземных пневмогидравлических коммуникаций с бортовыми разъемными соединениями (БРС-О, БРС-Г, БРС-Э), включая контроль герметичности стыков наземных и бортовых коммуникаций;
- автоматическую стыковку наземных и бортовых коммуникаций с помощью АС-О и БРС-Г -КП, включая контроль герметичности наземных и бортовых коммуникаций;
- проверку на функционирование бортовых элементов ПГСП 1-й ступени и 2-й ступени.
- зарядку 1ШБУ 1-й ступени гелием;
- зарядку ШБДУ 1 -й ступени гелием;
- заправку баков «Г» 1 -й ступени и 2-й ступени горючим (нафтилом);
- заправку баков «О» 1-й ступени и 2-й ступени окислителем (жидким кислородом);
- заправку погружных ШБ (расположенных внутри баков «О») 1 -й ступени и 2-й ступени охлажденным гелием;
- предпусковые операции.

Операции при переносе пуска на 24 часа или отмене пуска

В случае переноса пуска на 24 часа или отмены пуска выполняются следующие операции:

- подготовка наземных систем УСК к сливу компонентов топлива из изделия;
- сброс давления из погружных ШБ (расположенных внутри баков «О»);
- слив компонентов топлива из баков «О» и «Г» (1 -й и 2-й ступеней);
- отопев баков «О» (1 -й и 2-й ступеней);
- сброс давления из 1 ШБУ 1 -й ступени.

При переносе пуска на 24 часа выполняются операции, указанные выше с последующей повторной заправкой.

В случае прохождения команды АПП (автоматическое прекращение подготовки) или АВД (аварийное выключение двигателя) с целью обеспечения проведения повторной подготовки РН к пуску проводится техническое обслуживание двигателя РД-191 на УСК в объеме, предусмотренном в разделе 7 руководства по эксплуатации РД-19100.1967.0000.0000.00.ОРЭ.

При кратковременном переносе пуска (до 30 мин.), который возможен только до начала выполнения предпусковых операций, увеличивается продолжительность подпитки баков «О» 1-й и 2-й ступеней изделия и продолжительность стоянки заправленных баков «Г» 1-й и 2-й ступеней изделия.



Ведущие специалисты наземного направления КБ «Салют»

Бортовые и наземные системы

Заправка осуществляется с использованием следующих бортовых и наземных систем:

- бортовые системы: элементы ПГСП, автостык «О», БРС-Г КП, БРС-0, БРС-Г, СКЗ, ИСАД, СНИ;
- наземные системы: комплекты ЭПЩ для первой и второй ступени РН, СЗЖК, СЗН, СОА, СОСГ, НАСУ, КААСК (СУ-1, СУ-2), комплект УО БРС.

7.6. ЦИКЛОГРАММА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РКН

Предпусковые операции

Исходное состояние

Технологические системы наземного комплекса подготовлены к работе по запуску РН. ТУА отведен на безопасное расстояние от РН.

Проведены операции по подготовке систем носителя и космической головной части к пуску, при этом осуществлена заправка РН компонентами топлива и сжатыми газами.

Осуществляется подача воздуха в РН для термостатирования сухих отсеков.

Включена «вялая» продувка азотом камеры сгорания РД-191, предохраняющая ее от падения кислорода. Вентиляционная продувка ведется вплоть до запуска двигателя.

Включена продувка азотом плат БРС Г-КП, БРС-0, БРС-Г, БРС-Э1 и продувка дренажей баков «О».

На борт изделия подается неохлажденный гелий для управления агрегатами ДУ.

Подано давление в магистраль 1 ПА (для последующего включения интенсивной продувки и проведения вакуумирования двигателя).

Продолжается подпитка ШБ ДУ и управления, погруженных ШБ.

Осуществляется подпитка баков «О» жидким кислородом.

В СУ закончены операции ввода полетного задания, автономного прицеливания ГСП методом гирокомпасирования, синхронизации времени.

Включена аппаратура НАП и СТИ.

В наземной аппаратуре АСУП ведется обратный отсчет времени пуска - времени оставшегося до команды «Контакта подъема» (КП).

Подготовка изделия к пуску

Режим подготовки изделия к пуску и пуск проводится по автоматической непрерывной программе, включающей:

- прекращение подпитки баков «О» криогенным компонентом топлива;
- проведение предпусковых операций по бакам «О» и «Г»;
- слив и продувку магистралей заправки и дренажа;
- набор готовностей систем РН к пуску;
- прием готовности КА (готовности ГБ);
- отвод автостыка «О»;
- подготовку и запуск двигателя РД-191;
- переход питания с наземных источников на бортовые;
- перевод КПП в режим силовой стабилизации.

Ход выполнения основных операций ПП контролируется Руководителем работ (РР) по докладам операторов и сигналам, поступающим на подсистему управления (ПСУ РР).

В случае отклонения от штатной работы при выполнении операций ППО Руководитель работ выдает команду операторам «Отбой подготовки».

За 15 мин до КП прекращается подача воздуха в ХО I ступени и включается его продувка азотом (пассивная система пожаропредупреждения).

Перед заполнением полостей двигателей горючим производится их вакуумирование с помощью эжектора, в который подается азот от наземных систем.

Контроль двигателей в соответствии с циклограммой подготовки и пуска осуществляют АСУП и БАСУ.

Процесс выполнения основных операций по подготовке и пуску РН контролируется КПА и телеметрическими станциями.

Формирование общей «Готовности РН к пуску» производится в АСУП (за -8 с до КП) после получения всех сигналов о готовности систем РН, КГЧ и УСК к пуску («Готовность ДУ», «Готовность СУ», «Готовность КА», «Готовность УСК к пуску»).

При отсутствии хотя бы одного из сигналов, входящих в общую Готовность РН к пуску, следует прекращение выполнения штатной программы и отмена пуска, так как становится невозможным попадание в «пусковое окно».

Автоматическое прекращение пусковых операций на заключительном этапе предстартовой подготовки предусмотрено в следующих случаях:

- при отсутствии любого из сигналов: «Готовность КА», «Готовность ДУ», «Готовность СУ», «Готовность УСК», «Готовность РН к пуску»;
- при отсутствии сигнала об отводе автостыка АС-0;
- при отсутствии сигнала о переходе на бортовое питание;
- при получении сигнала от АСУ ТП НО «Отбой УСК»;
- при получении сигнала «Отбой СУ» об отказе СУ или о ненорме подготовки смежных систем, контролируемых СУ;
- при получении сигнала «Отбой ДУ» от АСУП о ненорме подготовки ДУ;
- при получении команды «Отмена пуска» от Руководителя работ при снятии любого из сигналов входящих в «Готовность РН к пуску».

Пуск РН и нештатные ситуации при пуске

После штатного выполнения всех операций предстартовой подготовки выдается команда на запуск двигателя РД-191. Запуск производится в соответствии с циклограммой. Пуск обеспечивается в заданное полетным заданием время.

Процесс запуска двигателя РД-191 контролируется системой БАСУ в соответствии с циклограммой.

В процессе запуска двигателя производится программное открытие регулятора расхода (МРГ) и дросселя горючего (МДГ) из положения начальной настройки в положение, соответствующее заданному режиму тяги.

После получения сигнала (НХЗ) о нормальном ходе запуска двигателя I ступени и выходе его на заданный режим тяги (120 тс), выдается команда (ГСТ1) -на перевод двигателя РД-191 на номинальный режим.

В случае невыхода двигателя РД-191 на заданный режим тяги на участке до выдачи команды «ГСТ1» БАСУ формирует команду «Авария двигателя» и производит аварийное выключение двигателя на старте.

По команде «ГСТ1» продолжается рост тяги двигателя, и при достижении значения, превышающего вес изделия, начинается подъем РН.

При подъеме РН на высоту не более 28 мм происходит разделение отрывных электросоединителей связи со стартовым столом. По разрыву последнего электросоединителя в СУ сформируется базовая команда «Контакт подъема» (КП).

По получении КП выдаются команды на срабатывание пирозамков механизмов плат БРС связи с ПУ и пирозамков механизмов плат БРС связи с КЗБ.

После разделения плат начинается отвод подвижных частей УО с коммуникациями и отстыкованными платами БРС от РН механизмами ПУ и КЗБ.

При подъеме РКН на 225 мм происходит расцепление узла силовой связи и разделения РКН с КЗБ.

После расцепления производится отвод устройства удержания РКН.

Если через 2,0 с от команды «ГСТ1» ракета осталась на старте, БАСУ выдает команду «Нет КП». В этом случае выполняется аварийное выключение двигателя (АВД) на старте.

Функционирование РН при штатном полете

Функционирование систем РН в полете осуществляется по командам СУ. При этом СУ РН осуществляет решение навигационной задачи, управляет работой ДУ, выдает команды в смежные системы, на сброс головного обтекателя (ГО), на отделение КА, на приведение в безопасное состояние баков и баллонов РН.

Двигательные установки РН, управляемые командами СУ, обеспечивают необходимые уровни тяги и управляющих усилий в заданные периоды времени.

Схема режимов ДУ при полете РН «А1.2» приведена на рис. 7.6.1.

Участок работы I ступени

Выполнение штатной программы полета начинается после формирования команды «Контакт подъема».

Управление ракетой на участке работы I ступени в каналах тангажа и рыскания выполняется путем отклонения камеры сгорания двигателя в двух взаимно перпендикулярных плоскостях при помощи приводов ЭГС1, ЭГС2 в соответствии с алгоритмами СУ.

Управление РН в канале вращения производится с помощью креновых сопел (АКС), входящих в состав двигательной установки, а также с помощью аэродинамических рулей I ступени.

Включение автомата стабилизации производится по КП.

На участках работы I ступени включены в работу алгоритмы ПГСП, управляющие наддувом и дренажем баков «О» и «Г», включен алгоритм УСурТ обеспечивающий равномерное опорожнение КТ баков «О» и «Г».

Через 10 с от команды «КП» включаются электронагреватели ЖРД малой тяги агрегатного модуля (АМ), и продолжают работу на протяжении всего полета РН «Ангара-А1.2».

На начальном участке траектории полета РН происходит постепенное выветривание огнетушащего состава из ХО. Поэтому на -30 с полета РН задействуется СПП и обеспечивается подача флегматизирующего газа (азота) в ХО, в результате чего в ХО повышается уровень избыточного давления азота.

Система обеспечивает поддержание в ХО избыточного давления флегматизированной газовой среды до 110... 120 с полета.

Двигатель работает на уровне номинальной тяги ($P = 212,6$ тс) до начала плавного дросселирования и перевода на режим КСТ.

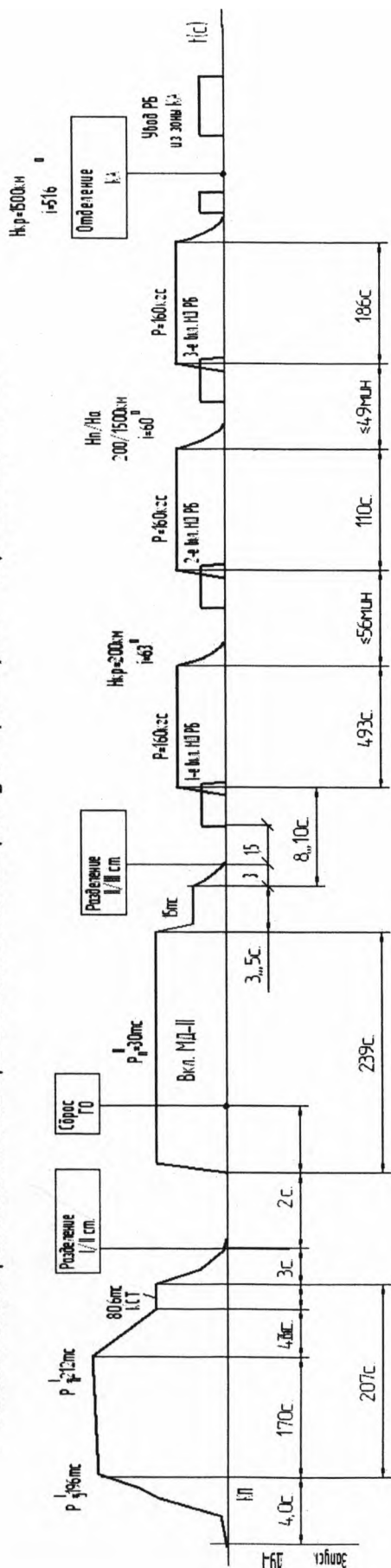
После перевода на режим КСТ (38% номинального уровня тяги), выдается команда на выключение двигателя I ступени.

Момент выключения двигателя рассчитывается системой управления исходя из условия выработки компонентов топлива в соответствии с алгоритмами УСурТ и попадания отработавшей I ступени в отведенное поле падения.

Общее время работы двигателя от первой команды на запуск до команды на выключение (с учетом дросселирования двигателя)-не более 230 с.

После выключения двигателя подаются команды на сброс давления из баков и шаробаллонов (для исключения возможности их взрыва при спуске или падении на землю).

Типовая схема режимов РН А12 при выведении ПН на орбиту с параметрами $N_{кр}=1500 \text{ км}$, $i=51,6^\circ$



Типовая схема режимов РН А12 при выведении ПН на орбиту с параметрами $N_{кр}=1500 \text{ км}$, $i=83^\circ$

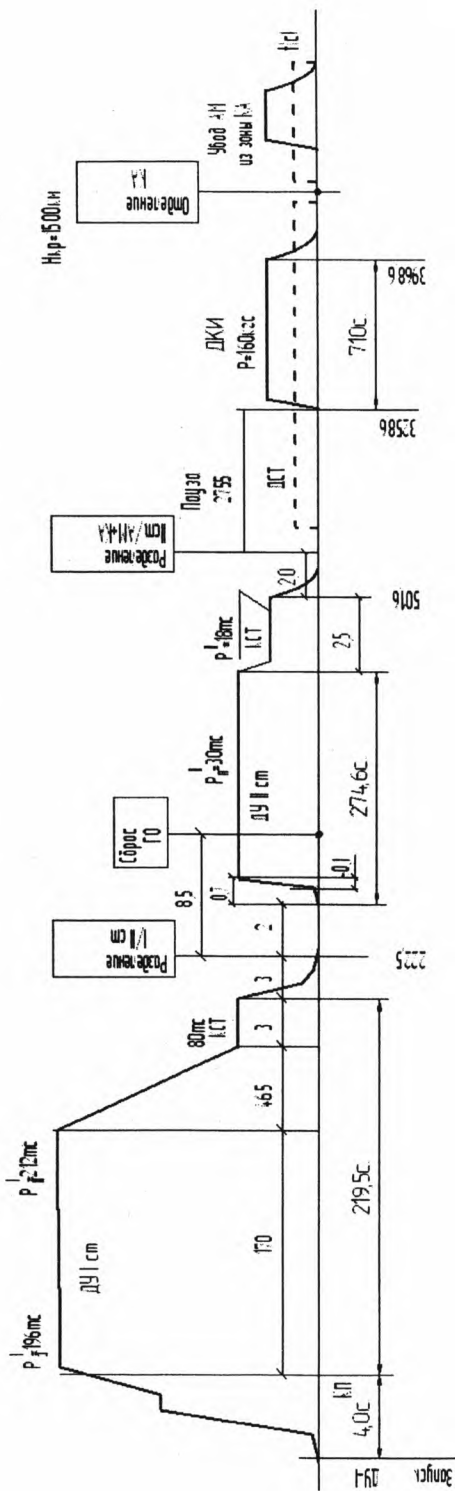


Рис. 7.6.1. Схема режимов ДУ при полете РН

Из баков «О» и «Г» I ступени давление стравливается при открытии дренажно-предохранительных клапанов. Из шаробаллонов наддува давление стравливается через открытые при срабатывании ЭПК.

На участке полета I ступени осуществляется подготовка двигателя РД-012ДА II ступени к запуску.

При подготовке двигателя к запуску проводится вакуумирование внутренних полостей двигателя. Затем подготавливается к работе пневмосистема ДУ (подается азот из шаробаллона для управления агрегатами ДУ II ступени).

За -30 с до запуска ДУ II выдается команда на прекращение вакуумирования и открытие разделительного клапана (ПКГ). При этом двигатель заливается горючим и производится наддув баков II ступени.

Разделение I и II ступеней

Разделение ступеней - «холодное».

Через 3,0 с от команды на выключение ДУ I ступени выдаются команды на срабатывание пирозамков по стыку I и II ступеней. В каждом пирозамке разделения установлены по два пиропатрона типа МПДО. Срабатывание замка гарантируется при подрыве хотя бы одного пиропатрона.

Отделение ускорителя I ступени от II ступени РН осуществляется при срабатывании всех 16 пирозамков.

Затем дается команда на запуск тормозных РДТТ 15Д4-00 (8 шт.) I ступени. В результате происходит отделение и торможение I ступени РН.

На время разделения ступеней РН и до начала запуска ДУ дренаж из баков «О» и «Г» I ступени не производится.

Участок работы II ступени

После отделения и увода I ступени, через -2,0 с производится запуск двигателя II ступени, который осуществляется в условиях невесомости.

Запуск двигателя осуществляется без предварительного захолаживания агрегатов и магистралей, т.е. с заливкой агрегатов криогенным компонентом в темпе запуска.

По данным разработчика через $1,0 \pm 0,2$ с после выдачи команды «Зажигание» двигатель выходит на 90% номинальной тяги (ОРТ).

Постоянство тяги двигателя на ОРТ достигается поддержанием постоянного расхода горючего в ГГ регулятором РР.

Управление РКН на участке работы II ступени осуществляется в соответствии с алгоритмами СУ путем управления углом отклонения 4 камер маршевого двигателя в тангенциальном направлении.

Для обеспечения управления РМ на отклонение камер ДУ осуществляется подача горючего от ТНА в систему питания ЭГС.

После запуска двигателя включается в работу алгоритм одновременного опорожнения баков «О» и «Г» (УСКУРТ).

Наддув баков «О» и «Г» после запуска двигателя II ступени осуществляется теплым гелием, который из шаробаллонов поступает в теплообменники двигателя, где подогревается генераторным газом после турбины ТНА, а затем поступает в газовые подушки баков.

Управление наддувом баков «О» и «Г» осуществляется по функциональным датчикам давления в соответствии с алгоритмами ПГСП.

Перед остановом двигателя II ступени осуществляется его перевод на режим конечной ступени тяги (КСТ).

Выключение двигателя II ступени осуществляется по команде «Останов», при достижении заданного функционала или по прогнозу системы УСКУРТ об окончании топлива.

Суммарное время работы двигателя от команды на его запуск до команды на выключение двигателя (с учетом дросселирования двигателя) - не более 300 с.

На участке полета II ступени осуществляется подготовка двигателя малой тяги АМ к полету.

Сброс головного обтекателя

Сброс головного обтекателя осуществляется аппаратурой БАСУ на начальном участке полета II ступени после окончания выхода двигателя на номинальный режим, гашения угловых скоростей и стабилизации РИН.

Момент сброса ГО выбирается для обеспечения требований заказчика по величине скоростного напора, а также с учетом попадания створок ГО в отведенные поля падения.

По программе сброса ГО последовательно выполняются следующие операции:

- срабатывание механизма раскрытия продольного разъема ГО;
- срабатывание механизма раскрытия поперечного стыка ГО.

Обтекатель состоит из двух створок, которые в процессе сброса ГО разворачиваются вокруг узлов разворота и при достижении заданного угла разворота отбрасываются в направлении плоскостей стабилизации I и III.

Разделение II ст. и АМ+КА

Разделение II ступени с агрегатным модулем - «холодное».

Через 3,0 с от команды на выключение ДУ II ступени выдаются команды на срабатывание пирозамков по стыку II ступени и АМ+КА. В каждом пирозамке разделения установлены по два пиропатрона типа МПДО. Срабатывание замка гарантируется при подрыве хотя бы одного пиропатрона.

Отделение ускорителя II ступени от АМ+КА осуществляется при срабатывании всех 16 пирозамков.

Затем выдается команда на запуск тормозных РДТТ 15Д4-00 (Д шт.) II ступени. В результате происходит отделение и торможение II ступени РН.

На время разделения ступеней РН и до начала запуска ДУ АМ дренаж из баков «О» и «Г» II ступени не производится.

Выполнение заключительных операций на II ступени

После выключения двигателя II ступени проводятся заключительные операции по сбросу давления из баков и шаробаллонов (для исключения возможности их взрыва и уменьшения количества фрагментов РН и площади их разброса).

Давление из баков стравливается во время падения ступени через открытые дренажно-предохранительные клапаны.

Сброс давления из шаробаллонов производится через открытые при срабатывании ЭПК.

Участок работы агрегатного модуля

После отделения и увода II ступени АМ+КА осуществляет полет по переходной орбите до выдачи импульса ДКИ АМ.

Через -1,0 с от разделения и увода II ступени производится включение АС АМ и разрешение работы ДСТ АМ. СУ РН начинает выполнять программу ориентации на Солнце для поддержания теплового режима АМ+КА (типовой режим управления).

Перед запуском ДКИ 11Д458 СУ РН осуществляет разворот на направление выдачи импульса (типовой режим управления).

Время продолжительности импульса и количество импульсов задается в полетном задании под конкретный космический аппарат (или аппараты).

После выдачи импульса СУ РН осуществляет разворот на направление отделения КА.

Отделение ИА

По команде СУ задействуются пиросредства на отделение КА от АМ (разделение механических связей АМ).

Задействование пиросредств отделения КА выполняет система управления АМ. В случае группового выведения космические аппараты могут быть отделены или одновременно, или поочередно, в том числе и с выполнением дополнительных типовых маневров в промежутках между отделениями космических аппаратов.

Количество пирозаэлементов системы разделения с КА определяется типом КА, а также типом адаптера, который может быть применен для установки КА на АМ. Система управления АМ предусматривает возможность задействования при разделении с КА до 24 пирозаэлементов типа ПДО.

Эти пиросредства типа ПДО разделены на шесть групп.

Команды на задействование этих шести групп могут выполняться как одновременно, так и отдельно. Всего для шести групп пиросредств отделения КА предусмотрено 6 команд.

Одновременно могут задействоваться пиросредства разных групп при условии, что суммарная нагрузка будет составлять не более 24 пиронитов (эквивалентно 12 пиросредств типа ПДО). Номера групп пиросредств и времена их задействования определяются циклограммой конкретного варианта применения и задаются через ПЗ.

Увод АМ и приведение его в безопасное состояние

Предусмотрены следующие способы увода АМ из рабочей зоны КА:

- 1) Спуск АМ в акваторию мирового океана путем выполнения по жесткой программе типового маневра с запуском МД по условиям, заданным в ПЗ;
- 2) Выдача дополнительного импульса АМ.

В общем случае программа увода АМ состоит из следующих участков полета:

- выполнение маневра АМ с помощью ДУ АМ для отхода в сторону с траектории полета КА;
- выполнение маневра для выдачи импульса увода АМ из рабочей зоны КА.

Импульс увода АМ выдается с помощью ДУ АМ. В качестве вспомогательного средства увода может также использоваться энергия срабатываемых газов из емкостей АМ.

Характеристическая скорость увода не менее 5 м/с.

Если затопление АМ не производится, то импульс увода может выдаваться как на торможение, так и на ускорение АМ.

Программа увода определяется циклограммой.

На АМ после выполнения программы полета должен быть осуществлен сброс давления из баков и шаробаллонов (для исключения возможности их взрыва при нахождении на орбите).

Эти операции являются заключительными на АМ.

Сброс давления из емкостей АМ производится после выдачи импульса увода.

Давление из баков стравливается при открытии дренажно-предохранительных клапанов по алгоритмам дренажа баков РН через ДПК «О» и ДПК «Г» по командам СУ.

Сброс давления из шаробаллонов производится через пироклапаны по командам СУ.

Отключение аппаратуры СУ РН после выполнения заключительных операций не производится. СУ РН должна обеспечить функционирование своих систем от «КП» до выдачи последней команды не менее четырех часов.

Функционирование РН при возникновении аварийных ситуаций

В случае возникновения аварийной ситуации на РКН в полете выполнение штатной программы становится невозможным и она должна быть своевременно прекращена ради сохранения стартовых сооружений, предотвращения падения на населенные пункты и др.

По сигналам датчиков контролируемых систем и агрегатов устанавливается факт возникновения аварийной ситуации, прекращается штатная программа полета, формируется команда «Авария», а также реализуется аварийная программа.

Команда «Авария» формируется в СУ РН по любому из контролируемых параметров аварийности. В качестве параметров аварийности на РН «А1.2» приняты следующие параметры:

- падение продольной осевой перегрузки (на участках работы ДУ I, II ст.);
- предельные угловые отклонения РН от заданных программных значений (потеря стабилизации).

Аварийная программа РН «А1.2» включает выдачу команд на выключение двигателей, а также команд на проведение заключительных операций (сброс давления из баков и шаробаллонов РН).

Для выполнения аварийной программы используются штатные исполнительные элементы, задействуемые по штатным цепям СУ.

В процессе полета РН должны быть определены участки, на которых вводится запрет исполнения аварийной программы для исключения падения в нежелательные зоны траектории (стартовые сооружения, населенные пункты и т.д.).

При возникновении аварийной ситуации на начальном участке полета, начиная с команды КП и до -ДО с от КП, выключение двигателя и другие операции аварийной программы задерживаются и выполняются на -ДО с от КП. Задержка введена для увода аварийной ракеты от стартовых сооружений.

При возникновении аварийной ситуации на всех остальных участках полета выключение работающего двигателя и останов выполнения штатной программы СУ производятся в момент начала выполнения аварийной программы носителя.

Пожаровзрывобезопасность РКН при наземной подготовке и в полете

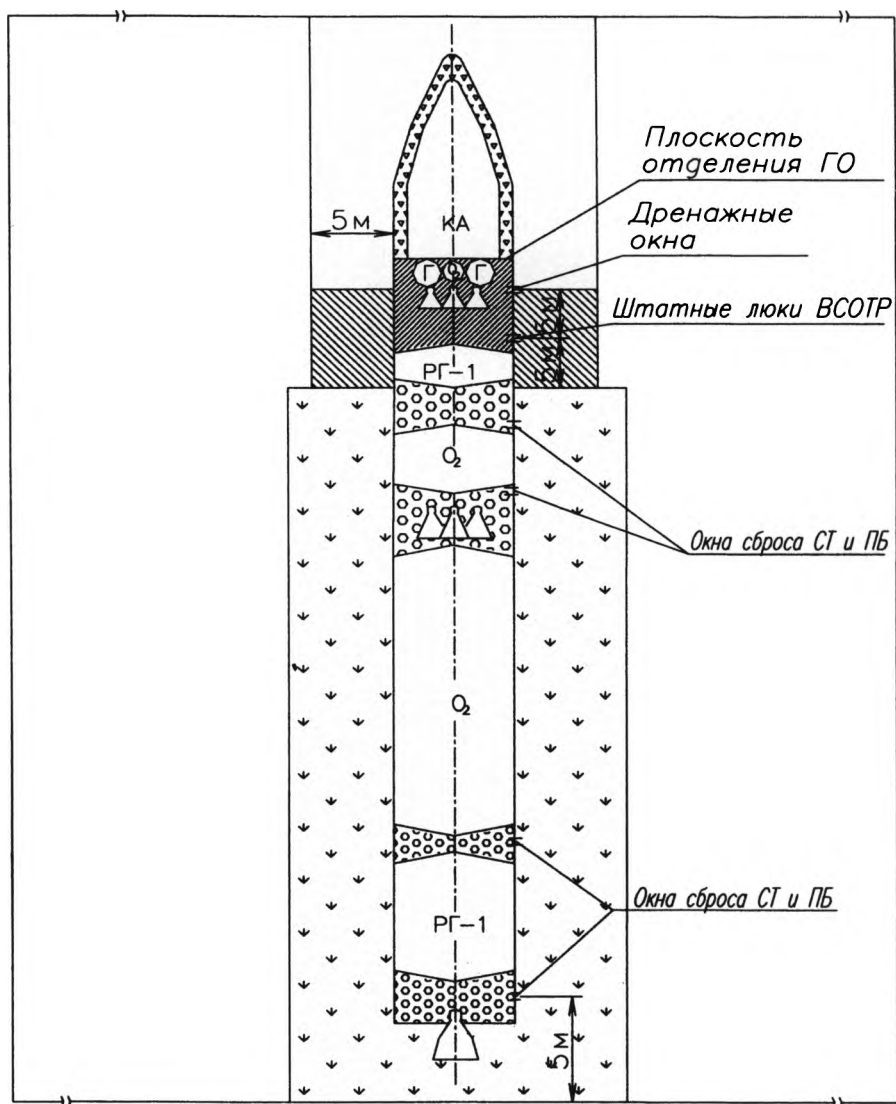
Общие требования по обеспечению пожаровзрывобезопасности

Пожаровзрывоопасность РН обусловлена наличием на борту большого количества высокоактивных компонентов топлива-амила, гептила, жидкого кислорода, а также керосина.

Под пожаровзрывобезопасностью понимается свойство изделия противостоять возникновению и развитию пожара и взрыва.

Учитывая высокий уровень надежности изделий ракетной техники, жесткий лимит масс бортовых систем и возможности наземных систем подачи газов продувки, изделие не защищается от крупных аварий, связанных с разрушением элементов конструкции изделия и приводящих к аварийным утечкам и проливам компонентов топлива.

Безопасная эксплуатация изделия должна обеспечиваться при штатной (безаварийной) работе изделия, а также при возникновении отдельных аварийных ситуаций в условиях ограниченных, т.е. не превышающих парированных утечек КТ в «сухие» отсеки РН за счет активных и пассивных мероприятий и средств защиты изделия.



-  Постоянная пожароопасная зона класса П-IIa
-  Постоянная пожароопасная зона класса П-I
-  Временная аварийная пожаровзрывоопасная зона
-  Постоянная пожароопасная зона класса П-III
-  Постоянная взрывоопасная зона класса В-1a
-  Постоянная взрывоопасная зона класса В-1g

Примечание: Направление вентиляционных потоков в КГЧ от верхней части КГЧ в сторону КА и агрегатного модуля

Рис. 7.6.2. Схема натегиорирования взрыво- и пожароопасных зон РИН «Ангара-1.2» при нахождении на СИ

Мероприятия по обеспечению пожаровзрывобезопасности РН и НГЧ

Пожаровзрывобезопасность РН обеспечивается активными средствами, пассивными техническими мероприятиями и комплексом организационно-технических мер.

К активным средствам относятся:

- СТ и ПБ-продувка на СИ отсеков изделия воздухом, замена воздушной среды на азотную в хвостовом отсеке I ст. (где возможно натекание компонентов топлива), продувка отдельных зон, гаргротов и переходных блоков БРС-0 РН;
- СПП-продувка ХО I ст. РН в полете флегматизирующим газом (азотом).

Состав, конструкция и технические характеристики СПП соответствуют СПП, применяемой в составе РН «Ангара-А5».

К пассивным техническим мероприятиям относятся:

- обеспечение высокой герметичности конструкции топливной системы и узлов изделия;
- поддержание необходимого избыточного давления в продуваемых отсеках;
- разбавление до взрывобезопасной концентрации и (или) дожигание штатных дренажей компонентов топлива;
- исключение источников инициирования пожара и взрыва в изделии и в зоне, прилегающей к нему;
- металлизация поверхностей РН для исключения разрядов статического и атмосферного электричества;
- исключение нагрева поверхностей блоков, агрегатов и конструкций выше температуры воспламенения паров керосина и кислорода;
- применение негорючих или трудновоспламеняемых конструкционных материалов, сохраняющих эксплуатационные характеристики в условиях изделия;
- применение пожаро- и взрывозащищенного эл. оборудования (пожарозащищенного в I, II ступенях РН и взрывозащищенного в агрегатном модуле).

К организационно-техническим мероприятиям относятся:

- категорирование изделия по зонам опасности и применение во взрывоопасных зонах электрооборудования во взрывозащищенном исполнении;
- все зоны РКН классифицируются в зависимости от возможности образования в конкретной зоне пожаро- и взрывоопасных смесей и категорируются в соответствии с ПУЭ-2001;
- присвоение зонам вокруг заправочных кислородных магистралей класса пожароопасности П-1;
- разработка нормативных документов, определяющих требования по пожаровзрывобезопасности изделия и его составных частей;
- разработка требований к взрывозащищенному электрооборудованию, в зависимости от категории взрывоопасной зоны.

Для предупреждения взрыва необходимо исключить: образование взрывоопасной смеси, возникновение источника инициирования взрыва. Образование взрывоопасной смеси происходит в результате натекания компонентов из баков в замкнутые или частично замкнутые объемы. Предотвращение образования взрывоопасной смеси достигается вышеперечисленными мероприятиями.

Инициировать взрыв могут: горящие или нагретые тела; электрические разряды (вт.ч. и электростатические); тепловые проявления химических реакций и механических воздействий; искры от удара и трения; электромагнитные волны и пр.

Для обеспечения пожаробезопасности хвостового отсека I ступени РН на этапе заправки и стоянки в заправленном состоянии используется продувка воздухом. За 15 минут до КП безопасность отсека повышается за счет замены продувки его воздухом на продувку азотом с тем же расходом до КП.

ГЛАВА 8. РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ТЯЖЕЛОГО КЛАССА

(По материалам эскизного проекта КБ «Салют»)

8.1. «АНГАРА-А5»

Состав РКН

В состав РКН 127-А5-1Л.М входят:

- ракета-носитель тяжелого класса «Ангара-А5»;
- космическая головная часть 5АЗБПП, включающая в себя:
 - разгонный блок «Бриз-М»;
 - головной обтекатель 14С75.А.1501;
 - неотделяемый габаритно-массовый макет полезной нагрузки (ГММ ПН) 5АДПП.

Примечание: ГММ ПН устанавливается непосредственно на РБ «Бриз-М» без использования переходной системы.

Общий вид РКН показан на рисунке 8.1.1.

Ракета-носитель «Ангара-А5»

Используется РН «Ангара-А5» в комплектации изд. 14А127-0000-0-01. Доработок РН для проведения пуска в составе РКН 127-А5-1Л.М не предусматривается.

Космическая головная часть

Разгонный блок «Бриз-М»

Используется РБ «Бриз-М» в комплектации изд. 14С43-0000-0-02, разработанный на базе РБ «Бриз-М» в комплектации изд. 14С43-0000-0 с улучшенными энергомассовыми характеристиками, соответствующими 3-му этапу модернизации, и доработанный для использования совместно с РН «Ангара-А5».

Головной обтекатель

Используется ГО 14С75.А.1501, разработанный на базе применяемого в составе РКН «Протон-М»/«Бриз-М» обтекателя типа 14С75.15 (длина ГО 15255 мм) с улучшенными энергомассовыми характеристиками, соответствующими 3-му этапу модернизации, и доработанный для использования совместно с РН «Ангара-А5».

Габаритно-массовый макет полезной нагрузки

ГММ ПН разрабатывается ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» специально для использования при первом пуске РН «Ангара-А5».

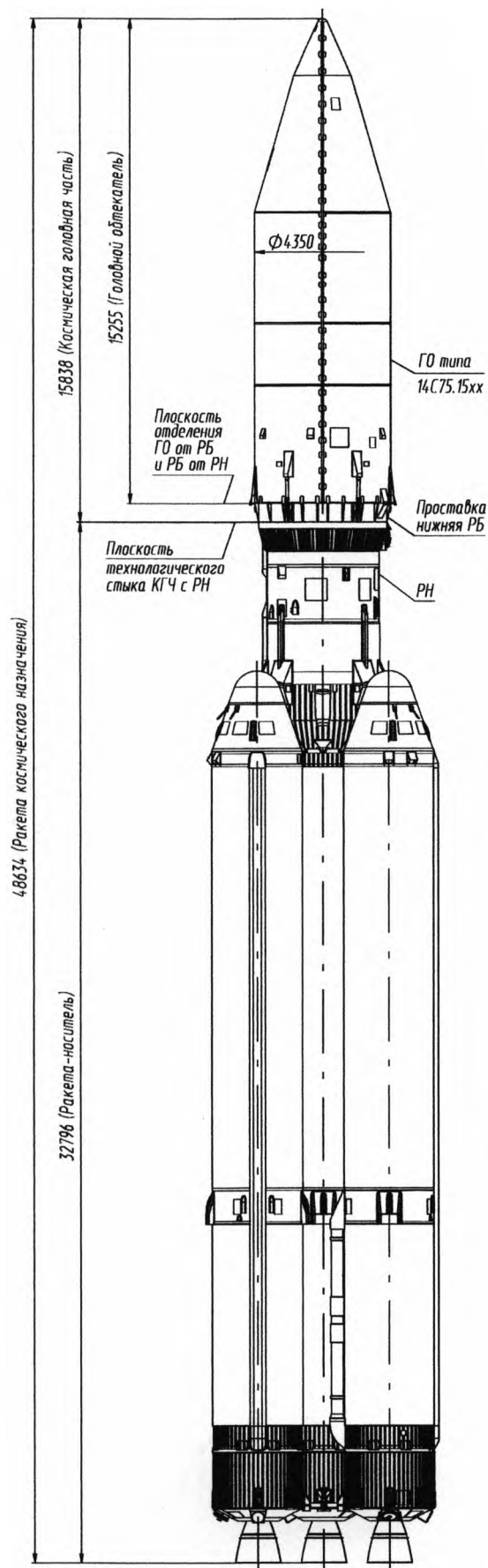


Рис. 8.1.1. Общий вид РКН 127-A5-1Л.М

ГММ ПН представляет собой «сухой» отсек с размещенными в верхней части калибровочными грузами. ГММ ПН конструктивно состоит из отдельных частей (имитатора ПС, имитатора ПН, плиты с калибровочными грузами), соединенных между собой технологическими стыками. На сборку КГЧ ГММ ПН поступает в полностью собранном виде. ГММ ПН устанавливается непосредственно на верхний стык приборного отсека РБ «Бриз-М» и обеспечивает закрепление четырех подкосов РБ.

Проведения стендовой отработки ГММ ПН не планируется.

Основные характеристики РКН

Гюметрические характеристики

длина РКН, мм.....	48634
длина КГЧ, мм.....	15838
длина ГО, мм.....	15255
наружный диаметр ГО, мм.....	4350
диаметр по стыку РН и КГЧ, мм.....	4100

Энергетические характеристики

масса РКН (заправленной, на момент КП), кг:	
при выведении на ГСО.....	764285
при выведении на низкую орбиту ($H_a/H_p = 221/201$ км, $i=63,18^\circ$).....	763436
масса ОБ после отделения III ступени РН, кг:	
при выведении на ГСО.....	23766
при выведении на низкую орбиту.....	22917
масса ОБ на опорной орбите, кг:	
при выведении на ГСО ($H_{кр}=215$ км, $N_{63,18^\circ}$).....	20514
при выведении на низкую орбиту.....	-
масса ОБ на целевой орбите, кг:	
при выведении на ГСО.....	3483
в том числе:	
масса РБ «Бриз-М».....	1483
масса ГММ ПН.....	2000
при выведении на низкую орбиту.....	19895
в том числе:	
масса РБ «Бриз-М».....	16180
масса ГММ ПН.....	3715

Эксплуатационные характеристики

продолжительность выведения ГММ ПН на целевую орбиту, с	
при выведении на ГСО.....	32358,95
при выведении на низкую орбиту.....	1314,86
продолжительность активного участка полета РН (до момента отделения орбитального блока)	
при выведении на ГСО.....	734,62
при выведении на низкую орбиту.....	724,02
предельные климатические условия эксплуатации:	
температура окружающего воздуха, $^\circ\text{C}$	от - 40 до + 50
средняя скорость приземного ветра, м/с:	
при транспортировании РКН с ТК на УСК и установке на ПУ.....	до 15

при стоянке РКН на ПУ с ветровым удержанием.....до 18
 при стоянке заправленной РКН без ветрового удержания.....до 12
 при проведении пуска РКН..... до 12
 предельно-допустимая скорость транспортировки РКН с ТК на СК, км/ч..... до 5
 система управления РН «Ангара-А5» должна обеспечивать значение
 параметра $C = a - q (13 - q)$, кгс-град/м²..... до 13500
 Основные характеристики двигательных установок РКН приведены в таблице 8.1.1.

Табл. 8.1.1. Основные характеристики двигательных установок РКН

	ДУ РН «Ангара-А5»			ДУ РБ «Бриз-М»		
	1 ступень	II ступень	III ступень	Центральный топливный бак РБ		
Жидкостные двигатели						
Комплектация ДУ	ЖРДРД-191 (4 шт.)	ЖРДРД-191 (1 шт.)	ЖРД РД-0124А (1 шт.)	Марше- вый ЖРД 14Д30.0000-0-01 (1 шт.)	Двигатели коррекции импульсов 11Д458М (4 шт.)	Двигатели ориентации и стабилизации 17Д58Э (12 шт.)
Рабочие компоненты топлива	Жидкий кислород+нафтил	Жидкий кислород+нафтил	Жидкий кислород+нафтил	АТ+НДМГ	АТИН + НДМГ	АТИН + НДМГ
Тяга двигателей	196х4=784 тс (земная)	212,6 тс (в пустоте)	30 тс (в пустоте)	2,016 тс (в пустоте)	40 кгс (в пустоте)	1,36 кгс (в пустоте)
Количество включений в полете	1	1	1	5	Включение по необходимости	Включение по необходимости
Твердотопливные двигатели						
ТормозныеДУ	-	803ДТ (4 шт.)	803ДТ (4 шт.)	-	-	-

Компоновка и конструкция РКН. Особенности работы бортовых систем

Ракета-носитель «Ангара-А5»

Ракета-носитель тяжелого класса «Ангара-А5» предназначена для выведения полезных нагрузок различного назначения, в том числе с разгонными блоками, на заданные околоземные орбиты и траектории. РН «Ангара-А5» входит в состав космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара». Общий вид РН «Ангара-А5» показан на рисунке 8.1.2.

РН - трехступенчатая, с пакетно-тандемным соединением ракетных блоков. Ракетные блоки РН построены с использованием универсальных ракетных модулей УРМ-1 и УРМ-2, базовых для всех РН из состава КРК «Ангара». Двигательные установки всех ракетных блоков оснащены жидкостными ракетными двигателями (ЖРД).

Компоновка и конструкция РН. Особенности применения РН с РБ

Ракетный блок I ступени образован четырьмя боковыми блоками, симметрично расположенными вокруг ракетного блока II ступени. Стыковка боковых блоков с ракетным блоком II ступени осуществляется при помощи регулируемых тяг-пневмотолкателей (по две тяги-пневмотолкателя в верхнем и нижнем поясах связи на каждом боковом блоке), штыревого соединения и тангенциального узла связи по верхнему и нижнему поясам связи соответственно. Ракетные блоки I и II ступеней образуют в сборе блок ускорителей.

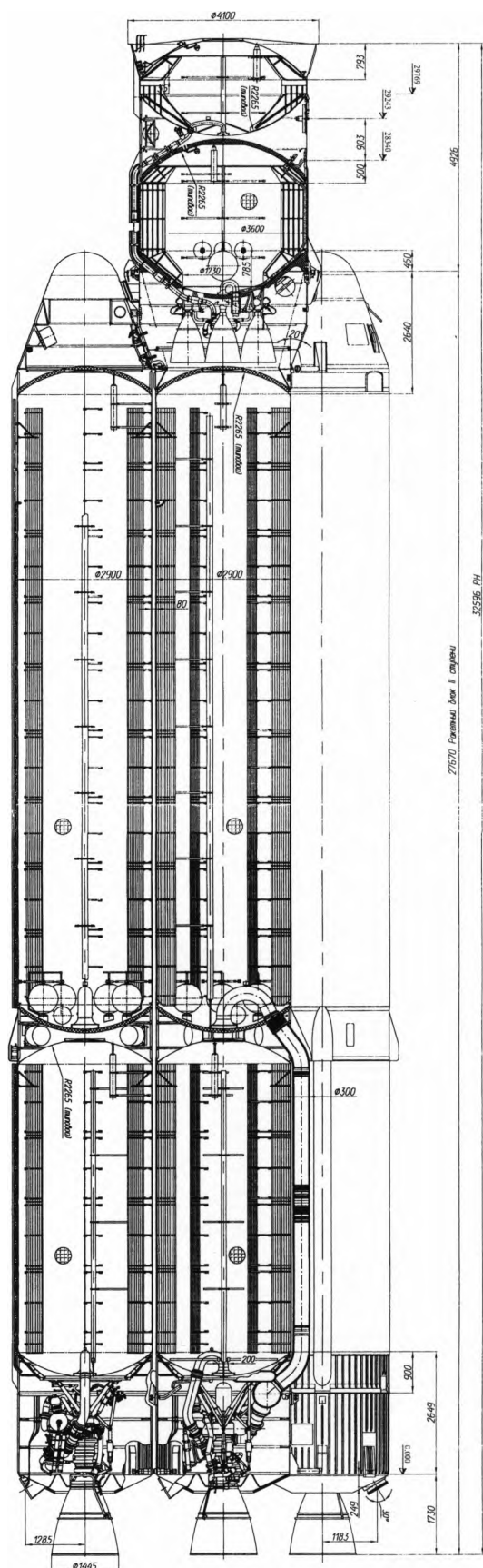


Рис. 8.1.2. Общий вид РН

Боковые блоки и ракетный блок II ступени состоят из УРМ-1, переднего (для каждого бокового блока) или промежуточного (для ракетного блока II ступени) отсеков и других элементов дооснащения. Боковые блоки по конструкции одинаковы.

Ракетный блок III ступени состоит из УРМ-2 и переднего отсека. По верхнему торцевому шпангоуту переднего отсека организована плоскость технологического стыка РН с КГЧ (непосредственно или с помощью переходного кольца).

Сстыковка ракетного блока III ступени с ракетным блоком II ступени осуществляется при помощи пирозамков и штырей.

Универсальные ракетные модули УРМ-1 и УРМ-2 представляют собой комплекты составных частей (подборок) ракетных блоков, законченных изготовлением и монтажами до стадии, допускающей последующее использование УРМ в составе любых базирующихся на их основе ракетных блоков РН семейства «Ангара».

УРМ-1 конструктивно состоит из бака «О», межбакового отсека, бака «Г», двигательной проставки, верхнего и нижнего хвостовых отсеков. На двигательной проставке закреплен ЖРД РД-191.

УРМ-2 конструктивно состоит из бака «Г», межбакового отсека, бака «О» и силовой проставки. На нижнем днище бака «О» закреплен ЖРД РД-0124А.

Сухие отсеки УРМ оснащаются агрегатами, приборами, датчиками, магистралями и БКС, до стадии, не зависящей от их дальнейшего применения. Топливные баки оснащаются полностью. Элементы крепления приборов, магистралей и БКС выполняются с учетом всех возможных вариантов дальнейшего дооснащения УРМ.

Боковые блоки, ракетные блоки II и III ступеней конструктивно выполнены по схеме моноблок с несущими топливными баками.

Топливные баки - сварные, с цилиндрическими обечайками и сферическими днищами, соединенными торцевыми шпангоутами. Обечайки баков выполнены из панелей вафельной или гладкой конструкции.

Сухие отсеки - клепанные, представляют собой цилиндрические или конические обечайки, подкрепленные поперечным и продольным силовым набором: шпангоутами, стрингерами, балками, подкосами и др. Хвостовые отсеки, промежуточный отсек и передний отсек ракетного блока III ступени имеют внешний продольный силовой набор. В обечайках сухих отсеков организованы люки обслуживания, обеспечивающие доступ к установленному в отсеках оборудованию.

В конструкции топливных баков и сухих отсеков используются алюминиевые сплавы.

Двигательные установки (ДУ) ракетных блоков I и II ступеней оснащены однокамерными ЖРД РД-191, двигательная установка ракетного блока III ступени - четырехкамерным ЖРД РД-0124А. Все ЖРД выполнены по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа и работают на экологически чистых компонентах топлива жидкий кислород-нафтил.

На РН применена автономная система управления с бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ), реализующая терминальный (гибкий) метод управления на всех участках полета. Командно-вычислительное ядро (КВЯ), включающее комплекс командных приборов и БЦВМ, размещается в межбаковом отсеке ракетного блока III ступени. Приборы СУ, отвечающие за управление исполнительными органами и интерфейс с КВЯ, а также бортовые аккумуляторные батареи размещаются в межбаковых отсеках ракетных блоков всех ступеней.

Измерение, сбор, формирование и передача на наземные средства телеметрической информации при подготовке РН на УСК и в полете осуществляется системой телеметрических измерений (СТИ) РН. Кроме того, для получения измерительной информации о состоянии РН на всех этапах наземной подготовки используется система наземных измерений (СНИ).

Определение текущих навигационных параметров РН по радиосигналам навигационных спутников КНС ГЛОНАСС и GPS обеспечивает навигационная аппаратура потребителя (НАП). Информация НАП передается на наземные средства с помощью СТИ.

СТИ, СНИ и НАП функционально образуют бортовой измерительный комплекс (БИН).

Эксплуатационный диапазон температур внешней среды для приборов и агрегатов РН, установленных в сухих отсеках, а также пожаробезопасность обеспечиваются при наземной подготовке РН на УСК продувкой отсеков воздухом и азотом с заданными параметрами.

Управление полетом РН на этапе работы I ступени осуществляется отклонением камер двигателей ракетных блоков I и II ступеней, установленных в карданном подвесе. На этапе работы II ступени управление в каналах тангажа и рысканья осуществляется отклонением камеры двигателя ракетного блока II ступени; в канале крена - соплами крена, установленными на хвостовом отсеке ракетного блока II ступени. На этапе работы III ступени управление полетом осуществляется отклонением камер двигателя ракетного блока III ступени в тангенциальном направлении. Отклонение камер всех двигателей осуществляется с помощью электрогидравлических сервоприводов (ЭГС).

Разделение ракетных блоков РН в полете производится средствами разделения ракетных блоков, действующими СУ РН.

Разделение ракетных блоков I и II ступеней обеспечивают тяги-пневмотолкатели. С целью безударного отделения боковых блоков срабатывание нижних тяг-пневмотолкателей происходит через такт БЦВМ после срабатывания верхних тяг-пневмотолкателей. Разделение ракетных блоков II и III ступеней осуществляется срабатыванием пирозамков, размещенных по плоскости разделения. Отделение ракетного блока II ступени осуществляется путем его торможения четырьмя РДТТ 80ЗДТ (два блока по два РДТТ), установленными на промежуточном отсеке по II и IV плоскостям стабилизации.

Разделение ракетного блока III ступени и орбитального блока осуществляется средствами разделения КГЧ, действующими СУ РН. Отделение ракетного блока III ступени осуществляется путем его торможения четырьмя РДТТ 80ЗДТ (два блока по два РДТТ), установленными в межбаковом отсеке ракетного блока III ступени, между плоскостями стабилизации I-II и III-IV. Сброс головного обтекателя, в зависимости от типа РБ, может осуществляться как СУ РН, так и СУ РБ (по получению временной метки из СУ РН).

Электропитание бортовых систем РН в полете, за исключением систем БИК, обеспечивается аккумуляторными батареями СУ. Электропитание систем БИН в полете обеспечивается аккумуляторными батареями СТИ.

Заправка (слив), предпусковая подготовка и проведение пуска РН полностью автоматизированы. Дистанционное управление заправкой (сливом), предпусковой подготовкой и пуском РН осуществляет автоматизированная система управления подготовкой ракет-носителей и разгонных блоков (АСУП РН (РБ)) при взаимодействии со смежными системами УСК. Технология подготовки РН на УСК исключает ручное обслуживание РН в интервале времени от начала заправки до пуска (или до окончания слива при отмене пуска).

Подача в РН компонентов топлива и сжатых газов от наземных систем, а также подача сжатых газов в КГЧ осуществляется через блоки разъёмных соединений (БРС) «Г-КП» и автостыки «О», установленные на днищах боковых блоков и ракетного блока II ступени, через БРС «О» и «Г», установленные на межбаковом отсеке ракетного блока III ступени и через разъёмное соединение (РС) ВСОТР-КГЧ, установленное на отсеке переднем ракетного блока III ступени.

Электрические связи бортовых систем РН и КГЧ с наземным оборудованием обеспечиваются БРС-Э1 и БРС-Э2, установленными на межбаковом отсеке ракетного блока III ступени и электросоединителями «КП», установленными на стартовых опорах боковых блоков.

Возможность выведения КГЧ с разгонным блоком «Бриз-М» обеспечивается применением РН в исполнении 14А127-0000-0-01, имеющем следующие основные отличия ракетного блока III ступени (5А2С-0000-0-01) от базового исполнения:

- в отсеке переднем не устанавливается коллектор СТ и ПБ, обеспечивающий в базовом исполнении РН продувку переднего отсека и смежного объема КГЧ азотом, подаваемым от БРС РБ при подготовке РКН на УСК;
- на отсек передний устанавливается разъемное соединение (РС) ВСОТР-КГЧ для продувки отсека переднего и КГЧ воздухом при подготовке РКН на УСК;
- на отсек передний устанавливается кольцо переходное 5А2С-0120—0 с кабельными вставками, обеспечивающее механический, электрический и пневматический интерфейсы РН с КГЧ;
- в отсеке переднем вместо мембраны разделительной 5А2С-0195-0 устанавливается мембрана разделительная 5А2С-0196-0 с проходными отверстиями увеличенного диаметра, соответствующими увеличенному расходу подаваемого в отсек газа продувки;
- от БРС-0 и БРС-Г до стыка с КГЧ прокладываются трубопроводы УДП2, СОП КА, ВСОТР КА, для подачи в КГЧ воздуха и азота (в связи с отсутствием КА в составе РКН 127-А5-1Л.М, трубопроводы СОП КА, ВСОТР КА не используются).

Космическая головная часть

Космическая головная часть (КГЧ) является автономной технологической сборкой, которая образуется при подготовке РКН на ТК.

В соответствии с Решением «О конфигурации ракеты космического назначения тяжелого класса «Ангара-А5» первого пуска», в состав космической головной части этой ракеты входят:

- разгонный блок (РБ) «Бриз-М» в штатной комплектации, адаптированный для КРК «Ангара» согласно спецификации исполнения 14С43-0000-0-02;
- головной обтекатель (ГО) - 14С75.А.1501 -0000-0 в штатной комплектации, адаптированный для КРК «Ангара»;
- габаритно-массовый макет полезной нагрузки (ГММ ПН), обозначение 5А4ПП. ГММ ПН в полете не отделяется от РБ «Бриз-М».

КГЧ имеет обозначение 5АЗБПП. Общий вид КГЧ показан на рисунке 8.1.3.

Разгонный блок «Бриз-М»

Рассматривается РБ «Бриз-М», доработанный для использования совместно с РН «Ангара-А5», с улучшенными энергомассовыми характеристиками, соответствующими 3-му этапу модернизации, что предусматривает:

- использование облегченного блока коммутации питания БКП-3;
- использование блока управления пиросредствами БУП-2-3;
- использование облегченного источника электропитания ИП-3 на базе одной батареи 12ФУЛ-300, а также замену ранее применявшихся термоплат новыми термоплатами 14С43-7683-100 и 14С43-7683-300, предназначенными для снятия тепловых нагрузок с батареи 12ФУЛ-300 и блока КЭБ-024;
- использование переменной заправки баков высокого давления (масса заправляемого топлива БВД уменьшена до 146 кг).

Состав систем и агрегатов, используемых на РБ «Бриз-М»:

- двигательная установка, включающая маршевый двигатель 14Д30.0000—0—01 с сопловым насадком и теплозащитной крышкой, двигатели малой тяги 11Д458М (4 шт.) и 17Д58Э (12 шт.), ПГСР с двумя 80-литровыми баками высокого давления, титановыми шаробаллонами наддува (5 шт.) и др.;
- система управления БСУ-2 (с блоками КЭБ-024, БУП-2-3, БКП-3);
- система сбора и формирования телеметрической информации «Пирит-РБс» (емкость устройства долговременной памяти - 23 Мбайта);

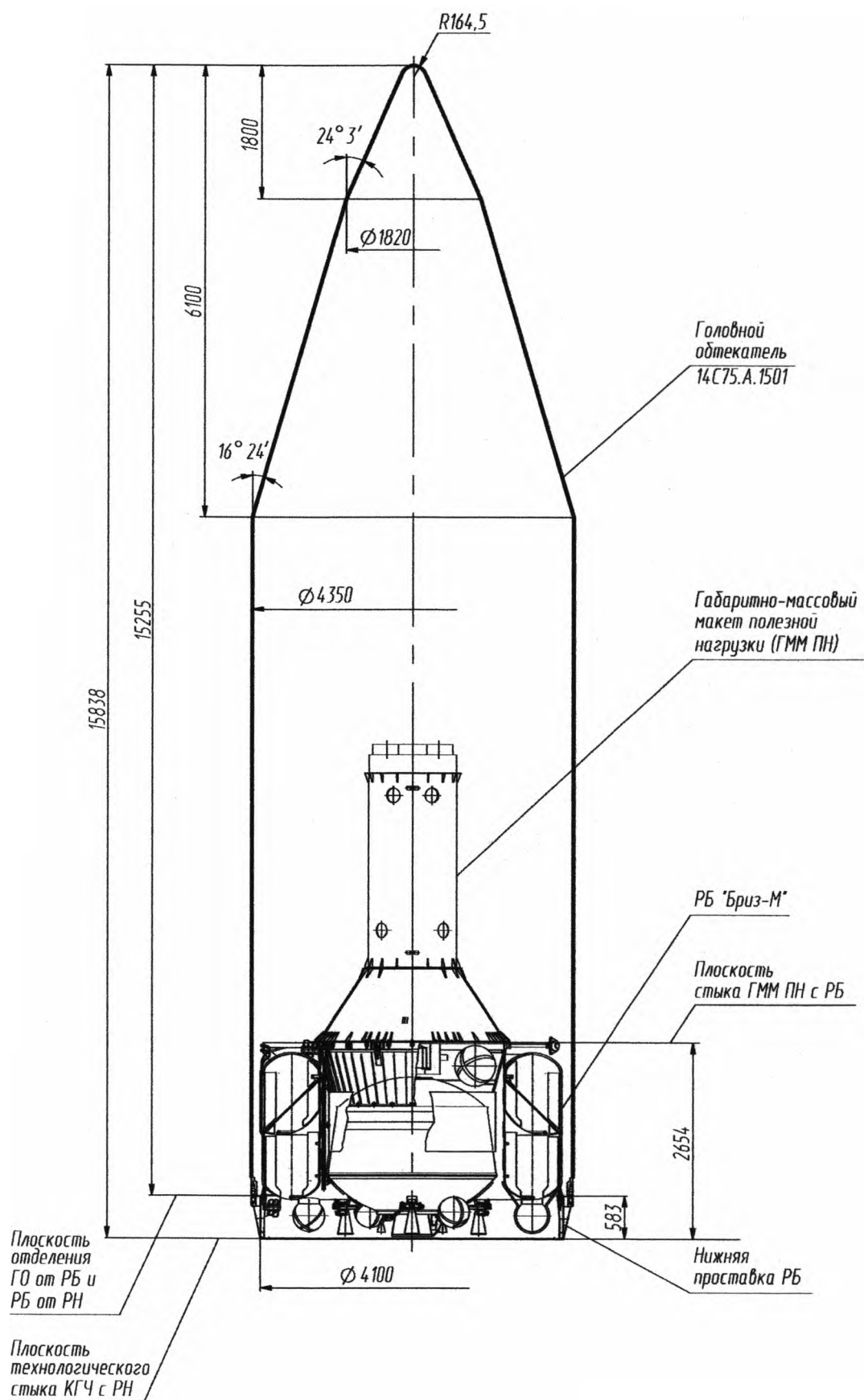


Рис. 8.1.3. Общий вид КГЧ с РБ «Бриз-М», ГО 14C75.A.1501 и габаритно-массовым макетом полезной нагрузки

- два бортовых передающих устройства РПТ-201 с АФУ;
- бортовая система измерения навигационных параметров «База-РБ» с АФУ;
- бортовая навигационная аппаратура потребителя (НАП) с АФУ;
- система электропитания на базе одной батареи 12ФУЛ-300;
- система обеспечения теплового режима с двумя панелями РТО;
- средства разделения блоков РБ;
- электрогидросистема (ЭГС) рулевых приводов;
- средства наземных измерений.

Аппаратура системы «Ритм-Ки» на РБ не устанавливается.

На РБ установлены транзитные цепи для КА в количестве 230 шт.

Выключение МД РБ производится по функционалу.

Компоновка и конструкция РБ. Особенности применения РБ с РН «Ангара-А5»

Общий вид РБ «Бриз-М» представлен на рисунке 8.1.4.

Основными составными частями РБ являются:

- центральный блок (ЦБ), включающий центральный топливный бак с двигательной установкой и приборный отсек, в котором установлена аппаратура бортовых систем;
- дополнительный топливный бак тороидальной формы, сбрасываемый в полете после его опорожнения;
- нижняя проставка, обеспечивающая сопряжение и разделение РБ с РН и ГО и отделяемая в полете вместе с III ступенью РН.

Центральный топливный бак (ЦТБ) выполнен в виде отсека конической формы с промежуточным днищем, разделяющим отсек на баки «О» и «Г». Бак «О» расположен сверху. В нижнем днище ЦТБ имеется коническая ниша для размещения маршевого двигателя. Внутри баков расположены элементы ПГС ЦТБ, а также перегородки для демпфирования колебаний жидкости. На нижнем днище установлены А блока двигателей малой тяги, баллоны для наддува и другие элементы ПГС. На конической обечайке ЦТБ установлены магистрали СОТР. Для обеспечения тепловых режимов поверхность конической обечайки и нижнего днища ЦТБ покрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией и теплозащитным покрытием.

Двигательная установка (ДУ) состоит из:

- маршевого двигателя с открытой схемой и турбонасосной системой подачи компонентов топлива. Двигатель установлен в карданном подвесе и может отклоняться в двух плоскостях стабилизации, что обеспечивается системой электрогидравлических сервоприводов;
- двигателей малой тяги (16 шт.): А двигателя - для коррекции импульса, 12 двигателей - для стабилизации и ориентации;
- пневмогидравлической системы подачи. В качестве рабочего тела системы наддува и системы пневмоуправления ДУ используется гелий.

С целью обеспечения расчетного теплового режима МД в паузах между его включениями используется теплозащитная крышка.

Приборный отсек выполнен в виде обратного усеченного конуса. Своим нижним шпангоутом он крепится к верхнему шпангоуту ЦТБ. Внутри отсека расположена рама, на которой установлена бортовая аппаратура системы управления, аппаратура бортового измерительно-го комплекса, бортовой источник электропитания, а также система обеспечения теплового режима. К верхнему шпангоуту приборного отсека крепится ГММ ПН. Приборный отсек и ЦТБ с агрегатами ДУ вместе составляют «подвесной» центральный блок, установленный на ДТБ.

Дополнительный топливный бак (ДТБ) выполнен в виде отсека тороидальной формы с цилиндрическими обечайками и промежуточным днищем, разделяющим отсек на баки «О» и «Г».

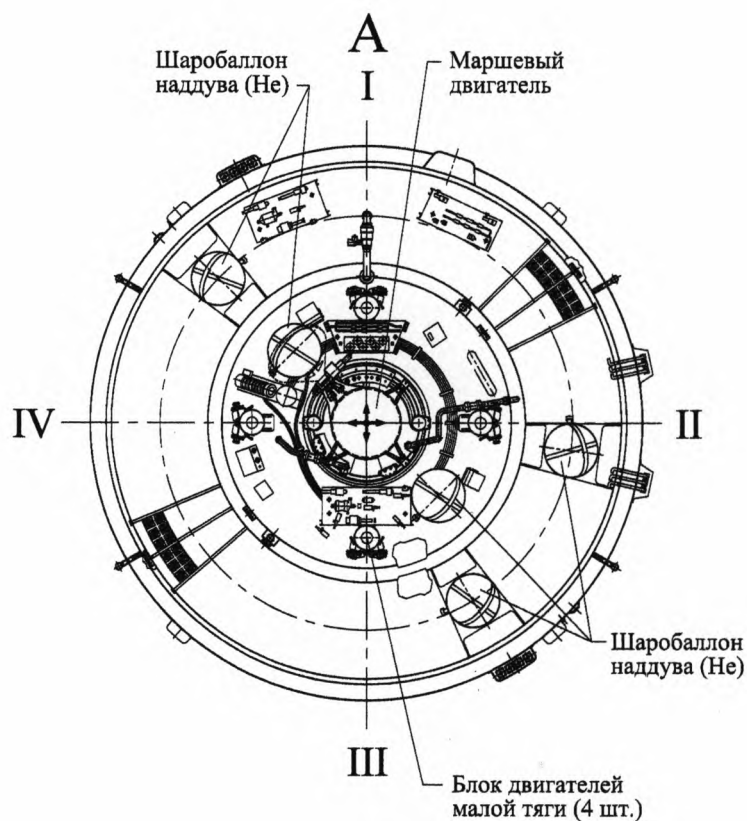
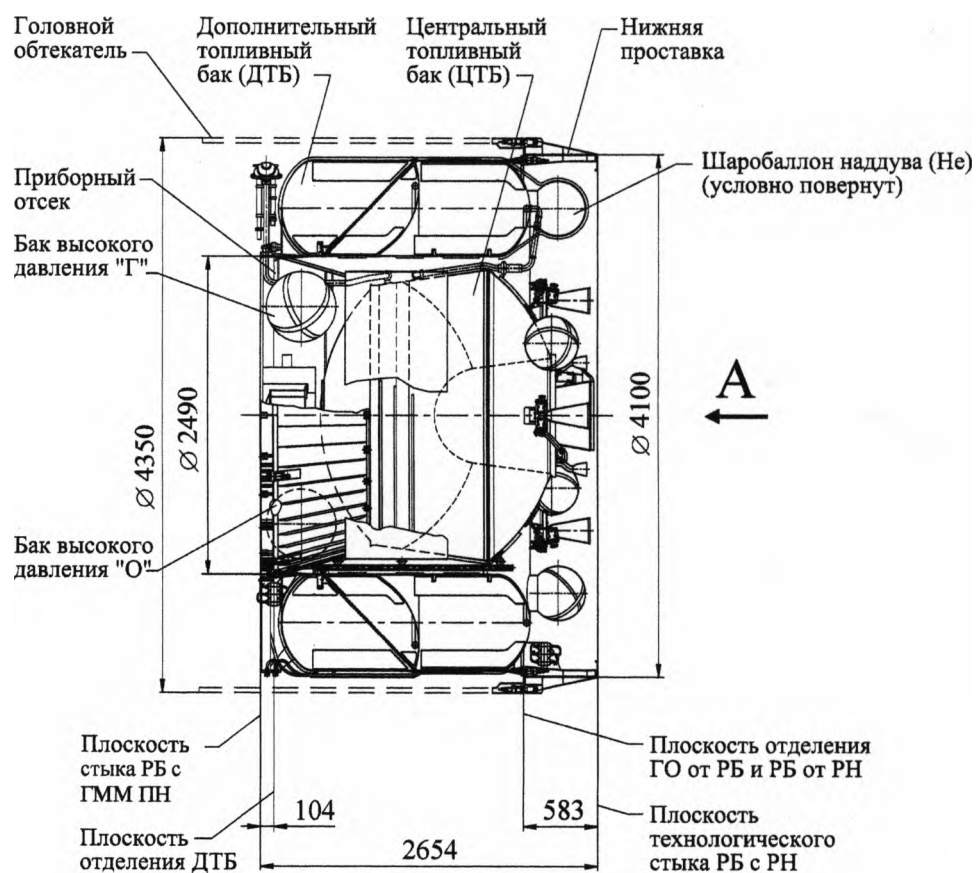


Рис. 8.1.4. Разгонный блок «Бриз-М»

Бак «О» расположен сверху. Передача нагрузок от ГММ ПН и «подвесного» центрального блока осуществляется через силовой конус внутри бака «О» и внешнюю цилиндрическую обечайку бака «Г» (нагрузки далее воспринимаются нижней проставкой РБ). Внутри баков находятся элементы ПГС ДТБ, а также перегородки для демпфирования колебаний жидкости. На нижнем днище расположены элементы ПГС ДТБ, в том числе баллоны наддува. Гидравлическая связь ДТБ с ЦБ осуществляется через переливные магистрали, на которых установлены пиротехнические узлы разделения. Крепление и разделение ДТБ с ЦБ, при необходимости, обеспечивается пирозамками, расположенными в районе верхнего шпангоута приборного отсека. Сброс ДТБ, после выработки компонентов топлива, обеспечивается толкателями по направляющим и роликовым опорам.

Нижняя проставка РБ используется как переходный элемент между РБ, ГО и РН. Проставка оснащена кронштейнами для обеспечения установки пневмотолкателей ГО, а также люком для стыковки с воздухопроводами системы термостатирования. Разделение РБ с РН обеспечивается пирозамками, установленными в плоскости стыка нижней проставки с ДТБ, а также тормозными РДТТ ускорителя III ступени РН.

При использовании РБ «Бриз-М» с РН «Ангара-А5» в конструкции РБ реализованы следующие доработки по сравнению с его использованием с РН «Протон-М»:

- на проставке нижней (ПрН) РБ установлен технологический люк входа ВСОТР (1 шт.) в зоне IV плоскости, а имеющийся люк входа ВСОТР в зоне III плоскости, используемый с РН «Протон-М», исключен;
- вся внутренняя поверхность ПрН покрыта теплоизоляцией для исключения образования конденсата; теплоизоляция в местах всех технологических вырезов восстановлена;
- разводка магистралей подачи управляющего давления в пневмомеханизмы дренажных окон ГО и окон выхода ВСОТР (УДП2), ВСОТР КА и системы обеспечения продувки (СОП) КА по внутренней поверхности проставки нижней доработана в связи с изменением диаметров магистралей (при данном пуске магистрали ВСОТР КА и СОП КА не задействуются и заглушены со стороны ГО);
- используется разработанный вновь разъем (2 шт.) для трубопроводов УДП2, ВСОТР КА и СОП КА;
- доработана БКС СНИ.

Кроме того, при пуске РН «Ангара-А5» с РБ «Бриз-М» и с ГММ ПН в варианте затопления орбитального блока в поле падения не предусмотрено отделение ДТБ от орбитального блока.

8.2. СИСТЕМЫ И АГРЕГАТЫ РКН

Система управления РН

СУ РН «Ангара-А5» состоит из двух структурных частей:

- бортовая аппаратура - БАСУ, обеспечивающая подготовку, пуск и управление полетом трехступенчатой РН, состоящей из четырех боковых блоков, центрального блока и блока III ступени. В состав бортовой аппаратуры входят также первичные источники тока (химические батареи) и БКС;
- наземная аппаратура - НАСУ, предназначенная для обеспечения наземных проверок БАСУ и участия в подготовке и пуске РН.

Состав системы управления

Система управления РН «Ангара-А5» условно делится на две части. Первая часть - это ядро, в которое входит основная аппаратура - бортовая цифровая вычислительная машина и комплекс командных приборов. БЦВМ и ККП размещаются на верхней ступени РН. Если предусматривается наращивание ступеней или использование разгонных блоков, СУ которых разрабатывает НПЦ АП, то ядро переносится на верхнюю ступень комплекса. Вторая часть - это аппаратура интерфейса и управление исполнительными органами.

В состав бортовой аппаратуры СУ входят:

- БЦВК;
- комплекс командных приборов;
- приборы управления аппаратурой СУ и смежными бортовыми системами;
- приборы распределения и коммутации первичного электропитания СУ и смежных систем;
- бортовая кабельная сеть;
- приборы, обеспечивающие контроль параметров аппаратуры СУ и смежных систем;
- химические источники тока (бортовые аккумуляторные батареи).

В состав наземной аппаратуры СУ входят:

- рабочее место оператора (РМО);
- система наземного электроснабжения специальными токами (СНЭСТ);
- наземная кабельная сеть (НКС).

Система управления обеспечивает:

- реализацию предстартовой подготовки и пуска РН «Ангара» с момента первого включения системы управления на УСК;
- управление движением РН с учетом данных на пуск, вводимых в ПЗ;
- управление работой агрегатов ПГС двигательной установки и систем ракеты-носителя согласно циклограмме полета с учетом данных на пуск, вводимых в ПЗ;
- реализацию алгоритмов ПСП, управления расходом топлива и выдачу необходимых команд, в том числе и для обеспечения наиболее полной выработки запасов топлива;
- управление процессами сброса головного обтекателя, разделения ступеней РН «Ангара» и отделением космических аппаратов или разгонных блоков от ракеты-носителя согласно циклограмме полета с учетом данных на пуск, вводимых в ПЗ;
- выполнение функции обеспечения безопасности РН;
- электропитание бортовых систем;
- выдачу необходимых команд и информации в РБ и КА согласно циклограмме полета;

- проведение функционального контроля работоспособности своего приборного состава, в том числе вычислительных средств;
- выполнение аварийных программ, задаваемых циклограммой, при возникновении аварийных ситуаций;
- проведение автономных проверок с контролем работоспособности всех резервных каналов системы управления и комплексных проверок БАСУ;
- проведение до начала пусковой циклограммы коррекции ПЗ с контролем правильности ввода. Задачи, объем и технология коррекции ПЗ определяется отдельным решением;
- ввод и контроль правильности ввода ПЗ, хранения ПЗ в пределах срока эксплуатации;
- выполнение мероприятий по выходу из нештатных ситуаций в соответствии с заданной циклограммой предпусковых операций и полета;
- движение РКН на начальном участке полета с учетом «Исходных данных по РКН и программным режимам на начальном участке полета», разработанных КБ «Салют» ГКНПЦ им. М. В. Хруничева и согласованных НПЦ АП и КБТМ.

Смежные системы

Смежными для системы управления являются:

- агрегаты и элементы ПГС ДУ I и II ступеней;
- ИСАД;
- ЭГС двигателей I и II ступеней РД-191;
- ЭПК сопел крена II ступени;
- УСУРТ (УСКУРТ);
- электроагрегаты (ЭПК, МРГ, МДГ, СД) двигателей I и II ступеней РД-191;
- агрегаты и элементы ПГС ДУ III ступени;
- пирозлементы системы разделения;
- ЭГС двигателя III ступени РД-0124А;
- электроагрегаты (ЭПК, привод 8Л632) двигателя III ступени РД-0124А;
- системы полезной нагрузки;
- схема формирования КП;
- автономный блок (АБ) САЗ двигателя I и II ступени РД-191;
- система терморегулирования (СТР);
- система телеметрических измерений (СТИ) и система наземных измерений (СНИ);
- автоматизированная система управления подготовки ракет-носителей и разгонных блоков (АСУП РН (РБ)).

Бортовой измерительный комплекс РН

Бортовой измерительный комплекс состоит из системы телеметрических измерений, средств измерения текущих навигационных параметров (СИТНП), реализуемых на базе навигационной аппаратуры потребителя, с их антенно-фидерными устройствами (АФУ), бортового комплекта средств наземных измерений и системы видеоконтроля разделения (СВКР).

Структура БИК показана на рисунке 8.2.1.

Система телеметрических измерений РН

Система телеметрических измерений предназначена для измерения, сбора, формирования и передачи необходимого объема телеметрической информации при эксплуатации РН «Ангара-А5».

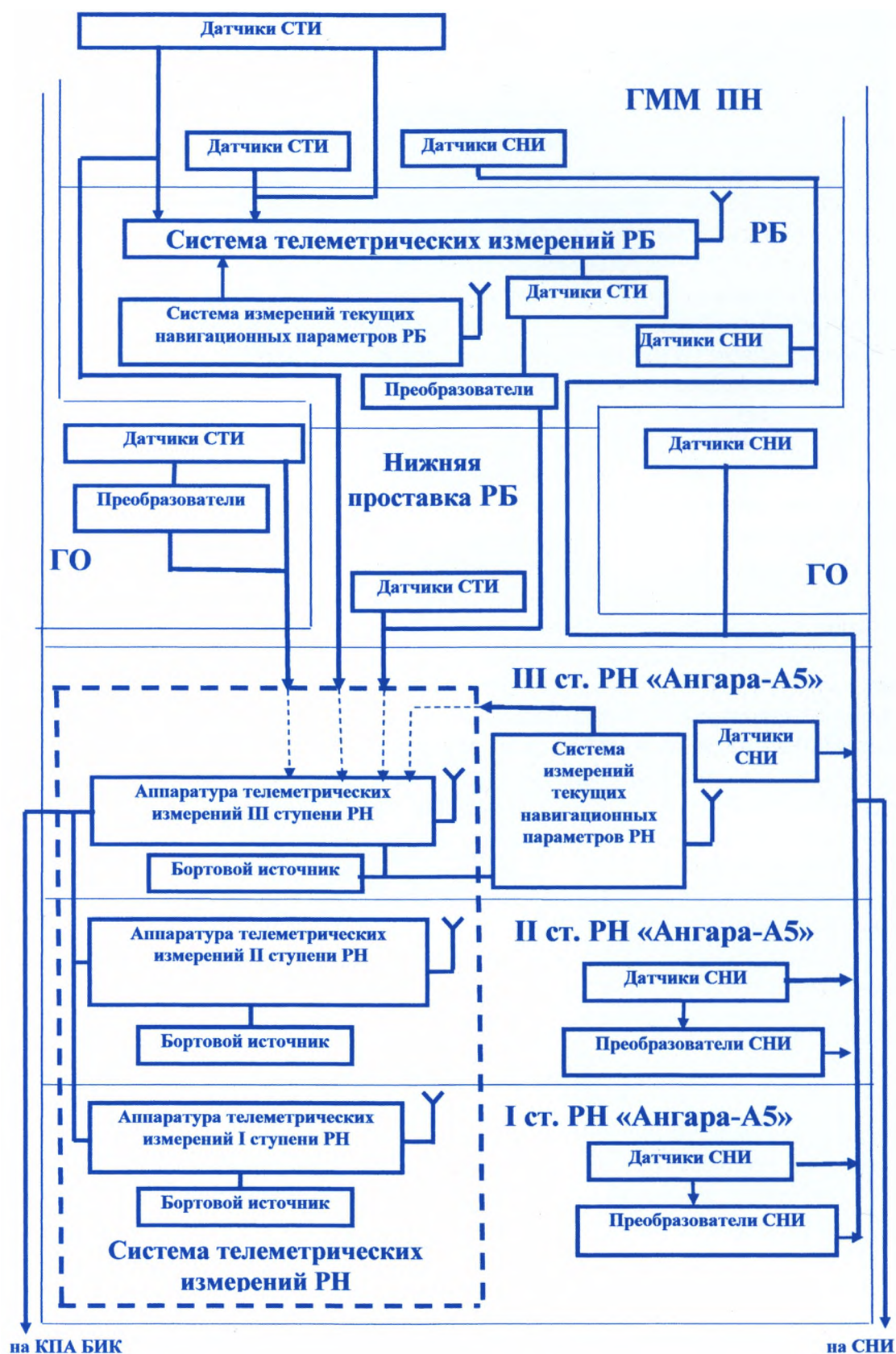


Рис. 8.2.1. Структура бортового измерительного комплекса

РН тяжелого класса «Ангара-А5» состоит из ускорителей I, II и III ступеней.

Ускорители I и II ступени собираются с использованием кислородно-керосиновых универсальных ракетных модулей УРМ-1.

Ускоритель I ступени РН «Ангара-А5» состоит из четырех боковых блоков с номерами с 1 -го по 4-й (ББ1...ББ4).

Ускоритель II ступени РН «Ангара-А5» является центральным блоком.

Ускоритель III ступени собирается с использованием кислородно-керосинового универсального ракетного модуля УРМ-2 и снабжен системой управления РН, в состав которой входит бортовой цифровой вычислительный комплекс.

Телеметрируемые параметры объекта измерения подразделяются на следующие группы:

- медленноменяющиеся (ММП) - низкочастотные параметры (сигнальные, аналоговые, температурные), требующие частоту регистрации до 500 Гц;
- среднеменяющиеся (СМП) - среднечастотные параметры, требующие частоту регистрации от 500 Гц до 1500 Гц;
- быстроменяющиеся (БМП) - среднечастотные и высокочастотные параметры (вибрации, акустика), требующие частоту регистрации от 1500 Гц и выше.

Медленноменяющиеся параметры запоминаются в полном объеме, быстроменяющиеся параметры запоминаются частично, информативность запоминаемых параметров, необходимая для их воспроизведения, учтена при суммировании.

Регистрация параметров I и II ступени РН обеспечивается бортовой системой «Орбита IV АН5-01». Система «Орбита IV АН5-01» устанавливается по одному комплекту на каждом боковом блоке I ступени и на II ступени.

Регистрация параметров III ступени обеспечивается одним комплектом - бортовой системой «Орбита IV АН5-02», установленной на III ступени.

Задачи, поставленные перед системой телеметрических измерений РН на базе систем «Орбита IV АН5-01» и «Орбита IV АН5-02», заключаются в сборе информации о работе систем, агрегатов и конструкции изделия, в преобразовании и передаче информации по радиолинии с информативностью 31Д5 тыс. бит/с для каждого комплекта.

Система «Орбита IV АН» представляет собой программируемую цифровую систему телеизмерений, обеспечивающую сбор и передачу информации по радиолинии.

Двигательные установки РН

Двигательная установка ракетного блока I ступени

Ракетный блок I ступени состоит из четырех боковых блоков на базе универсальных модулей УРМ-1 с ЖРД РД-191 (разработки НПО «Энергомаш») и автономными ПГСП.

Двигатель РД-191 - однокамерный ЖРД, с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполнен по замкнутой схеме, в которой окислительный генераторный газ, используемый для привода турбины основного ТНА, дожигается в камере двигателя.

В качестве компонентов топлива на I, II и III ступенях используются жидкий кислород и нафтил.

Система подачи топлива включает основной ТНА, в котором на первом валу установлены одноступенчатый шнекоцентробежный насос окислителя и турбина, а на втором валу - двухступенчатый шнекоцентробежный насос горючего. Вращающий момент от первого вала ко второму передается посредством рессоры. Также в системе подачи используются бустерные насосные агрегаты (БНА) окислителя и горючего, которые обеспечивают повышение давления компонентов топлива на входах в насосы основного ТНА. Привод БНАО осуществляется генераторным газом, отбираемым с выхода турбины основного ТНА, а привод БНАГ - нафтилом, отбираемым с выхода первой ступени насоса горючего.

В составе двигателя на входе в магистраль «Г» установлен разделительный клапан горючего, отделяющий бак горючего от двигателя при операциях заправки и стоянки изделия, что дает возможность вакуумирования полостей двигателя перед их заполнением горючим.

Двигатель обеспечивает регулирование тяги и соотношения компонентов топлива с помощью регулятора расхода, установленного в линии подачи горючего в газогенератор, и дросселя горючего (соотношения компонентов), установленного в линии подачи горючего в камеру.

Управление регулятором тяги и дросселем соотношения компонентов осуществляется с помощью шаговых электрогидравлических приводов (ШЭГП): мотора регулятора тяги (МРТГ) и мотора дросселя горючего, команды на которые поступают от бортовой аппаратуры системы управления (БАСУ).

Управление вектором тяги двигателя по каналам «тангаж» и «рысканье» осуществляется поворотом камеры рулевыми приводами (РП) по командам СУ в пределах углового конуса с углом полураствора 8° .

Управление по крену при совместной работе I и II ступеней РН обеспечивается отклонением камер двигателей I ступени (ББ) в противоположные стороны, а при автономной работе II ступени (ЦБ) - комплектом блоков сопел крена (КБСК), использующих в качестве рабочего тела окислительный газ, отбираемый из газовада двигателя РД-191.

Для обеспечения воспламенения компонентов топлива в камере и газогенераторе используется пусковое горючее, размещаемое в ампулах камеры и газогенератора. Для подачи пускового горючего в камеру и газогенератор используется пусковой бачок, наддуваемый в процессе запуска двигателя гелием из баллона пневмоблока двигателя.

Двигатель обеспечивает питание рулевых приводов качания камеры сгорания горючим, отбираемым из магистрали привода БНА горючего (после I ступени основного насоса) с помощью блока гидравлического питания (БГП), состоящего из стабилизатора давления и разделительного гидравлического клапана.

В процессе работы двигателя гелий для наддувов баков «О» и «Г» подогревается в теплообменнике двигателя, установленном в магистрали подачи рабочего тела на привод турбины БНАО.

Пневмогидравлическая система подачи предназначена для обеспечения заправки, хранения и подачи КТ в двигатель с заданными параметрами (давлением, температурой, расходом, сплошностью) на всех режимах работы двигателя.

ПГСП включает следующие функциональные системы и устройства:

- систему заправки (слива) КТ в баки «О» и «Г»;
- системы дренажа баков «О» и «Г»;
- системы расходных магистралей подачи КТ в двигатель и циркуляции «О»;
- систему зарядки, сброса и хранения сжатых газов в ШБ;
- системы наддува и поднаддува баков «О» и «Г»;
- систему демпфирования «О».

Система заправки (слива) обеспечивает заправку и слив компонентов топлива.

Заправка всех баков осуществляется с помощью заправочно-сливных клапанов (ЗСК).

Система дренажа бака «О» предназначена для поддержания необходимого уровня давления в баке «О» при операциях заправки, а также ограничения уровня давления в баке в полете и сброса избыточного давления на СК и в полете.

Система дренажа «О» состоит из следующих элементов:

- клапана дренажного «О» с трубопроводом диаметром 170 мм;
- клапана дренажно-предохранительного «О» с трубопроводом диаметром 70 мм.

Клапан дренажный «О» предназначен для дренирования бака «О» при заправке и сливе КТ, а также при сбросе давления из бака после выключения двигателя и разделения ступеней.

Клапан дренажно-предохранительный «О» (ДПКО) предназначен для поддержания в баке «О» давления в заданном диапазоне в полете и для дренирования бака при заправке и сливе КТ. ДПКО работает в 2 режимах:

- в режиме дренажа (ДК);
- в предохранительном режиме (ПК).

Система дренажа бака «Г» состоит из дренажно-предохранительного клапана «Г» (ДПКГ).

Система расходных магистралей подачи КТ в двигатель предназначена для подачи КТ в двигатель, а система циркуляции «О» - для захлаживания элементов конструкции двигателя до температуры, близкой к температуре жидкого кислорода, заправленного в бак «О», а также для создания необходимых условий для запуска двигателя РД-191.

Наземный наддув баков (до отрыва ракеты от пускового стола) осуществляется через штуцеры, расположенные в БРС-Г. Наддув бака «О» производится неохлажденным гелием, бака «Г» - азотом.

Наддув баков «О» и «Г» в полете производится гелием из погружных шаробаллонов, в баке «О», нагреваемым в теплообменниках двигателя. В трубопроводах наддува установлены по три ЭПК с различными проходными сечениями. БАСУ при помощи алгоритма управления ПГСП, использующего показания функциональных датчиков ИСАД, расположенных в подушках баков «О» и «Г», изменяет расход наддува, открывая и закрывая ЭПК в разных комбинациях. При этом обеспечивается бездренажная работа ПГСП.

Система демпфирования «О» предназначена для компенсации продольных колебаний давления окислителя в расходной магистрали «О» при работе двигательной установки (ДУ) в полете на различных режимах согласно циклограмме работы ДУ.

Система управления расходом топлива предназначена для синхронизации выработки топлива из баков окислителя и горючего путем изменения в допустимых пределах коэффициента соотношения массовых расходов компонентов топлива через двигатель с целью обеспечения одновременности опорожнения баков и прогнозирования момента окончания рабочего запаса компонентов топлива для выработки команды на выключение двигателя.

Двигательная установка ракетного блока II ступени

Ракетный блок II ступени включает один универсальный ракетный модуль УРМ-1 с ЖРД РД-191 и ПГСП.

Для создания на активном участке полета II ступени РН моментов для управления по каналу крена в состав ДУ входит комплект блоков сопел крена.

Двигательная установка ракетного блока III ступени

Ракетный блок III ступени включает универсальный ракетный модуль УРМ-2 с ЖРД РД-0124А (разработки КБХА) и ПГСП.

Двигатель РД-0124А представляет собой четырехкамерный ЖРД, выполненный по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа.

Двигатель использует те же компоненты топлива, что и двигатели I и II ступеней РН.

Камеры создают тягу, а также управляющие усилия по тангажу, рысканию и крену.

Система подачи компонентов топлива включает ТНА, бустерные турбонасосные агрегаты БТНАО и БТНАГ. ТНА состоит из турбины, одноступенчатого насоса «О» и двухступенчатого насоса «Г». Насос «О» подает кислород в газогенератор ГГ, на гидротурбину БТНАО, к сильфонам на газоваодах камер сгорания (КС) для их охлаждения. Насос «Г» подает горючее после первой ступени в КС и на турбину БТНАГ, после второй ступени - в газогенератор ГГ.

Система регулирования включает дроссель ДР с электрическим приводом и регулятор РР. Дроссель ДР регулирует соотношение компонентов топлива по командам от системы управления расходом топлива (СУРТ), изменяя расход горючего, поступающего в КС. Регулятор РР обеспечивает запуск двигателя, поддержание заданного режима работы двигателя в полете, переход на конечную ступень тяги по команде от системы управления РН изменением расхода горючего, поступающего в ГГ.

Во время полета РН полость «Г» двигателя вакуумируется через дренаж ВДГ по мере набора высоты РН, используя вакуум космоса.

Пневмогидравлическая система подачи (ПГСП) III ступени предназначена для обеспечения заправки, хранения и подачи рабочих тел в двигатель с заданными параметрами (давлением, температурой, расходом, сплошностью) на всех режимах работы двигателя.

В ПГСП входят следующие функциональные системы и элементы:

- система заправки (слива) КТ в баки «О» и «Г»;
- система зарядки, сброса и хранения сжатых газов;
- система наддува баков «О» и «Г»;
- система дренажа баков «О» и «Г»;
- системы расходных магистралей подачи КТ в двигатель, подслива кислорода и демпфера продольных колебаний в магистрали горючего.

Система заправки (слива) обеспечивает заправку и слив компонентов топлива.

Система дренажа бака «О» включает два дренажно-предохранительных клапана 2ДПК0 и 2ДДПК0, которые могут работать в двух режимах - ДК и ПК. В режиме ДК оба клапана управляются от одного ЭПК по одной команде СУ.

Система дренажа бака «Г» включает один дренажно-предохранительный клапан 2ДПКГ.

Наземный наддув баков осуществляется через штуцеры 2ННО и 2ННГ, расположенные в БРС-0 и БРС-Г соответственно, теми же рабочими газами, что и на I, II ступенях.

Наддув баков «О» и «Г» в полете производится гелием из погружных шаробаллонов в баке «О», нагреваемым в теплообменниках двигателя, по тем же принципам, что и на I и II ступенях.

Для обеспечения необходимой температуры кислорода на входе в двигатель за 80 с до запуска двигателя производится поделив кислорода малым расходом через систему подслива.

Контроль за уровнем компонентов в баках при заправке осуществляется с помощью датчиков СКЗ, а при работающих двигателях - с помощью датчиков СУРТ, установленных в баках «О» и «Г».

8.3. ТЕХНОЛОГИЯ ПОДГОТОВКИ РКН НА ТК, УНТК И УСК

Подготовка РН «Ангара-А5» на ТК

При подготовке РН «Ангара-А5» на техническом комплексе проводятся нижеприведенные работы.

Выгрузка и приемка:

- подготовка ж/д-агрегатов с составными частями РН в сооружении 125 к выгрузке;
- поэтапный ввоз транспортных средств с составными частями РН, комплектующими элементами и ЗИП РН в зал соор. 1;
- выгрузка, приемка комплектующих элементов и ЗИП;
- расчехление и подготовка ступеней РН к выгрузке на рабочие места (РМ). Внешний осмотр, приемка РН эксплуатирующей организацией. Проверка сопроводительной документации;
- выгрузка ракетного блока 2-й ступени на МСТ на РМ электро-пневмоиспытаний. Снятие защитно-предохранительных устройств;
- выгрузка промежуточного отсека (ПрО) на МСТ на РМ стыковки ПрО с блоком 2-й ступени;
- последовательная выгрузка боковых ракетных блоков 1-й ступени (ББ) на МСТ на РМ электро-пневмоиспытаний. Снятие защитно-предохранительных устройств;
- выгрузка ракетного блока 3-й ступени с пристыкованным передним отсеком (ПО) на МСТ на РМ подготовки блока 3-й ступени. Снятие защитно-предохранительных устройств;
- установка составных частей РН на хранение в готовности № Д (при необходимости).

Подготовка к проверкам, проверка блока 2-й ступени:

- снятие ФОР;
- стыковка ПрО с блоком 2-й ступени;
- пристыковка блока 2-й ступени к агрегату обслуживания (АО);
- пристыковка переходного блока БРС-Г-КП к бортовой плате блока 2-й ступени;
- стыковка стыковочного устройства СУ1 к АС-0, стыковочного устройства СУ2 к БРС-Г-КП блока 2-й ступени;
- сборка схемы электро-пневмопроверок;
- электро-пневмопроверки блока 2-й ступени;
- отстыковка СУ1 и СУ2, разборка схемы электро-пневмопроверок;
- установка ФОР на блок 2-й ступени;
- отстыковка блока 2-й ступени от АО;
- установка технологических ферм на блок 2-й ступени;
- перегрузка блока 2-й ступени в поворотный стапель горизонтальной сборки;
- подготовка блока 2-й ступени к стыковке с боковыми блоками 1 ступени.

Подготовка к проверкам, проверка блоков № 1, № 2, № 3 и № 4 1-й ступени, стыковка блоков 1-й ступени с блоком 2-й ступени:

- снятие ФОР;
- пристыковка блока №3 1-й ступени к АО;
- пристыковка переходного блока БРС-Г-КП к бортовой плате блока № 3 1-й ступени;
- стыковка СУ1 к АС-0, СУ2 к БРС-Г-КП блока № 3 1-й ступени;
- сборка схемы электро-пневмопроверок;
- электро-пневмопроверки блока № 3 1-й ступени;
- отстыковка СУ1 и СУ2, разборка схемы электро-пневмопроверок;

- установка ФОУ на блок № 3 1 -й ступени;
- отстыковка блока № 3 1 -й ступени от АО;
- подготовка блока № 3 1 -й ступени к стыковке с блоком 2-й ступени;
- пристыковка блока № 3 1 -й ступени к блоку 2-й ступени;
- стыковка электросоединителей между блоком № 3 1 -й ступени и блоком 2-й ступени;
- выгрузка, проверка, пристыковка блоков № 1, № 2, № 4 1-й ступени к блоку 2-й ступени (аналогично работам с блоком № 3);
- перегрузка пакета блоков 1-й и 2-й ступеней из стапеля на МСТ на РМ сборки РН. Снятие технологических ферм с блока 2-й ступени;
- сборка схемы. Электро-пневмопроверки пакета блоков 1 -й и 2-й ступеней. Разборка схемы.

Подготовка блока 3-й ступени:

- пристыковка переходных блоков БРС-0, БРС-Г к бортовым платам блока 3-й ступени;
- пристыковка отрывных плит БРС-Э1,2 к бортовым плитам блока 3-й ступени;
- перегрузка блока 3-й ступени на РМ электро-пневмоиспытаний;
- снятие ФОУ;
- сборка схемы электро-пневмопроверок;
- электро-пневмопроверки блока 3-й ступени;
- разборка схемы электро-пневмопроверок;
- установка ФОУ;
- установка РДТТ в межбаковом отсеке блока 3-й ступени;
- перегрузка блока 3-й ступени на МСТ на РМ сборки РН.

Стыковка составных частей РН:

- механическая стыковка блока 3-й ступени с пакетом блоков 1 -й и 2-й ступеней;
- монтаж системы разделения между блоком 3-й ступени и ПрО;
- установка блоков электрических и оптических соединителей. Стыковка электросоединителей между блоками 2-й и 3-й ступеней;
- проверка выставки РН по горизонтали.

Проверка РН в сборе:

- стыковка кабелей разового применения к БРС-31,2;
- сборка схемы электропроверок РН в сборе;
- сборка схемы термостатирования РН;
- включение и выход на режим воздушной системы обеспечения температурного режима (14И727);
- электрические проверки РН в сборе;
- установка и подключение бортовых батарей на РН. Запись исходных параметров;
- заключительные операции после электрических проверок.

Примечание: в процессе проведения электрических проверок БАСУ РН производится термостатирование приборов СУ РН системой 14И727 с контролем параметров СНИ.

Заключительные операции на РН:

- установка тормозных РДТТ на РН;
- проверка цепей пиросредств;
- штатная герметизация люков и гаргротов РН. Установка разделительной мембраны;
- наддув шарбаллонов 1ШБУ, 2ШБУ, ШБ ЭГС.

Подготовка составных частей КГЧ к стыковке. Сборка КГЧ

Автономная подготовка РБ «Бриз-М»

Операции при проведении автономной подготовки РБ «Бриз-М» на УНТК:

- прибытие ж/д-эшелоны с РБ и нижней проставкой на УНТК;
- проведение осмотра и очистка внешних поверхностей к/у с РБ и нижней проставки;
- транспортирование агрегатов с РБ и нижней проставкой на РМ РБ;
- снятие защитного чехла с нижней проставки и проведение контроля чистоты поверхностей (очистка при необходимости);
- кантование нижней проставки с помощью такелажно-кантовочного приспособления и установка ее на стенд КИ РБ;
- проверка пиротехнических цепей БКС разделения с РН;
- кантование к/у с РБ и установка на пол зала соор. 1;
- снятие кожуха к/у и отстыковка заднего отсека к/у от РБ;
- установка РБ на нижнюю проставку, сборка РБ, снятие переднего отсека к/у;
- замер давления в баках, шаробаллонах, трубопроводах ПГСР РБ;
- проверка функционирования ТЗК на подставке. Установка ТЗК. Проведение АИ ТЗК;
- подготовка и проведение автономных испытаний систем РБ;
- совместные испытания СУ РБ со смежными системами;
- установка коллектора на ПО, подсоединение воздухопроводов ВСОТР;
- проверка систем РБ и проведение КИ РБ, подключение и проверка бортовой батареи;
- контроль исходного состояния систем РБ с записью на СТК.
- подготовка транспортного агрегата, аппаратуры СНИ и вибронагрузений к транспортированию РБ на ЗНС;
- установка на РБ переднего отсека и кожуха к/у, перегрузка РБ на агрегат транспортирования;
- транспортирование РБ на ЗНС с проведением термостатирования, контролем параметров СНИ и вибронагрузений;
- подготовка и заправка РБ (БВД КРТ и шаробаллонов РБ газообразным гелием) на агрегате транспортирования при вертикальном положении РБ, с контролем параметров СНИ;
- транспортирование РБ с ЗНС в зал соор. 1 с обеспечением температурного режима внутри к/у, контролем параметров СНИ и вибронагрузений;
- очистка внешних поверхностей к/у и нижней проставки. Контроль чистоты поверхностей РБ и нижней проставки (очистка при необходимости);
- подготовка РБ к сборке КГЧ: перегрузка РБ на подставку, снятие кожуха к/у, снятие закольцовки БНД, наддув БНД до давления заправки, установка фильтра-поглотителя паров «Г», установка на нижнюю проставку РБ кольца жесткости;
- перегрузка и закрепление РБ на стенд сборки КГЧ. Отстыковка переднего отсека. Кантование РБ в горизонтальное положение.

Примечание. В процессе проведения электрических проверок производится термостатирование приборов СУ от наземной ВСОТР и контроль параметров СНИ.

Автономная подготовка ГО типа 14С75.15

Операции при проведении автономной подготовки ГО на УНТК:

- приемка транспортных агрегатов 14Т150 с ГО типа 14С75.15хх (далее по тексту ГО);
- проведение внешнего осмотра;
- приемка комплектующих элементов и ЗИПа. Оформление документации;
- проведение осмотра поверхности чехла створки II-III-IV ГО на наличие загрязнений (при наличии загрязнений - проведение очистки поверхности чехла);

- демонтаж чехла со створки II-III-IV ГО. Перегрузка створки II-III-IV в транспортировочной ферме на пол сооружения плоскостью III вверх с использованием мостовых кранов, подвесного кантователя, канатов, траверс и средств обслуживания из состава КМТО 14И039;
- отстыковка створки II-III-IV от транспортировочной фермы. Перегрузка створки II-III-IV на технологические подставки с использованием мостовых кранов, канатов, траверс и средств обслуживания из состава КМТО 14И039;
- проведение осмотра чехла поверхности створки II-I-IV ГО на наличие загрязнений (при наличии загрязнений - проведение очистки поверхности чехла);
- демонтаж чехла со створки II-I-IV ГО. Перегрузка створки II-I-IV в транспортировочной ферме на пол сооружения плоскостью I вверх с использованием мостовых кранов, подвесного кантователя, канатов, траверс и средств обслуживания из состава КМТО 14И039;
- отстыковка створки II-I-IV от транспортировочной фермы. Перегрузка створки II-I-IV на технологические подставки с использованием мостовых кранов, канатов, траверс и средств обслуживания из состава КМТО 14И039;
- очистка заводской укупорки створок ГО. Проведение контроля чистоты укупорки;
- демонтаж заводской укупорки со створок ГО с использованием средств обслуживания из состава КМТО. Закрытие торцов створок ГО пленкой;
- очистка наружных поверхностей створок ГО. Контроль чистоты;
- примерка защитных кожухов;
- контроль чистоты внутренней поверхности створок ГО;
- очистка крышек люков створок ГО. Очистка стыковочных плоскостей крышек люков. Очистка внутренней поверхности створок ГО. Контроль чистоты;
- пневмопроверки створок ГО;
- проверка работы (открытие/закрытие) механизмов дренажных люков и выходных люков ВСОТР;
- проверки пиротехнических цепей сброса ГО;
- установка двух секторов кольца ГО на створку II-I-IV в районе I оси стабилизации вверх с использованием мостовых кранов, канатов, траверс и средств обслуживания из состава КМТО 14И039;
- установка двух секторов кольца ГО на створку II-III-IV в районе III оси стабилизации вверх с использованием мостовых кранов, канатов, траверс и средств обслуживания из состава КМТО 14И039;
- установка кожухов ВСОТР;
- демонтаж защитно-предохранительных устройств с датчиков СТИ внутри створки II-III-IV ГО. Перегрузка створки II-III-IV в подставку-кантователь 14И039.4201. Кантование створки III-й плоскостью вниз. Перегрузка в универсальный стапель 14И039.02 (с использованием мостовых кранов, подставки-кантователя, канатов, траверс и средств обслуживания из состава КМТО). Закрытие внутренней поверхности створки II-III-IV ГО пленкой;
- закрытие торца створки II-I-IV ГО пленкой;
- подготовка створки II-III-IV к сборке. Контрольное срабатывание и взведение механизма разделения продольного стыка;
- установка пиросредств механизма разделения продольного стыка ГО.

Автономная подготовка ГММ ПН

Операции при проведении автономной подготовки ГММ ПН на УНТК:

- приемка вагона с ГММ ПН;
- вскрытие вагона и оформление документации;
- выгрузка ГММ ПН с технологической оснасткой из вагона на пол сооружения с применением такелажных средств из комплекта 14И039;

- очистка ГММ ПН;
- очистка ЭВТИ ГММ ПН;
- электропроверки ГММ ПН;
- установка ЭВТИ на ГММ.

Сборка НГЧ на УНТН

Исходное положение:

- створки головного обтекателя автономно проверены;
- створка II-III-IV находится в стапеле сборки ГО 14И039.02;
- створка II-I-IV находится на технологических подставках 14И039.4408-10;
- РБ находится в стенде-кантователе 14И039.01 в горизонтальном положении, подготовлен к стыковке с ГММ ПН;
- ГММ ПН подготовлен к стыковке с РБ.

Порядок работ:

- отстыковка ГММ ПН от технологической оснастки и стыковка его с РБ в горизонтальном положении;
- замена технологических тяг и подкосов крепления плат заправочных горловин и антенн РБ на штатные;
- повторная затяжка стыка «ГММ ПН + РБ»;
- подвод стапеля сборки ГО 1 ДИ039.02 со створкой под сборку «ГММ ПН + РБ»;
- установка створки II-I-IV на кронштейны стапеля сборки ГО 1ДИ039.02;
- сборка продольного стыка ГО;
- установка верхнего полукольца бандаж 14И039.0211-10. Стыковка ГО со сборкой «ГММ ПН + РБ». Демонтаж верхнего полукольца бандаж 14И039.0211-10;
- герметизация продольного стыка ГО;
- установка опор узлов разворота на створки ГО. Установка пневморазъема магистралей заправки пневмотолкателей;
- установка на створку II-I-IV пневмотолкателей. Демонтаж такелажных кронштейнов со створки II-I-IV и установка секторов кольца жесткости;
- отвод стапеля сборки ГО 14И039.02 от КГЧ. Демонтаж такелажных кронштейнов со створки II-III-IV и установка секторов кольца жесткости и пневмотолкателей;
- электрические проверки БКС и датчиков СНИ ГО;
- контроль электрического соединения пиросредств ГО с кабелями БАСУ;
- проверка герметичности магистралей пневмотолкателей. Заправка пневмотолкателей. Контроль параметров давления в пневмотолкателях после заправки средствами СНИ;
- электроиспытания КГЧ;
- установка кольца жесткости ГО;
- разборка схемы электроиспытаний;
- отстыковка КГЧ от стенда-кантователя;
- снятие заглушек с сопел МГ-1 и МГ-2 маршевого двигателя 14Д30;
- перегрузка КГЧ на рабочее место сборки РКН (ТК РН).

Стыковка НГЧ с РН. Проверки РНН

Исходное положение:

- КГЧ находится на РМ сборки РКН;
- РН готова к стыковке с КГЧ.

Порядок работ:

- механическая стыковка РН и КГЧ - образование РКН;

- стыковка электросоединителей по стыку РН и КГЧ;
- сборка схемы электропроверок РКН;
- совместные электропроверки РКН с обеспечением термостатирования;
- отвод опор и снятие колец жесткости с КГЧ;
- разборка схемы электропроверок РКН;
- подача в зал транспортно-установочного агрегата. Подготовка ТУА к перегрузке на него РКН;
- снятие ФОУ с РН, наддув баков и ШБ ракетных блоков до давления транспортирования;
- выдержка (24 часа) и контроль давления в баках РН;
- подготовка РКН к перегрузке на ТУА;
- перегрузка РКН на ТУА;
- подстыковка к КГЧ воздухопроводов ВСОТР ТК. Предварительное термостатирование КГЧ.

Транспортирование РКН на комплекс заправки РБ. Заправка РБ. Транспортирование на ПС УСК

Порядок работ:

- подача в зал ТК вагонов прикрытия и ПАТ;
- отстыковка от КГЧ воздухопроводов ВСОТР ТК;
- подстыковка к ТУА вагонов прикрытия и ПАТ;
- сборки схемы термостатирования КГЧ от ПАТ, сборка схемы замера вибронагрузений РКН, сборка схемы СНИ для контроля параметров РН и КГЧ;
- транспортирование РКН на комплекс заправки РБ;
- обеспечение термостатирования КГЧ от ПАТ;
- подготовка к заправке и заправка БНД РБ горючим, заключительные операции после заправки горючим;
- подготовка к заправке и заправка БНД РБ окислителем;
- заключительные операции после заправки;
- транспортирование РКН на ПС УСК.

Подготовка РКН на УСК. Заправка РН

Порядок работ:

- остановка ТУА перед кареткой ПС УСК;
- подготовка ТУА к установке РКН на ПС;
- отстыковка от ТУА тепловоза;
- подача ТУА на каретку собственным ходом;
- перемещение кареткой ТУА к пусковому столу со стыковкой ТУА с механизмами блоков электро-, пневморазъемов УСК;
- выключение передвижного агрегата термостатирования;
- отстыковка от люков выхода ВСОТР КГЧ воздухопроводов передвижного агрегата термостатирования;
- подача воздуха от системы термостатирования низкого давления; термостатирование КГЧ системой СТНД через воздухопроводы ТУА;
- отстыковка от РКН коммуникаций СНИ и замера вибронагрузений КГЧ;
- отстыковка ПАТ от ТУА;
- подъем стрелы ТУА с РКН в вертикальное положение и установка РКН на опоры ПС, удержание РКН захватами стрелы ТУА;

- подвод стрел КЗБ и РКН, подстыковка механизма ветрового удержания КЗБ к РН;
- подвод механизмов устройств отвода БРС КЗБ к РКН;
- подвод площадок обслуживания КЗБ к РКН;
- отстыковка воздухопроводов термостатирования ТУА от КГЧ, установка крышек люков ГО и проставки нижней РБ, подстыковка воздухопровода термостатирования КЗБ к РС-ВСОТР-КГЧ, снятие защитных технологических крышек с обтекателей штатных люков выхода ВСОТР на ГО, включение термостатирования КГЧ по воздухопроводам КЗБ;
- разведение захватов, опускание стрелы ТУА, отвод ТУА от РКН;
- подвод и охват РКН площадками обслуживания;
- подвод и пристыковка стыковочного устройства «О» к платам АС-0, стыковочного устройства «Г» к платам БРС-Г-КП 1-й и 2-й ступеней, проверка герметичности стыков;
- установка и стыковка ЭС-КП;
- подсоединение к БРСам 3-й ступени РН механизмов устройств отвода;
- раскладка кабелей разового применения по УО КЗБ и стыковка разовых кабелей БРС-Э1 и БРС-Э2 РН к перестыковочным платам КЗБ;
- стыковка пневмо-, гидрокоммуникаций КЗБ к платам БРС-0, БРС-Г 3-ей ступени, проверка герметичности стыков;
- демонтаж съемного оборудования с РКН;
- проверка передачи информации от бортовых датчиков СНИ, работа СНИ (контроль параметров СНИ);
- термостатирование ХО и МБО 1 -й и 2-й ступеней от системы термостатирования высокого давления;
- термостатирование МБО 3-й ступени РН от СТВД;
- включение НАСУ, проверка стыковки БАСУ с НАСУ;
- электрические проверки цепей элементов и систем РН, участвующих в заправке;
- проведение 30 СУ;
- проверочные включения СТИ РН с задействованием ИПов и записью исходного состояния изделия;
- проверка БАСУ РБ совместно со смежными системами;
- совместные проверки СУ и СТО РБ с задействованием ИПов и записью исходного состояния изделия;
- контрольная ПСП РБ;
- контроль исходного положения элементов ПГСП РН;
- подготовка ПГСП 1-й, 2-й и 3-й ступеней РН к заправке;
- контрольный набор стартовой готовности РН с задействованием ИПов;
- обработка и оценка результатов электрических проверок РКН;
- подготовка оборудования УСК к заправке и пуску РКН с отводом площадок обслуживания от РКН;
- запуск программы предстартовой подготовки СУ РБ;
- запуск программы предстартовой подготовки (ПСП) СУ РН;
- снятие фильтра-поглотителя паров с ДПУ на РБ;
- подготовка к заправке, заправка «О» и «Г» 1 -й, 2-й и 3-й ступеней компонентами топлива (жидким кислородом и нафтилом) и ШБ сжатыми газами;
- подпитка БО 1 -й, 2-й и 3-й ступеней жидким кислородом;
- включение СТИ РН;
- включение НАП РН;
- отстыковка и отвод механизма ветрового удержания КЗБ от РКН;
- предпусковые операции по СУ, ДУ РН (по циклограмме ППО);
- ПУСК РКН;

- прием и обработка телеметрической информации с бортовых станций РКН;
- проведение заключительных (послепусковых) операций на оборудовании УСК.

Подготовка ГММ ПН, РБ и РН на ТК и УСК представлена на рисунке 8.3.1.

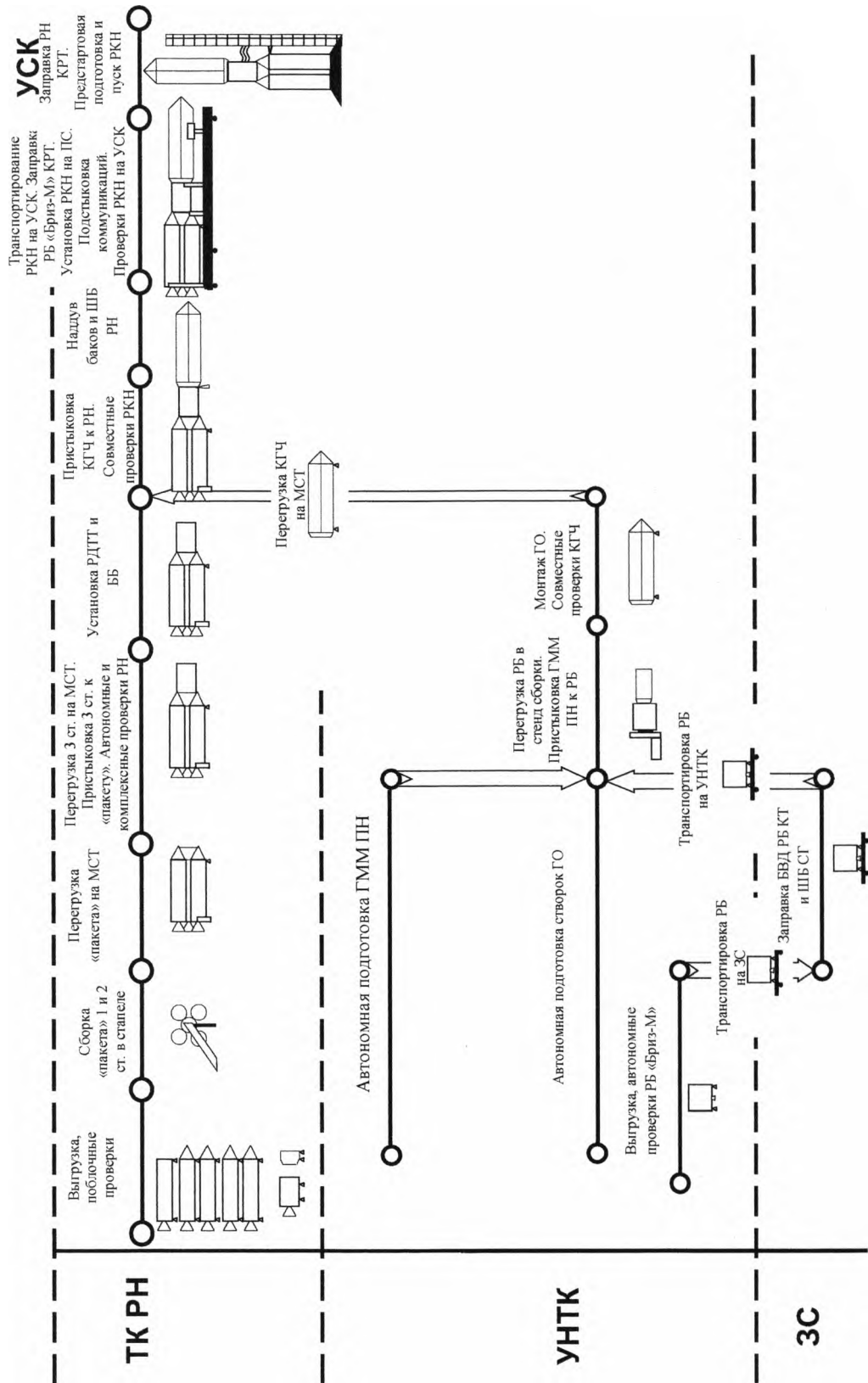


Рис. 8.3.1. Подготовка ГММ ПН, РБ и РН на ТК и УСК

8.4. ЦИКЛОГРАММА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РКН

Схема полета и основные сведения по циклограмме

При выведении ГММ ПН на целевую орбиту используется РН «Ангара-А5» (127-А5-1Л.М) с РБ «Бриз-М».

Используется выведение с доразгоном, при котором РН «Ангара-А5» (127-А5-1Л.М) выводит орбитальный блок на суборбитальную траекторию. При этом:

- для полета РН используется трасса, обеспечивающая наклонение опорной орбиты $63,2^\circ$;
- выключение ДУ I и II ступеней РН осуществляется по информации СУРТ;
- сброс ГО осуществляется на начальном участке полета III ступени РН;
- выключение ДУ III ступени РН осуществляется по первому сформированному признаку:
 - а) набор заданного функционала наведения;
 - б) по прогнозу остатков топлива на основе информации СУРТ.

Схема выведения ГММ ПН на ГСО

Выведение на ГСО осуществляется по типовой «9-часовой» схеме, с четырьмя включениями МД РБ.

Схема размещения режимов работы РН «Ангара-А5» (127-А5-1Л.М) при выведении ГММ ПН на ГСО показана на рисунке 8.4.1.

Первое включение МД РБ (доразгон) происходит через -94 с после отделения от РН. Орбитальный блок переводится на опорную орбиту с параметрами: $N_{кр} = 215$ км, $i = 63,2^\circ$.

Здесь и далее высоты апогея и перигея орбит определены относительно радиуса Земли $R_3 = 6371$ км.

Второе включение МД РБ переводит ОБ на промежуточную орбиту с параметрами: $N_{п}/N_{а} = 307/5007$ км, $i = 62,0^\circ$.

Третье включение МД РБ переводит ОБ на переходную орбиту с параметрами: $N_{п}/N_{а} = 437/35766$ км, $i = 60,5^\circ$.

Четвертое включение МД РБ переводит ОБ целевую орбиту с параметрами: $N_{кр} = 35793$ км, $i = 0^\circ$.

После окончания четвертого включения МД РБ и проведения сеансов РКО разгонный блок уводится с целевой орбиты с помощью двух импульсов увода, выдаваемых двигателями коррекции импульса РБ, и переводится в безопасное состояние (сбрасывается давление из всех емкостей).

Основные сведения по циклограмме РН «Ангара-А5»

Исходное состояние на начало предпусковых операций

Исходное состояние наземного комплекса и РН на начало предпусковых операций (-900 с до команды «Контакта подъема» («КП»)):

- технологические системы наземного комплекса подготовлены к работе по запуску РН;
- проведены операции по заправке РН компонентами топлива и сжатыми газами;
- продолжается подпитка баков «О» жидким кислородом и подзарядка ШБ;
- осуществляется термостатирование РН и КГЧ;

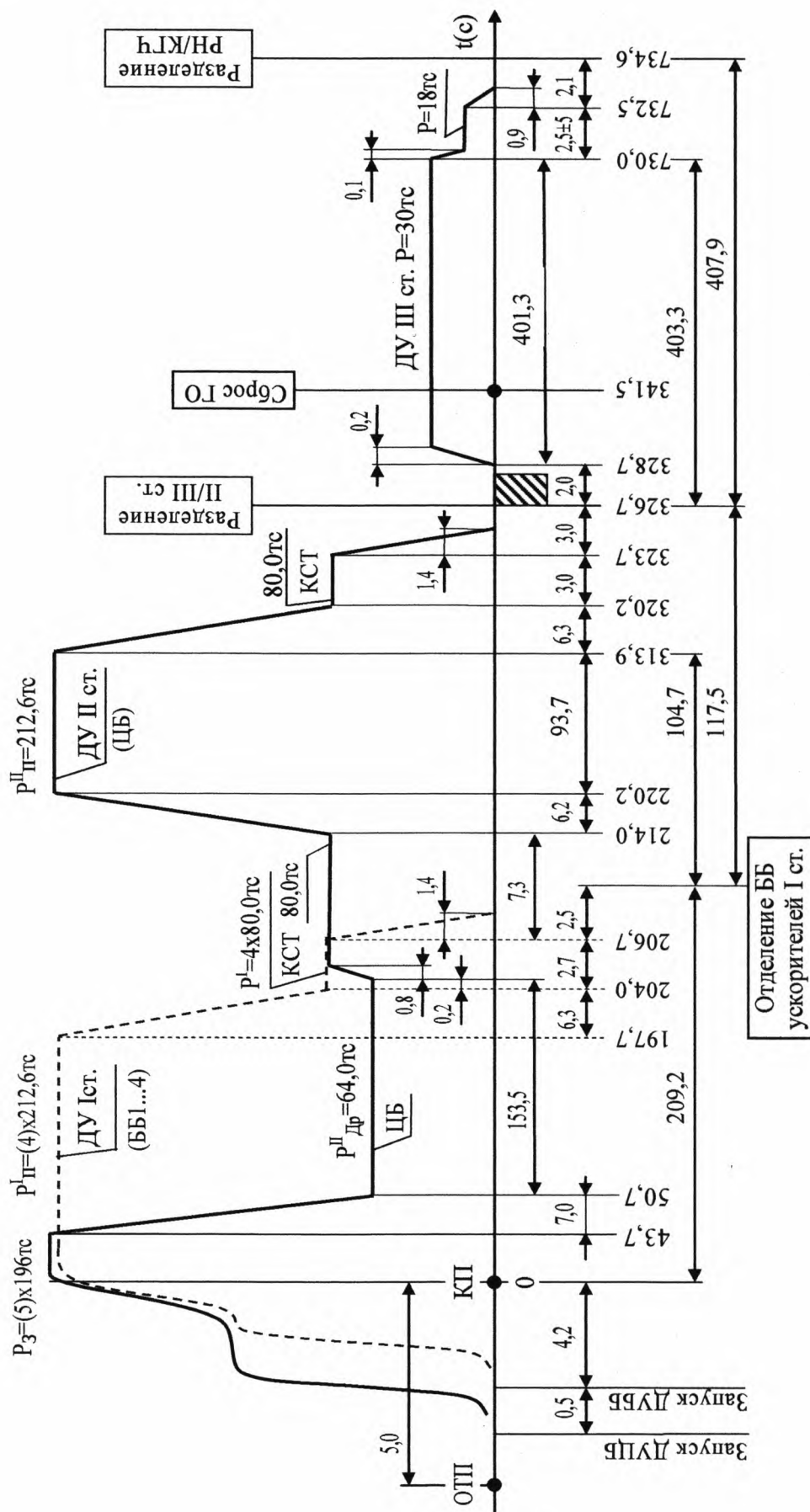


Рис. 8.4.7. Схема размещения режимов работы РН «Ангара-А5» (127-А5-1Л.М) при выведении ГММ ПН на ГСО

- в СУ включена программа режима предстартовой подготовки, закончены операции ввода полетного задания, автономного прицеливания ГСП;
- включена аппаратура НАП и СТИ;
- в АСУП и НАСУ ведется обратный отсчет времени пуска (время, оставшееся до «КП»),

Подготовка РН к пуску

Режим подготовки РН к пуску и пуск проводятся по автоматической непрерывной программе, включающей:

- прекращение подпитки баков «О» жидким кислородом и подзарядки ШБ;
- проведение предпусковых операций по бакам «О» и «Г»;
- слив и продувку магистралей заправки и дренажа;
- набор готовностей систем РН к пуску;
- прием готовности КА, РБ (готовности ГБ);
- отвод автостыков «О»;
- подготовку и запуск двигателей РД-191;
- переход питания с наземных источников на бортовые;
- перевод КПП в режим силовой стабилизации.

За 15 мин до «КП» прекращается подача воздуха в хвостовые отсеки ракетных блоков I и II ступеней и включается продувка их азотом.

Перед заполнением полостей двигателей горючим производится их вакуумирование с помощью эжектора, в который подается азот от наземных систем.

Контроль двигателей в соответствии с циклограммой подготовки и пуска осуществляют АСУП и БАСУ.

Процесс выполнения основных операций по подготовке и пуску РН контролируется КПА и телеметрическими станциями.

Формирование общей «Готовности РКН к пуску» производится в АСУП (за ~8 с до «КП») после получения всех сигналов о готовности систем РКН и УСК к пуску («Готовность ДУ», «Готовность СУ», «Готовность РБ», «Готовность НТО к пуску»).

При отсутствии хотя бы одного из сигналов, входящих в общую «Готовность РКН к пуску», следует прекращение выполнения штатной программы и отмена пуска.

Автоматическое прекращение пусковых операций на заключительном этапе предстартовой подготовки предусмотрено в следующих случаях:

- отсутствие любого из сигналов, входящих в «Готовность РКН к пуску», «Готовность ДУ», «Готовность СУ», «Готовность РБ», «Готовность НТО к пуску»;
- отсутствие сигнала об отводе автостыков «О»;
- отсутствие сигнала о переходе на бортовое питание;
- получение сигнала от АСУ ТП НО «Отбой УСК»;
- получение АСУП сигнала «Отбой СУ» об отказе СУ.

Кроме того, в любое время подготовки к пуску предусмотрено прекращение операций по команде «Отбой», выдаваемой вручную Руководителем работ с ПСУ РР.

Пуск РН и нештатные ситуации при пуске

После штатного выполнения всех операций предстартовой подготовки выдается команда на запуск двигателя ракетного блока II ступени, а через 0,5 с - на запуск двигателей ракетного блока I ступени.

Пуск обеспечивается в заданное полетным заданием астрономическое время.

Процесс запуска двигателей РД-191 контролируется БАСУ в соответствии с циклограммой.

В процессе запуска каждого двигателя производится программное открытие регулятора расхода (МРГ) и дросселя горючего (МДГ) из положения начальной настройки в положение, соответствующее заданному режиму тяги.

После получения сигналов о нормальном ходе запуска (НХЗ) всех двигателей ракетных блоков I и II ступеней и выходе их на заданный режим предварительной ступени тяги (120 тс) выдается команда (ГСТ1) на перевод двигателей на номинальный режим.

По достижении тяги двигателей значения, превышающего вес изделия, начинается подъем РКН, происходит разделение ходом ЭС «КП». Сигнал о разрыве ЭС «КП» передается в БАСУ РН и АСУП, с последующим независимым формированием в данных системах базовых команд «КП».

После получения «КП» по заданной циклограмме выдаются команды на срабатывание пирозамков БРС и пиросредств устройств отвода БРС, производится отвод от РН отрывных частей БРС и наземных коммуникаций.

В случае невыхода любого двигателя РД-191 на заданный режим тяги на участке до выдачи команды «ГСТ1» БАСУ формирует сигнал «Отбой СУ» по признаку АВД и производит аварийное выключение всех двигателей.

Если через 2,0 с от команды «ГСТ1» в БАСУ не сформировалась команда «КП», т.е. ракета осталась на ПС, БАСУ выдает команду на запуск аварийного выключения двигателей и передает сигнал «Отбой СУ» (по признаку «Нет КП») в НАСУ, которая транслирует его в АСУП.

Функционирование РН при штатном полете

Функционирование систем РН в полете осуществляется по командам БАСУ. При этом БАСУ осуществляет решение навигационной задачи, управляет работой ДУ, выдает команды в смежные системы, производит сброс головного обтекателя, отделение ракетных блоков РН, отделение ОБ, приведение в безопасное состояние баков и баллонов РН.

Двигательные установки РН I, II и III ст., управляемые по командам БАСУ, обеспечивают необходимые уровни тяги и управляющих усилий в заданные периоды времени. Типовая схема режимов ДУ РН приведена на рисунке 8.Д.1.

Функционирование РН на участке полета I ступени

Выполнение штатной программы полета начинается после формирования команды «Контакт подъема».

При подъеме РН производится маневр увода от КЗБ для обеспечения требования безударного увода РН от стартовых сооружений.

Управление РН на участке работы ракетного блока I ступени по всем каналам стабилизации выполняется путем отклонения камер сгорания двигателей ракетных блоков I и II ступеней в двух взаимно перпендикулярных плоскостях в соответствии с алгоритмами БАСУ. Включение автомата стабилизации производится по «КП».

На участках работы ракетных блоков I и II ступеней включены в работу алгоритмы ПГСП, управляющие наддувом и дренажем баков 1Б0 и 1БГ, включен алгоритм УСУРТ, обеспечивающий одновременное опорожнение баков «О» и «Г» каждого ракетного блока, а также равномерное опорожнение КТ между баками боковых блоков.

Двигатель ракетного блока II ступени на 43,7 с полета начинает переводиться на режим дросселирования 30% уровня номинальной тяги ($P_{ц}=64$ тс) и работает в этом режиме до перевода двигателей боковых блоков на режим КСТ.

После перевода боковых блоков на режим КСТ выдается команда на перевод двигателя ракетного блока II ступени вновь на номинальную тягу.

Момент выключения двигателей боковых блоков прогнозируется БАСУ исходя из условия выработки компонентов топлива в соответствии с алгоритмами УСУРТ и попадания сбрасываемых боковых блоков в отведенные поля падения.

После останова двигателей боковых блоков производится отделение боковых блоков от ракетного блока II ступени при помощи верхних и нижних тяг-пневмотолкателей (ВТПТ и НТПТ) по командам, выдаваемым на срабатывание пирозапанов ВТПТ и НТПТ.

После отделения боковых блоков производится сброс давления из их баков и шаробаллонов (для исключения возможности их взрыва при спуске или падении на землю). Из баков «О» и «Г» давление стравливается при открытии дренажно-предохранительных клапанов. Из шаробаллонов наддува давление стравливается через открытые при срабатывании пироклапаны.

Функционирование РН на участке полета II ступени

После отделения боковых блоков производится гашение угловых скоростей и стабилизация РН, затем двигатель ракетного блока II ступени вновь переводится на основной режим (с номинальной тягой).

Управление РН в каналах тангажа и рыскания выполняется путем отклонения камеры сгорания двигателя ракетного блока II ступени в двух взаимно перпендикулярных плоскостях при помощи приводов ЭГС1, ЭГС2.

Управление РН в канале крена производится с помощью креновых сопел, входящих в состав двигательной установки ракетного блока II ступени.

Момент выключения двигателя ракетного блока II ступени рассчитывается БАСУ исходя из условия выработки компонентов топлива в соответствии с алгоритмами УСУРТ, попадания отработавшего ракетного блока в отведенные поля падения и реализуется БАСУ по набору функционала отделения ракетного блока II ступени от ракетного блока III ступени.

Перед остановом двигатель переводится на режим конечной ступени тяги (38% номинального уровня тяги - режим КСТ).

Разделение ракетных блоков II и III ступеней осуществляется при срабатывании 16 пирозамков.

Через 3,0 с от команды на выключение ДУ ракетного блока II ступени выдаются команды на срабатывание пирозамков по плоскости разделения. В каждом пирозамке разделения установлены по два пиропатрона ПДО. Срабатывание замка гарантируется при подрыве хотя бы одного пиропатрона.

Затем выдается команда на запуск тормозных РДТТ 80ЗДТ (4 шт.), установленных на промежуточном отсеке ракетного блока II ступени. В результате происходит отделение и торможение ракетного блока II ступени РН.

После выключения двигателя ракетного блока II ступени и разделения ракетных блоков подаются команды на сброс давления из баков и шаробаллонов II ступени (для исключения возможности их взрыва при падении на землю).

Сброс ГО

Сброс ГО осуществляется аппаратурой БАСУ РН. Момент сброса ГО выбирается из условия обеспечить требование попадания створок ГО в отведенные поля падения.

В данном варианте применения производится «поздний» сброс ГО, который выполняется на начальном участке работы ракетного блока III ступени, после окончания выхода двигателя на режим ОРТ, гашения угловых скоростей и стабилизации РН.

Функционирование РН на участке полета III ступени

На участках работы ракетных блоков I и II ступеней осуществляется подготовка двигателя РД-012ДА ракетного блока III ступени к запуску.

При подготовке двигателя к запуску проводится вакуумирование внутренних полостей двигателя. Затем подготавливается к работе пневмосистема ДУ (подается гелий из шаробаллона для управления агрегатами ДУ III ступени).

За -30 с до запуска двигателя РД-0124А выдается команда на прекращение вакуумирования и открытие разделительного клапана (ПКГ). При этом двигатель заливается горючим и производится наддув баков.

После отделения ракетного блока II ступени, через 2,0 с производится запуск двигателя ракетного блока III ступени, который осуществляется в условиях невесомости.

В начале работы двигателя ракетного блока III ступени осуществляется гашение угловых скоростей по всем каналам стабилизации (тангажа, рыскания, крена), затем начинается восстановление программной ориентации РН.

Через $1,0 \pm 0,2$ с после выдачи команды «Зажигание» двигатель выходит на 90% номинальной тяги (ОРТ).

Постоянство тяги двигателя на ОРТ достигается поддержанием постоянного расхода горючего в газогенераторе регулятором РР.

Управление РН на участке работы ракетного блока III ступени осуществляется в соответствии с алгоритмами БАСУ путем отклонения камер маршевого двигателя в тангенциальном направлении.

Для обеспечения управления ЭГС на отклонение камер двигателя осуществляется подача горючего от ТНА в систему питания ЭГС.

После запуска двигателя включается в работу алгоритм одновременного опорожнения баков «О» и «Г» (УСКУРТ).

Наддув баков «О» и «Г» после запуска двигателя осуществляется теплым гелием, который из шаробаллонов поступает в теплообменники двигателя, где подогревается генераторным газом после турбины ТНА, а затем поступает в газовые подушки баков.

Управление наддувом баков «О» и «Г» осуществляется по функциональным датчикам давления в соответствии с алгоритмами ПГСП III ступени.

Перед остановом двигателя осуществляется его перевод на режим конечной ступени тяги (КСТ).

Выключение двигателя ракетного блока III ступени осуществляется по команде «Останов» при достижении заданного функционала или по ОКТ (по прогнозу системы УСКУРТ об окончании топлива).

Отделение ракетного блока III ступени РН от ОБ осуществляется при срабатывании 16 пирозамков.

Через 2,1 с от команды на выключение ДУ ракетного блока III ступени выдаются команды на срабатывание пирозамков по плоскости разделения ОБ и III ступени РН. В каждом пирозамке разделения установлены по два пиропатрона ПДО. Срабатывание замка гарантируется при подрыве хотя бы одного пиропатрона. Затем выдается команда на запуск тормозных РДТТ 803ДТ (Д шт.). Расхождение ОБ и ракетного блока III ступени обеспечивается работой тормозных РДТТ 803ДТ (Д шт.), на промежуточном отсеке ракетного блока III ступени В результате происходит отделение и торможение ракетного блока III ступени РН.

После выключения двигателя ракетного блока III ступени и отделения ОБ осуществляются заключительные операции по сбросу давления из баков и шаробаллонов ракетного блока (для исключения возможности их взрыва при нахождении на орбите).

Давление из баков стравливается во время падения ступени через дренажно-предохранительные клапаны.

Сброс давления из шаробаллонов производится через открытые при срабатывании пироклапаны.

Функционирование РН при возникновении аварийных ситуаций

В случае возникновения аварийной ситуации на РН в полете выполнение штатной программы становится невозможным, и она должна быть своевременно прекращена с учетом сохранения стартовых сооружений, предотвращения падения на населенные пункты, на территории иностранных государств и др.

По сигналам датчиков контролируемых систем и агрегатов устанавливается факт возникновения аварийной ситуации, прекращается штатная программа полета, формируется команда «Авария» и реализуется аварийная программа.

Команда «Авария» формируется в БАСУ по любому из следующих контролируемых параметров аварийности:

- падение продольной осевой перегрузки (на участках работы ракетных блоков I, II или III ступеней РН);
- предельные угловые отклонения РН от заданных программных значений (потеря стабилизации).

Команда «Авария» (АК1), сформированная в БАСУ РН, выдается в СУ РБ.

Аварийная программа РН включает выдачу команд на выключение двигателей, команд на разделение ступеней, на отделение ОБ, а также команд на проведение заключительных операций (сброс давления из баков и шаробаллонов РН).

Для выполнения аварийной программы используются штатные исполнительные элементы, задействуемые по штатным цепям БАСУ.

В процессе полета РН определены участки, на которых вводится запрет исполнения аварийной программы для исключения падения в нежелательные зоны (стартовые сооружения, населенные пункты и т.д.).

Основной операцией при выполнении аварийной программы РН по команде «Авария» является выключение работающих двигателей.

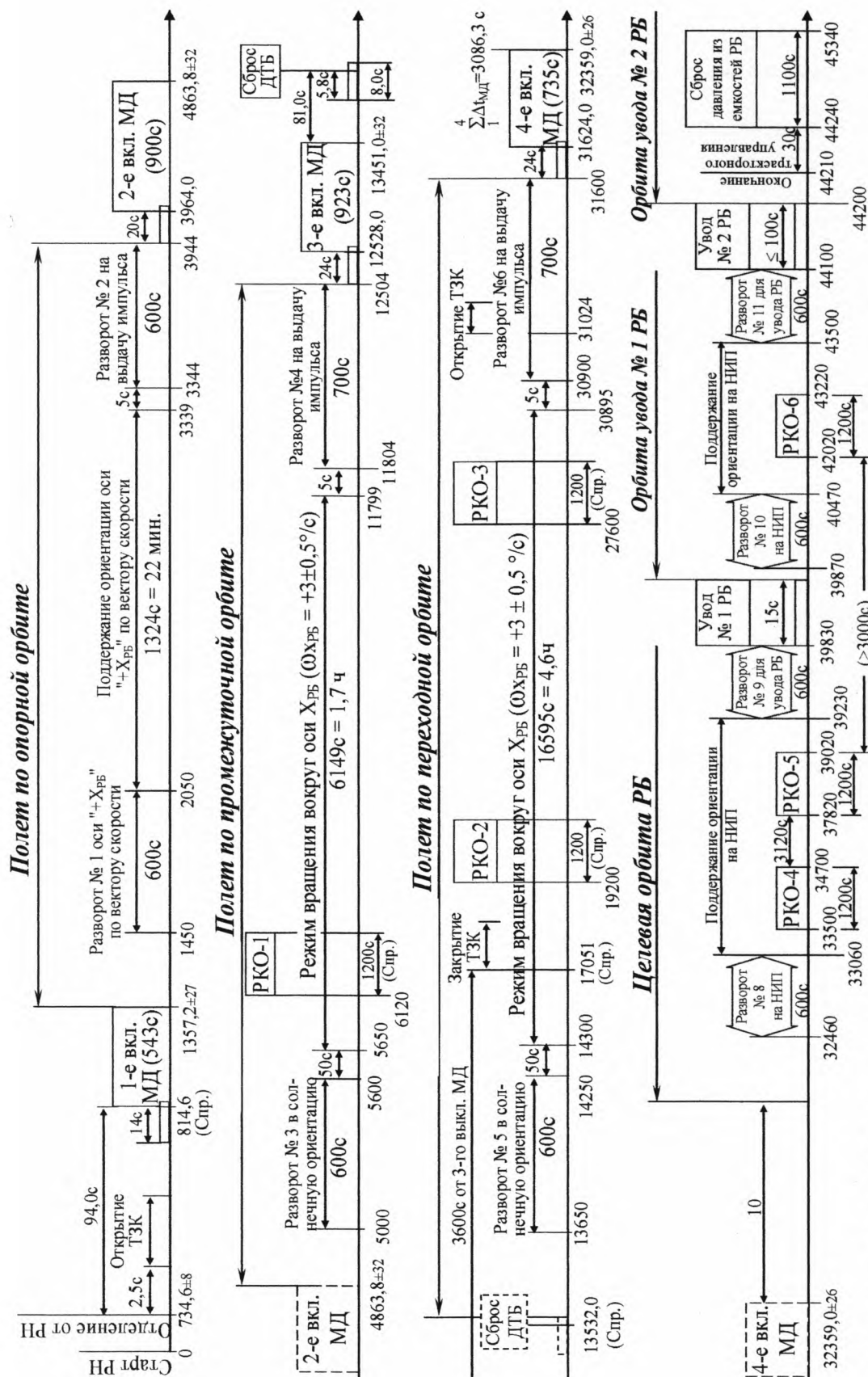
При возникновении аварийной ситуации на начальном участке полета, начиная с команды «КП» и до -ДО с от «КП», команда «Авария» выдается в ОБ немедленно, а выключение двигателей и другие операции аварийной программы задерживаются и выполняются на -ДО с от «КП». Задержка введена для увода аварийной РН от стартовых сооружений.

При возникновении аварийной ситуации на всех остальных участках полета выключение работающих двигателей РН и прекращение выполнения штатной программы БАСУ производятся в момент начала выполнения аварийной программы РН.

Участок работы разгонного блока «Бриз-М»

Схема размещения режимов работы РН «Ангара-А5» (127-А5-1Л.М) при выведении ГММ ПН на ГСО показана на рисунке 8.Д.2. На нем представлена последовательность выполнения разгонным блоком операций для выведения ГММ ПН на целевую орбиту. За время окончания импульса принят момент выдачи СУ РБ команды на выключение МД. Оскулирующие параметры орбит приведены на момент окончания спада тяги МД (+10 с к моменту выдачи команды СУ на выключение МД). Высоты апогея и перигея орбит определены относительно радиуса Земли $R_3 = 6371$ км.

Все времена рассчитаны от КП и определены для номинальной расчетной траектории полета.



Примечания:

- 1 Высоты орбит приведены относительно поверхности Земли с радиусом $R = 6371 \text{ км}$.
- 2 Время каждого сеанса РКО указано без учета времени прогрева аппаратуры «База-РБ» – 300с.
- 3 Окончание импульса МД соответствуют моменту выдачи первой команды на выключение МД.
- 4 Оскулирующие параметры орбит приведены на момент окончания спада тяги (+10с к моменту выдачи первой команды на выключение МД).

Рис. 8.4.2. Схема размещения режимов работы РН «Ангара-А5» (127-А5-1/ЛМ) при выведении ГММ ПН на ГСО

Сразу после отделения ускорителя III ступени РН начинается работа двигателей стабилизации РБ, которые обеспечивают вначале демпфирование угловых скоростей от разделения с III ступенью, а затем ориентацию и стабилизацию ОБ на участке пассивного полета по суборбитальной траектории в течение ожидания момента первого включения МД.

Перед каждым запуском маршевого двигателя РБ производится включение ДНИ для поджата компонентов топлива в баках низкого давления РБ.

В процессе полета передача телеметрических измерений осуществляется как в режиме непосредственной передачи, так и воспроизведения записи с записывающего устройства.

В периоды отключения радиопередатчика и при отсутствии радиовидимости наземных измерительных пунктов осуществляется запись ТМИ на записывающее устройство.

Полет ОБ по опорной орбите осуществляется в режиме поддержания ориентации оси « $+X_{РБ}$ » по вектору скорости.

Полет по промежуточной и переходной орбитам осуществляется в режиме солнечной ориентации с обеспечением вращения вокруг продольной оси $X_{РБ}$ с угловой скоростью $+3,0 \pm 0,5^\circ/\text{с}$. При выполнении вращения угол между продольной осью « $+X_{РБ}$ » и направлением на Солнце составит $90 \pm 25^\circ$;

После окончания четвертого включения МД РБ выполняется разворот № 8 на НИПы, и РБ проводит два сеанса РКО целевой орбиты длительностью 1200 с каждый, с интервалом между ними, равным 3120 с. Все это время РБ поддерживает ориентацию на НИПы;

После окончания сеансов радиоконтроля параметров целевой орбиты осуществляется разворот в направлении выдачи первого импульса увода и увод РБ за счет выдачи импульса скорости при помощи ДКИ тягой 40 кгс (начало первого увода РБ - на 39830 с от КП);

После перехода на орбиту увода РБ выполняет разворот № 10 на НИП для проведения в течение 1200 с сеанса радиоконтроля орбиты увода;

После завершения сеанса РКО производится разворот № 11 в направлении выдачи импульса увода и второй увод РБ (начало второго увода РБ - на 44100 с от КП);

При выполнении второго импульса увода одновременно решается задача выработки топлива из баков высокого давления с целью приведения РБ в безопасное состояние и определения запасов оставшегося топлива высокого давления на момент начала второго импульса увода. Длительность импульса определяется моментом выработки топлива, но не превышает 100 с;

Траекторное управление заканчивается после завершения второго импульса увода РБ.

Надежность

Состав РКН

В состав РКН для оценки надежности включены:

- ракета-носитель «Ангара-А5»;
- разгонный блок «Бриз-М»;
- головной обтекатель типа 14С75.15ХХ;
- неотделяемый ГММ ПН.

Оценка надежности РН «Ангара-А5»

Под надежностью РН понимается совокупность технических свойств ее составных частей, обеспечивающих пуск и выведение орбитального блока в заданную область космического пространства с начальными параметрами движения, не превышающими установленные пределы.

Проектные значения показателей надежности (вероятность безотказной работы) систем и агрегатов РН приведены в таблице 8.4.1.

Проектная оценка возможности выполнения требований по надежности РН проведена с использованием в качестве математической модели структурной схемы надежности, представленной на рисунке 8.4.3. Расчетное значение показателя надежности составляет:

$$P_{6PH} = P_k (P_{ДВ1} \times P_{ПГСП1} \times P_{РП1} \times P_{СР1-2})^4 \times (P_{ДВ2} \times P_{ПГСП2} \times P_{РП2} \times P_{СР2-3}) \times (P_{ДВ3} \times P_{ПГСП3} \times P_{РП3}) \times P_{СУ} = 0,9826.$$

Табл. 8.4.1. Проектные значения показателей надежности систем и агрегатов РН «Ангара-А5»

Наименование	Обозначение	Значения показателей надежности
1. Корпус	P	~1
Ракетный блок первой ступени		
2. Двигатель	$P_{ДВ1}$	0,9992 ($E = 0,997 \ y = 0,8$)
3. ПГСП	$P_{ПГСП1}$	0,9995
Д. Рулевой привод	$P_{РП1}$	0,9994
5. Средства разделения	$P_{СР1-2}$	0,9995
Ракетный блок второй ступени		
6. Двигатель	$P_{ДВ2}$	0,9992 ($E = 0,997 \ y = 0,8$)
7. ПГСП	$P_{ПГСП2}$	0,9995
8. Рулевой привод	$P_{РП2}$	0,9994
9. Средства разделения	$P_{СР2-3}$	0,9995
Ракетный блок третьей ступени		
10. Двигатель	$P_{ДВ3}$	0,9992 ($E = 0,997 \ y = 0,8$)
11. ПГСП	$P_{ПГСП3}$	0,9995
12. Рулевой привод	$P_{РП3}$	0,9994
13. Система управления	$P_{СУ}$	0,995

Оценка надежности РБ «Бриз-М»

Под надежностью РБ понимается совокупность технических свойств систем и агрегатов, обеспечивающих сохранение технических характеристик в течение заданного срока хранения, своевременный пуск РБ в составе РКН и безотказность в полете.

Значение показателя $P_{РБ}$ по всей совокупности зачетных пусков РБ составляет 0,9442.

Оценка надежности средств сброса головного обтекателя

Под надежностью ГО понимается совокупность технических свойств, обеспечивающих необходимые условия эксплуатации КА при выведении и безударный сброс ГО по команде системы управления РН.

Оценка надежности головного обтекателя по результатам пусков составляет 0,9976.

Надежность ГММ ПН

Проектная оценка надежности ГММ ПН составляет величину не менее 0,9999.

Обобщенные сведения по надежности средств выведения КА

В таблице 8.4.2 представлены значения показателей надежности средств выведения.

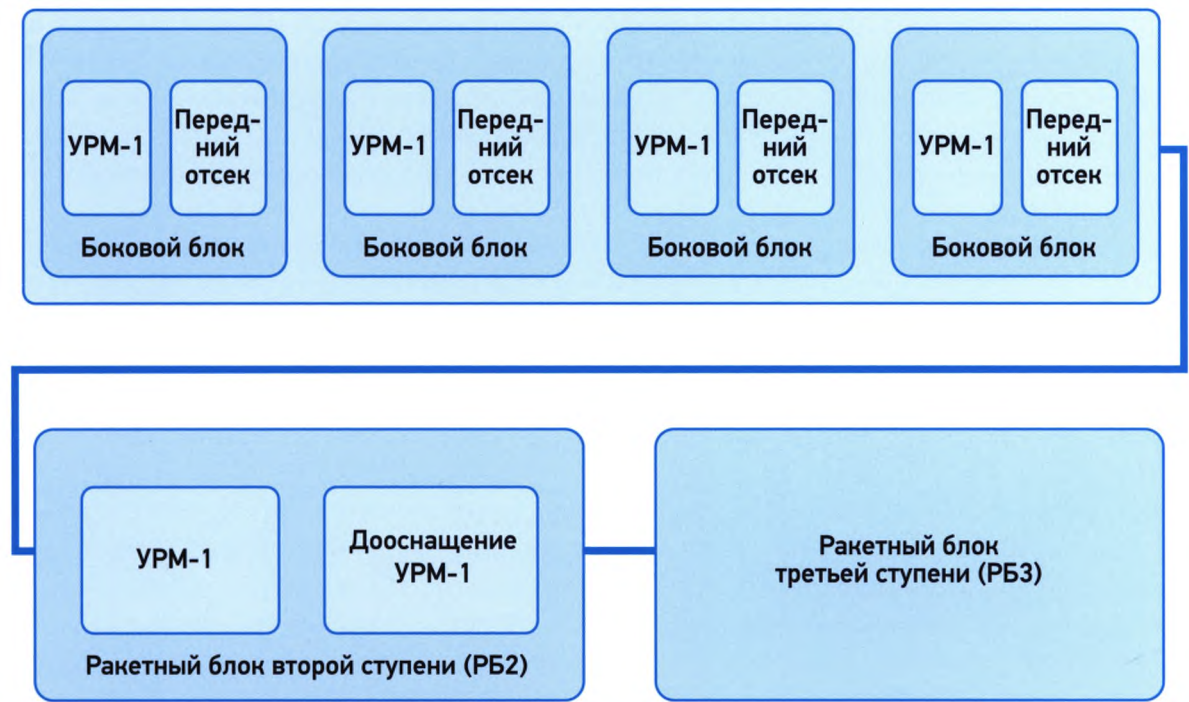


Рис. 8.4.3. Структурная схема надежности РН «Ангара-А5»

Табл. 8.4.2. Значения показателей надежности средств выведения

Наименование	Безотказность в полете	
	Обозначение	Значение
1. РН «Ангара-А5»	$P_{БРН}$	0,9826
2. РБ «Бриз-М»	$P_{БРБ}$	0,9442*
3. Головной обтекатель	$P_{БГО}$	0,9976*
4. ГММ ПН	$P_{БГММ\ ПН}$	0,9999

* По результатам эксплуатации

Таким образом, проектная оценка вероятности безотказного функционирования РКН составляет:

$$P_{БРКН} = P_{БРН} \times P_{БРБ} \times P_{БГО} \times P_{БГММ\ ПН} = 0,925.$$

Безопасность

Под безопасностью эксплуатации РН «Ангара-А5» понимается следующее:

- отсутствие угрозы для здоровья и жизни обслуживающего РН персонала;
- сохранность составных частей РН на всех этапах подготовки к пуску, при пуске и в полете;
- отсутствие ущерба для окружающей среды при штатной эксплуатации и минимальный ущерб при авариях и нештатных ситуациях.

В соответствии с требованиями нормативной документации Российской Федерации головной разработчик РН «Ангара-А5» и разработчики ее составных частей выпускают и контролируют соответствующие программы обеспечения безопасности (ПОБ).

Запланированные в программах обеспечения безопасности мероприятия выполняются кооперацией смежников. Это проектные и эксплуатационные мероприятия по защите материальной части и наземного персонала от воздействия опасных и вредных факторов, которые могут быть вызваны источниками: электрической энергии, пожаро- и взрывоопасности, высоких энергий, лазерного и СВЧ излучений, радиационной, токсической, вибрационной, тепловой опасностей.

Проектные меры, предупреждающие воздействие опасных и вредных факторов, разрабатываются кооперацией смежных предприятий. При этом технологические процессы подготовки РКН к пуску разрабатываются исходя из условия минимизации числа наземного персонала. Конкретные действия наземного персонала, предупреждающие воздействие опасных и вредных факторов, описываются в разделах «Меры безопасности» эксплуатационной документации кооперации смежных предприятий, разрабатывающих отдельные части РН «Ангара-А5».

Нештатные ситуации и способы выхода из них для составных частей РН «Ангара-А5» анализируются разработчиками этих частей с последующим учетом результатов анализа в эксплуатационной документации. Порядок работ в случае переноса или отмены пуска также описывается в эксплуатационной документации разработчиков составных частей РН.

Конструкция составных частей РН «Ангара-А5» и профилактические мероприятия по обеспечению пожаровзрывобезопасности изделия выполняются в соответствии с документом «Технические характеристики (требования) по пожаробезопасному и взрывозащищенному исполнению электрооборудования, БКС и элементов конструкции и методы их испытаний (№ 2334-А5-ТХ15)». Элементы, находящиеся под напряжением свыше 36 В, изолируются или защищаются от случайных соприкосновений. Оборудование, находящееся под напряжением свыше 36 В, заземляется и имеет соответствующую маркировку.

В процессе полета РКН прием и обработка аварийных параметров обеспечивается системой управления (БАСУ), функционирующей на участках полета от момента формирования команды «Контакт подъема» и до момента отделения РБ (КО). БАСУ по сигналам датчиков контролируемых систем и агрегатов устанавливает причину возникновения аварийной ситуации, формирует команду «Авария» и команды аварийных программ и прекращает выполнение штатной программы полета. Состав команд аварийной программы определяется в зависимости от участка полета, на котором зафиксирована авария.

На начальном участке выведения (до АО с полета) выполнение аварийной программы задерживается с целью обеспечения сохранности объектов и сооружений наземных комплексов.

Экологическая безопасность

Рассмотрим результаты проведенной оценки воздействия РКН 127-А5-1Л.М на окружающую среду. Использование в РН «Ангара-А5» нетоксичных компонентов топлива является определяющим с точки зрения обеспечения экологической безопасности РН на всех этапах эксплуатации, в первую очередь, на земле.

При подготовке РН и РБ к пуску наиболее опасным с точки зрения экологического воздействия на окружающую среду являются операции по перекачке компонентов топлива и заправке их в РН и РБ.

Из применяемых на РКН 127-А5-1Л.М компонентов топлива наиболее вредное воздействие на окружающую среду оказывает горючее - нафтил и гептил. Технология заправки в достаточной мере отработана, однако негативное воздействие проливов нафтила и гептила на окружающую среду полностью не исключено. Технологический цикл подготовки и проведе-

ния заправки приводит к образованию газообразных продуктов, содержащих пары углеводов, и промстоков, содержащих горючее.

Газообразные продукты поступают в систему дренажа, а затем выбрасываются в атмосферу. В приземном слое под действием воздушных потоков происходит их рассеивание до безопасных концентраций, ниже ПДКРЗ (предельно допустимая концентрация в рабочей зоне загрязняющего вещества (нафтила и гептила).

Промстоки нейтрализуются термическим методом в углеводородных печах. Сброс жидких отходов в канализацию или естественные водоемы не производится.

При полете РН определяющим фактором воздействия на окружающую среду является выброс продуктов сгорания КРТ. В процессе старта и полета РН образуется стартовое облако, а затем практически вертикальный след, содержащий смесь продуктов сгорания с воздухом. Из-за интенсивного перемешивания продуктов сгорания и воздуха термодинамические параметры следа через несколько минут практически не отличаются от параметров окружающего воздуха. Дальнейшая эволюция следа происходит под влиянием турбулентной диффузии и ветра. Масса выбросов продуктов сгорания, которые могут как-то повлиять на состояние атмосферы (СО, СО₂, N₂), не приведет к экологически значимому загрязнению атмосферы.

При одиночном пуске РН «Ангара-А5» разрушение озона мало и не может ухудшить экологическую обстановку в районе космодрома и вдоль трассы полета РН.

Учитывая специфику функционирования РБ «Бриз-М», следует отметить, что полет РБ «Бриз-М» происходит на высотах свыше 160 км. В общей сложности за время полета РБ выбрасывается менее 16 тонн топлива. Загрязняющие вещества, выбрасываемые на большей высоте, не достигают земной поверхности при происходящих процессах диффузии в атмосфере и практически не влияют на загрязнение приземного слоя.

При аварийных ситуациях негативное воздействие РКН 127-А5-1Л.М на окружающую среду может иметь место лишь в связи с разгерметизацией топливных баков после заправки компонентами топлива с последующим пожаром или взрывом. Такие ситуации являются маловероятными. Пожар компонентов топлива сопровождается выделением токсичных веществ (в основном СО), что может привести к временному загрязнению атмосферы.

В соответствии с Федеральным законом № 174-ФЗ от 23.11.1995 г. «Об экологической экспертизе» получено положительное Заключение Ростехнадзора на проект КРК «Ангара» (в т.ч. РН «Ангара-А5» с разгонным блоком «Бриз-М») Приказ № 148 от 14 марта 2008 года. То есть, приемлемый уровень экологической безопасности РКН 127-А5-1Л.М обеспечивается.

КБ «Салют», как головной разработчик КРК «Ангара» сыграло главную, определяющую роль в его создании. Невозможно перечислить всех сотрудников КБ, принимавших непосредственное участие в этих работах, но фамилии, на мой взгляд, наиболее выдающихся хотелось привести.

Генеральный конструктор Ю.О. Бахвалов.

Первые заместители Генерального конструктора В. К. Карраск, С. А. Петроковский и А. Г. Гусев.

Заместители Генерального конструктора А. В. Альбрехт, О. И. Давыдов, И. С. Радугин, В. П. Молочев, М. Б. Соколов, А. В. Владимиров, И. С. Партола, М. В. Будушкин.

Главный конструктор Е.Г. Пашков, Ю.П. Корнилов, Г. Б. Клейменов.

Начальники отделений Г. Д. Дермичев, Ю.А. Цуриков, А. А. Николаев, Н. Г. Александров, А. В. Бушуев, М. П. Ананьев, В. Н. Кулешов, С. В. Кузнецов, Р. В. Бизяев, А. В. Муравьев, Г.А. Гусарев, В.А. Морозов, Е.И. Постоюк, Л.А. Главацкий.

Начальники отделов В. В. Хагуш, В. Н. Каменщиков, Е. В. Леонов, В. Н. Мельников, В. И. Ветлов, А. И. Коровай, А. Г. Бахтин, И. Н. Каракотин, Н. Г. Ганзен, Ю.Т. Шлуинский, Ю. Н. Винокуров, М. А. Лебедев, В. С. Мелкумов, В. Э. Василевский, С. Н. Зайцев, В. С. Подмазо, Н.Б. Лашкин, Ю.В. Проводин, В. С. Ситнов, А. Н. Демченко, С.Н.Тюхтин, В. П. Жижин, М.В. Аралкин, В. Б. Шукайло, Л. А. Куликова, В. С. Захаров, В. М. Раков, В. И. Зубарев, А.Ю. Морозов, В. А. Моруга, В. В. Федотов, В.П. Корнилов, В.П. Лукьянов, В. К. Наумов, Г. В. Блохин, А. Н. Круглов, В. А. Сорокин, Е.А. Самашов, А. В. Минаков, Ю.А. Капцов, А.И. Бажанов, Ю.В. Абросимов, Н.М. Пашкин.

Главный специалист направления Ю.Л. Кузнецов.

Главные конструкторы тем Д. Б. Сороковой, И. Б. Пазюк, В. Н. Дементьев, С. А. Мироненко.

А также все сотрудники подразделений, руководители которых здесь перечислены.

Хочется также выразить огромную благодарность коллективам и руководителям наших предприятий-смежников, внесших выдающийся вклад в создание агрегатов и систем РКН «Ангара»:

КБТМ, руководитель А. Г. Гончар;
КБ «Арматура», руководитель Ю.Л. Арзуманов;
КБТХМ, руководитель М. И. Степанов;
КБ «Мотор», руководитель А. В. Титов;
МОКБ «Марс», руководитель А. С. Сыров;
ОКБ МЭИ, руководитель К. А. Победоносцев;
НПО ИТ, руководитель Г. Г. Райкунов;
НИИФИ, руководитель Е.А. Мокров;
КБ «Точмаш», О. В. Коротков;
ГосНИИП, руководитель Б. Н. Гаврилин.

Ну и конечно нельзя забыть коллективы и руководителей наших головных институтов внесших выдающийся вклад как в создание КРК «Ангара», так и в научно-техническое сопровождение этих работ:

4 ЦНИИ МО, руководитель В. В. Василенко;
ЦНИИМАШ, руководитель Н. А. Анфимов;
ИЦ М.В. Келдыша, руководитель А.С. Коротеев;
НИИХИММАШ, руководитель А. А. Макаров;
Техномаш, руководитель В. В. Булавкин.

ГЛАВА 9. ДВИГАТЕЛИ И СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

9.1. ДВИГАТЕЛЬ УРМ-1 РД-191

НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко

НПО Энергомаш имени академика Валентина Петровича Глушко, известное ранее в открытой печати как ГДЛ-ОКБ (Газодинамическая лаборатория - Опытно-конструкторское бюро)-ведущее российское предприятие по разработке мощных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Жидкостные ракетные двигатели, разработанные в НПО Энергомаш, надежно выводят практически все отечественные космические объекты, начиная с первого искусственного спутника Земли, первого космического корабля с человеком на борту, до орбитальной станции «Мир» и сверхмощной ракеты «Энергия» с космическим кораблем «Буран». В НПО Энергомаш с 1946 года разработано около 60 типов мощных жидкостных ракетных двигателей для первых и вторых ступеней межконтинентальных баллистических ракет и космических ракет-носителей. Накопленный НПО Энергомаш огромный опыт создания жидкостных ракетных двигателей, владение уникальными технологиями обеспечило благоприятную основу для сотрудничества с различными ракетно-космическими организациями и компаниями всего мира.

В настоящее время АО «НПО Энергомаш» является головным предприятием новой интегрированной структуры, объединившей ведущие российские предприятия ракетного двигателестроения. Сегодня в состав новой структуры уже включены ОАО «Протон-ПМ»-изготовитель двигателей РД-276 для РН «Протон-М» и ОАО «КБХА»-разработчик и изготовитель двигателей для верхних ступеней РН «Протон-М», «Союз» и «Ангара».

НПО Энергомаш обладает развитой инфраструктурой, включающей все необходимые компоненты технологического цикла создания ЖРД.

Конструкторское бюро с мощным интеллектуальным и кадровым потенциалом.

Завод, оснащенный современным универсальным и специализированным оборудованием.

Научно-испытательный центр, обладающий уникальной стендовой базой для всех видов испытаний ЖРД в целом и отдельных агрегатов.

Конструкторское бюро осуществляет авторский надзор за изготовлением двигателей и инженерное сопровождение их на серийных заводах и при проведении летных испытаний ракет-носителей. Для этих целей предприятие имеет филиалы в Самаре и Перми.

За прошедшие годы неоднократно менялось название организации и ее адрес, но неизменной оставалась основная тематика работы-жидкостные ракетные двигатели.

Вехи истории НПО Энергомаш

История НПО Энергомаш неразрывно связана с творческой биографией академика В.П. Глушко.

15 мая 1929 г. - организация группы под руководством В. П. Глушко по разработке электрических и жидкостных ракетных двигателей в составе Газодинамической лаборатории (ГДЛ) в Ленинграде.

Сентябрь 1933 г. - продолжение работ в составе Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ) в Москве, созданного на базе ГДЛ и Московской группы изучения реактивного движения (МосГИРД).

1939 - 1940 гг. - работа в группе 4-го Спецотдела НКВД при Тушинском авиамоторостроительном заводе № 82.

1940 - 1944 гг. - работа в ОКБ 4-го Спецотдела НКВД при Казанском заводе № 16.

1944 г. - организация опытно-конструкторского бюро спецдвигателей (ОКБ-СД) в Казани под руководством В. П. Глушко.

В начале 30-х годов под руководством В. П. Глушко был создан первый в мире электрический ракетный двигатель, первый отечественный ЖРД-ОРМ-1, который открыл серию опытных ракетных моторов (ОРМ).

В 30-е годы было создано более 70 ЖРД с индексами ОРМ, в конструкции которых были использованы новые технические и конструкторские решения (химическое и пиротехническое зажигание топлива, центробежные форсунки, реактивное сопло со спирально оребренной стенкой, охлаждаемой компонентами топлива, завесное охлаждение камеры сгорания).

В годы Второй мировой войны были созданы конструкции самолетных ЖРД-ускорителей для боевой авиации: РД-1, РД-1ХЗ с тягой 300 кг, РД-2 с тягой 600 кг, экспериментальный трехкамерный двигатель РД-3 с тягой 900 кг.

Эти двигатели прошли около 400 пусков на самолетах Пе-2Р, Ла-7Р и 120Р, Як-3, Су-6 и Су-7 конструкции В. М. Петлякова, С. А. Лавочкина, А. С. Яковлева. П. О. Сухого. Двигатели РД-1 и РД-1ХЗ прошли государственные испытания, отчеты по которым были утверждены И. В. Сталиным. С 1944 г. двигатель РД-1, а с 1945 г. двигатель РД-1ХЗ были запущены в серийное производство.

В июне 1945 года группа работников ОКБ-СД была направлена в Германию для изучения немецкой трофейной техники. Знакомство с немецким опытом создания ракеты А-4 (Фау-2) и осознание необходимости иметь подобное вооружение в Красной Армии способствовали тому, что в сравнительно короткие сроки было принято правительственное постановление о создании Специального Комитета по реактивной технике. Во исполнение этого постановления организовали ряд предприятий, в том числе и ОКБ-456 по разработке мощных ЖРД.

В конце 1946 года ОКБ-456 обосновалось в Химках на месте бывшего авиационного завода № 84, шеф-пилотом которого был В. П. Чкалов. В начале войны этот завод эвакуировался в Ташкент, где он существует и до сих пор. На оставшихся производственных сооружениях в годы войны организовали ремонтное авиапредприятие (завод № 456) для фронтовой авиации.

За короткий срок были построены корпуса двигательного производства, сооружены стены для огневых испытаний двигателей и их основных узлов.

Было принято решение воспроизвести двигатель немецкой ракеты, а затем двигаться дальше. РД-100, созданный для ракеты Р-1, является воспроизведенной копией немецкого двигателя, изготовленного из отечественных материалов и по отечественной технологии.

Несколько более мощные по тяге РД-101 и РД-103 для ракет Р-2 и Р-5М соответственно созданы путем модернизации РД-100. Введением ряда конструктивных усовершенствований по охлаждению, тепловой защите и упрочнению удалось повысить давление и температуру в камере, увеличив при этом концентрацию горючего. Изменения претерпели многие системы и элементы ЖРД.

Было принято решение о прекращении разработок на базе конструкции немецких двигателей и форсировании работ, которые велись параллельно на экспериментальной камере ЭД-140 (тяга до 7 тонн) с целью определения возможности повышения давления и темпе-

ратуры газов в камере сгорания. Новая камера оказалась длительно работоспособной при температурах до 4400 К газа высокого давления. Открылась возможность использования в двигателях высокоэффективных компонентов топлива. Такая конструкция и технология ее изготовления стали широко применяться на всех последующих разработках НПО Энергомаш и в других опытно-конструкторских бюро нашей страны.

В 1957 году весь мир узнал об успешных полетах в СССР первой межконтинентальной ракеты, которая вскоре вывела на орбиты первые спутники Земли. На первой и второй ступенях РН «Восток», с помощью которой затем был осуществлен запуск первых спутников и первый полет человека в космос, установлены четырехкамерные кислородно-керосиновые двигатели РД-107 и РД-108 с боковыми рулевыми камерами для управления направлением полета ракеты. Многокамерность позволила существенно уменьшить длину двигателя, что привело к уменьшению веса ракеты. Кроме того, это решение позволило упростить технологическую отработку этих камер сгорания, а также снизить габариты производственно-технологического оборудования, необходимого для обеспечения их производства. Принцип многокамерности продолжает широко использоваться во многих новых ЖРД НПО Энергомаш.

Президент США Д. Кеннеди в специальном послании Конгрессу от 25 мая 1961 года «О важнейших задачах страны» писал: «Мы стали свидетелями того, что начало достижениям в космосе было положено Советским Союзом благодаря имеющимся у него мощным ракетным двигателям. Это обеспечило Советскому Союзу ведущую роль...».

Двигатели РД-107 и РД-108 были разработаны в 1954-1957 гг. Они и их модернизированные варианты работали в составе космических ракет-носителей, которые выводили искусственные спутники Земли и Луны, космические аппараты для исследования солнечной системы. Они и сегодня надежно обеспечивают выполнение российской космической программы пилотируемых полетов.

В конце 90-х годов-начале нового столетия проведены работы по модернизации двигателей для РН «Союз» с новой форсуночной головкой. С мая 2001 г. эти двигатели используются для запусков грузового корабля «Прогресс» и с октября 2002 г. - пилотируемых КК «Союз».

Параллельно с этими работами НПО Энергомаш проводило разработки двигателей на долгохранимом топливе для использования в боевых ракетах. В 1952-57 гг. был разработан ЖРД РД-21 А, положивший начало мощным ЖРД на высококипящих компонентах топлива.

В 1958-61 гг. были разработаны двигатели РД-216, РД-218 и РД-219 для первых и второй ступеней боевой ракеты Р-16 и одного из вариантов РН «Космос», работавшие на азотной кислоте и НДМГ. В 1961-65 гг. был разработан шестикамерный двигатель РД-251, состоящий (как и РД-218) из трех двухкамерных блоков. Этот двигатель работал на азотном тетроксиде и НДМГ. В итоге задача создания в короткое время мощных многокамерных двигательных установок на высококипящих компонентах топлива была решена применением блочных схем двигателей с максимальной унификацией их элементов. Двигатели последних разработок этой серии способствовали максимальной готовности боевых ракет на старте, которые в заправленном состоянии могли находиться в течение многих лет.

Дальнейшее увеличение удельного импульса двигателей требовало роста рабочего давления в камере сгорания, что ограничивалось потерями на привод турбонасосного агрегата. Окончательное решение проблемы нашли в новой схеме ЖРД: отработанный в турбине газогенераторный газ дожигается в основной камере сгорания при смешении с недостающим компонентом топлива. Достижение в камере сгорания давления в несколько сотен атмосфер позволило также создать двигатели большой тяги с существенно уменьшенными, по сравнению с прежними, габаритами.

Большим практическим достижением явилось создание в 1961-65 гг. двигателя РД-253 для РН «Протон». Это самый мощный однокамерный ЖРД, работающий на высококипящих компонентах топлива. Впервые в мире столь мощный двигатель был выполнен по схеме

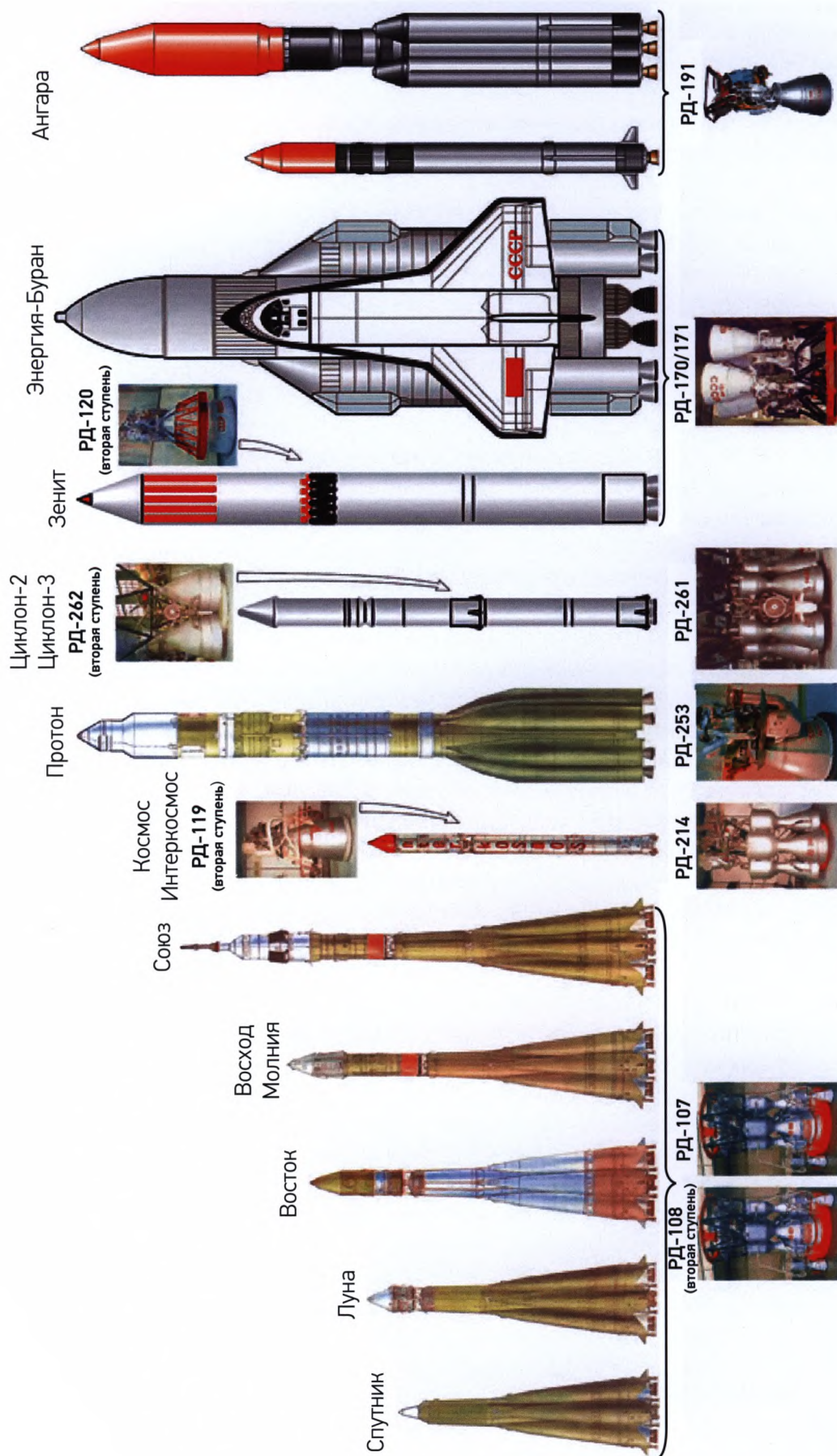


Рис. 9.1.1. Основные советские и российские космические РН, оснащенные двигателями АО "НПО Энергомаш"

с дожиганием окислительного газа, что значительно повысило экономичность двигателя. Давление в камере сгорания составило 150 атм. Шесть ЖРД РД-253 надежно работали в составе первой ступени РН «Протон», обеспечивая успешные полеты космических аппаратов «Луна», «Венера», «Марс» и других, а также орбитальных космических станций «Салют» и «Мир». В конце 1990-х годов проведена модернизация этого двигателя (РД-275) для использования в составе РН «Протон-М», а с 7 июля 2007 г. в РН «Протон-М» используются новые двигатели 16Д16М (РД-275М).

В последующие годы развитие получили двигательные установки с замкнутым циклом на высококипящих компонентах топлива, которые были созданы для боевых ракет. Были разработаны двигатели РД-266 и РД-268 и установлены на современных высокосоввершенных боевых ракетах (в том числе РС-20 или Р-36М2, обозначение НАТО-SS-18 Сатана). Давление в камере сгорания РД-268 составляет 230 атм.

В 1985 году было завершено создание однокамерного двигателя РД-120, предназначенного для второй ступени РН «Зенит», способной выводить на околоземную орбиту полезный груз массой до 12 тонн.

Модификации этого двигателя с укороченным соплом и карданным подвесом, либо с использованием рулевых камер для управления вектором тяги, могут использоваться на первых ступенях при модернизации существующих РН или в новых перспективных РН.

Качественно новым шагом в создании ЖРД для нового поколения РН стала разработка двигателя РД-170 и его модификации РД-171 для первых ступеней ракетно-космического комплекса «Энергия-Буран» и РН «Зенит» соответственно. Самый мощный в мире четырехкамерный ЖРД РД-170 обладает наивысшими характеристиками для двигателей данного класса, работает на экологически чистых компонентах топлива: жидкий кислород и керосин. Двигатель предназначен для многократного использования и аттестован для 10-кратного использования. Один из экземпляров был испытан на огневом стенде до 20 раз. Двигатель характеризуется высокой надежностью функционирования на всех этапах эксплуатации, ремонтно- и контролепригодностью и имеет большой запас по ресурсу (не менее 5). Разработана специальная система диагностирования послеполетного состояния материальной части двигателя. Освоена специальная технология межпусковой обработки двигателя для подготовки двигателя к новому полету или испытанию. Управление вектором тяги двигателя осуществляется благодаря созданию уникального сильфонного узла качания камер, работающего в зоне высокотемпературного газового потока. По совокупности своих энергетических и эксплуатационных характеристик этот двигатель не имеет отечественных и зарубежных аналогов.

Двигатели, которые разрабатываются на базе четырехкамерного ЖРД РД-170, обладают большим количеством привлекательных особенностей и достоинств, поскольку базируются на хорошо проверенных конструкциях узлов и элементов существующего двигателя. Проект двухкамерного двигателя РД-180 стал в январе 1996 года победителем конкурса по разработке и поставке двигателей для модернизированной РН «Атлас III» компании «Локхид Мартин» (США). Разработка РД-180 велась в сотрудничестве с компанией Пратт-Уитни (США), с которой НПО Энергомаш в 1992 году заключило Соглашение о совместном маркетинге и лицензировании двигателей НПО Энергомаш в США, а в 1997 году создало совместное предприятие РД АМРОСС по маркетингу и реализации РД-180. В ноябре 1996 года начаты огневые испытания двигателя РД-180. Первый полет американской РН «Атлас 3А» состоялся 26 мая 2000 года. К концу 2015 г. в США поставлено свыше 70 серийных двигателей РД-180, выполнено 66 полетов РН «Атлас 3» и «Атлас 5» с РД-180 на первой ступени.

В НПО Энергомаш также разработан однокамерный ЖРД РД-191 для семейства новых российских РН «Ангара». Двигатель также основан на конструкции двигателя РД-170. Первое огневое испытание двигателя РД-191 проведено в июле 2001 г., межведомственные испытания двигателя успешно завершены в мае 2011 г. В 2016 году успешно выполнены пуски

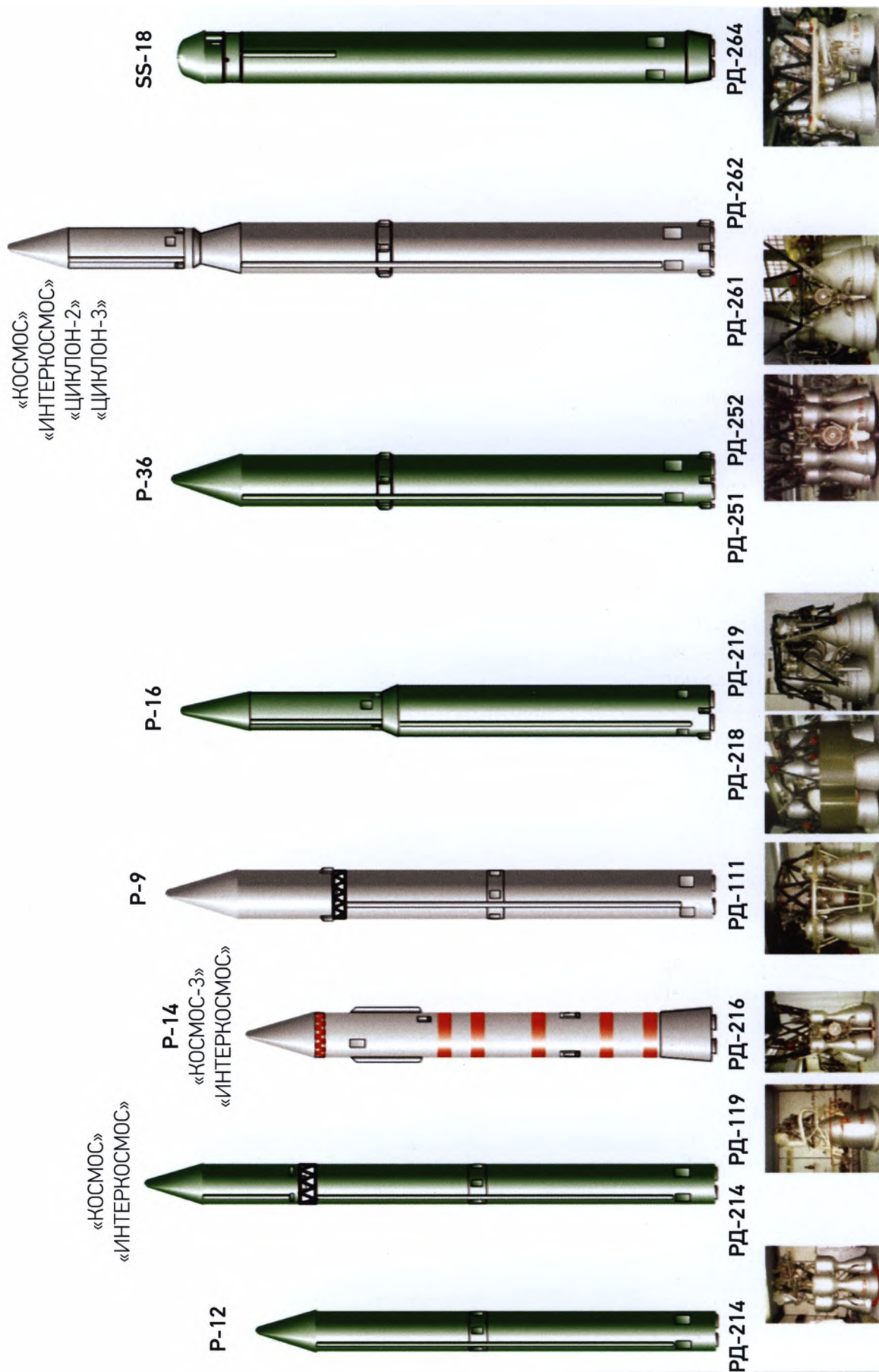


Рис. 9.1.2. Двигатели АО «НПО Энергомаш» для боевых ракет

РН «Ангара-1.2ПП» и «Ангара-А5» с ЖРД РД-191. Продолжается поставка товарных двигателей для проведения лётно-конструкторских испытаний семейства новых РН.

В 2015 году был разработан новый однокамерный ЖРД РД-181 для первой ступени РН «Антарес» (США). Сертификация двигателя успешно завершена в мае 2015 г. До конца 2015 г. в США поставлена первая партия ЖРД РД-181.

Особый интерес среди специалистов аэрокосмической промышленности всего мира вызывают проекты трехкомпонентных двухрежимных ЖРД семейства РД-700. Такие двигатели обеспечивают последовательную работу: сначала на I режиме - на трех компонентах (кислород - керосин - водород) с максимальной тягой, а затем на II режиме - на двух компонентах (кислород - водород) с максимальным удельным импульсом. Предусматривается многократное (до 15 раз) использование двигателя. Двухкамерный двигатель РД-701 был предназначен для авиакосмической системы МАКС, а однокамерный двигатель РД-704 может послужить основой для реализации перспективной концепции одноступенчатой ракеты-носителя с вертикальным взлетом и посадкой.

НПО Энергомаш провело испытания экспериментального трехкомпонентного ЖРД, смесительная головка которого содержит 19 форсунок, разрабатываемых для камеры основного двигателя РД-70Д. Впервые в истории двигателестроения экспериментальными исследованиями была подтверждена возможность сгорания трех компонентов в одном огневом пространстве с высокой эффективностью горения, что доказывает принципиальную возможность создания нового поколения ЖРД.

В последнее десятилетие был проведен большой объем работ по модернизации серийных двигателей РН «Союз», «Протон», «Зенит». Новые модернизированные двигатели с улучшенными характеристиками и большей надежностью позволяют обеспечить вывод на орбиту больших по массе полезных грузов.

Предприятие имеет надежную конструкторскую и технологическую основу для создания мощных двигателей для перспективной российской ракеты-носителя.

Данные по ЖРД РД-191

Работы по созданию ЖРД РД-191 были начаты в НПО Энергомаш под руководством генерального директора и генерального конструктора этой организации, академика РАН Бориса Ивановича Каторгина. В годы наиболее интенсивных работ по созданию РД-191 НПО Энергомаш руководил Владимиром Львовичем Солнцевым.

Двигатель РД-191 разработан по Техническому заданию «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» № 2115-Анг-ТЗ 315/98.

Двигатель РД-191 представляет собой однокамерный маршевый ЖРД с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполненный по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа, используемого для привода турбины основного ТНА. Двигатель использует жидкий кислород в качестве окислителя и керосин РГ-1 в качестве горючего.

Основной ТНА системы подачи компонентов топлива выполнен по одновальной схеме и состоит из осевой турбины, рабочее тело которой вырабатывается газогенератором, одноступенчатого шнекоцентробежного насоса окислителя, двухступенчатого шнекоцентробежного насоса горючего.



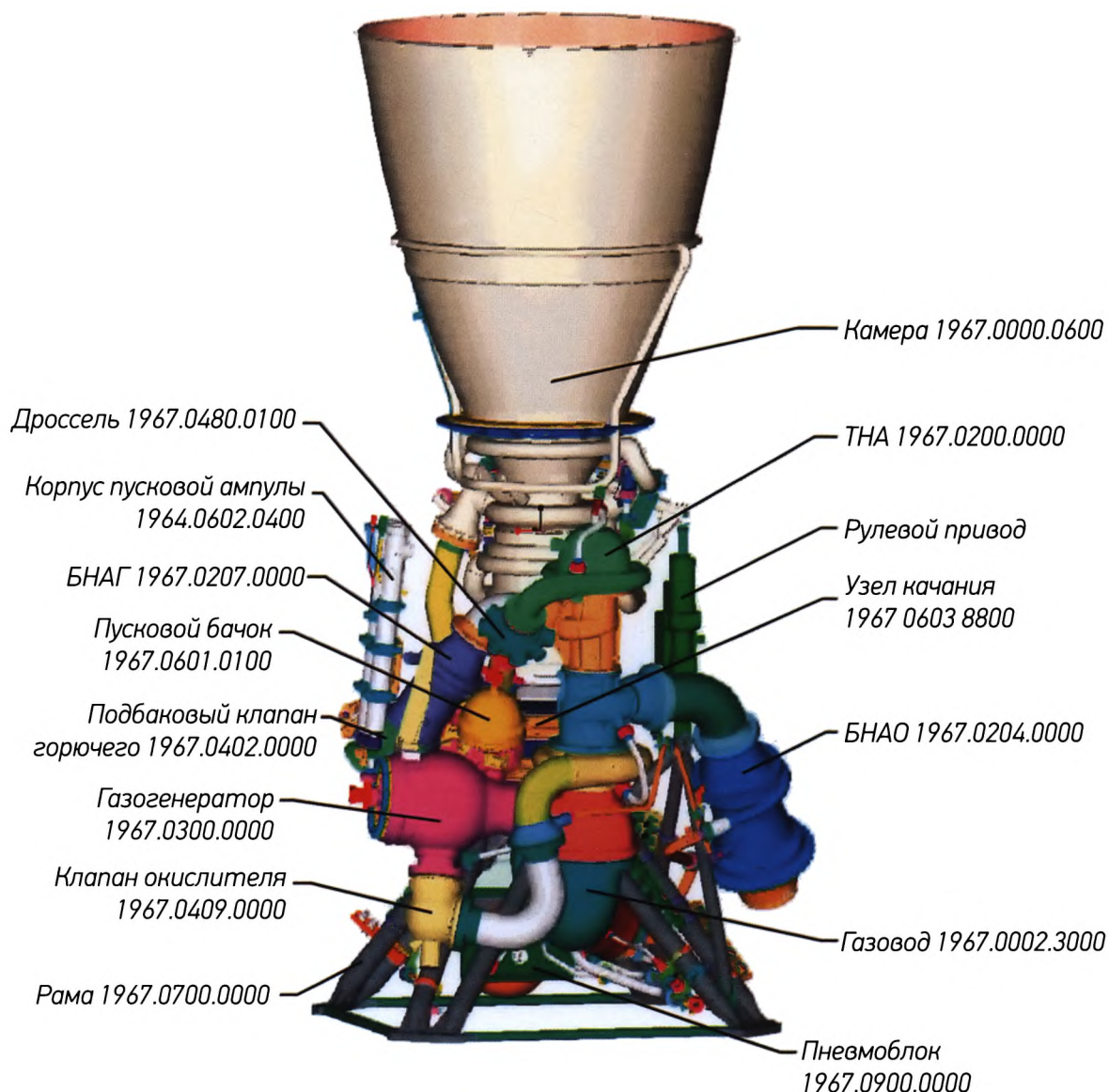


Рис. 9.1.3. Общий вид двигателя

Для повышения давления компонентов топлива перед входом в основной ТНА в системе подачи используются бустерные насосные агрегаты (БНА). Привод БНА окислителя осуществляется генераторным газом, отбираемым с выхода турбины основного ТНА, а привод БНА горючего – основным горючим, отбираемым с выхода первой ступени насоса.

Регулирование двигателя по тяге и соотношению компонентов топлива осуществляется с помощью регулятора расхода, установленного в линии подачи горючего в газогенератор (регулятор тяги), и дросселя горючего, установленного в линии подачи горючего в камеру (дроссель соотношения компонентов).

Управление регулятором тяги и дросселем соотношения компонентов осуществляется с помощью шаговых электрогидроприводов, команды на которые поступают от системы управления.

Питание приводов автоматики рабочей жидкостью осуществляется через блок гидравлического питания автоматики (БГПА). В качестве рабочей жидкости используется:

- керосин, поступающий из пускового бачка (запуск);
- керосин, отбираемый на выходе из 1-й ступени насоса горючего (работа на режиме);
- масло от наземного источника (при проведении проверок).



**Чванов Владимир
Константинович**

Заместитель генерального директора, главный конструктор ОАО «НПО Энергомаш им. академика В. П. Глушко», донтор технических наук, профессор, награжден орденом «Знак Почета» и шестью медалями, лауреат Государственной премии, заслуженный деятель науки и техники, академик Российской академии космонавтики, награжден ведомственными наградами Роскосмоса и медалями Федерации космонавтики

В. К. Чванов внес решающий вклад в создание двигателя РД-191 НРН «Ангара»

Консервационный клапан, входящий в БГПА, обеспечивает герметизацию системы приводов неработающего двигателя.

Управление вектором тяги двигателя по каналам «тангаж» и «рысканье» осуществляется по командам СУ качанием камеры в пределах углового конуса с углом полураствора 80° . Управление по каналу «крен» осуществляется с помощью специальных сопел (не входят в состав двигателя), питаемых окислительным газом, отбираемым с выхода турбины основного ТНА.

В составе двигателя на входе в магистраль горючего имеется разделительный клапан, отсекающий бак горючего от двигателя при стоянке РН и обеспечивающий возможность вакуумирования полостей двигателя перед заполнением горючим.

На двигателе используются пневмоуправляемые клапаны. Подача управляющего давления к указанным клапанам осуществляется с помощью электропневмоклапанов (ЭПК), установленных в пневмоблоке двигателя. Пневмоблок обеспечивает также включение продувок двигателя как от наземных систем (азот) по линиям ПА и ПАВ, так и от баллона двигателя (гелий).

Для воспламенения компонентов топлива в камере и газогенераторе используется пусковое горючее, размещаемое в специальных ампулах, установленных в соответствующих магистралях двигателя. Пусковое горючее вытесняется из ампул основным горючим, поступающим из пускового бачка, наддуваемого в процессе запуска двигателя гелием из пневмоблока. Горючее, поступающее из пускового бачка, обеспечивает запуск двигателя до уровня, на котором поддержание режима обеспечивается основным ТНА.

В процессе работы двигателя осуществляется подогрев гелия, поступающего из емкостей РН для наддува баков РН. Для подогрева используется агрегат наддува, установленный в магистрали питания турбины БНА окислителя.

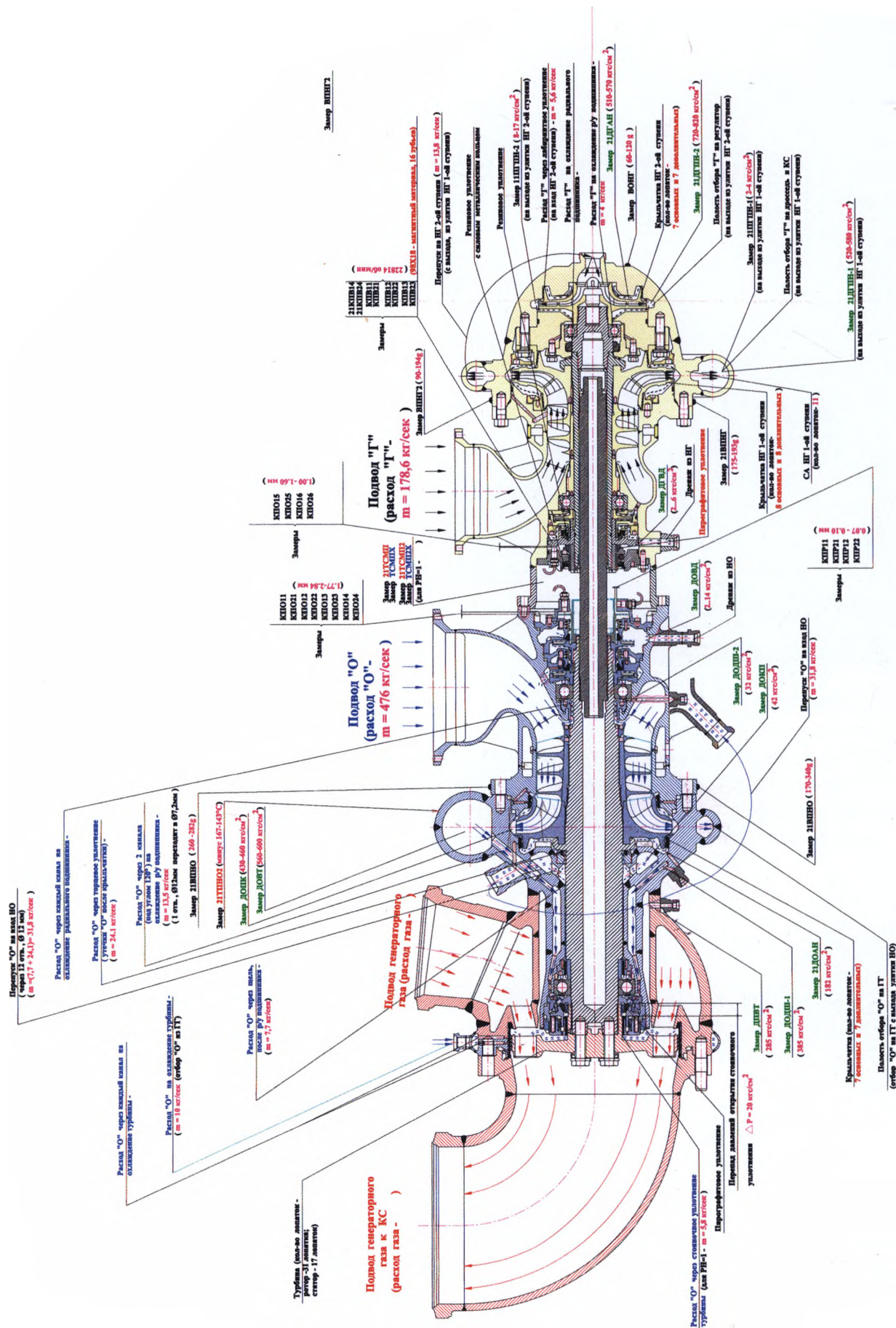


Рис. 9.1.4. ТНА двигателя РД-191

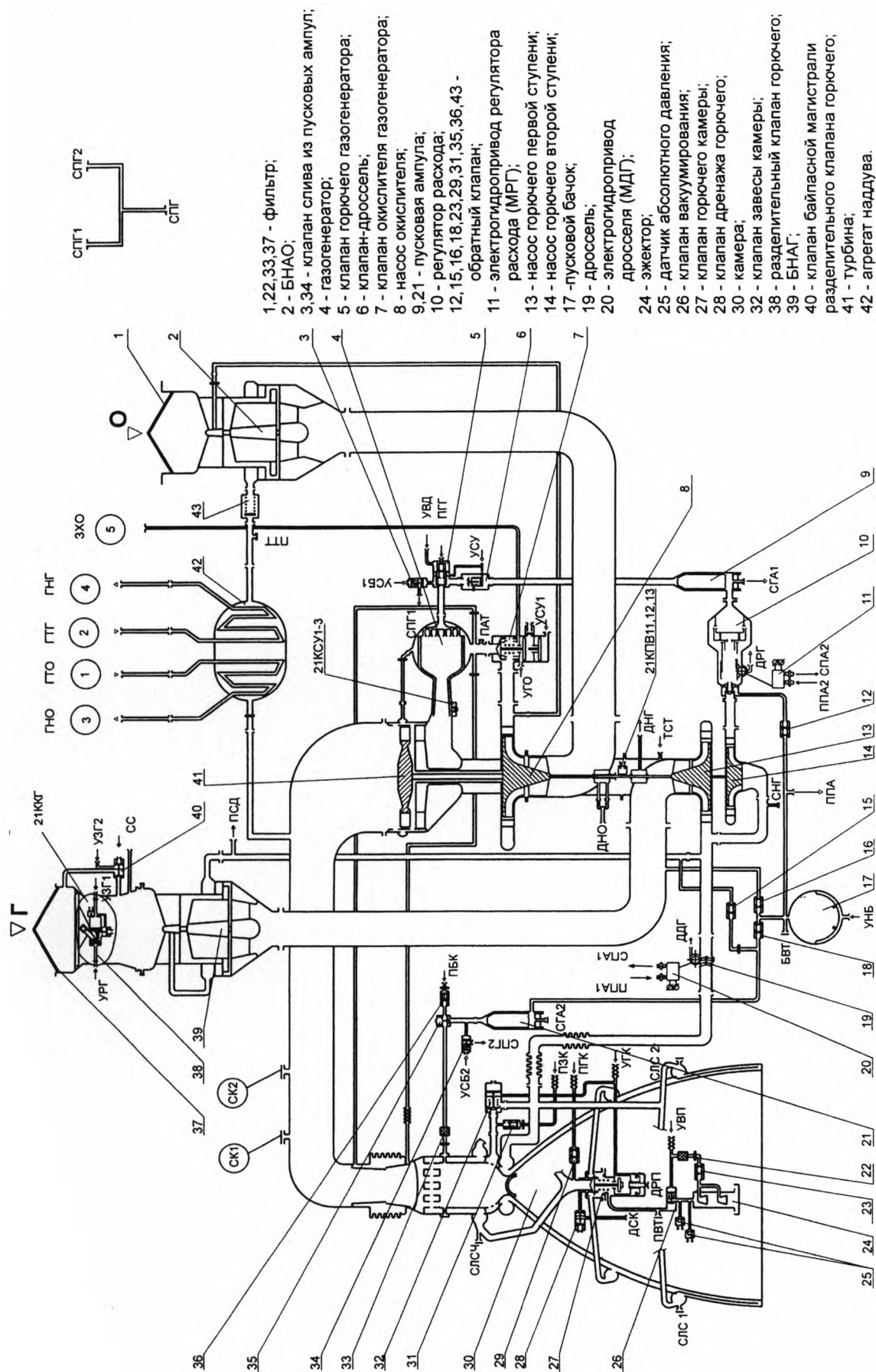


Рис. 9.1.5. Принципиальная пневмогидравлическая схема двигателя РД-191

Табл. 9.1.1.

Основные характеристики	Значение параметра
Тяга, тс: - на земле	196
- в пустоте	212,6
Удельный импульс, (кгс • с)/кг: - на земле	311,0
- в пустоте	337,5
Компоненты топлива	O ₂ +РГ-1
Номинальное соотношение компонентов топлива	2,75
Диапазон регулирования от номинального значения параметра, %	
- по тяге	30...105
- по соотношению компонентов	±7
Масса в состоянии поставки, кг	2290
Давление в камерах, кгс/см ²	263
Температура газа на входе в турбину, °C	582

Особенности конструкции

В конструкции двигателя использованы конструкторские и технологические решения, разработанные при создании двигателя РД-170 (171).

- Принципиальная схема, направленная на обеспечение возможности многократных испытаний двигателя и проведения КТИ без последующей переборки перед поставкой.
- Стойкие к возгоранию материалы и покрытия трактов жидкого кислорода и окислительного генераторного газа.
- Технология нанесения защитных покрытий.
- Узел качания камеры по линии окислительного газа (использован без изменений).
- Конструкция камеры (использована без изменений).
- Конструкция основных топливных клапанов.
- Алгоритм управления двигателем, обеспечивающий высокую точность регулирования тяги и соотношения компонентов при изменении режима работы от 100 до 30% $P_{ном}$.

Огневые испытания двигателя РД-191 начаты в июле 2001 года.

В процессе огневых испытаний были решены следующие ключевые задачи.

- Исключение деформации корпуса ТНА, приводящей к повышенному износу уплотнений по буртам крыльчатки и бандажу турбины.
- Оптимизирована конструкция «стояночного» уплотнения между насосом окислителя и турбиной ТНА.
- Обеспечение устойчивой работы двигателя на пониженных режимах (30% $P_{ном}$).
- Обеспечение требуемого запаса по усталостной прочности отдельных трубопроводов.
- Разработана стендовая система САЗ, позволившая своевременно производить аварийные выключения двигателя без повреждения материальной части.

Кроме того, была успешно проведена сертификация камеры сгорания двигателя РД-191, поставленной на производство на Воронежском механическом заводе. Это было сделано с целью ликвидации монополизма и возможных ценовых спекуляций единственного изготовителя камер сгораний этого типа ОАО «Металл ист-Самара», принадлежащего частному лицу.



Сеченов Вадим Ильич

Заместитель главного
конструктора

Разработка ЖРД РД-191 для семейства РН «Ангара»

Создание двигателя РД-180, проведенное в сжатые сроки, позволило НПО Энергомаш вернуть разработку для РН «Ангара» однокамерного ЖРД РД-191 на компонентах кислород + керосин с тягой на номинальном режиме: на земле -196 тс, в пустоте- 212,6 тс.

Реальная разработка двигателя РД-191 началась в конце 1998 г. Двигатель с дожиганием окислительного газа предназначен для семейства отечественных РН «Ангара». Этот однокамерный кислородно-керосиновый двигатель, создаваемый также на основе опыта конструирования узлов и элементов двигателей РД-170/171, является маршевым двигателем для унифицированного ракетного модуля первой ступени.

Двигатель заимствует от прототипов камеру и ряд агрегатов автоматики. Остальные агрегаты и технические решения уникальны для РД-191. Он отличается способностью глубокого дросселирования (до 27% от номинальной тяги), уникальной для маршевых двигателей первой ступени. В составе двигателя имеется теплообменник, обеспечивающий подогрев гелия, поступающего на наддув бака окислителя и горючего ракеты.

Трехмерная модель двигателя РД-191, созданная в системе Pro/ENGINEER, позволила значительную часть компоновочных операций выполнить до начала макетирования. Использование трехмерного моделирования позволило уменьшить сроки разработки и выявить ошибки конструкции на ранней стадии проектирования.

В течение 1999 г. была выпущена конструкторская документация, в 2000 г. начата автономная отработка агрегатов двигателя РД-191, завершена подготовка производства. В мае 2001 г. собран первый доводочный двигатель РД-191. Первое огневое испытание двигателя РД-191 проведено в июле 2001 г.

Результаты уже первых огневых испытаний подтвердили основные параметры двигателя, заложенные в ТЗ.

Отработка двигателя производилась по «Программе экспериментальной отработки», которая предусматривает ее завершение на 10 экземплярах двигателя. Программа отработки двигателя РД-191 составлена с учетом опыта, полученного при отработке двигателя РД-180 как по числу планируемых двигателей для отработки и сертификации, так и по программам испытаний и алгоритму отработки. Основной принцип программы-малое количество двигателей и большая наработка на каждом экземпляре с максимальным количеством измерений.

30 июля 2009 г. в НИЦ РКП было успешно проведено первое огневое испытание универсального ракетного модуля УРМ-1 с ЖРД РД-191 в рамках программы создания РН «Ангара».

Двигатель отработал в соответствии с циклограммой около 233 с, выйдя на режим 100% номинальной тяги (196 тс), а затем был дросселирован до 37,6% (73,7 тс). Затем осенью 2009 г. были успешно проведены еще два огневых испытания этого же двигателя в составе УРМ-1 в НИЦ РКП в «Пересвете» с дросселированием до 27% номинальной тяги. Нарботка на этих трех испытаниях составила 758,1 с.

25 августа 2009 г. состоялся пуск первой южнокорейской РН КСЛВ-1. В составе первой ступени российского производства этой РН успешно отработал двигатель РД-151 - аналог ЖРД РД-191 разработки и производства НПО Энергомаш. В 2010 г. и 2013 г. были выполнены второй и третий пуск этой РН. Замечаний к работе двигателей первой ступени разработки



Фатеев Игорь Юрьевич

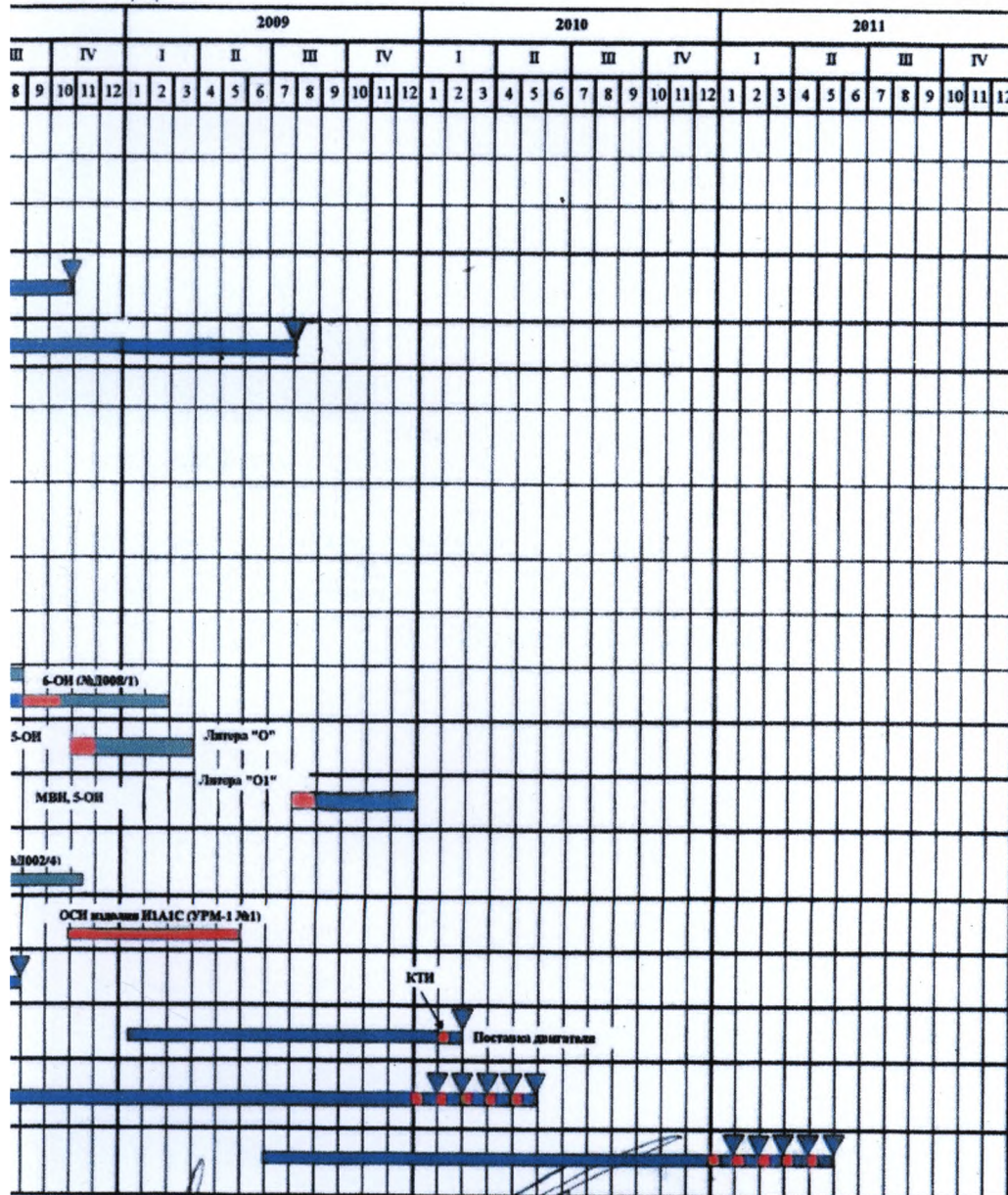
Первый заместитель главного конструктора, директор программы создания РД-191

Глава 9. Двигатели и система управления

Утверждаю
Генеральный директор
ГКНПЦ им. М. В. Хруничева
В.Е. Нестеров
"26" 06 2007 г.

Согласовано
Начальник 1653 ВП МО
В.З. Воронкович
"26" 06 2007 г.

Двигателя РД191



Условные обозначения:

	- изготовление и сборка двигателя
	- огневые испытания
	- КТИ и поставка двигателя
	- дефектация двигателя и выпуск отчета

Ю.О. Бахвалов
В.П. Молочев

В.Н. Сычев
Г.Б. Клейменов

и производства НПО Энергомаш в этих пусках не было. Нарботка в трех пусках на РН КСЛВ-1 составила 607,6 с.

Из-за проблем с финансированием работ, существенно замедлившим ход разработки и окончательной сертификации двигателя, только 17 мая 2011 г. был подписан акт Межведомственной комиссии об успешном завершении разработки ЖРД РД-191 для семейства РН «Ангара», открывающий путь к серийному производству двигателя. И только еще через три года – 9 июля 2016 г. был выполнен первый пуск РН «Ангара-1.2ПП» с РД-191, а 23 декабря 2014 г. выполнен первый пуск РН «Ангара-А5» с пятью РД-191. Двигатели РД-191 в этих первых двух полетах наработали 1616,5 с.

Испытания в составе ступени, работа двигателя при пусках РН КСЛВ-1 и РН «Ангара» стали подтверждением конструкторских возможностей КБ, сохранности традиций школы Глушко, технологических и производственных возможностей предприятия, способности на собственной испытательной базе проводить уникальные испытания двигателей в процессе их разработки, доводки и сертификации.

В настоящее время перед предприятием стоит задача обеспечить проведение летно-конструкторских испытаний РН семейства «Ангара» двигателями РД-191. Программа этих испытаний будет выполняться до 2020 г.

По состоянию на август 2015 г. по программе двигателя РД-191 проведено 168 огневых испытаний с наработкой 38127 с. Максимальная наработка на одном двигателе составила 3635 с.

Динамика отработки двигателя представлена на графике (рис. 9.1.6).



**Сафонов Анатолий
Васильевич**

Заместитель главного
конструктора



Рис. 9.1.6. График динамики наработки двигателя РД-191

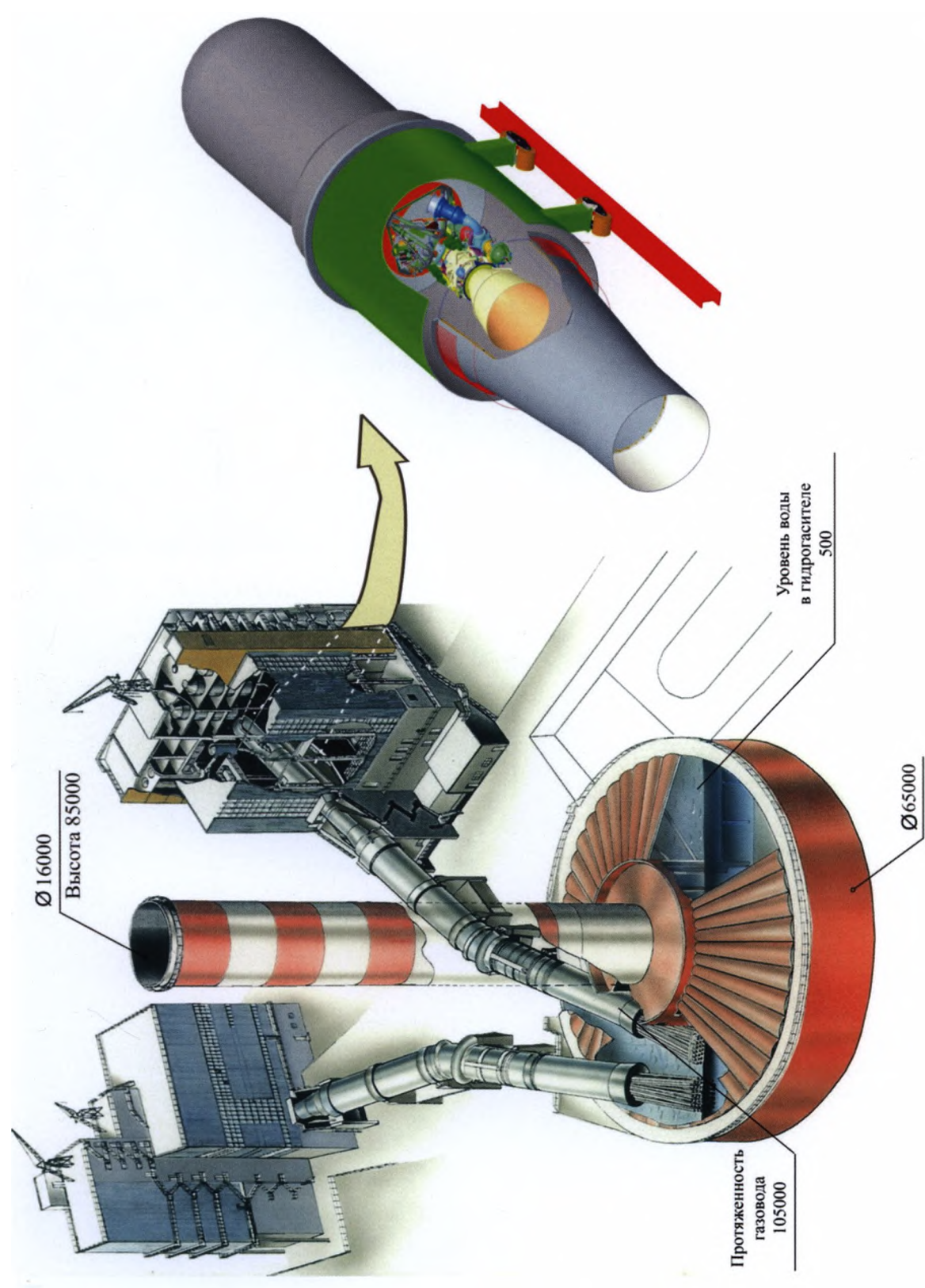


Рис. 9.1.7. Расположение двигателя на огневом стенде «ОАО НПО Энергомаш»:

Этапы создания РД-191

1998 г.	Начало работ
1999 г.	Разработка КД
2000 г.	Автономная отработка агрегатов
2000 г.	Завершение подготовки производства
май 2001 г.	Сборка первого двигателя
июль 2001 г.	Первое огневое испытание
ноябрь 2008 г. - май 2009 г.	Завершение ЗДИ
2009 г.	ОСИ в составе УРМ-1
2009 г., 2010 г., 2013 г.	ЛИ в составе КСЛВ
февраль-май 2011 г.	Завершение МВИ
июнь 2011 г.	Начало товарной поставки двигателей для ЛИ РН «Ангара»

Летные испытания в составе:

09.07.2014 г. РН «Ангара-1.2ПП»
23.12.2014 г. РН «Ангара-А5»

Сотрудники НПО ЭМ, внесшие наибольший вклад в разработку двигателя:

Чванов В. К.; Фатуев И. Ю.; Семенов В. И.	- Общее руководство разработкой
Тюрин А. А.; Гусев С. В.; Малинин А. В.; Крутиков А. В.; Гавриленко Э. П.	- Принципиальная схема и компоновка
Семина Е. Н.; Григоренко Д. И.	- Система регулирования
Кашкаров А. М.; Ромасенко Е. Н.; Хапланов К. П.; Кухарев В. Н.	- Агрегаты подачи
Васин А. А.; Федоров В. В.; Иванов Н.Г.; Кашапов М.А.	- Доводка камеры
Аджян А. П.; Каменский С. Д.	- Газогенератор
Громыко Б. М.; Хренов И. И.; Бабкин В. П.; Теленков А.	- Агрегаты автоматики
Полушин В.Г.	- Узлы поворота камеры
Скибин С. А.; Кошелев И.М., Старков В. А.; Колбасенков А. И.; Васильев В. В.	- Расчетное обеспечение
Давыдов И. Б.	- САЗ
Евграфов В.М.; Зубин Е.А.; Иванов Ю.Ю.	- Обеспечение и анализ огневых испытаний
Головченко С. С.; Вороновский В. Г.; Мовчан Ю.В.	- Организация производства
Худяков В. Н.; Ушков Н. П.; Черных В. И.; Габриель О.Д.	- Организация испытаний

9.2. ДВИГАТЕЛЬ УРМ-2 РД-0124

Открытое акционерное общество «Конструкторское бюро химавтоматики» (ОАО КБХА)

«Конструкторское бюро химавтоматики» - один из мировых лидеров по созданию жидкостных ракетных двигателей для космических ракет-носителей и межконтинентальных баллистических ракет (МБР). Наряду с НПО Энергомаш КБХА с советских времен до настоящего времени обеспечивает создание ЖРД для подавляющего большинства отечественных ракет различного назначения.

КБХА представляет собой современное научно-производственное объединение, численностью 3300 человек, включающее взаимосвязанные комплексы.

Научно-технический комплекс (конструкторские и расчетные отделы) ~ 450 человек.

Завод ракетных двигателей (полный цикл производства ЖРД) - 1300 человек.

Испытательный комплекс (включающий пять стендов для огневых испытаний двигателей и стенды для всех видов холодных испытаний) ~ 900 человек.

На предприятии осуществляется замкнутый цикл создания ЖРД и другой продукции:

- проектирование;
- изготовление;
- отработка и испытания ракетных двигателей;
- поставка серийной продукции.

КБХА расположено на территории 226 гектаров: промышленная зона-172 гектара; производственные площади - 172 тысяч м².

Объем товарной продукции, определенный планом 2015 г. составляет 6 млрд руб. Из них примерно половина НИОКР в рамках ФКП и ФЦК, а половина - производство и испытания ЖРД и их агрегатов. Запланированная прибыль-250 млн руб.

Предприятие с начала 2000-х годов ведет работы по реконструкции и техпереворужению за бюджетные и собственные средства, приобретая новейшие технологии (5-координатная механическая и электро-эрозионная обработка с ЧПУ, гранульная металлургия, ротационная вытяжка, селективное лазерное спекание).

Начиная с 1950-х годов в КБХА разработано 65 типов ЖРД, которые обеспечили.

Вывод в космос ракет-носителей «Луна», «Восток» (в том числе с Юрием Гагариным), «Восход», «Молния», «Союз», «Протон», «Энергия-Буран».

Создание ракет стратегического назначения для РВСН и ВМФ Р-9, УР-200, РС-18 «Стилет», РС-20 («Сатана» и «Воевода»), РСМ-56 «Синева», многие из которых стоят на вооружении и сегодня, обеспечивая ракетно-ядерный паритет с США.

На предприятиях страны за эти годы изготовлено более 26 тысяч двигателей разработки КБХА.

Двигатели КБХА не уступают лучшим зарубежным аналогам, а в ряде случаев превосходят их.

Предприятие награждено орденами Ленина (1969 г.) и Октябрьской Революции (1976 г.). 33 работника предприятия - Лауреаты Ленинской, Государственной и Премии Правительства.

Более 70 человек - доктора и кандидаты наук. Руководители предприятия - С. А. Косберг (1961-1965 гг.), А. Д. Конопатов (1965-1993 гг.), В. С. Рачук (1993-2015 гг.).

В сложных условиях реформ и резкого падения бюджетного финансирования в 1990-е годы, предприятие не только сохранило имевшийся научно-технический потенциал, но и обеспечило его развитие, позволившее проводить разработку в рамках Федеральной космической программы новых высокоэффективных ракетных двигателей, в ряде случаев превышающих мировой уровень.

Кислородно-керосинового ЖРД 14Д23 для ракеты-носителя «Союз-2.1б», увеличившего полезную нагрузку на орбите на 900 кг и являющегося первым ЖРД, созданным в постсоветской России для отечественной РН (проведено 22 успешных полета РН «Союз-2.1 б»);

Кислородно-керосинового ЖРД РД-0124А для РН «Ангара» (проведено два успешных полета);

Кислородно-керосинового ЖРД 14Д24 для РН «Союз-2.1 в» (проведен один успешный полет, готовятся два следующих);

Кислородно-водородного ЖРД РД-0146 для тяжелого разгонного блока семейства РН «Ангара», разработанного впервые в отечественной практике по высоконадежной безгенераторной схеме;

Ведутся проектные работы и огневые испытания кислородно-метановых ЖРД (более дешевых и экономичных, чем керосиновые двигатели) для перспективных ракет-носителей, в том числе для многоразовой ракетно-космической системы.

Успешно продолжаются работы по продлению сроков эксплуатации с 11 до 30 и более лет двигателей разработки КБХА межконтинентальных баллистических ракет РВСН и ВМФ: УР-100НУ, Р-36М УТТХ, Р-36М2, Р-29РМ («Стилет», «Сатана», «Воевода»), Обеспечена модификация ЖРД для межконтинентальной баллистической ракеты подводных лодок Р-29РМУ2 «Синева», принятой на вооружение в 2007 году.

Ведутся также разработки:

Высокочастотных ионных электроракетных двигателей для вывода на геостационарную орбиту тяжелых космических аппаратов;

Мощного электроионизационного лазера;

Высокоэффективных водородных парогенераторов для повышения экономичности электростанций;

Завершена совместно с итальянской фирмой Avio разработка кислороднометанового двигателя, который рассматривается для применения на верхней ступени европейской РН Vega.

На предприятии развернуты работы по перспективной водородной энергетике, для чего за внебюджетные средства создано производство жидкого водорода (на сегодня единственное действующее в РФ), модернизирован стенд для огневых испытаний.

Основными заказчиками КБХА являются:

ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева» (г. Москва);

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» (г. Самара);

ОАО «Государственный ракетный центр «КБ им. академика В.П. Макеева» (г. Миасс, Челябинская обл.);

ОАО ВПК «НПО Машиностроения» (г. Реутов, Московская обл.);

ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева» (г. Королёв, Московская обл.).

Кроме того, КБХА сотрудничает с известными зарубежными аэрокосмическими компаниями «АэроджетРокетдайн» (США), EADS (Германия), Avio (Италия).

Акции ОАО КБХА, 100% которых находится в федеральной собственности, в конце 2014 года распределены следующим образом:

54,84%-в ГКНПЦ им. М. В. Хруничева;

28,31 %-в Объединенной ракетно-космической корпорации;

16,85%-в Росимуществе.

Рачун Владимир Сергеевич

С 1993 по 2015 г. генеральный директор
генеральный конструктор ОАО
доктор технических наук, профессор,
награжден орденами «За заслуги перед
Отечеством» III и IV степеней, медалью
«За доблестный труд», медалью «300 лет
Российскому флоту», лауреат Государ-
ственной премии и двух премий прави-
тельства, заслуженный конструктор
РФ, академик Российской и международной
академии космонавтики, Российской
инженерной академии, Российской академии
естественных наук, почетный гражда-
нин Воронежа, почетный гражданин Воро-
нежской области. Награжден ведомствен-
ными наградами Роскосмоса и медалями
Федерации космонавтики
**В. С. Рачун внес решающий вклад в созда-
ние двигателя РД-0124А НРН «Ангара»**



На всех этапах создания двигателя РД-0124А в КБХА работа шла под руководством В. С. Рачука. Владимир Сергеевич относится к немногочисленной категории выдающихся Генеральных конструкторов. Он вошел в историю космонавтики как Главный конструктор и создатель маршевого кислородно-водородного двигателя РД-0120 второй ступени легендарной РН «Энергия».

До этого в 1960-х годах он принимал непосредственное участие в создании единственного ядерного ракетного двигателя, который был сделан и успешно испытан на Семипалатинском полигоне. С 1993 года после избрания В. С. Рачука Генеральным директором КБХА подавляющим большинством голосов на собрании трудового коллектива, он в течение 22 лет руководил КБХА. За это время был осуществлен целый ряд уникальных разработок, каждая из которых стала бы гордостью любого двигательного КБ.

Создание на базе РД-0120 экспериментального варианта трехкомпонентного двигателя и проведения успешных огневых испытаний на нем.

Переделка двигателя ЗД37, разработанного на компонентах АТ+НДМГ, на экологически чистые компоненты «керосин-кислород» с подтверждением огневыми испытаниями.

Разработка и испытание новейшей камеры сгорания с тарельчатым соплом.

Создание нового кислородно-водородного двигателя по безгенераторной схеме РД-01 Д6 для РБ КВТК КРК «Ангара».

Проектирование кислородно-метанового двигателя РД-0162 для перспективных много-разовых ракетно-космических систем.

Создание кислородно-керосинового двигателя РД-0110Р для РН легкого класса «Союз-2.1 в».

Разработка гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя, испытанного в полете при скорости больше звуковой в 6,5 раз.

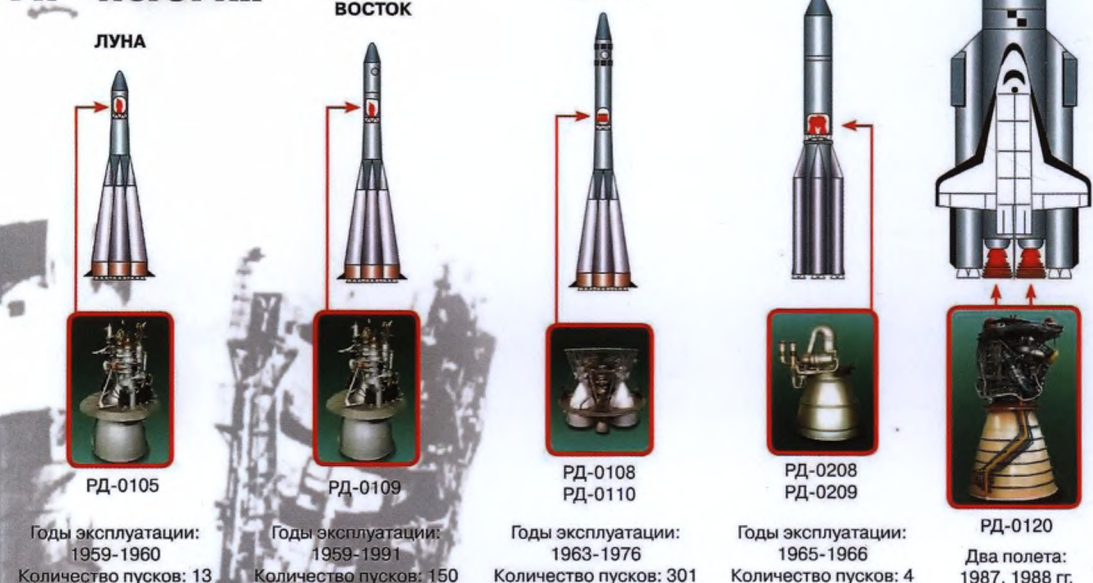
Создание мощного электроионизационного лазера.

ЖРД КБХА, УСТАНОВЛЕННЫЕ НА КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТАХ-НОСИТЕЛЯХ

КБХА — один из лидеров мирового ракетного двигателестроения. С 1954 года разработано 65 ЖРД для ракет-носителей различного назначения, 32 из которых доведены до серийного производства.

Около 4000 экземпляров ЖРД разработки КБХА вывели на орбиты космические аппараты различного назначения.

РН — ИСТОРИЯ



РН, НАХОДЯЩИЕСЯ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

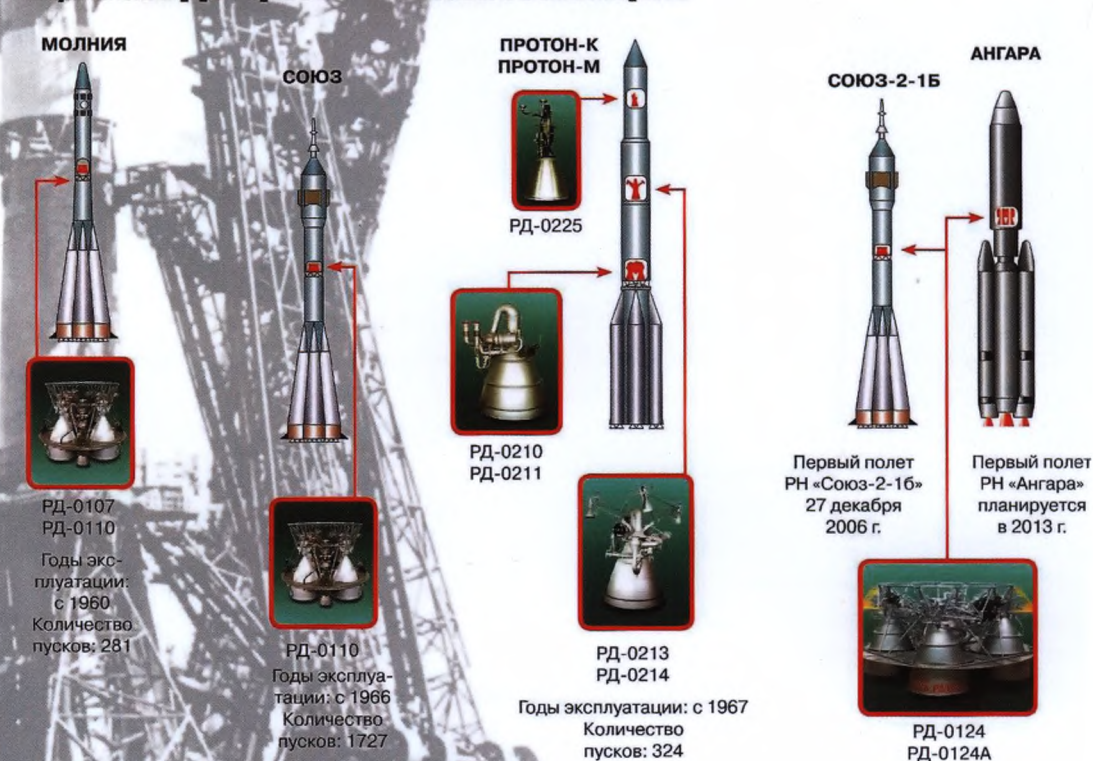


Рис. 9.2.1.

ЖРД КБХА, УСТАНОВЛЕННЫЕ НА СТРАТЕГИЧЕСКИХ РАКЕТАХ РВСН И ВМФ И КОНВЕРСИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ РН

Общее количество двигателей, установленных на ракетах — 12290,
в т.ч. обеспечивших пуски ракет — 1485

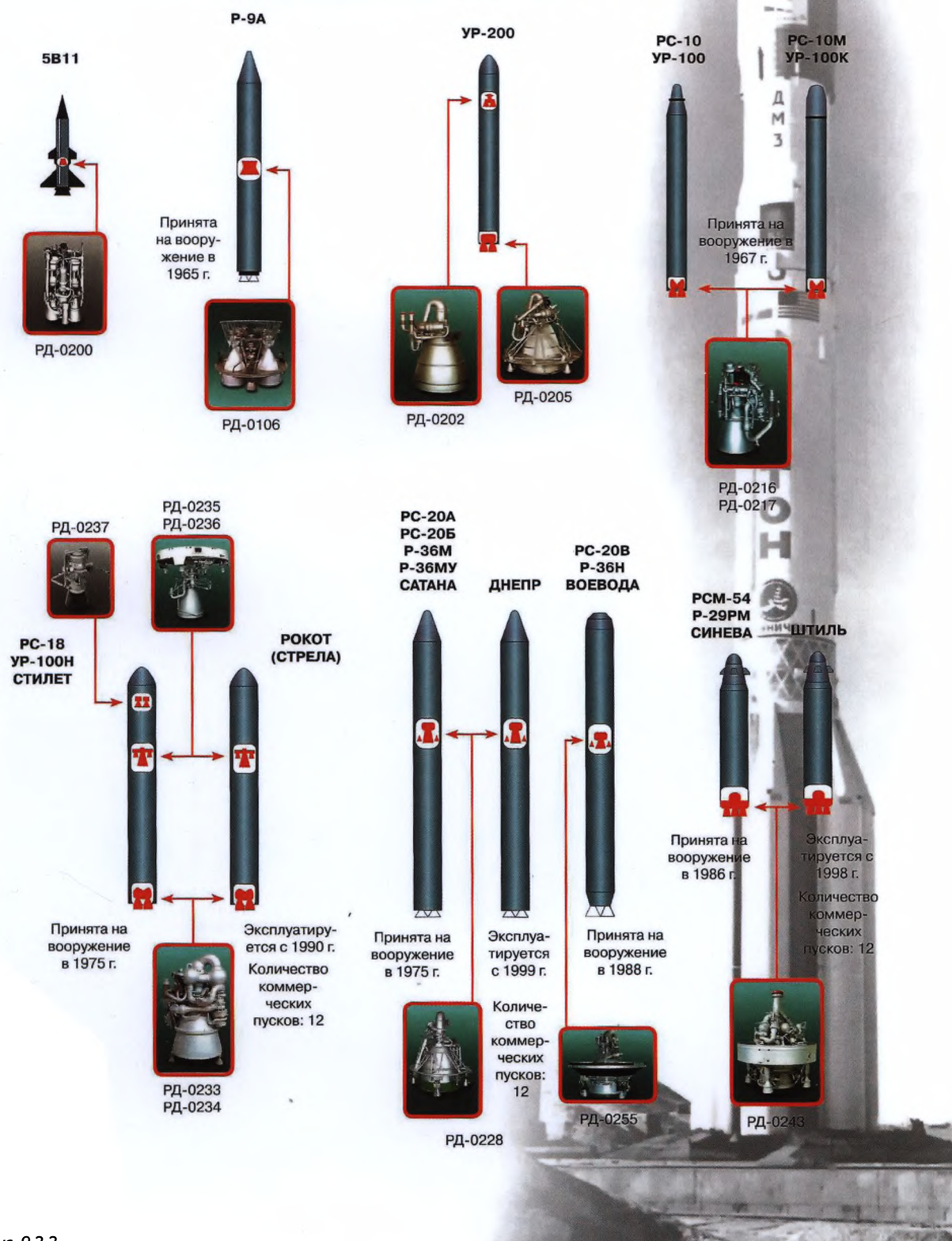


Рис. 9.2.2.

Двигатель РД-0124А

С 1993 года в КБХА велась разработка четырехкамерного кислородно-керосинового ЖРД 14Д23 для третьей ступени ракеты-носителя «Союз-2». Двигатель разрабатывается взамен РД-0110 и имеет практически одинаковые габаритно-стыковочные размеры и массовые характеристики, но благодаря применению схемы с дожиганием окислительного генераторного газа новый двигатель экономичнее своего предшественника и отличается более высокими параметрами.

Двигатель обеспечивает надежную работу за счет относительно низкой температуры генераторного газа. Имеет предельно достижимые энергетические характеристики для двигателей подобного класса. Для РН двигатель обеспечивает наддув баков «О» и «Г» гелием, подогретым в теплообменниках, и управление РН в полете по каналам тангажа, рысканья и крена за счет отклонения камер.

В 1997 году КБХА проработало и определило возможность использования двигателя РД-0124А аналога 14Д23 для второй и третьей ступени космического ракетного комплекса «Ангара».

Был разработан и утвержден 27.04.2007 г. «График создания жидкостного ракетного двигателя РД-0124А».



Рис. 9.2.3. Двигатель РД-0124

Описание ПГС

В состав ПГС входят следующие агрегаты и системы:

- четыре камеры;
- система подачи компонентов топлива;
- газогенератор;
- система регулирования;
- система запуска и останова;
- система пневмоуправления и продувки полостей двигателя;
- система наддува баков окислителя и горючего;
- система герметизации дренажей двигателя и теплозащиты.

Камеры КС1...КС4 (далее КС) предназначены для преобразования химической энергии топлива в кинетическую энергию газовой струи. КС создают и передают тягу на элементы РН.

КС охлаждаются горючим, которое подается в их тракт охлаждения, а также на кольца завесы.

В критических сечениях КС установлены заглушки ЗГ1...ЗГД, вылетающие от давления продувки КС на запуске.

Система подачи компонентов топлива включает турбонасосный агрегат ТНА, бустерные турбонасосные агрегаты окислителя БТНАО и горючего БТНАГ.

ТНА предназначен для подачи компонентов топлива в газогенератор ГГ и КС с необходимыми значениями давления и расхода. Он состоит из турбины, одноступенчатого насоса «О» и двухступенчатого насоса «Г». Насос «О» подает кислород в ГГ, на гидротурбину БТНАО, к сильфонам на газоведах КС для их охлаждения, а также дополнительный кислород к автомату осевой разгрузки самого насоса «О». Насос «Г» подает горючее после первой ступени в КС, на турбину БТНАГ и на запальники КС для их охлаждения, после второй ступени - в ГГ.

БТНА повышают давление компонентов топлива на входах в насосы ТНА для увеличения кавитационных запасов и повышения надежности запуска двигателя. БТНАГ приводится во вращение гидротурбиной, раскручиваемой горючим, поступающим от пусковых баллонов БП1, БП2 на запуске и горючим, отбираемым с выхода насоса «Г» 1-й ступени на ОРТ. БТНАО при запуске приводится во вращение газовой турбиной, раскручиваемой азотом, поступающим от электропневмоклапана ЭПК, на ОРТ-гидротурбиной, раскручиваемой окислителем, отбираемым с выхода из насоса «О».

ГГ предназначен для выработки окислительного газа, приводящего в действие турбину ТНА. После турбины газ поступает в КС, где сгорает с горючим.

Система регулирования включает дроссель ДР с электрическим приводом дросселя (ПД) и регулятор (РР). ДР регулирует соотношение компонентов топлива по командам от системы управления расходом топлива (СУРТ), изменяя расход горючего, поступающего в КС. РР, настроенный на заданный перепад давления горючего, поступающего в ГГ, обеспечивает запуск



Козелков Валерий Павлович

Главный конструктор двигателя



Горохов Виктор Дмитриевич

Главный конструктор двигателя

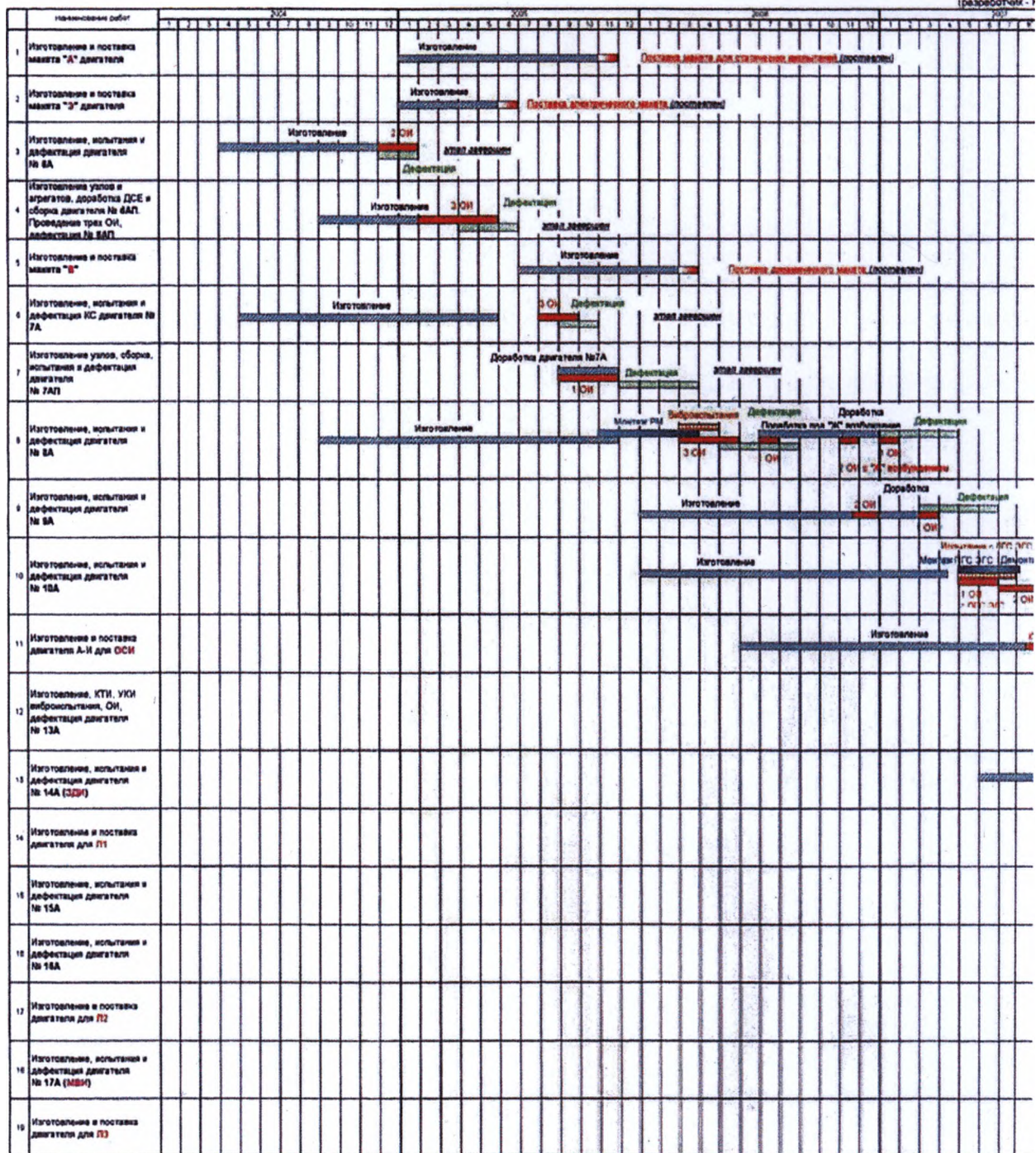
УТВЕРЖДАЮ
ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ДИРЕКТОР - ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР
КБ Химавтоматики

В.С. Рачук

95.04.07

ГРАФИК СОЗДАНИЯ ЖИДКОСТНОГО

(разработчик -)



22.02.07
21/02.02.07
от КБ Химавтоматики
А.В. Щостин
В.Д. Горюнов

График создания жидкостного ракетного двигателя РД-0124А

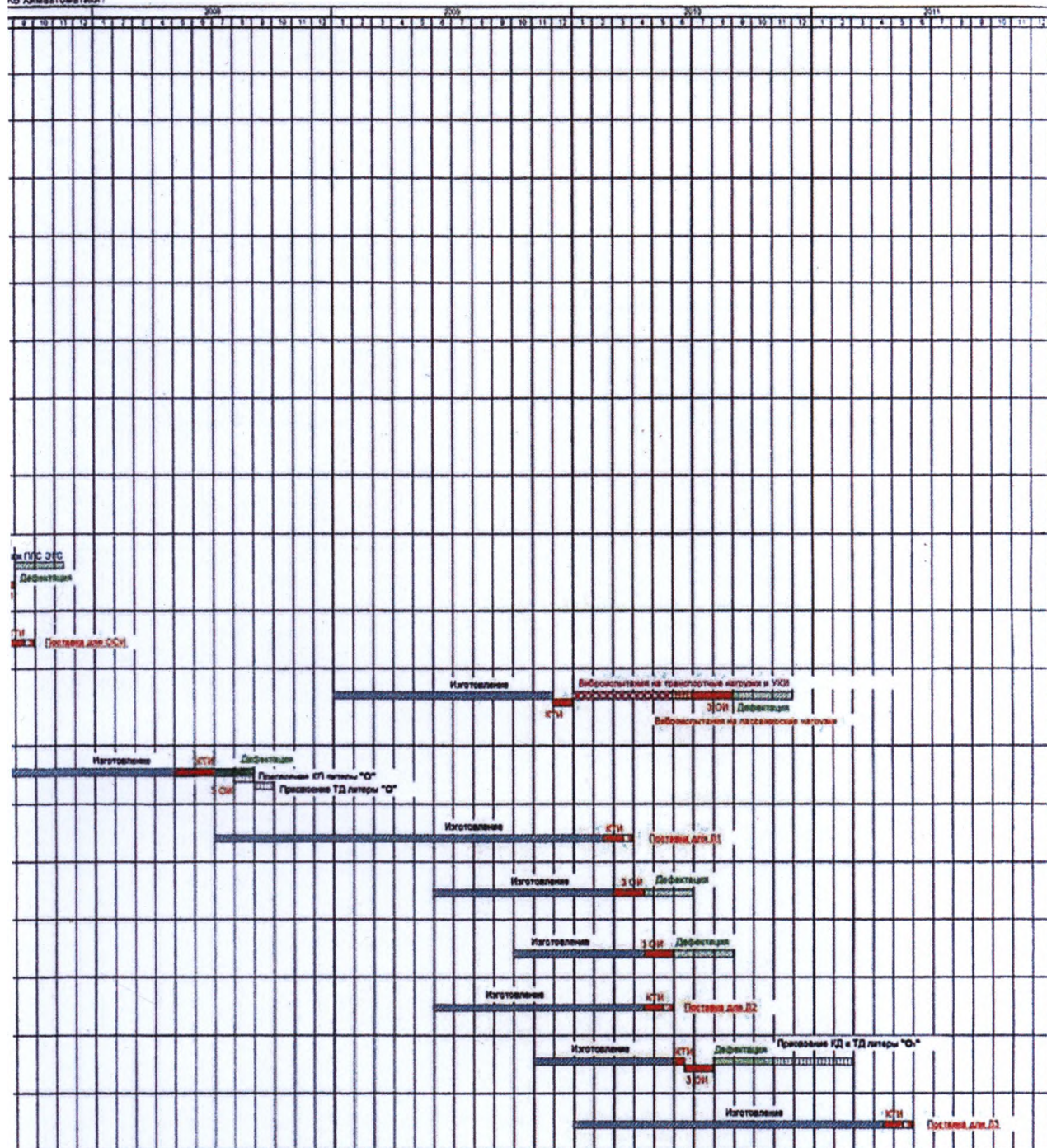
УТВЕРЖДАЮ
ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ДИРЕКТОР ГИИПЦ им. М.В. Хруничева

В.Е. Нестеров

28.04.07

ГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ РД0124А

К5 Химавтоматизм



от ГИИПЦ им. М.В. Хруничева

Ю.О. Бахвалов

В.Н. Иванов

В.П. Молочев

В.Н. Сычев

Г.Б. Клейменов

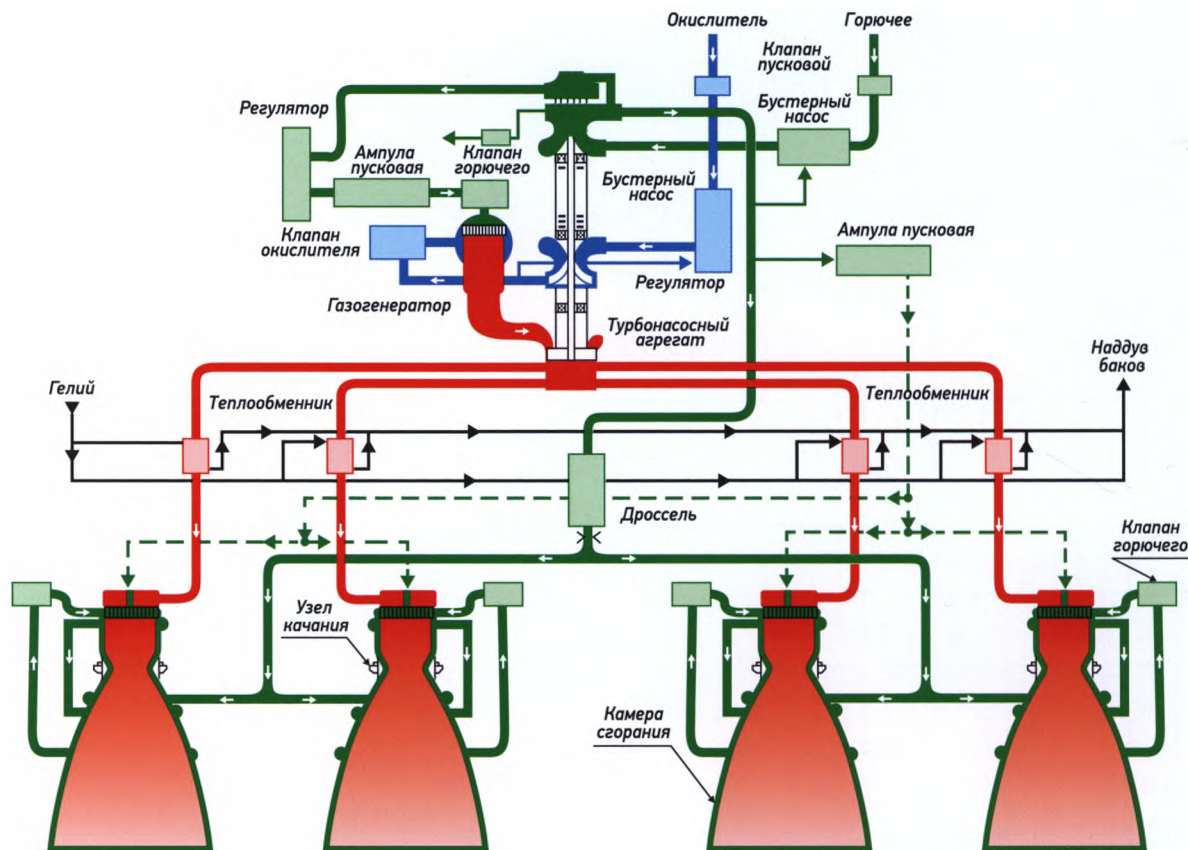


Рис. 9.2.4. Пневмогидравлическая схема двигателя РД-0124А (с дожиганием окислительного газа)

Табл. 9.2.1. Общее количество измеряемых параметров

Вид испытаний	ДИ	ЛКИ
Количество замеров	260	69
Из них САЗ	52	отсутствуют

двигателя и поддержание заданного режима работы двигателя в полете.

В систему запуска и останова входят: две пусковые ампулы горючего АПГ1 и АПГ2; пусковые баллоны БП1, БП2, клапаны КГК2.1...КГК2.4 регулятор пускового горючего РП; клапан КОГ; клапан пуска ПКО и ПКГ.

Проблемы создания

Основные трудности и проблемы (конструкторские и технологические) при доводке двигателя были связаны с отработкой камеры сгорания по следующим причинам:

Табл. 9.2.2. Технические данные

Обозначение	Наименование параметра	Номинальное значение
Rn	Тяга в пустоте, тс	30
	Удельный импульс тяги в пустоте, с	359±3
	Время работы в основном режиме, с «Союз-2»	300
	«Ангара»	420
	«Воздушный старт»	424
Rк	Давление в камере, кгс/см²	160
Tгг	Температура в газогенераторе, К	725
OT	Частота вращения ротора ТНА, об/мин	39 028
	Геометрическая степень расширения сопла	198,8
Рд	Давление продуктов сгорания на срезе сопла, кгс/см²	0,059
Pгг	Давление в газогенераторе, кгс/см²	312
ДОПН	Давление окислителя после насоса, кгс/см²	3А1
ДГПНII	Давление горючего после насоса II ступени, кгс/см²	513
ДОДТ	Давление окислительного газа до турбины, кгс/см²	307

- высоким заданным удельным импульсом тяги - 359 с (на 33 с больше прототипа 11Д55);
- четырехкамерной конструкцией (высокие удельные тепловые потоки в стенку камеры сравнимые с двигателем РД-170 - $33 \cdot 10^6$ ккал/м²·час в сочетании с малым располагаемым расходом керосина на охлаждение на единицу поверхности камеры - в 5 раз меньшим, чем на РД-170);
- ограничениями по массе и габаритам;
- необходимостью подтверждения трехкратного ресурса (900 с).

Эти особенности обуславливают следующие конструктивные и производственные особенности высокотеплонапряженной камеры:

- использование для пайки единственного возможного отечественного припоя «стемет», что связано с малым расходом охладителя на единицу поверхности камеры и соответственно минимальной высотой охлаждающего тракта (0,8 мм), обеспечивающего надежное охлаждение;
- сдвоенный коллектор на сопле для подачи холодного керосина на охлаждение наиболее теплонапряженного критического сечения и переброс керосина для охлаждения нижней части сопла, который привел к существенному увеличению жесткости оболочки сопла верхнего и тем самым затруднил надежное прилегание паяемых поверхностей;
- увеличенные в 8-10 раз вибрационные (динамические) нагрузки на сопло при огневых испытаниях на стенде в земных условиях двигателя с высотным соплом из-за отрыва потока и невозможности создать газодинамическую трубу для четырехкамерного двигателя привели к необходимости установки на стенде системы водяного охлаждения сопел (для охлаждения выходной кромки сопла) и системы раскрепления двигателя за стенд для снижения вибрационных (динамических) нагрузок.

Исходя из изложенного, в процессе доводочных огневых испытаний был выявлен ряд дефектов, которые привели к необходимости:

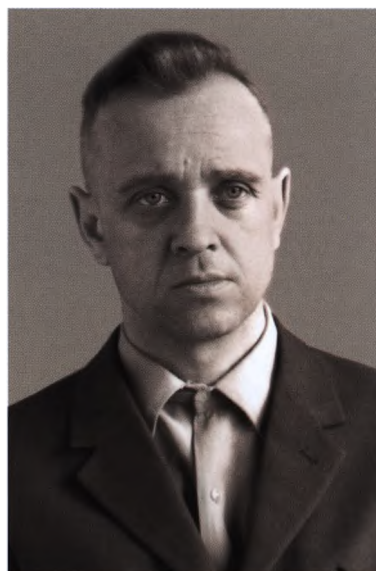
- замены керосина Т-1 на РГ-1 из-за осаждения кокса в тракте охлаждения при длительных испытаниях;
- кардинального изменения схемы охлаждения, повлекшее за собой изменение конструкции и технологии в середине этапа доводки;
- проведения совместно с ЦНИИМАШ трехмерных расчетов напряженно-деформированного состояния сопла (не проводимых ранее), выявивших наличие значительных сдвиговых напряжений в районе сдвоенного коллектора.

Кроме того, недостаточно изученное в отрасли взаимодействие припоя «стемет» с азотосодержащей сталью ЭП750 выявило в процессе огневых доводочных испытаний образование в паяном соединении цепочек хрупких фаз (оксикарбонитридов бора), количество которых зависит от технологических факторов и не может быть выявлено неразрушающими методами контроля. Данный дефект, снижающий прочность паяного соединения, был выявлен только в 2008-2009 годах.



**Баринштейн Борис
Мордкович**

Ведущий конструктор



**Бородин Виктор
Михайлович**

Ведущий конструктор темы

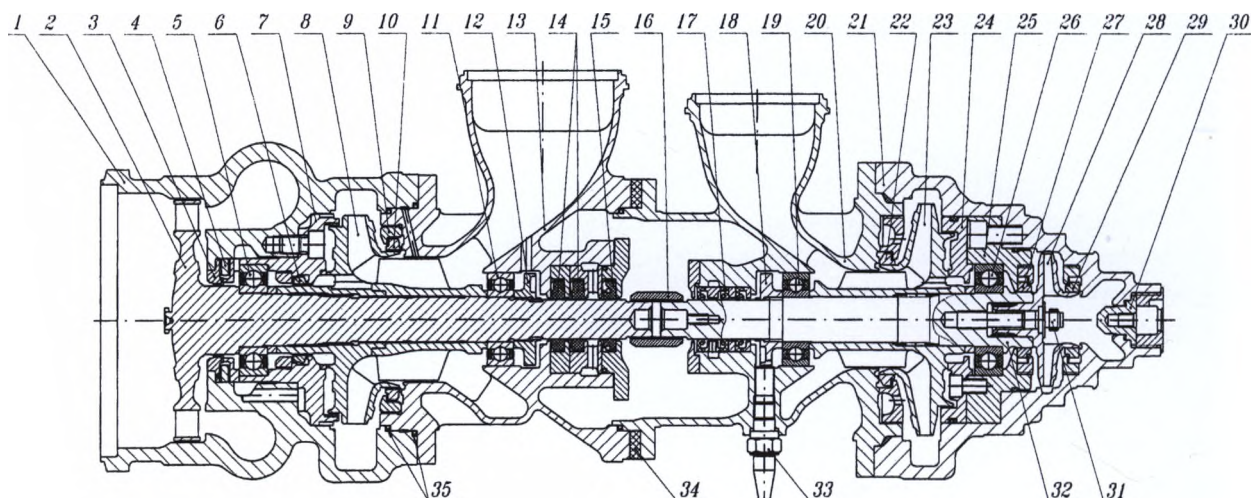


Рис. 9.2.5. Турбонасосный агрегат двигателя РД-0124

1 - корпус турбины; 2 - ноесо турбины с валом; 3-уплотнение; 4 - пружина; 5, 11, 19, 26- подшипник; 6,10,22,27,29 - плавающее кольцо; 14 - цельное пирографитовое кольцо; 15 - разрезное пирографитовое кольцо; 7,24 - пята; 8,23 - крыльчатка со шнеком; 9 - кольцо резьбовое; 12, 18- гидрозатвор; 15,20- корпус подвода; 16 - рессора; 17 - резиноармированная манжета; 21 - корпус насоса горючего; 25 - корпус подшипника; 28 - крыльчатка генераторной ступени; 30 - заглушка; 31 - болт; 32 - вал; 33 - преобразователь частоты вращения ОГ-025; 34 - текстолитовое кольцо; 35 - металлическая манжета

Дополнительные трудности создавало нерегулярное и недостаточное бюджетное финансирование техперевооружения и подготовки производства, что привело к задержке внедрения ряда технологий или их отсутствию, например:

- электроэрозионный станок Sodick был приобретен за счет внебюджетных ресурсов;
- раскатный стан для формирования внутренней оболочки полноразмерного сопла, приобретенный за внебюджетные средства в 2002 году, в то время как огневые испытания двигателя начались в 1996 году и КБХА было вынуждено испытывать двигатели с нештатным цилиндрическим соплом;
- печь для пайки сопла выпуска 1963 года, постоянно выходившая из строя, морально и физически устаревшая, была заменена лишь в 2011 году;
- отсутствие в отрасли методов неразрушающего контроля паяных соединений.



**Рубинский
Виталий
Романович**

Главный кон-
структор по
«горячим
агрегатам»



**Фещенно
Анатолий
Иванович**

Директор завода
ракетных двига-
телей

Камера 11Д451М.01-04.000

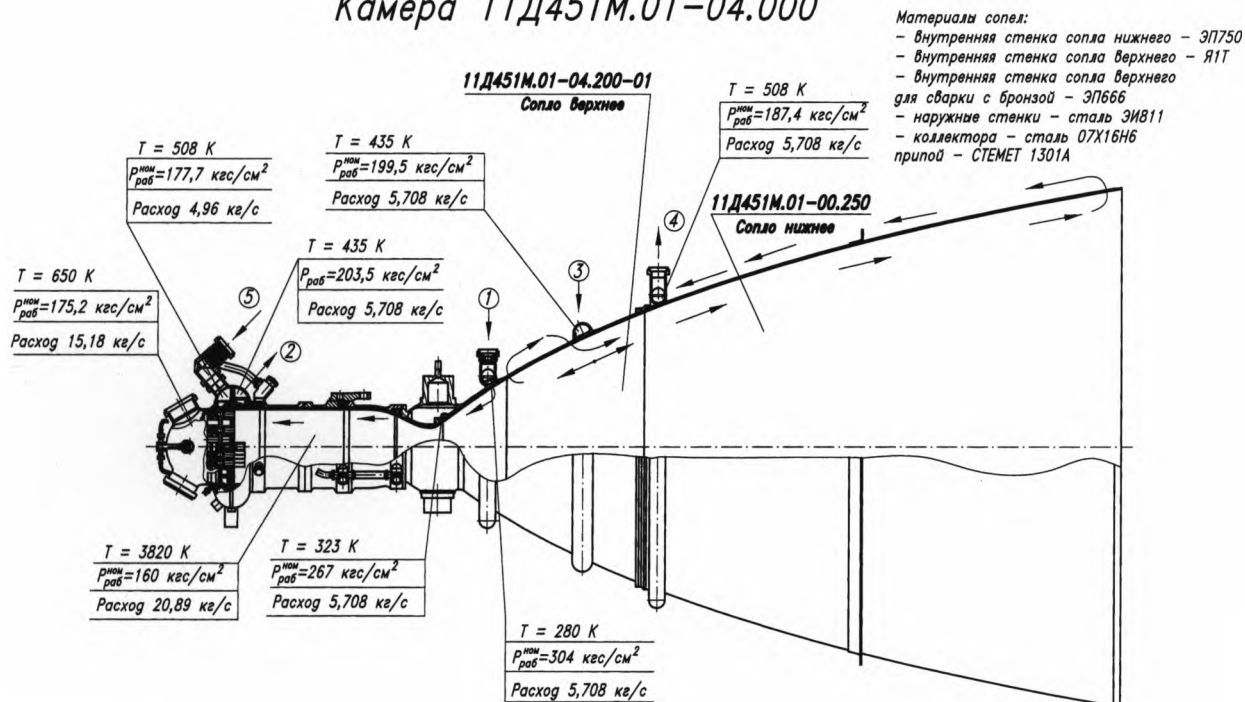


Рис. 9.2.6. Общий вид намерь/ 7 1Д45 7 М.0 7 -04.000 двигателя

Несмотря на указанные трудности, доводочные испытания продолжались и в 2006 году, когда были решены основные задачи КПО. Было принято решение (в соответствии с ГОСТ В 21262-76 п. 1 примечания к разделу 1 приложения 3) о совмещении этапов ОКР двигателя с ЯКИ РН «Союз-2.16». Были проведены семь успешных пусков РН с выводением полезной нагрузки на заданные орбиты: 2006 г., -COROT; 2008 г., - «Персона»; 2009 г., - «Метеор-М»; 2011 г., - «Глонасс-К», «Глонасс-М», Galileo, «Глонасс-М».

Как отмечалось выше, на завершающей стадии доводочных испытаний в 2008-2009 годах выявилось образование в паяном соединении оксикарбонитридов бора, которые в трех случаях привели к разрушению сопла с аварийным исходом испытаний. И хотя к этому времени с такой конструкцией сопла верхнего суммарная наработка двигателя была более 27 тыс. с, все семь двигателей в том числе отработали от 1400 до 2240 с (от 4,5 до 7,5 летных ресурсов), а все

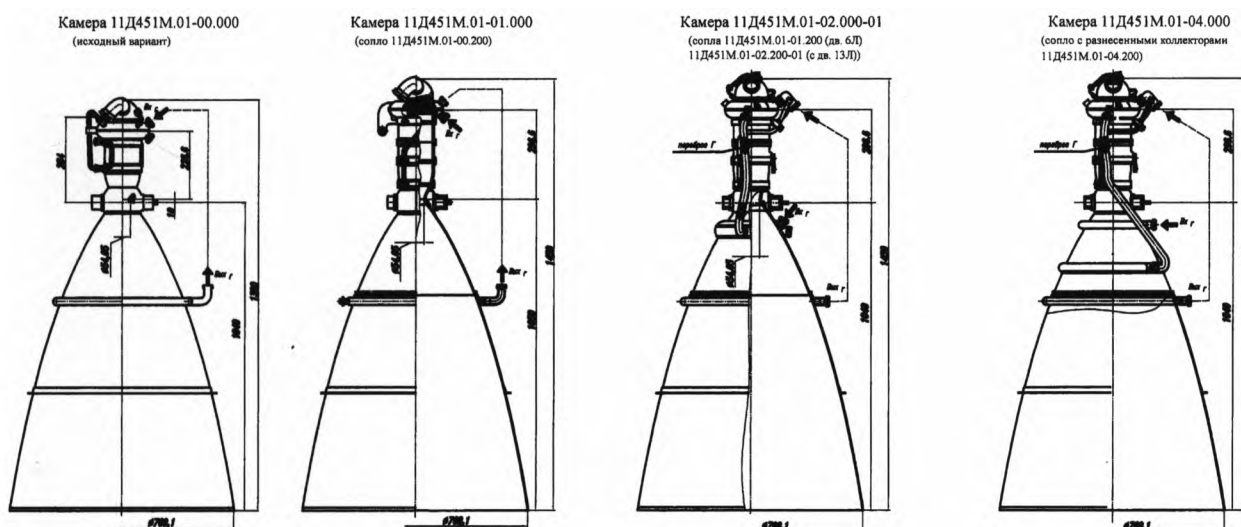


Рис. 9.2.7. Варианты камеры 11Д451М.01 двигателя

три разрушения проявились при наработке -900 с (более трех летних ресурсов), была разработана улучшенная конструкция верхнего сопла, чтобы исключить контакт припоя «стемет» со сталью ЭП750.

Кроме того, при проведении КТИ двигателя №10Л в 2010 году произошел также отказ из-за разрушения верхнего сопла вследствие неспаев 2 ребер между канавками наружной стенки.

Было установлено, что неспаи ребер располагались между двумя канавками наружной стенки верхнего сопла и сопровождалась предпосылками локальных выпучиваний внутренней стенки на этом участке наружной стенки. Высота таких выпучиваний составляет всего лишь 0,03-0,23 мм. То есть можно утверждать, что при отсутствии выпучиваний внутренней стенки сопла неспаи ребер между канавками наружной стенки отсутствуют.

23 декабря 2011 года при пуске РН «Союз-2.1 б» с КА «Меридиан» двигатель № 1229200341 отработал в полете 135 с, после чего произошло разрушение камер № 3 и № 2.

По результатам анализа дефекта двигателя № 10Л была внедрена измененная конструкция сопла, направленная на повышение технологичности и прочности.



Ростиславин Анатолий Борисович

Директор завода ракетных двигателей

Экспериментальная отработка двигателей

Краткие сведения и общие статистические данные

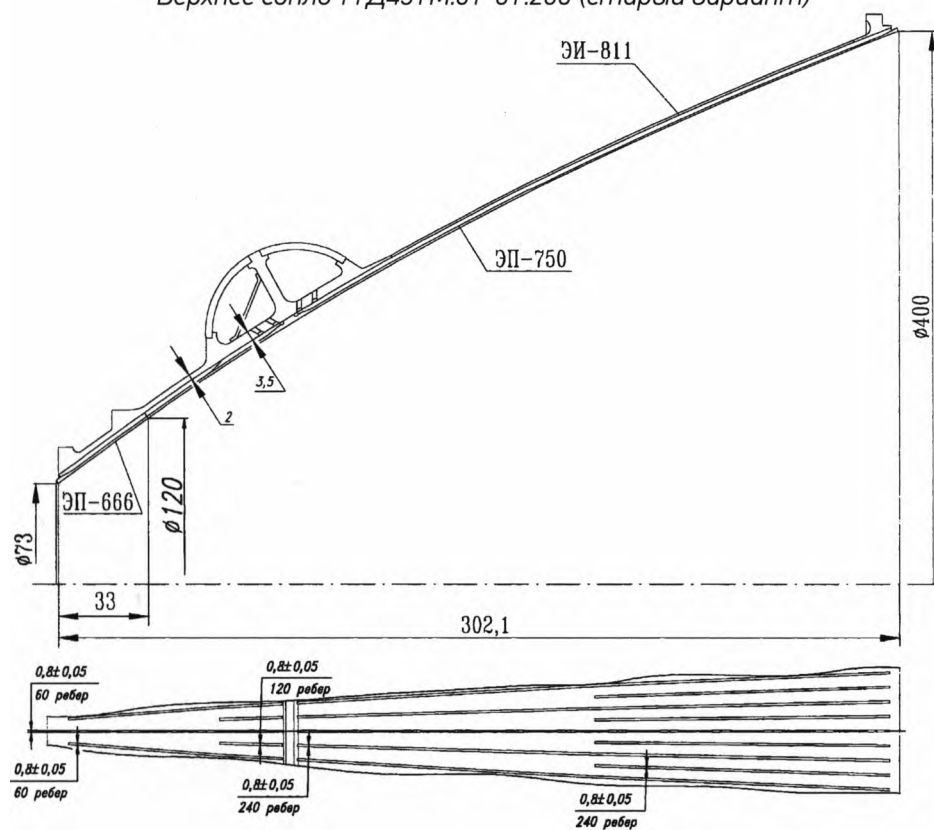
Экспериментальная огневая стендовая отработка двигателей 14Д23 и РД-0124А проведена по единому для двигателей «Комплексному плану экспериментальной отработки двигателей» в периоды с 28.03.1996 г. по 22.04.2011 г. (окончание МВИ двигателя 14Д23) и с 04.04.2000 г. по 27.08.2013 г. (окончание МВИ двигателя РД-0126А).

Сроки проведения этапов экспериментальной отработки двигателей 14Д23 и РД-0124А, количество испытаний и суммарная наработка двигателей по этапам испытаний приведены в таблице 9.2.3.

Табл. 9.2.3.

Этапы	Сроки проведения		Кол-во ОИ		Наработка, с	
	Русь	Ангара	14Д23	РД-0124А	14Д23	РД-0124А
Сравнительные ОИ	28.03.1996-25.03.1997		25	-	2276,95	-
Уточняющие ОИ	20.08.1996-03.07.1997		9	-	1132,86	-
Доводочные ОИ	03.09.1996-22.06.2011	06.06.2000-27.08.2013	93	68	28269,05	21505,8
ОСИ1	05.06.2006	18.11.2010	1	1	271,2	601,76
ОСИ2	20.09.2006	-	1	-	271,7	
Завершающие доводочные ОИ	29.09.2006-05.08.2010	25.12.2012-10.06.2013	3	6	902,68	2833,68
Межведомственные ОИ	10.03.2011-22.06.2011	16.07.2013-27.08.2013	3	3	902,68	1269

Верхнее сопло 11Д451М.01-01.200 (старый вариант)



Верхнее сопло 11Д451М.01-04.200-01 (действующий вариант)

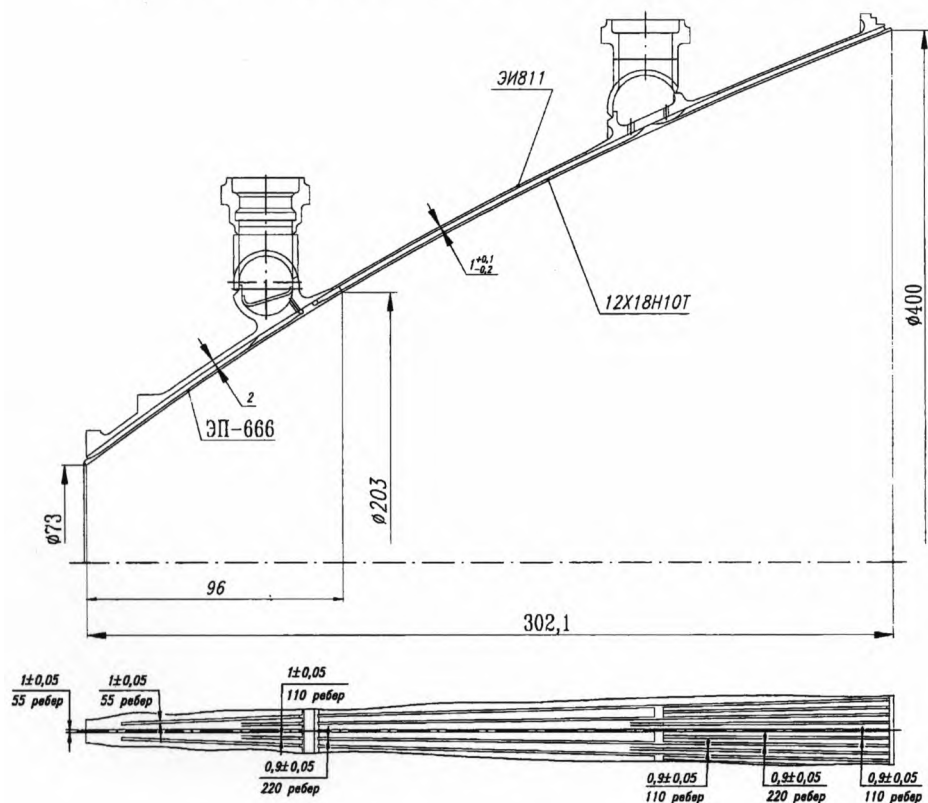


Рис. 9.2.8.

На этапах сравнительных, уточняющих и в начале этапа доводочных испытаний для проведения огневых испытаний (ОИ) использовались в основном бескамерные установки различных вариантов исполнения, а также двух и трехкамерные двигатели, в которых отсутствующие камеры имитировались дроссельными шайбами, обеспечивающими расход компонентов топлива, соответствующий основному режиму работы двигателя.

Основной объем экспериментальной отработки двигателей на этапе доводочных испытаний проведен на двигателях полной сборки-четырекамерных двигателях, оснащенных камерами с укороченными цилиндрическими сопловыми насадками и камерами с полноразмерными высотными соплами.

Отработка камеры сгорания

Проблемными при отработке работоспособности двигателя на основном режиме стояли вопросы обеспечения требуемой экономичности двигателя, надежности охлаждения камер двигателя и прочностных характеристик полноразмерных сопел камер двигателя. Для решения этих вопросов потребовалась разработка новой высокоэкономичной смесительной головки камер, изменение схемы охлаждения камер и изменение конструкции сопел верхних камер двигателя.

На этапах сравнительных, уточняющих и в начале этапа доводочных испытаний двигателя в основном оснащались камерами с цилиндрическими сопловыми насадками, которые обеспечивали подогрев горючего, поступающего в смесительную головку камеры, соответствующий подогреву горючего в полноразмерных высотных соплах при наличии вакуума на срезе сопел.

При использовании камер с цилиндрическими сопловыми насадками решена важная задача экспериментальной отработки двигателей-определены для дальнейшей отработки окончательные варианты конструкций агрегатов двигателей (кроме сопел камер), пневмогидравлическая схема и компоновка двигателей.

Для проведения огневых испытаний двигателей с полноразмерными высотными соплами стенд дооборудован коллекторами подачи воды для охлаждения внутренних стенок сопел камер вблизи среза сопел и рамой с двумя поясами дополнительных креплений сопел к раме стенда (вблизи среза сопел и в районе коллекторов подвода горючего к камерам двигателя).

Первоначально экспериментальная отработка двигателей 14Д23 и РД-0124А осуществлялась на горючем Т-1. Однако запасы по охлаждению камер двигателей 14Д23 и РД-0124А на горючем Т-1 оказались малы, что при неблагоприятном сочетании случайных факторов может привести к прогарам огневой стенки камеры вследствие склонности горючего Т-1 к нагарообразованию на теплоотдающей поверхности.

Возможность образования низкотеплопроводящих отложений на стенках каналов охлаждения камеры двигателя 14Д23



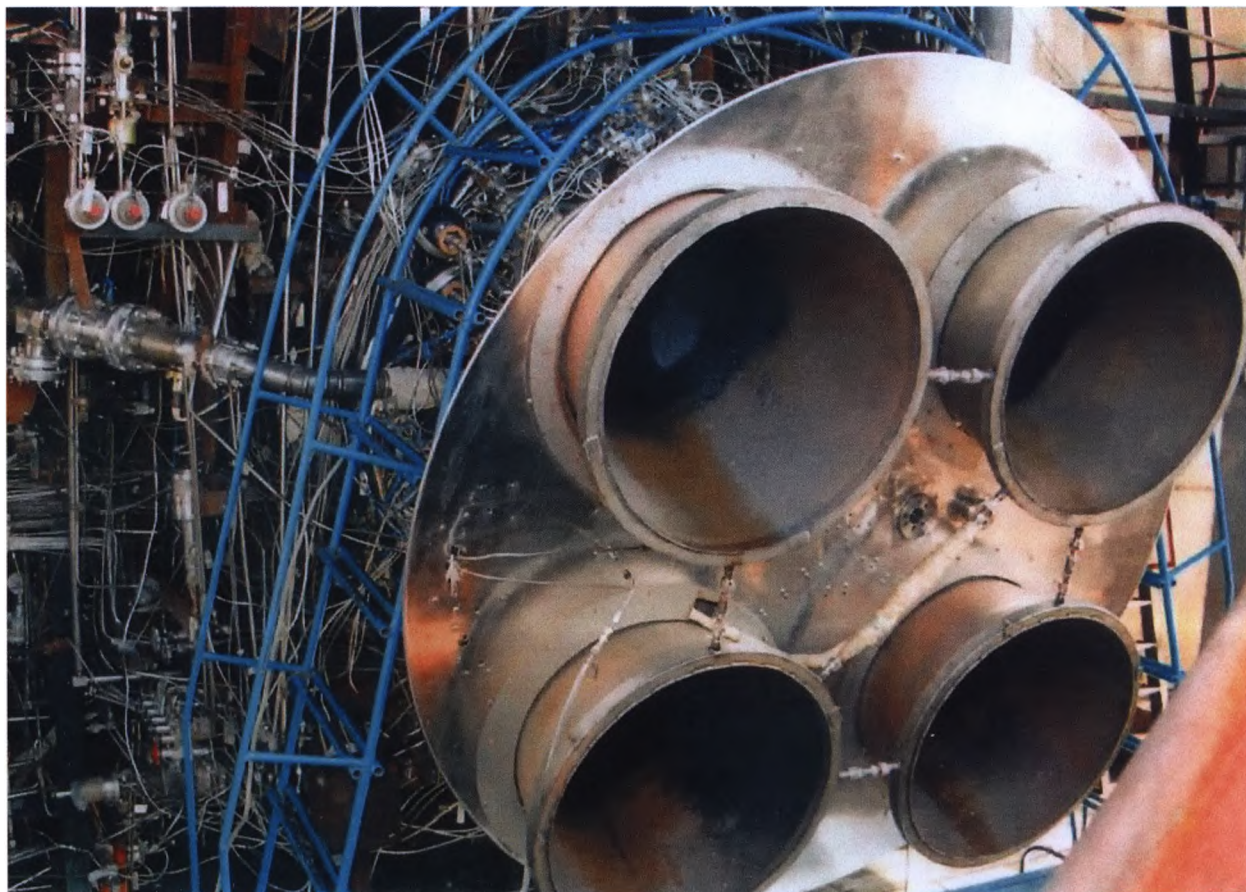
**Пригожий Виктор
Иванович**

*Директор испытательного
комплекса*



**Кравченко Анатолий
Георгиевич**

*Ведущий конструктор по
ТНА*



Двигатель РД-0124А на стенде



Огневые испытания двигателя РД-0124А

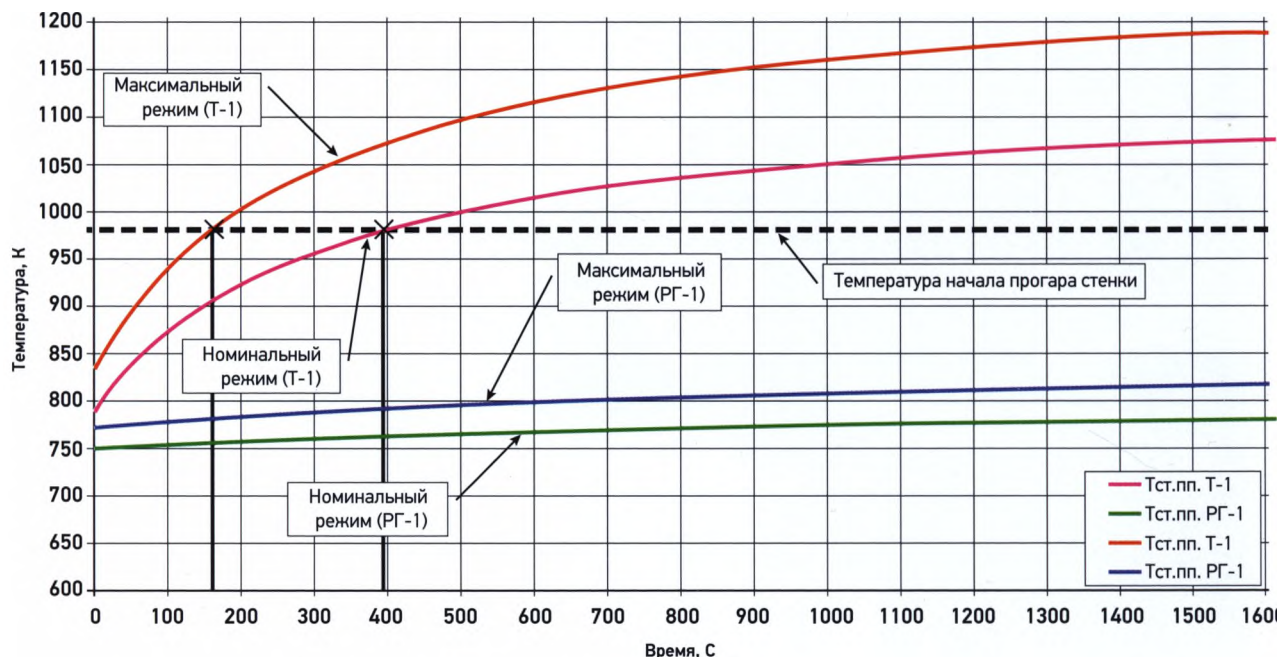


Рис. 9.2.9. Температура стенок камеры по времени работы при отложении нокса:

- на керосине Т-1 исходной конструкции (верхние кривые);
- на керосине РГ-1 измененной конструкции (нижние кривые).

была экспериментально подтверждена в Центре Келдыша при исследовании фрагмента камеры двигателя 14Д23, прошедшего огневые испытания на стенде КБХА.

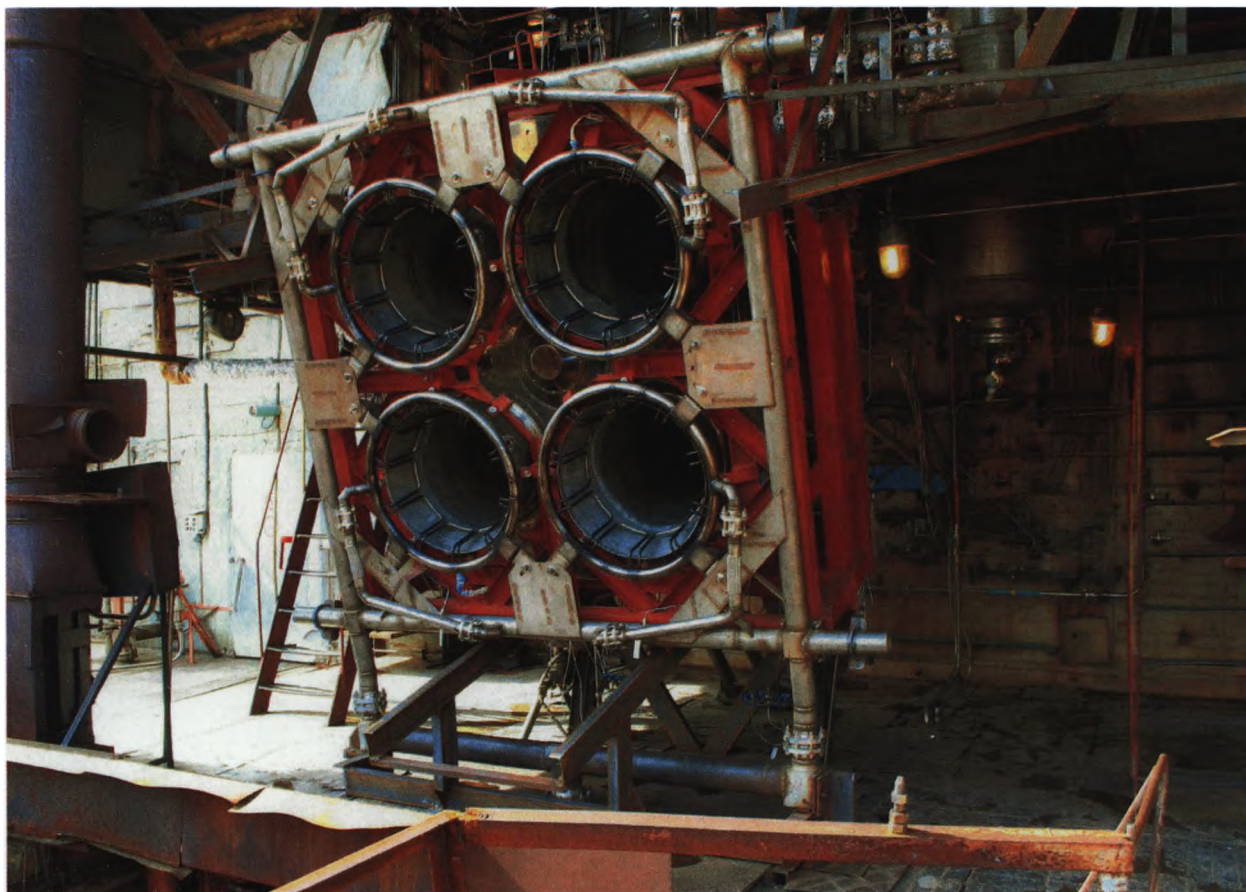
Многочисленными исследованиями влияния различных показателей качества углеводородных горючих на нагарообразование установлены общие закономерности. Они сводятся к тому, что склонность к нагарообразованию уменьшается с увеличением содержания водорода, при уменьшении содержания ароматических углеводородов, смолистых и сернистых соединений, снижении температуры выкипания и плотности. Установлено также, что повышенное содержание серы способствует уплотнению и упрочнению нагара.

Анализ данных позволяет отметить, что наиболее подходящим по охлаждаемости высокоэнергонапряженных ЖРД 14Д23, РД-0124А является использование горючего нафтил (РГ-1) с лучшей охлаждающей способностью. В работе Центра Келдыша на основе справочных данных и экспериментальных исследований 25 ГосНИИ МО РФ утверждается, что температура начала нагарообразования в каналах охлаждения для нафтила на 50...70 градусов выше, а интенсивность процесса нагарообразования существенно ниже, чем, для горючего Т-1, что очень важно для обеспечения надежного охлаждения камеры двигателя РД-0124А.

Кроме того, преимуществом нафтила является то, что это горючее вырабатывается из вторичного сырья -легких газойлей каталитического крекинга, в то время как горючее Т-1 получается методом прямой перегонки нефти Троицко-Анастасиевского месторождения IV горизонта, запасы которой практически истощены.

Изменения в конструкции камеры для обеспечения работоспособности в течение трех летних ресурсов плюс время КТИ:

- перевод двигателя на топливо $O_2 + РГ-1$ (Т-6);
- увеличение скорости горючего в тракте охлаждения в зоне критического сечения в ~1,5 раза;
- введена закрутка спиральных каналов охлаждения с углом закрутки 25° на участке от третьего пояса до минимального сечения камеры и 30° между первым и вторым поясами завесы;



Испытательный стенд с установленным двигателем



Доводочные испытания двигателя

- оптимизирована конструкция поясов завесы с распределением расходов

$$m_{31} = 1,35\%$$

$$m_{32} = 1,2\%$$

$$m_{33} = 1,2\%;$$

- оптимизирована толщина покрытия NiCr от третьего пояса завесы до стыка бронза + сталь (Ni ~ 200 мк, Cr ~ 100 мк);
- введена схема подвода горючего к камере со стороны сверхзвуковой части сопла с диаметром $D = 186,6$ мм.

В результате отработки было внедрено 36 серьезных конструкторских и технологических усовершенствований: по КС-20, по ТНА-8, по БТНАО-5, по БТНАГ-3.

Система аварийной защиты и ее применение для отработки двигателей 14Д23 и РД-0124А

В техническом задании на разработку жидкостного ракетного двигателя для РН «Ангара» требования к объектовой САЗ не предъявлялись. Однако для решения задач защиты и управления при доводочных испытаниях двигателя РД-0124А также было принято решение о применении САЗ. Конструктивное сходство двигателей, близость технических требований к ним, а также идеология создания САЗ позволили использовать все наработки, имевшиеся при создании САЗ для двигателя 14Д23. В результате была создана универсальная САЗ, применяемая и с двигателем 14Д23 и с двигателем РД-0124А.

САЗ можно представить как группу подсистем, каждая из которых решает свои специфические задачи:

- подсистема измерения включает комплект объектовых и стендовых датчиков и усилителей-преобразователей, служащих для подготовки сигналов от датчиков для ввода в подсистему сбора ТМИ;
- подсистема сбора ТМИ преобразовывает информацию, поступающую из подсистемы измерения в реальные физические значения параметров;
- подсистема аварийной защиты принимает информацию из СУ и подсистемы сбора ТМИ, оценивает текущее состояние двигателя, вырабатывает решение о продолжении или прекращении пуска и выдает необходимые команды;
- подсистема управления стендом (нижний уровень) принимает командную информацию из САЗ и преобразовывает ее в силовые управляющие воздействия на агрегаты автоматики двигателя;
- подсистема транспортировки телеметрической и командной информации служит для поставки данных из подсистемы сбора ТМИ в подсистему аварийной защиты и управления, обмена командными кодами между САЗ и СУ, а также для экстренного доступа к исполнительным устройствам двигателя;
- подсистема питания обеспечивает бесперебойное снабжение всех вышеперечисленных подсистем напряжениями питания с требуемыми характеристиками по пульсациям, токопотреблению, помехозащищенности и т.п.;
- подсистема управления стендом (верхний уровень) имитирует функции СУ РН: ведет макроциклограмму испытания,



**Бондарь Александр
Илларионович**

Главный конструктор по САЗ

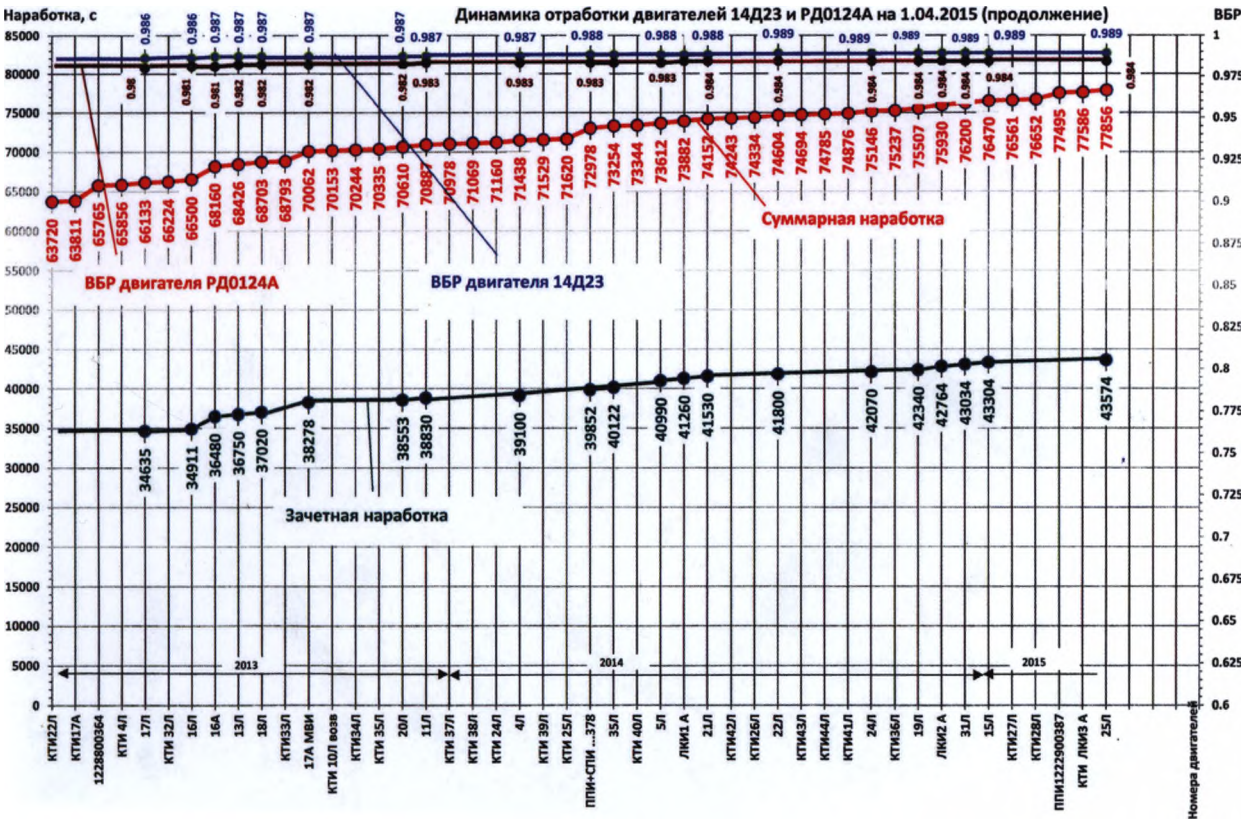
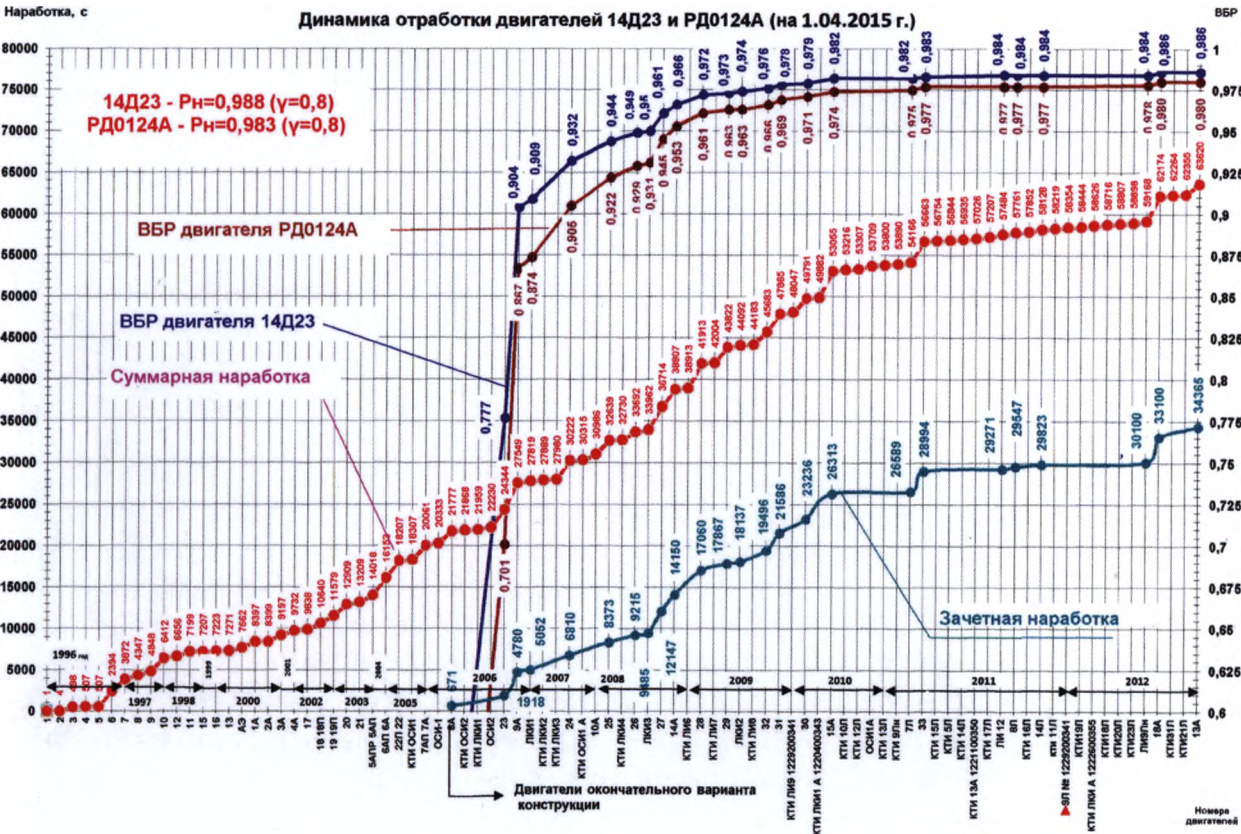


Рис. 9.2.10. Динамика отработки двигателей 14Д23 и РД-0124А на 01.04.2015 г.

выдавая обобщенные команды в САЗ, которая разворачивает соответствующую каждой макрокоманде последовательность команд на исполнительные органы двигателя.

На данный момент проведено более 330 ОИ двигателей. Почти все из них несут информацию, необходимую не только для оценки состояния отработки двигателей, но и для анализа работы и настройки САЗ.

При 73 испытаниях возникли нештатные ситуации, представляющие наибольший интерес с точки зрения отработки САЗ и анализа результатов ее функционирования.

При оценке работы САЗ необходимо учитывать, что двигатели 1АД23 и РД-012ДА predisposed к повышенной категории тяжести отказов. Данный факт объясняется построением их по замкнутой окислительной схеме, возможностью лишь однократного пуска без перезарядки, необходимостью проведения дополнительных мероприятий по очистке двигателя перед повторным запуском, особенно в случае выключения по команде АВД на этапе запуска.

В 29 случаях САЗ выключила аварийный двигатель при возникновении отказов с пренебрежимо малыми последствиями. Данные аварийной ситуации (АС) проявлялись при стендовых отказах, принудительном выводе двигателя на критические режимы (кавитационные испытания, глубокое дросселирование), отказах агрегатов управления, несоблюдении условий запуска, а также при таких дефектах, как пролизы и прогары в камере и т.д.

В 10 случаях наблюдался пропуск аварийных ситуаций. Данные ситуации были связаны с кавитационными явлениями, разрушением трактов подачи КТ, негерметичностью соединений в КС, ошибкой в настройках и неотработанностью алгоритмов САЗ.

В настоящее время большая часть пропущенных АС распознается САЗ. Исключение составляют несколько случаев АС (негерметичности в КС), при которых не происходит изменения параметров двигателя.

Одно из ОИ проводилось без САЗ. Оно закончилось катастрофическими разрушениями. Анализ телеметрии показал возможность распознавания данной АС и выход из нее с минимальными последствиями. Данный алгоритм использовался при обнаружении АС на других ОИ и матчасть осталась цела.

СБОРКА ДВИГАТЕЛЕЙ 14Д23 И РД-0124А



Еще две АС возникли после команды «Останов» в процессе выполнения циклограммы выключения. Причина - неотработанность циклограммы и конструкции двигателя при выключении.

При моделировании работы САЗ на телеметрической информации, полученной при огневых испытаниях, достоверно установлена возможность выхода из указанных аварийных ситуаций без каких-либо внешних повреждений двигателя.

В 12 случаях двигатель был выключен с критическими (опасными) внешними повреждениями. Данные отказы характеризуются наличием внешних повреждений двигателя, не оказывающих мгновенного воздействия на окружающую конструкцию и не вызывающих немедленного зарождения дополнительных источников повреждений (горения) конструкции; критические отказы можно определить как полную утрату способности функционирования. К данным повреждениям относятся серьезные разрушения КС и БГТ.

В 8 случаях двигатель был выключен с катастрофическими внешними повреждениями. При данных отказах механизм распространения повреждений внутри двигателя носит лавинный характер и создает предпосылки для интенсивного распространения повреждений на окружающие двигатель конструкции, создавая угрозу обширных повреждений в двигательном отсеке и потери возможности аварийного выключения двигателя; катастрофические отказы можно определить как нарушение безопасности функционирования, несущие прямую угрозу разрушения РН и стартового комплекса. К катастрофическим повреждениям относятся возгорание корпуса турбины и газоводов подачи газа после турбины к КС.

При 11 ОИ была сформированы ложные команды АД. Причиной их выдачи были отсутствие необходимого резервирования каналов, отказы датчиков и системы измерения, ошибки в настройках алгоритма контроля и неотработанность алгоритмов.

В результате анализа данных по результатам ОИ наряду с доработкой ПГС двигателей, циклограмм испытания и аварийного выключения была проведена и коррекция алгоритмов САЗ при ОИ. Так, действующая версия настройки алгоритмов (ВНА) САЗ скорректирована с учетом всех выявленных недостатков. К примеру, все причины, которые привели к ложным АД, будут своевременно обнаружены и не повлияют на работу САЗ.

Двигатель 14Д23 по ТЗ «ЦСКБ-Прогресс» имеет четырехкамерную конструкцию, координаты крепления к блоку «И» и входных магистралей, совпадающие с двигателем 11Д55 для обеспечения минимальных переделок существующего блока «И».

КБХА разработало вариант этого двигателя РД-0125А с одной камерой, с использованием без изменений основных агрегатов двигателя 14Д23 (кроме камеры, рамы, кардана, блока гибких трубопроводов).

Применение однокамерного двигателя РД-0125 позволяет по сравнению с их четырехкамерным аналогом обеспечить уменьшение:

- массы двигателя на 30 кг;
- трудоемкости изготовления на ~12 000 н/ч (-15%);
- стоимости изготовления на -22 млн руб. (-24%).

Особенно следует отметить, что в однокамерной версии двигателя появляется возможность повысить качество изготовления и надежность основного агрегата - камеры за счет:



**Плюс Анатолий
Григорьевич**

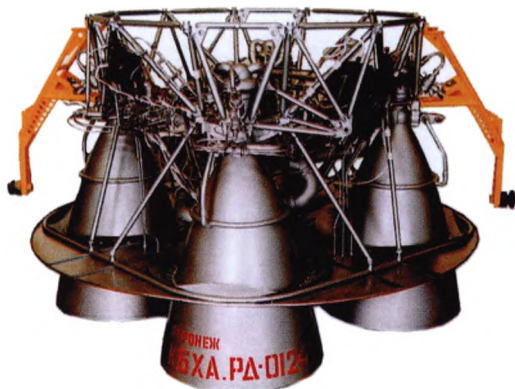
*Заместитель главного
конструктора двигателя*

ВАРИАНТ ДВИГАТЕЛЯ 14Д23 в ОДНОКАМЕРНОМ ИСПОЛНЕНИИ (РД-0125)

Масса четырехкамерного двигателя - 500 кг.

Масса однокамерного двигателя - 380 кг.

В однокамерном двигателе возможно применение сдвижного сопла для увеличения удельного импульса тяги



Прототип двигателя 14Д23/РД-0124А



Двигатель РД-0125

- уменьшения плотности теплового потока в стенку камеры в 1,1 раза;
- увеличения расхода охладителя к поверхности камеры сгорания в 2 раза;
- увеличения расхода горючего на пояса завесы к периметру критического сечения сопла камеры в 2 раза.

КБХА и ГКНПЦ им. М. В. Хруничева установили, что применение двух однокамерных двигателей РД-0125 вместо одного четырехкамерного двигателя РД-0124А на 3-й ступени РН «Ангара-А5» приводит к увеличению начальной и конечной тяговооруженности с 0,66 до 0,86 и с 0,9 до 1,76 соответственно. При этом происходит уменьшение в 7 раз (с 935 м/с до 132 м/с) потерь характеристической скорости на управление на участке полета 3-й ступени, масса полезной нагрузки увеличивается на 320 кг.

Рассматривался также вариант двигателя РД-0125А с некачаемыми камерами, при котором управление вектором тяги осуществляется включением (выключением) 12 сопел управления тягой 30 кгс, что дает дополнительное снижение массы двигателя на 105 кг (для «спарки» 210 кг), т.е. увеличение массы полезной нагрузки до 530 кг при использовании «спарки», а также дополнительное снижение трудоемкости и стоимости РН за счет исключения системы качания камеры.

Однако применение однокамерного двигателя требует модернизации блока (ниша в баке «О», новые системы крепления и качания двигателя).

Поэтому было предложено применить спарку двухкамерных двигателей. При этом не требуется существенной переделки блока: крепление двигателя по существующим местам, система качания камер - существующая, двигатели размещаются в существующих габаритах отсека. Удельный импульс тяги двухкамерного двигателя на 3 с выше, чем у спарки однокамерных.

«ЦСКБ-Прогресс» также был заинтересован в применении двигателя РД-0125 на РН «Союз-2.1 б» и «Союз-2.1 в», однако Роскосмос финансирования для модернизации двигателя не нашел.

Хронология отработки двигателя 14Д23/РД-0124А

- 28.03.1996г. Первое ОИ «шапки»
 20.08.1996г. Первое ОИ двигателя с двумя камерами с цилиндрическими соплами
 06.06.2000 г. Начало ОИ по теме РД-0124А (№ 1АЭ)
 06.09.2000 г. Первое ОИ с четырьмя камерами с цилиндрическими соплами

В 1999-2003 гг. на стенде 5 в составе установки 14Д23УЭ проведено 63 зачетных ОИ, испытано 30 камер с 26 вариантами смесительных головок для отработки удельного импульса 359 с.

- 20.03.2002 г. Первое ОИ двигателя с измененной компоновкой-продольным расположением ТНА
- 22.04.2002 г. Первое ОИ на стенде 9 (до этого ОИ - на стенде 62)
- 26.12.2003 г. Переход с горючего Т-1 на РГ-1
- 01.06.2004 г. Внедрена новая схема охлаждения сопла
- 10.03.2006 г. Первое ОИ с штатным соплом
- 05.04.2006 г. ОСИ в НИИХМ в составе блока «И» РН «Союз-2.16»
- 27.12.2006 г. Первое ЯКИ в составе «Союза-2.1 б»; выведен на орбиту французский КА COROT
- 15.04.2009 г. Максимальная наработка на двигателе-3000 с (№ 28)
- 05.08.2010 г. Завершены ЗДИ двигателя 14Д23
- 18.11.2010 г. ОСИ в НИИХМ в составе II ступени РН «Ангара»
- 22.04.2011 г. Завершены МВИ двигателей 14Д23
- 21.09.2011 г. РКД двигателя 14Д23 присвоена литера «01»
- 23.12.2011 г. Аварийный полет «Союза-2.16» из-за разрушения сопла
- 10.06.2013 г. Завершены ЗДИ двигателя РД-0124А
- 26.08.2013 г. Завершены МВИ двигателя РД-0124А
- 28.12.2013 г. Первое ЛКИ 14Д23 в составе II ступени РН «Союз-2.1 в»
- 09.07.2014 г. Первое ЛКИ РД-0124А в составе II ступени РН «Ангара-1.2ПП»
- 23.12.2014 г. Первое ЛКИ РД-0124А в составе III ступени РН «Ангара-А5»
- Всего проведено 335 огневых испытаний с суммарной наработкой более 80 тыс. с на:
- двигателях 14Д23- 33 экз.
 - двигателях РД-0124А -17 экз.
 - пусков РН «Союз» и «Ангара»-3А

Сотрудники КБХА, внесшие наибольший вклад в создание двигателя РД-0124А

- | | |
|-------------------|---|
| Рачук В. С. | - генеральный директор-генеральный конструктор КБХА |
| Козелков В. П. | - главный конструктор двигателя |
| Горохов В. Д. | - главный конструктор двигателя |
| Плис А. Г. | - зам. главного конструктора двигателя |
| Бородин В. М. | - ведущий конструктор темы |
| Фукс И. И. | - ведущий конструктор |
| Баринштейн Б. М. | - ведущий конструктор |
| Гурин В. В. | - ведущий конструктор темы |
| Фомин В. М. | - ведущий конструктор темы |
| Рубинский В. Р. | - главный конструктор по «горячим агрегатам» |
| Бондарь А. И. | - главный конструктор по САЗ |
| Кравченко А. Г. | - ведущий конструктор по ТНА |
| Пригожин В. И. | - директор испытательного комплекса |
| Коваль А. И. | - главный инженер испытательного комплекса |
| Фещенко А. И. | - директор завода ракетных двигателей |
| Ростиславин А. Б. | - директор завода ракетных двигателей |
| Боровских С. Н. | - зам. директора завода ракетных двигателей |
| Анохин В. А. | - бригадир слесарей-сборщиков |
| Гусев В.Н. | - бригадир слесарей-сборщиков |

9.3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ «АНГАРА»

Одним из ведущих ракетно-космических предприятий России по созданию систем управления для ракет-носителей, разгонных блоков, космических аппаратов и др. является ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина».



Межирицкий Ефим Леонидович

Генеральный директор Научно-производственного центра автоматики и приборостроения им. академика Н. А. Пилюгина, доктор технических наук, доцент, награжден медалью ордена «За заслуги перед Отечеством» II степени, медалью «В память 850-летия Москвы», орденами Украины: князя Ярослава Мудрого V степени, «За заслуги» III степени, лауреат Государственной премии СССР, Государственной премии РФ, премии Правительства, заслуженный испытатель космической техники, «Заслуженный работник ракетно-космической промышленности», академик Российской академии космонавтики, награжден почетной грамотой Правительства РФ, благодарностью Правительства РФ, знаком отличия «За безупречную службу городу Москве», награжден ведомственными наградами Роскосмоса и медалями Федерации космонавтики

Е.Л. Межирицкий внес решающий вклад в создание СУ РН «Ангара»

Более чем полувековая история предприятия-значительный путь от создания систем управления для первых отечественных баллистических ракет до разработки современных автоматизированных систем управления космических и ракетных комплексов.

Уникальность НПЦ АП заключается в том, что процесс разработки, изготовления, испытаний, и ввода аппаратуры системы управления в эксплуатацию происходит в рамках одного предприятия, что позволяет Центру обеспечить оперативность, качество и приемлемую стоимость разрабатываемой аппаратуры.

В основных достижениях страны в области освоения космоса и обеспечения обороноспособности коллектив НПЦ АП принимает достойное участие.

С 1963 года коллектив НПЦ АП под непосредственным руководством Н.А. Пилюгина разработал СУ лунной «царь-ракеты» Н-1, многоразовой космической системы «Буря», ракет-носителей семейства «Протон» и «Зенит», разгонных блоков типа ДМ, стратегических ракет.

На базе школы Н.А. Пилюгина коллектив НПЦ АП принимал участие в программе кардинального обновления парка космических средств выведения. Это «Протон-М», «Фрегат» с модификациями, «Морской старт», «Наземный старт», «ДМ-03».

За последние 10 лет предприятие участвовало в подготовке и пуске более 300 изделий различного назначения. Из всех этих пусков только один оказался аварийным по вине СУ на этапе летно-конструкторских испытаний.

Системы управления перспективных ракетно-космических комплексов, решая все более широкий круг задач, должны выполнять их со значительно более высокой точностью. Поэтому од-

ним из основных направлений развития СУ средств выведения является внедрение аппаратуры спутниковой навигации (АСН) с использованием интегрированной системы ГЛОНАСС. Основная цель такой интеграции - достижение совершенно нового уровня точности доставки полезной нагрузки на орбиты независимо от сложности схемы выведения. Особенно когда речь идет о космических средствах выведения-договорящихся объектах с необратимым характером процессов управления, от чего даже локальное нарушение достоверности навигационных данных совершенно недопустимо.

Всего за 70 лет своего существования предприятие разработало более 70 автономных систем управления для различных ракетных комплексов.

Главным достижением НПЦ АП последних лет в космической сфере стало создание систем управления для ракет-носителей семейства «Ангара», обеспечивших в 2014 году первые успешные испытательные пуски РН легкого и тяжелого классов «Ангара-1.2ПП» и «Ангара-А5».

В постановлении Правительства РФ о создании КРК «Ангара», подписанном в 1995 году, разработка системы управления возлагалась на НПЦ АП.

Работа по созданию КРК «Ангара» велась до 2003 года практически в рамках модернизации ее двухступенчатого варианта «Ангара-1.1».

В 2003 году ГКНПЦ им. М. В. Хруничева принял решение о приоритетной разработке основной модификации КРК «Ангара»-«Ангара-А5». В основу разработки структурной схемы и приборного состава СУ «Ангара-А5» были заложены аппаратные и программные решения, хорошо зарекомендовавшие себя при эксплуатации КРК «Морской старт», «Фрегат», «Протон-М».

При проектировании структурной схемы и приборного состава КРК «Ангара» большое внимание уделялось созданию универсальных приборов и контейнеров, позволяющих, не изменяя приборный состав отдельных ступеней, создавать различные конфигурации РН семейства «Ангара» («Ангара-1.2», «Ангара-А3», «Ангара-А5»). Универсальное программное обеспечение позволяло проводить весь объем испытаний, задавая определенный код, соответствующий режиму данной конфигурации РН.



Морозов Владимир Владимирович

Заместитель генерального конструктора, начальник отделения

Бортовая аппаратура системы управления РН «Ангара-А5»

БАСУ является автономной, строится на базе БЦВМ и обеспечивает решение задач по выведению груза на орбиты с заданной точностью и параметрами в течение гарантированного срока ее эксплуатации.

Табл. 9.3.1.

Параметры	Обозначение, размерность	Отклонение параметров орбиты при выведении средствами РН (Нкр Н=200 км, $i=90^\circ$)
Высота орбиты	Н, км	$\pm 3,5$
Период обращения	Т, с	$\pm 2,5$
Наклонение	i, углов, мин.	$\pm 2,0$
Долгота восходящего угла	Q, углов, мин.	$\pm 3,0$

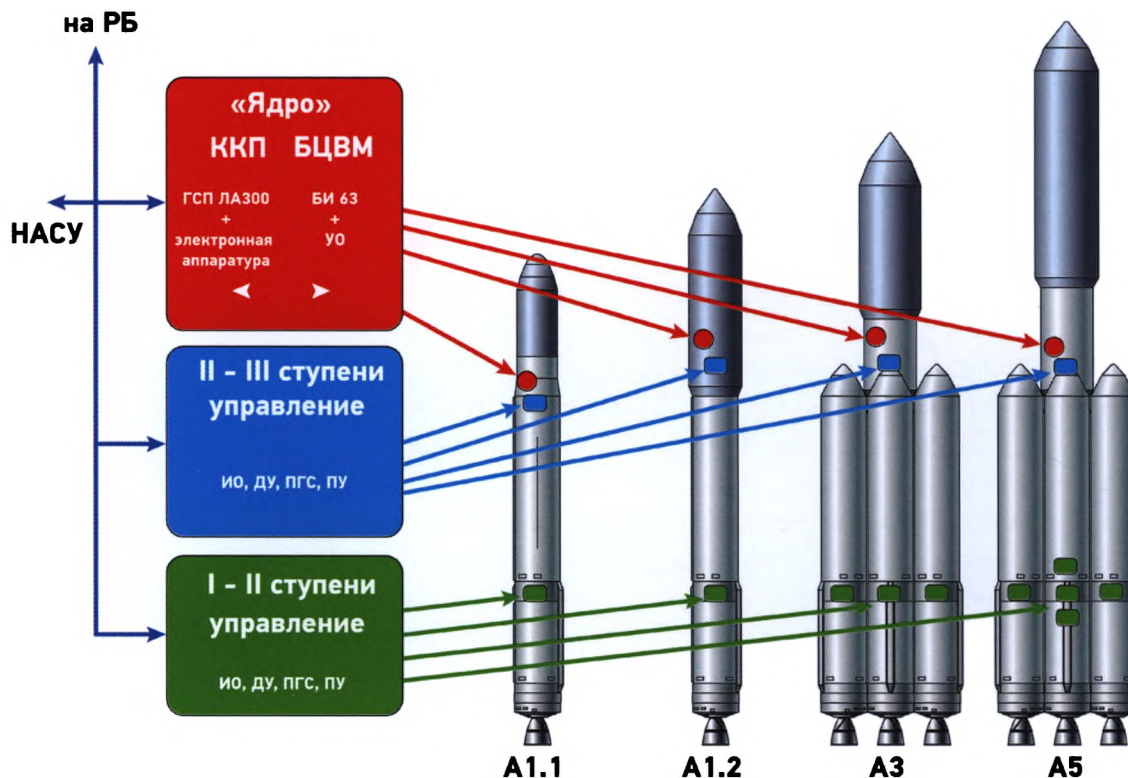


Рис. 9.3.1. Структура СУ семейства РН «Ангара»

Кроме того, БАСУ:

- реализует управление бортовыми системами и агрегатами в соответствии с циклограммой функционирования РН;
- обеспечивает электропитанием системы и агрегаты РН;
- совместно с НАСУ осуществляет проверки РН предусмотренные в КИС завода-изготовителя и на ТК, а также все режимы подготовки на СК и пуск РН;
- осуществляет азимутальное прицеливание.

В режимах калибровки, контрольных испытаний и предстартовой подготовки в автоматическом режиме проводится калибровка параметров гироскопов, акселерометров, проверка выставки чувствительных элементов в предстартовое положение, ввод поправок на систематические погрешности, а также выявление неисправностей в процессе проведения режимов.

В состав бортовой аппаратуры БАСУ входят:

- бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК);
- комплекс командных приборов (ККП);
- приборы управления собственной аппаратурой, исполнительными органами (ПЗ, ЭПК) и аппаратурой смежных бортовых систем;
- бортовая кабельная сеть (БКС);
- приборы контроля параметров БАСУ и смежных систем при испытаниях и в полете;
- химические источники тока (бортовые аккумуляторные батареи).

Бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) представляет собой совокупность программно-аппаратных средств, выполняющих задачи управления и координации логических действий посредством сбора, преобразования, хранения, передачи информации и выдачи управляющих воздействий на исполнительные органы.

Бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) является ядром БЦВК и предназначена для управления движением РН, для управления бортовыми системами, для контроля полета

и формирования цифровой телеметрической информации. При решении этих задач выполняются арифметические, логические операции и операции обмена информацией с внешними абонентами.

В состав БЦВМ входят следующие устройства:

- системный блок;
- программно-временное устройство;
- согласующее устройство канала ввода-вывода.

Комплекс командных приборов решает следующие задачи:

- создание базовой инерциальной системы координат;
- выставка чувствительных элементов акселерометров в предстартовое положение;
- стабилизация в инерциальном пространстве чувствительных элементов акселерометров;
- измерение приращений проекций вектора кажущейся скорости изделия на оси чувствительности акселерометров;
- выдача в систему управления информации об угловом положении РН относительно базовой инерциальной системы координат;
- прицеливание с использованием автономных методов;
- выдача БАСУ телеметрической информации.

Бортовая кабельная сеть обеспечивает электрические связи:

- между аппаратурой БАСУ;
- между аппаратурой БАСУ, смежными системами, с исполнительными органами, с автоматикой ДУ и блоков РН;
- БАСУ с НАСУ;
- цепи силового электрического питания БАСУ и смежных систем. Все они объединены в бортовую кабельную сеть (БКС). БКС состоит из 21 типа комплектов кабелей.

В состав БАСУ вошли:

- 7 отдельных приборов (два типа ДУС и ГСП);
- 27 контейнеров 9 типов с входящими в них 326 приборами 56 типов;
- 42 комплекта БКС 21 типа;
- 7ХИТов 3 типов.

Номинальная масса БАСУ по ступеням РН приведена в таблице 9.3.2.

Табл. 9.3.2.

Составляющая	Боковые блоки (1-я ступень)		ЦБ (2-я ступень) (кг)	3-я ступень (кг)	РН «Ангара-А5» (кг)
	1 (кг)	4 (кг)			
Аппаратура	78,9	315,6	108,86	149,7	574,16
ХИТ	15,2	60,8	15,2	41,0	117,0
БКС	90,76	363,04	209,8	121,4	694,24
Сумма БАСУ	186,86	739,44	333,86	312,1	1385,4



Назьмов Ростислав Борисович

Начальник отделения



Новикова Татьяна Игнатьевна

Начальник отдела

Наземная аппаратура системы управления

При разработке наземного проверочно-пускового комплекса для семейства РН «Ангара» максимально использовались аппаратурные решения НППК, которые хорошо себя зарекомендовали в КРК «Протон-М». Одновременно разрабатывалась система контроля и диагностики (СКД) бортовой СУ. Новая структура распределения функций контроля между бортовой и наземной аппаратурой позволила минимизировать связь между бортовой и наземной аппаратурой и оптимизировать контроль.

Для сведения к минимуму влияния «человеческого фактора» введен «диалоговый режим», обеспечивающий однозначный выбор того или иного режима работы с изделием на технической или стартовой позициях. Оператор, пользуясь только двумя кнопками, выбирает необходимую конфигурацию РН и нужный испытательный режим из предлагаемого перечня, а затем, нажав кнопку «Пуск», запускает выбранный режим.

Проверочные испытания были разбиты на три этапа:

- проверка целостности цепей и отсутствия связей между гальванически разобщенными цепями, правильность сборки электрической схемы СУ;
- поканальная проверка всех автономных функциональных трактов СУ;
- комплексная проверка взаимодействия всех функциональных трактов СУ и бортового ПО в режимах, максимально приближенных к штатной работе.

Предлагаемая методика испытаний позволила обеспечить высокую безопасность работ и требуемую глубину контроля и диагностики.

Испытания проводились в автоматическом режиме без вмешательства оператора. При этом проводился анализ результатов испытаний с переходом на выполнение отбойных циклограмм для предотвращения аварийных ситуаций в случае обнаружения неисправности СУ.

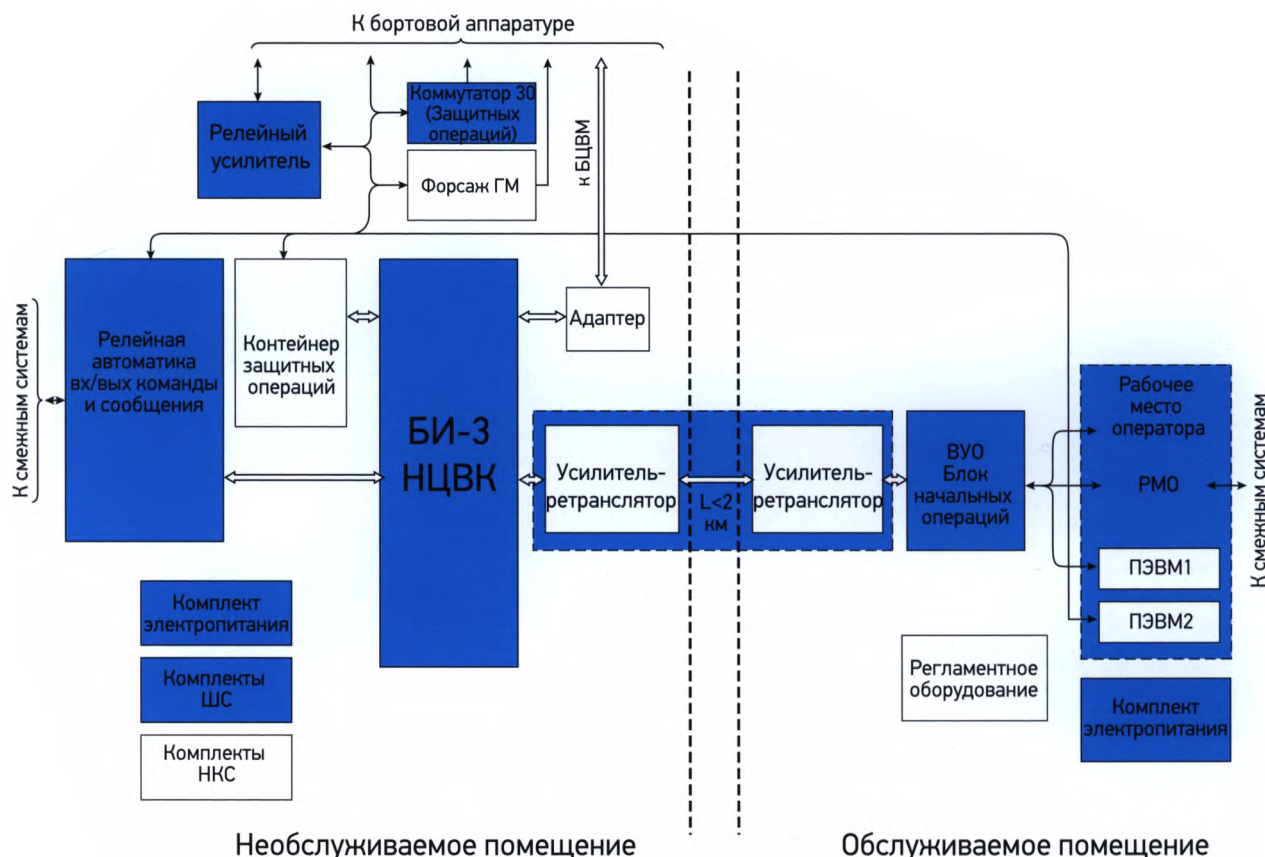


Рис. 9.3.2. Структурная схема и приборный состав НАСУ

Анализ результата контроля и диагностики, регистрация, отображение, документирование выполняли НППК и бортовая система телеметрических измерений. Такое построение СКД позволило существенно сократить связи между бортовой и наземной аппаратурой, снизить массу, получить экономию средств за счет уменьшения состава наземной аппаратуры, повысить надежность и помехозащищенность информационных потоков путем использования штатной трехканальной цифровой связи между БЦВМ ракеты-носителя и НЦВК.

Выработка необходимых стимулирующих воздействий, сбор и обработка ответных реакций бортовой аппаратуры была возложена на БЦВМ.

Программное обеспечение

В соответствии с ТЗ разработка ПО приводилась одновременно с разработкой аппаратуры по отдельным функциональным группам, которые из-за своей специфики отличаются методами разработки, используемыми для этого различными языками высокого уровня, методами отработки и испытаниями.

Общим для различных групп ПО является следующая последовательность их создания:

- наличие и анализ исходных данных;
- разработка алгоритмов и выпуск на них документации;
- программирование алгоритмов и их автономная отработка;
- отработка и проведение ЛОИ и СОИ групп ПО;
- функциональное объединение групп ПО в модели памяти (в соответствии с согласованными схемами деления) и их изготовление;
- проверки подготовленных к эксплуатации носителей программного обеспечения.

Так как структура вычислительной системы в СУ РН семейства «Ангара» содержит: БЦВС-НЦВС-ПК (два на УСК и один на ТК), то МО каждого режима (кроме полета) состоит из ПО каждой из трех вычислительных систем, которые увязаны между собой алгоритмически в соответствии с назначением аппаратуры и синхронизированы функционально.

Были созданы следующие функциональные группы ПО.

Разработаны программы, входящие в ПО общесистемного характера, в которую входят: операционные системы, программы, организующие вычислительные процессы, а также программы, обеспечивающие взаимное функционирование БАСУ и НАСУ во всех режимах.

К отдельным специфическим разработкам ПО, относящимся как к испытательным, так и штатным режимам, следует отнести:

- алгоритмы и ПО для самопроверки ЦВМ, которое используется при каждом включении ЦВМ;
- алгоритмы и ПО для управления и проверок КИП. Это ПО предназначено для подготовки ККП к полету, используется в штатных режимах КНСГ и ПСП и применено в испытательном режиме КИ. В длительном (до 4 часов) автоматическом режиме ПО осуществляет точность проверки чувствительных элементов ГСП и их установку в стартовое положение. При неправильном функционировании ККП формируется признак «Отбоя» штатного режима. На базе разработанных алгоритмов создано ПО испытательных режимов:
- защитных операций (30)-Д общих режима;



Трунов Юрий Вадимович

Начальник отделения

- проверочных включений (ПВ)-3 общих режима, 11 режимов на каждом ББ, 14 режимов на ЦБ и 12 режимов на 3-й ступени;
- калибровки и ПВ ККП-2 режима;
- комплексных испытаний (КИ) и обеспечивающий их режим загрузки флеш-памяти - в трех вариантах, которые обеспечивают проведение испытательных и штатных режимов.

ПО штатных режимов.

К штатным режимам относятся: режим КНСГ, режимы ПСП и полета.

Разработка алгоритмов и всех групп ПО для испытательных и штатных режимов проводилась в течение всего периода интенсивных работ по созданию СУ РН «Ангара-А5» - с 2007 года по 2012 годы. Практически основной объем разработок и отработок был проведен трижды из-за изменений, проведенных головной организацией в «Циклограмме функционирования РН «Ангара-А5», которая является определяющим видом ИД для всех комплексных режимов функционирования СУ.

Наиболее важной и сложной составной частью режима полета является комплекс программ управления движением-КПУД. КПУД начинает работать при ПСП. Основное функционирование СПО, обеспечивающих управление РН в полете (КПУД) начинается с момента ОТП (примерно за 5 секунд до КП). КПУД в соответствии с требованиями решает следующие основные задачи при взаимодействии БАСУ со смежными системами и агрегатами РН и УСК:

- ПСП и ПУСК РН с момента первого включения системы управления на УСК;
- управление движением РН с учетом данных на пуск, вводимых в полетное задание (ПЗ);
- выполнение специального маневра увода РН на первых секундах полета с целью защиты стартовых сооружений;
- управление работой агрегатов ПГСП ДУ и СУРТ согласно циклограмме ПОЛЕТА с учетом данных на пуск;
- реализация алгоритмов ПГСП, СУРТ и управления ДУ и выдача необходимых команд, в том числе и для обеспечения наиболее полной выборки запасов топлива (по алгоритмам, разработанным головной организацией);
- управление процессами сброса головного обтекателя, разделения ступеней РН и отделения космических аппаратов или разгонных блоков от РН согласно циклограмме ПОЛЕТА с учетом данных на пуск;
- управление выдачей необходимых команд и информации в РБ и КА согласно циклограмме ПОЛЕТА;
- управление движением центра масс и вокруг центра масс РН, позволяющее обеспечить выведение КГЧ в заданную точку орбиты с заданными предельными отклонениями параметров;
- стабилизация РН по углам тангажа, вращения (крена) и рыскания на всех участках полета РН с учетом действия возмущающих моментов;
- реализация программного разворота в канале крена для совмещения плоскости I-III с плоскостью стрельбы и программного разворота в канале тангажа для выполнения граничных условий и обеспечения необходимых условий для приведения отработанных ускорителей в отведенные поля падения.



**Присс Георгий
Моисеевич**

Ведущий специалист

Разработаны идеология, структура, форма и расчет разделов технологических данных на пуск (ДНП).



Вед. инженер С.В. Кузнецов, нач. лаб. А.Л. Рубен и вед. инженер А.В. Беликов проводят стыковку бортового вычислительного комплекса перед проведением приемо-сдаточных испытаний летного комплекта БАСУ РН «Ангара-А5».

На основании анализа ИД определен состав данных, которые необходимо включить в полетное задание в части баллистики.

Надежность

Требования к надежности СУ РН следующие: вероятность безотказной работы (ВБР) на этапе ПСП и пуске и на этапе полета должна быть не менее 0,999 при условии, что:

- время от последней проверки БАСУ на ТК до пуска не более 20 дней;
- время от последней проверки НАСУ на УСК до начала ее работы не более 5 дней;
- время работы СУ на УСК не более 5 дней.

Надежность БАСУ обеспечивается на всех этапах ее создания. Выполнение требуемых характеристик надежности обеспечивается проведением комплекса мероприятий, контролируемых методом факторного подхода. Факторный подход заключается в выявлении определяющих надежность факторов, их ранжировании по степени влияния на надежность и в разработке мер, направленных на ослабление влияния на надежность негативных факторов.

Надежность СУ зависит от следующих факторов:

- надежность выбранной элементной базы;
- условия работы элементной базы в составе аппаратуры;
- структурная избыточность (резервирование);
- надежность программного обеспечения;
- качество отработки аппаратуры и программных средств;
- технология проверок аппаратуры в эксплуатации.

Надежность элементной базы является фундаментом для создания высоконадежной аппаратуры.

При выборе элементной базы предпочтительными являются элементы с индексом «ОС», способные обеспечить высокую нагрузочную избыточность, стабильность параметров и высокие уровни минимальной наработки.

При отсутствии поставок электрорадиоизделий (ЭРИ) с приемкой «ОС» или «ОСМ» в аппаратуру устанавливаются электрорадиоизделия с приемкой «ПЗ» после проведения 100% входного контроля.

В бортовой аппаратуре рассматриваемой СУ (БАСУ) используется более 100 тыс. ЭРИ. ЭРИ полупроводникового типа (интегральные схемы, транзисторы, диоды) составляют около 30%, неполупроводниковые ЭРИ (реле, конденсаторы, резисторы и др.) – более 70%.

Другим важным средством обеспечения надежности аппаратуры является использование элементной базы в облегченных по сравнению с ТУ условиях (режимах) работы в составе аппаратуры.

Комплектуемые изделия в составе БАСУ используются с коэффициентами нагружения по току, напряжению и мощности, не превышающими 0,8 от допустимых по ТУ; температура комплектующих изделий ниже допустимой на 15-20 °С.

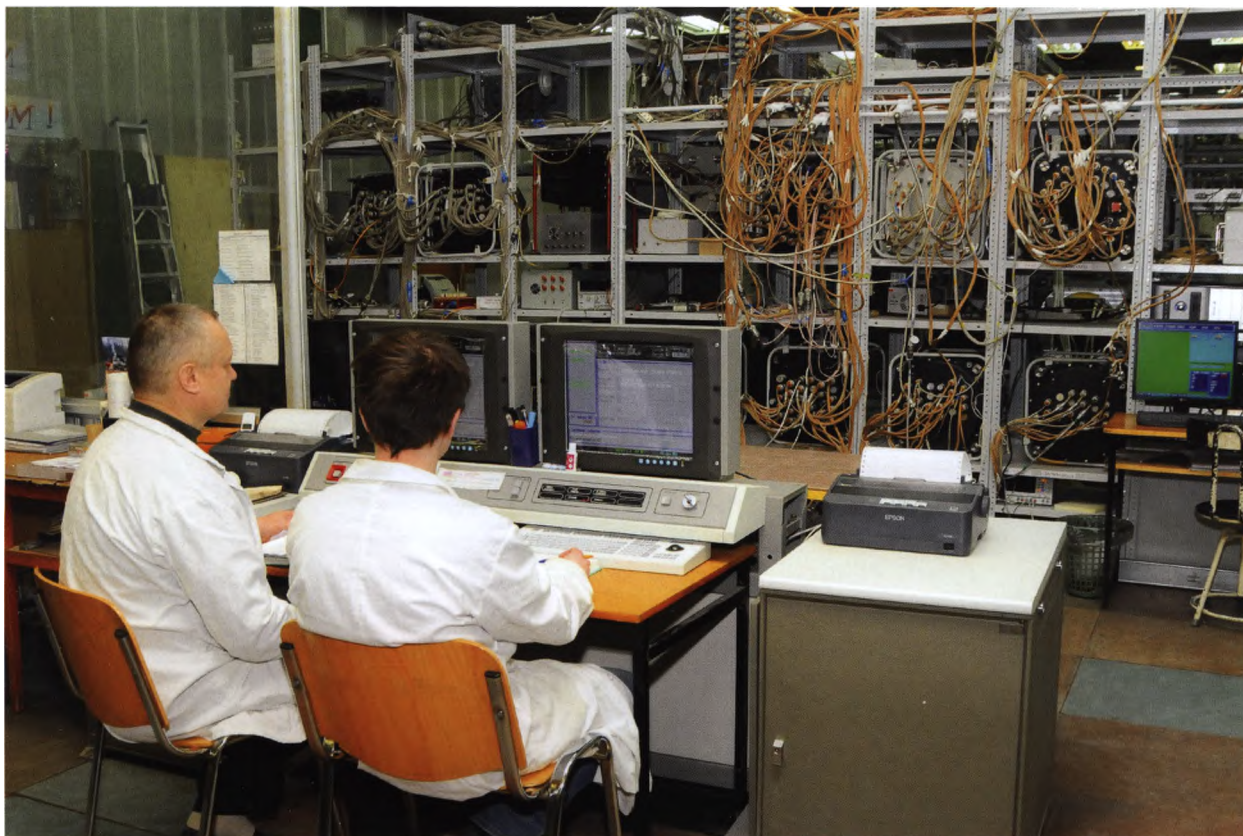
Основными методами обеспечения заданной надежности являются методы введения избыточности или резервирования.

Аппаратура БАСУ построена по принципу: «Любая одна возможная неисправность в каждом структурно независимом функциональном тракте не должна приводить к потере ее работоспособности».

В БАСУ используется как общее резервирование (резервирование на уровне функциональных трактов и устройств), так и раздельное резервирование (резервирование на уровне отдельных частей устройств). Одноканальные звенья устройств троировуются и соединяются по



Нач. группы А.Ю. Домарев объясняет инж.2к. П.А. Малинину способы ориентации ККП (ГСП) с помощью поворотного стола



Вед. инженеры А.Н. Маегов и А.А. Гусев проводят режим «Приемо-сдаточные испытания (ПРСИ) РН «Ангара» - «Контрольный набор стартовой готовности»

мажоритированной схеме «два из трех» (устройства ЦБК, преобразователи информационных трактов и трактов управления и т.д.). Такое построение аппаратуры позволяет выявить неисправное звено, исключить его из работы аппаратуры и обеспечить высокий уровень отказоустойчивости.

Отработочные испытания-важнейший этап выявления дефектов и недостатков, внесенных в процессе разработки. Отработочные испытания СУ проводились в соответствии с комплексной программой экспериментальной отработки (КПЭО), являющейся составной частью программы обеспечения надежности.

КПЭО предусматривает большой объем отработочных испытаний на различных уровнях сложности: на уровне приборов (ЛОИ, СОИ-А), программного обеспечения (ЛОИ, СОИ-ЦМК), функциональных трактов СУ (ЛОИ, СОИ-К) и в составе изделия.

Существенное влияние на надежность СУ оказывает действующая в эксплуатации технология испытаний аппаратуры СУ, предусматривающая диагностический контроль аппаратуры и восстановление ее по результатам контроля при подготовке РН к пуску.

Каждому пуску предшествуют комплексные испытания СУ, каждым комплексным испытаниям предшествуют поканальные проверки функциональных трактов, их резервирования (за 20 дней до пуска для БАСУ и за 5 дней до пуска для НАСУ).



**Сошин Николай
Владимирович**

Начальник отдела

В соответствии с расчетами показателей надежности, проведенными для СУ РН «Ангара-А5» вероятность безотказной работы СУ РН «Ангара-А5» на этапе ПСП и пуска составляет 0,9993, а на этапе полета-0,9997.

Особенности проведения ОКР

Главной особенностью рассматриваемой ОКР является то, что основное ТЗ, созданное во исполнение ТТЗ № К-00665 (от 31.07.96 г.), предусматривает разработку семейства РН «Ангара». В семейство входят РН легкого, среднего и тяжелого класса. Наличие ТЗ на СУ для семейства РН, в котором приведены основные и принципиальные требования к СУ, предусматривает также наличие ТЗ на СУ для конкретной РН. В таком ТЗ возможны дополнительные требования к СУ.

Помимо упомянутых требований, при создании СУ для РН «Ангара-А5» использовались исходные данные, содержащие как характеристики ракеты в целом, так и данные по отдельным системам, сопрягаемым с СУ. Перечень этих ИД содержит 61 документ.

В 2012 году (исх. № 315/2245 от 05.05.12 г.) получен «Перечень изменений ТЗ и исходных данных для разработки СУ РН «Ангара-А5».

В 2013 году (исх. № К315/Д758 от 01.08.13 г.) и в 2016 году (исх. № К315/1277 от 18.03.14 г.) были получены перечни новых изменений. Изменения различной степени значимости касались ИД, в основном относящихся к КПУД, и должны быть учтены в СУ при адаптации.

Одно из основных требований предусматривает наличие двух частей в составе СУ каждой РН: БАСУ и НАСУ. Причем БАСУ для каждой РН создается с «максимально возможной преемственностью по приборному составу и ПМО», а НАСУ должна быть создана как универсальная испытательно-пусковая аппаратура РН семейства «Ангара».

В результате первичные требования к СУ, приведенные в ТТЗ на КРК существенно изменились и для оценки результатов выполнения требований к СУ следует использовать уточненные формулировки из ТЗ и дополнений к ним.



Ведущие инженеры А.Н. Моегов и А.Л. Гусев анализируют ненорму, полученную в результате проведения включения функционального тракта ЭПК агрегатного модуля

глава 9. Двигатели и система управления

Изменились требования по взаимодействию СУ с автоматикой РН, ДУ и другими смежными системами. Эти изменения оформлялись техническими решениями, протоколами и корректировками ИД. Общее количество таких решений более 30. Их пик пришелся на период 2010-2012 гг. Эти изменения отражались как на конструкциях и схемах аппаратуры СУ, так и на алгоритмах и ПО режимов.

Существенно изменилось функционирование РН, ДУ и других систем при предстартовой подготовке и в полете. Эти изменения отражались в «Циклограмме функционирования РН «Ангара-А5», которая является одним из основных видов ИД для разработки алгоритмов и ПО испытательных и штатных режимов работы СУ. «ЦГ функционирования РН «Ангара-А5» менялась и корректировалась 11 раз.

Не считая большого количества частных изменений ИД по СУРТ и ИСАД от головной организации, основные ИД для разработки КПУД изменялись трижды. Введение изменений в ТЗ и ИД проводилось без координации с этапами создания СУ, что вызывало изменение аппаратуры, алгоритмов и корректировок ПО. Это приводило к повторению значительных объемов отработочных испытаний, ЛОИ и СОИ.

Одновременно с основными разработками СУ для РН семейства «Ангара» на их базе проводились и были завершены.

В период с 2004 по 2013 г. - разработки, изготовление СУ и осуществление трех пусков РН «КСЛВ-1».

В период с 2007 по 2013 г. - разработка и изготовление СУ для РН «Ангара-1.2ПП».

Результаты этих работ полезны для оценки принципов и отдельных технических решений, примененных при создании КРК «Ангара». Так, первая ступень РН «КСЛВ-1» создана путем



Коллектив испытателей систем управления РН семейства «Ангара».

Сидят: В. И. Повальное, В. Л. Ерофеев, О. В. Золотова, А. В. Беликов. Стоят: А. А. Савостьянов, В. П. Савостьянов, С. В. Кузнецов, А. А. Г | /сев, А. Ю. Мельник, А. Н. Маегов, А. А. Рубен, А. Ю. Домарев, В. А. Потапов, П. А. Малинкин

модификации ЦБ, а СУ с использованием принципов и аппаратуры СУ РН «Ангара-А5», что привело к тому, что ряд приборов и контейнеров БАСУ, включая ее «ядро» (ККП и БЦВМ), стали общими для СУ этих РН. Таким образом, эксплуатация и три пуска РН «КСЛВ-1» дали весьма полезные материалы для оценки разработки СУ РН «Ангара-А5», и показали отсутствие замечаний к принципам создания аппаратуры и ПО, а также к конкретным решениям в БАСУ и НАСУ. Также положительно следует оценить результаты испытаний в КИС РКЗ и на ТК БАСУ в составе первой и второй ступеней РН «Ангара-1.2ПП», аппаратура которой и ПО испытаний аналогичны БАСУ РН «Ангара-А5».

«КСЛВ-1»

Разработка системы управления для первой ступени ракеты-носителя «КСЛВ-1» (СУ-1 РН «КСЛВ-1») велась в соответствии с техническим заданием ГKNПЦ им. М. В. Хруничева (ТЗ-СУ-1 РН «КСЛВ-1»—2005) на основании договора от 13 марта 2005 года.

В состав согласованного ТЗ входят дополнительные материалы, конкретизирующие отдельные требования к СУ-1 по сопряжению с другими системами и содержащие характеристики РН, его двигательной установки, элементов и агрегатов ПГСП, наземных систем, связанных с СУ-1, а также условий испытаний, подготовки и пуска РН «КСЛВ-1».

Характерные особенности разработки СУ-1

Особенности БАСУ

Значительно повлияли на облик БАСУ, алгоритмы ее работы и ПМО следующие особенности РН «КСЛВ-1».

- Первая ступень РН «КСЛВ-1» и ее БАСУ предназначены для выведения второй ступени с полезной нагрузкой в заданную точку пространства. Выбранная траектория и первые секунды полета после старта требуют от СУ-1 выполнения ряда ограничений и условий, усложняющих процессы управления движением.
- Применение нового типа шаговых электроприводов для регулирования режимов работы ДУ151, усложненная в том числе и этим циклограмма запуска ДУ и необычно затянутый перевод ДУ на режим конечной ступени тяги создали трудности в разработке алгоритмов и ПМО, реализующих эти процессы.
- Силовые приводы исполнительных органов по каналам тангажа, рысканья и вращения (крена) работают от давления газов, отбираемых от ДУ151, т.е. неподвижны на всех этапах подготовки РН и не имеют электрической обратной связи.
- В РН «КСЛВ-1» регулирование давления для наддува баков осуществляется новой в ракетной технике системой ИСАД-ПГСП.
- СУ-1 взаимодействует (в полете и при испытаниях) с системой управления второй ступени и с системой безопасности, стоящей там же. Электрические схемы и алгоритмы взаимодействия СУ-1 и СУ-2 оригинальны.

Эти основные особенности привели к необходимости разработки новых алгоритмов и ПМО, в первую очередь, для управления движением РН в полете, а также к разработке новых испытательных и штатных режимов и ПМО.

Потребовалась разработка двух новых контейнеров и БКС для БАСУ СУ-1.

Особенности, относящиеся к НАСУ

- Испытания, подготовка к пуску и пуск РН «КСЛВ-1» ведутся со специально создаваемых для этого рабочих мест на новых объектах (КИС, СБК и СК).
- СБК и СК оснащены первичным электропитанием напряжением 220/380В, с впервые примененной частотой-60 Гц.

Глава 9. Двигатели и система управления

- На СК расстояние (по кабелю) между подпольным помещением и командным пунктом - около 5 км.

Выполнены полностью все этапы ОКР. Работы проводились в соответствии с директивными документами по согласованному графику.

- Выполнены и согласованы проектные работы и руководящая документация. Разработана вся конструкторская, технологическая и эксплуатационная документация. Выполнены необходимые расчетные работы.
- Изготовлены полные комплекты БАСУ и НАСУ. Создан полноразмерный испытательный стенд. Определены испытательные и штатные режимы работы СУ-1, разработаны их алгоритмы и программно-математическое обеспечение.
- Разработаны программы-методики для всех видов отработочных испытаний, проведены все виды отработочных испытаний, по ним выпущены отчеты, по результатам отработочных испытаний проведена корректировка КД, ТД, ПМО, ЭД и поставленной для ЯКИ аппаратуры.
- Выполнены все работы, предусмотренные ПОН, КПЭО и ПОБ.



Иванов Борис Иванович

Начальник отдела

За период 2008-2011 гг. была разработана, отработана и дважды прошла ЯКИ СУ в составе РН «КСЛВ-1». Третий раз - в январе 2013 года. Первая ступень этой РН создана путем модификации ЦБ, а СУ с использованием аппаратуры и принципов, заложенных в СУ РН «Ангара-А5».

Это привело к тому, что аппаратура системы управления, включая «ядро» БАСУ (ККП и БЦВМ), являются общими для СУ РН семейства «Ангара». Таким образом, эксплуатация и ЯКИ РН «КСЛВ-1» дали полезные материалы для оценки разработки СУ РН «Ангара-1.2ПП», «Ангара-А5» и показали отсутствие замечаний к принципам создания аппаратуры и ПО, а также к конкретным решениям в БАСУ и НАСУ.

«Ангара-1.2ПП»

Основанием для разработки СУ РН «Ангара-1.2ПП» являются ТЗ-СУ-РНА1.2ПП-2009, директивные графики и договор.

Работы по разработке СУ РН «Ангара-1.2ПП» выполнены как составная часть ОКР по созданию семейства ракет-носителей «Ангара».

Основные особенности разработки СУ для РН «Ангара-1.2ПП».

- Целью ОКР является создание системы управления с максимально возможной преемственностью по приборному составу и программно-математическому обеспечению, разработанными и отработанными в составе СУ РН «Ангара-А5».
- Для испытаний и пуска РН «Ангара-1.2ПП» используется БАСУ, разработанная для РН «Ангара-А5» и являющаяся универсальной для РН семейства «Ангара».
- РН «Ангара-1.2ПП» имеет следующие отличительные особенности от разработанной к этому моменту РН «Ангара-А5» и ее СУ:
 - отсутствие боковых блоков ББ1 ...ББ4;
 - отсутствие выводимого на орбиту космического объекта;
 - оригинальная динамическая схема, присущая только этой РН;
 - установка на 1-й ступени двух аэродинамических рулей.



Е.Л. Межирицкий с сотрудниками НПЦ АП и представителем заказчика на УСК перед пуском РКН «Ангара-А5»

глава 9. Двигатели и система управления

В результате основными особенностями при создании СУ явились:

- возможность использования с незначительными доработками бортовой аппаратуры созданной для РН «Ангара-А5»;
- необходимость существенных доработок БКС;
- создание и отработка полностью нового комплекса программ управления движением и СПО испытательных и штатных режимов;
- создание своих вариантов общесистемной документации.

Созданная СУ характеризуется следующими данными.

Масса БАСУ (без БКС) составляет 322,26 кг $\pm 10\%$. По ТЗ масса БАСУ должна быть не более 360 кг.

В состав БАСУ входят:

- 7 отдельных приборов (ДУСы и ГСП);
- 11 контейнеров, с входящими в них 1А6 приборами;
- 9 комплектов БКС;
- 3 ХИТ.

По расчету, требования ТЗ к значениям ВБР для этапов ПСП и полета выполняются.

Создано СПО для:

- 5 режимов «Защитные операции»;
- 44 режимов ПВ отдельных ФТ;
- 6 общих наземных режимов;
- полета 2-ступенчатой РН с весовым макетом КГЧ.

КПУД обеспечивает выполнение всех требований ТЗ по управлению движением РН и регулированию ДУ, в том числе по точности параметров орбиты как в нормальном, так и в возмущенных режимах.

Гарантийный срок БАСУ-6 лет

Гарантийная наработка: 1000 ч для электронной аппаратуры,
500 ч для ГСП ПВ300НС.

Этапы ОКР.

Технический проект.

Разработка рабочей документации на опытные изделия.

Изготовление опытных изделий, автономные испытания и корректировка рабочей документации с присвоением литеры «О».

Выполнены в полном объеме и закрыты актами.

Разработанная СУ РН «Ангара-1.2ПП» удовлетворяет требованиям ТЗ-СУ-РНА1.2ПП-2009.

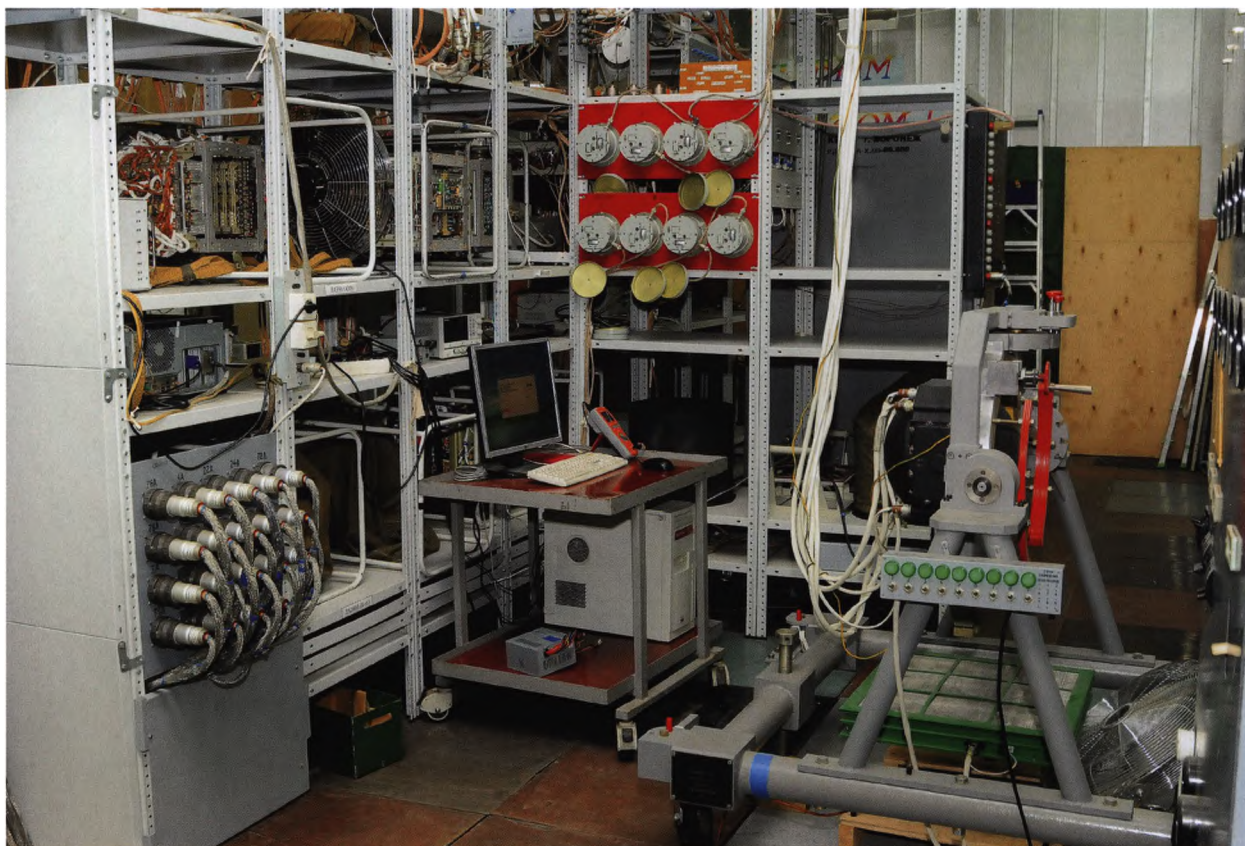
ЭД и необходимая КД поставлены в эксплуатирующие организации. НАСУ, введенная в эксплуатацию, и поставленные комплекты СПО пригодны к проведению комплексных испытаний, а после их положительного завершения к ЯКИ.

БАСУ в составе РН успешно прошла первые ЯКИ 09.07.2014 г.

Полноразмерный стенд испытаний

Комплексный электрический полноразмерный стенд испытаний ПРСИ СУ РН «Ангара-А5» создавался для отработки аппаратуры и ПМО БАСУ и НАСУ.

ПРСИ должен обеспечивать проведение предварительных испытаний в составе ЛОИ-К и СОИ-К, проведение испытательных и штатных режимов, проверку функционирования БАСУ и смежных систем в стыковочных испытаниях.



ПРСИ СУ РН «Ангара-1

В 2008 г. ПРСИ был укомплектован в полном объеме, за исключением АКА НИСИ (агрегируемый комплекс автоматизации испытаний наземных измерений) и АБСАЗ. Монтаж ПРСИ был практически завершен. В августе 2008 г. проведена аттестация ПРСИ СУ РН «Ангара-А5».

Программа-методика аттестации включала:

- защитные операции;
- проверочные включения;
- режимы КИ.

Результаты аттестации положительные, ПРСИ допущен к дальнейшим испытаниям.

На стенде начинался этап частных программ ЛОИ-К, СОИ-К в соответствии с разработанным перечнем.

На стенде было проведено большое количество частных программ. Программы и отчеты по результатам их проведения обязательно согласовывались с Заказчиком.

В процессе проведения частных программ ЛОИ-К, СОИ-К проводилась отработка аппаратуры и математического обеспечения. Программы велись для полной проверки всех испытательных режимов, проверки ЦВК, ККП и других. В режимах проверочных включений проводилась отработка стыковочных испытаний со смежными системами. Всего проведено более 40 программ ЛОИ-К, СОИ-К.

В июне 2008 г. выпускается техническое решение о создании стенда отработки СУ РН «Ангара-1.2ПП». Позднее выпускается



**Ерофеев Виктор
Леонидович**

Начальник комплексного
стенда

решение по составу СОИ-К СУ РН «Ангара-1.2ПП». Схема стенда ПРСИ СУ РН «Ангара-1.2ПП» закладывается в схеме ПРСИ СУ РН «Ангара-А5». Было оформлено ТР по технологии создания ПРСИ СУ РН «Ангара-1.2ПП».

В работе ПРСИ иногда возникали определенные сложности. Для проведения программ СОИ-А не был изготовлен комплект БАСУ. Было принято решение использовать по возможности аппаратуру комплекта БАСУ стенда ПРСИ, и это отражалось на сроках отработки.

Для ПРСИ не был изготовлен ЗИП бортовой и наземной аппаратуры, в связи с этим вместо простой замены прибора или контейнера приходилось их ремонтировать, что также отражалось на сроках отработки. В дальнейшем эта проблема постепенно исчезла, появились контейнеры, которые могли использоваться в качестве ЗИП.

Перед началом работ с изделиями «Ангара-1.2ПП» и «Ангара-А5» выяснилось, что при подаче питания на блоки управления рулевыми машинами в контейнерах ЛА162М-1 и ЛА162М, РМ этих изделий устанавливаются в нулевое положение с погрешностью, которая по расчетам теоретиков могла привести к тому что первая ступень РН «Ангара-1.2ПП» или боковые блоки РН «Ангара-А5» могли задеть пусковое устройство при пуске.

Срочно доработали схему блока управления рулевыми машинами ЛА115. Доработанный прибор испытали на ПРСИ. Были доработаны контейнеры ЛА162М-1 и ЛА162М из состава летных комплектов и ЗИП БАСУ.

Примерно к этому времени были завершены исследования по выяснению причины периодического сбоя в тракте съема информации с акселерометров. По результатам исследований, проведенных на стенде, был доработан ПЯ494 из состава контейнера ЛА290М. Доработка была отработана на ПРСИ и оперативно были доработаны контейнеры ЛА290М из состава летных комплектов и ЗИП БАСУ.

Этапы создания системы управления

август 2008 г.-октябрь 2008 г.	Аттестация ПРСИ «Ангара-А5»
ноябрь 2008 г.-декабрь 2012 г.	Частные программы ЛОИ-К «Ангара-А5»
январь 2013 г.-март 2014 г.	Частные программы СОИ-К «Ангара-А5»
параллельно с отработкой системы управления РН «Ангара-А5»	Создание ПРСИ «Ангара-1.2ПП»
	Частные программы ЛОИ-К «Ангара-1.2ПП»
	Частные программы СОИ-К «Ангара-1,2ПП»
ноябрь 2009 г.	ПСИ ЧАСУ «Ангара-А5»: ЧАСУ ТК
ноябрь 2009 г.	ЧАСУ УСК
декабрь 2009 г.	ЗИП ЧАСУ
ноябрь 2009 г., октябрь 2010 г., март 2013 г.	ПСИ БАСУ «Ангара-А5»
февраль 2013 г., ноябрь 2013 г.	ПСИ ЗИП БАСУ «Ангара-А5»
май 2011 г.	ПСИ БАСУ «Ангара-1.2ПП»
октябрь 2013 г.-апрель 2014 г.	Доработка приборов: ЛА162М-1 ЛА162М, ЛА290М
октябрь 2013 г.-апрель 2014 г.	ПСИ БАСУ с новыми приборами «Ангара-1.2ПП», «Ангара-А5»

Поставка комплектов БАСУ, НАСУ, ЗИП, СПО.

21.12.2009 г.	НАСУ и ЗИП для ТК и УСК
27.04.2010 г.	НАСУ «Ангара-А5» для КИС РКЗ
28.07.2010 г.	БАСУ «Ангара-1.2ПП»
24.09.2010 г.	БАСУ «Ангара-А5»
26.11.2010 г.	ЗИП БАСУ «Ангара-А5»
17.01.2013 г.	СПО БАСУ «Ангара-А5»
13.05.2014 г.	СПО БАСУ «Ангара-1.2ПП»

**Сотрудники НПЦ АП, внесшие наибольший вклад
в создание систем управления РН «Ангара»**

Межеричский Е. Л.	- генеральный директор
Морозов В. В.	- заместитель генерального конструктора, начальник отделения
Присс Г. М.	- ведущий специалист
Трунов Ю.В.	- начальник отделения
Назьмов Р. Б.	- начальник отделения
Иванов Б. И.	- начальник отделения
Ерофеев В. Л.	- начальник комплексного стенда
Новикова Т. И.	- начальник отдела
Сошин Н.В.	- начальник отдела
Сапожников А. И.	- первый заместитель генерального конструктора
Петренко А. Б.	- зам. генерального директора по производству
Орлов С. В.	- зам. генерального директора по качеству
Казимирчук Б. С.	- начальник лаборатории
Смирнов В. Н.	- начальник отдела
Кузовков Н. И.	- зам. начальника отдела
Бокарева Н.И.	- начальник лаборатории
Егорьев А. П.	- начальник лаборатории
Жучков А. Г.	- начальник отдела
Сычев Е. М.	- начальник лаборатории
Грачев М.В.	- начальник отдела
Кошевой С.Д.	- начальник группы
Шумовский Р. Ю.	- начальник отдела
Дишель В.Д.	- начальник лаборатории
Лазутин Н.Н.	- начальник отдела
Межуев Д. А.	- начальник лаборатории
Захаров А. Н.	- начальник группы
Федоров Д. Б.	- начальник лаборатории
Смирнов Е.С.	- начальник отдела
Онищенко Л. А.	- начальник отдела
Шмакова И. С.	- начальник группы
Герасимов Б. Н.	- начальник отдела

Корнев А. Г.
Булдаков М.А.,
Ефремов О. И.
Янчук Н.М.
Панов О.П.
Макаров В.Д.

- начальник цеха
- начальник цеха
- начальник цеха
- начальник отдела
- начальник отделения
- начальник лаборатории

ББК39г
Н-56
ISBN 978-5-903615-89-6

Генеральный конструктор
НЕСТЕРОВ
Владимир Евгеньевич

**КОСМИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС
«АНГАРА»**

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

ТОМ 1



Издательство «РЕМАРКО»
Генеральный директор Васильев С.Ю.
e-mail: remarkogroup@gmail.com

Подписано в печать 06.12.2018 г. Формат 60х90 1 /8.
Бумага мелованная. Гарнитура «Дин». Печ. л. 59.
Печать офсетная. Тираж 1500 экз.

Отпечатано в соответствии с предоставленными материалами
в ООО «ИПК Парето-Принт»
170566, Тверская область, Промышленная зона Боровлево-1, комплекс № 3А
www.pareto-print.ru Заказ № 09321/18

**МОСКВА
2018**

ISBN 978-5-903615-89-6



© Нестеров Владимир Евгеньевич. 2018
© ООО «РЕМАРКО». 2018.

