А.С. Башилов, М.И. Осин

ПРИМЕНЕНИЕ НАУКОЕМКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Учебное пособие

Издательство МАТИ

А.С. БАШИЛОВ, М.И. ОСИН

ПРИМЕНЕНИЕ НАУКОЁМКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Учебное пособие

Издательство МАТИ
Москва 2004

УДК 629.782

А.С. Башилов, М.И. Осин

Применение наукоёмких технологий в авиакосмической технике: Учебное пособие. – М.: МАТИ, 2004. – 404 с.

ISBN 5-93271-228-7

Рассмотрены проблемы проектирования, моделирования, испытаний и производства авиационно-космических комплексов, особенности конструкции авиакосмических аппаратов. Дано обобщение методов оптимизации и структурного синтеза с учетом факторов неопределенности и технического риска. Показана специфика электронного макетирования и процессов бесчертежного производства по безбумажной технологии. Рассмотрены вопросы обеспечения надежности. Сделан анализ проблем управления современным авиакосмическим предприятием. Использован опыт создания орбитального корабля «Буран» и его экспериментальных аналогов, а также проектирования авиакосмических комплексов нового поколения. Использованы также материалы лекций для студентов и инженеров по проблемам компьютерного проектирования авиакосмических систем. Книга предназначена для специалистов авиакосмических предприятий, аспирантов и студентов авиационных и ракетно-космических специальностей.

УДК 629.782

ISBN 5-93271-228-7

© А.С. Башилов, 2004
© М.И. Осин, 2004

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Башилов Александр Сергеевич, Генеральный директор ОАО «Научно-производственное объединение «Молния», Генеральный директор ОАО «Тушинский машино-строительный завод». Участник разработки, изготовления и испытаний планера орбитального самолета «Буран». Лауреат Премии Совета Министров СССР. Автор более тридцати научных работ. Кандидат технических наук. Действительный член и академик-секретарь секции «Авиакосмическая» Российской инженерной академии и действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. Председатель Совета директоров промышленных предприятий Северо-западного округа г. Москвы.

Осин Михаил Иванович. Заместитель по науке и инновациям Генерального директора, директор комплекса проектного поиска и Главный конструктор процессов компьютерного проектирования ОАО «Научно-производственное объединение «Молния». Участник разработки спускаемых аппаратов корабля «Союз» и аппаратов для посадки на планеты. Участник проектирования и изготовления планера орбитального самолета «Буран». Лауреат Премии Совета Министров СССР. Автор более ста двадцати научных работ, из которых шесть книг. Доктор технических наук. Автор курсов лекций по применению автоматизированного проектирования и методологии проектирования авиационно-космических аппаратов. Действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского.

Казалось, что пора обстоятельных монографий и учебных пособий по космонавтике осталась в прошлом, во временах расцвета ракетно-космической тематики. Венцом этого времени было создание и успешные испытания многоразовой системы «Энергия-Буран». Орбитальный корабль «Буран» – это вершина, которую в нашей стране «взяли» преждевременно, опередив время на десятилетия. Практически каждый второй ученый или инженер-авиастроитель и ракетчик сейчас утверждает, что он – один из активных создателей «Бурана». Уж очень почетна и эффектна решенная задача.

Эту книгу написали действительно создатели, но не орбитального корабля «Буран», а его наиболее сложной части – планера, то есть самолета, впервые автоматически возвращаемого из космоса на аэродром. В этой работе они заглянули вперед, создав методы математического и полунатурного моделирования режимов функционирования, формообразования деталей планера и теплозащиты по безбумажной технологии. Этим людям просто повезло: они оказались «на острие» новейших областей техники, их не ограничивали в средствах и лабораторно-испытательном оборудовании. Но они смогли быть достойны порученной им задачи. Они не только порождали новации, которыми отличается орбитальный самолет, но и параллельно проектировали авиакосмические комплексы второго поколения. Для этих работ обобщались международные соглашения – стандарты, совершенствовались процессы компьютерного проектирования и управления научно-производственным объединением.

Авторы смело вынесли на суд читателей свой опыт, то есть методы, алгоритмы и результаты проектно-исследовательских разработок по авиакосмической тематике и по конверсионным программам. Книга многоплановая. Читатель найдет в ней описания наукоемких разработок и технологий, и составит полное впечатление об уровне и разнообразных направлениях деятельности авиакосмических инженеров.

Декан факультета «Аэрокосмические конструкции
и технологии» МАТИ – Российский государственный
технологический университет им. К.Э. Циолковского
доктор технических наук, профессор

В.П. Соколов

ПРЕДИСЛОВИЕ

... Предисловие – это та часть книги, которую пишут в конце, помещают в начале и менее всего читают.

Х. Эшли. Инженерные исследования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1980

Мы живем в необычное время. Еще вчера казалось, что все в нашей стране рухнуло, что космонавтика и авиация никому не нужны, что школьники и студенты мечтают выучиться на бухгалтеров, экономистов, менеджеров банковских офисов. Яркие слова наших новых государственных мужей звучали тем более печально, что все понимали: никакой реальной поддержки гибнущей науке, инженерии и всему тому, что когда-то летало лучше, дальше и быстрее всех, не было и не ожидается. Даже долги за работы по «Бурану» не выплатили до сих пор. Видимо высокие руководители надеялись на то, что скоро их просто будет некому платить. Многие наши товарищи, чтобы прокормить семьи, пошли в охрану складов, офисов, занялись торговлей. Потом некоторым из них немного повезло, и они работают в банках и коммерческих фирмах. Другим повезло больше и они, обладая возможностью учить других, учатся работать в «Эрбас Эндастри», в «Боинге», обновляют ежегодно контракты или получают гранты в научных центрах Парижа, Тулузы, Нанта, Турина, Техаса, Мадрида. Но вот что интересно: мы замечаем прежний блеск и зависть в их глазах на юбилеях полета «Бурана», на 25-летии НПО «Молния», на российских и международных конференциях и на презентациях наших заказных работ в Европейском космическом агентстве.

Оказалось, что, несмотря на весь этот коллапс, некоторые инженеры все же продолжают авиакосмическую тематику, сами аэрокосмические предприятия и заводы, с этим связанные, сохранили

лицо, не обанкротились и даже расширяют круг решаемых задач за счет конверсионных заказов. Они потихоньку начали компьютерное и программное перевооружение и обновление, благо молодежь начинает пополнять их состав, сменяя в своих устремлениях постепенно профессиональные ценности и делая крен в сторону наукоемких профессий, связанных с информацией, инжинирингом и математическим моделированием. Времена полугодовых задержек зарплаты уходят в прошлое.

На основе опыта и экспериментальной базы, рожденных для «Бурана», разворачивается не без помощи традиционных заказчиков, но пока еще медленно, работа по авиакосмическим комплексам нового поколения. Эти процессом очень трудно управлять, мы долго и мучительно на наших ошибках и проигрышах учились считать затраты и приспосабливаться к ненадежности инвесторов, к чехарде противоречивых законов, к беспардонным срывам госзаказов, к необязательности поставщиков-смежников. Мы начинаем объединяться друг с другом пока тематически, и этим процессом тоже очень непросто управлять. Но это надо делать, поставив во главу угла по образу действий зарубежных партнеров критерии полезности для предприятия, необходимость создания новых интеллектуальных рабочих мест, приемлемый уровень оплаты труда, во всем искать прибыль, и приобретая постепенно умение защищаться от наших же федеральных органов, создающих зачастую вместо поддержки кризисные ситуации. Эта книга как раз о том, как мы это делаем, не забывая одновременно развивать и пополнять багаж наукоемких технологий. Не судите нас слишком строго. Как-никак наш удел – опять новаторство, а к этому мы приучены еще с времен работы над «Бураном».

Авторы

ВВЕДЕНИЕ

... Книга должна обязательно будить воображение. Иначе это не книга, а дурной учебник. Собственно, можно выразиться так: назначение книги – будит воображение читателя.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Предлагаемая Вашему вниманию книга является учебным пособием по всему кругу вопросов, связанных с управлением процессом создания авиационно-космических систем. Сначала в ней описаны разнообразные авиационно-космические системы, затем анализируются основные наукоемкие методы, структуры, конфигурации и модели, характеризующие авиакосмическую тематику, и затем исследуется многообразие задач управления авиакосмическим научно-производственным объединением.

Авторы убедились, читая лекции в МАИ, что студенты и даже некоторые преподаватели почти не представляют себе специфику и процесс проектирования-изготовления-ипытаний авиакосмических систем. Произошло это по-видимому оттого, что большинство реальных работ НПО «Молния» по «Бурану» и авиакосмическим системам второго поколения были по ряду субъективных причин информационно оторваны от учебного и научного процесса кафедр шестого и первого факультетов МАИ и ряда факультетов МАТИ. Эта книга должна восполнить этот пробел.

Специфика процесса создания авиакосмических аппаратов характеризуется насыщенностью наукоемкими процедурами проектного поиска, математического и полунатурного моделирования. Налицо необходимость осваивать процессы бесчертежного производства по безбумажной технологии и применять разнообразные процессы контроля и качества проектирования и изготовления, распространяя их на смежные НИИ, конструкторские бюро, заводы и испытательные центры.

Уже начиная с работ по «Бурану» авторы поняли, что наиболее сложными и трудно решаемыми являются отнюдь не математические проблемы проектирования и оптимизации, и даже не проблемы полунатурного моделирования в обеспечение надежности. Вышеназванные проблемы конечно важны и не случайно им в книге отведено немало места. Но самыми важными при создании сложных и многодельных авиакосмических комплексов являются организационные проблемы и, в первую очередь, задачи управления всем жизненным циклом проекта, то есть исследованием облика, проектированием, конструированием, изготовлением, испытаниями и эксплуатацией изделий. Организационные вопросы у нас в стране вообще всегда решались с трудом и, для такого, например, изделия, как орбитальный самолет «Буран», они оказались «больным» местом. В книге будет показано, как буксовал, набирал силу и налаживался процесс управления проектом, в котором увязывались более двух сотен организаций смежников. Сам по себе этот процесс до сих пор интересен, у него были свои методы контроля, поощрений, и наказаний, соединенные в приемы, как теперь говорим, партийно-хозяйственного руководства. Самым слабым местом были информационные вопросы. Эти же информационные и управленческие вопросы особо обострены сейчас в период современного менеджмента, опирающегося на экономические методы, на помощь компьютерных систем корпоративного управления. Мы покажем, как мы это делаем сейчас, несмотря на нестабильный рынок, на срывы финансирования, задержки поставок наукоемких продуктов организациями-соисполнителями.

Как мы поняли, вся проблема эффективного или просто результативного управления зависит от двух вещей: это «знать» и «уметь». В понятие «знать» входит не только точное воспроизведение и умелое препарирование данных о реальной картине и результатах проектирования в КБ, производства в цехах и испытаний в лабораторных установках. В этом понятии сосредоточено также необходимость прогнозировать сбои в работе, в поставках, в фи-

нансировании, строить сценарии возможного выхода из «нештатных» и «аварийных» ситуаций, столь характерных для сегодняшней экономики и менеджмента. Как это делается на авиакосмическом предприятии мы попытаемся рассказать во второй части книги. Каждый руководитель понимает, что объективность доносимой до него информации оставляет желать лучшего и чем сложнее и многодельнее аэрокосмический проект, тем больше неточных, а то и просто дезориентирующих неверных сообщений о ходе его исполнения. Отсюда важность систем верификации проекта, контроля исполнительской деятельности, весового контроля и многих других операций, о которых будет сказано в книге.

В понятие «уметь» входит разработка стратегии развития предприятия с учетом внешних, положительных и отрицательных факторов, опираясь на критерии технического и коммерческого риска. Стратегия подкрепляется обстоятельным анализом инноваций, всесторонних действий по маркетингу, максимальным использованием рынка конверсионных заказов. Наш опыт работ с такими заказами изложен в шестой главе книги.

Любая стратегия опирается на необходимость компьютеризации фирмы. Этим, конечно, озабочен сейчас почти каждый руководитель, насколько ему позволяют его возможности. Наша компьютеризация, насыщена наукоемкими операциями, свойственными авиакосмической тематике, находящейся на стыке самых передовых технических направлений. Это электронное макетирование, как общесистемное ядро всех работ в КБ, это математическое моделирование режимов функционирования, это насыщенность всего жизненного цикла изделий принципиально новыми процедурами оптимизации. В этих процедурах объединяются алгоритмы поиска и методы математического моделирования. И, наконец, самое важное – это попытка реального применения элементов систем корпоративного управления предприятием. С этим связана разработка совместно с европейскими фирмами стандартов-соглашений на обмен информационными моделями для авиакосмических изделий

для процессов их функционирования. К этим проблемам примыкают системы управления качеством на основе мониторинга работоспособности планера и бортовых систем. И, конечно, используется современный инструмент компьютерного синтеза и корректировки сетевых планов, приспосабливаемых к нестабильному материальному обеспечению.

Круг вопросов, затронутых в книге, обширен. Но мы не могли охватить все наши проблемы, тем более, что во многих из них мы еще сами до конца не разобрались, ибо экономическая ситуация и потоки технических новаций меняются день ото дня.

Авторы будут признательны за высказанные пожелания и замечания. Если студенты, инженеры, или аспиранты заинтересуются авиакосмической тематикой и ее реальным воплощением, то авторы будут считать свою задачу выполненной.

Материалы глав написаны:
Башиловым А.С. – 1, 3, 5, 6 главы;
Осиным М.И. – 2, 4 главы.

1. ПУТИ ПРИМЕНЕНИЯ И ЦЕЛЕВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ АВИАКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

... Подавляющее большинство читателей вряд ли окажется способным отличить правильную терминологию от ошибочной, и что какая бы терминология ни наличествовала все равно ни один разумный читатель ей не поверит.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Применение авикосмических систем на рубеже 90-х годов связано с созданием многоразовой ракетно-космической техники, то есть с попыткой снизить затраты на выведение полезных нагрузок в космос. К потребности снизить затраты постепенно все больше добавлялись желания расширить функции по обслуживанию спутников на орбите, по их ремонту и утилизации, по расширению диапазона используемых орбит, по оперативности запуска и посадки, особенно в операциях спасения, по коммерциализации заказных задач обслуживания орбитальных группировок. Все эти пожелания и требования привели к тому что даже авиакосмические аппараты первого поколения такие, как орбитальный самолет «Буран» рассматривались как в штатных, так и в нештатных режимах функционирования. Изделия авиакосмической техники нового поколения изначально проектируются многоцелевыми с ориентацией как на транспортные задачи, так и на задачи орбитального и трансатмосферного мониторинга. Но все проекты и образцы авиакосмической техники отличаются от ракет и самолетов прежде всего своим целевым назначением, а значит составом, аэродинамическими формами и режимом движения.

1.1. Специфика целевых задач, структуры, аэродинамических конфигураций, конструкций и режимов управляемого полета авиакосмических систем

... Ошибка в коэффициенте сбивала корабль с курса и кидала его в черную бездну, откуда нет возврата человеку, поставившему плюс вместо минуса перед радикалом.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

При слове «авиакосмические системы» у читателя невольно возникает прежде всего образ орбитального самолета, похожего на «Буран» или орбитер «Спейс-Шаттла». Наряду с этими классическими авиакосмическими объектами существуют и появляются все новые разновидности аппаратов и комплексов, использующих авиационные принципы и средства для выведения на орбиту и возврата на Землю. Это системы воздушного старта (например, «Пегас»), беспилотные экспериментальные планирующие аппараты («Бор-4», «Бор-5»), незаслуженно забытые летавшие образцы отечественного проекта «Спираль», активно разрабатываемые крылатые корабли-спасатели и спасатели, скользящие с орбиты, например, аппараты Х-38 типа «несущий корпус»; одноступенчатые вертикально стартующие и горизонтально садящиеся многоразовые челноки второго поколения типа Х-33; крылатые многоразовые ракетные ступени разных типов, из которых наиболее известные «Байкал» и «Баргузин»; разгонно-возвращаемые многоразовые комплексы, стартующие как со сверхзвуковых («Бурлак-Диана»), так и с дозвуковых («Аэрокосмос», «Воздушный старт», МАКС) самолетов-носителей.

Многие проекты рассмотрены в этой главе более детально. Последний из названных выше проектов заслуживает особого внимания. Это Многоцелевая авиационно-космическая система (МАКС),

использующая для транспортировки космической ступени и обеспечения ее старта на орбиту самый большой в мире транспортный самолет Ан-225 («Мрия»). О преимуществах этой активно разрабатываемой системы и путях ее многоцелевого применения особый разговор в разделах 1.7, 1.8 и 1.9 этой главы. Сейчас скажем только, что понятие «многоцелевая» означает, что мы обеспечиваем не только оперативное выведение полезных нагрузок на различные орбиты при низкой стоимости и возврат их на Землю. Система МАКС обеспечивает также обслуживание полезных нагрузок на всех этапах их жизненного цикла (см. 1.8) и, самое главное, активный мониторинг спутников относительно небольшим, но высокоманевренным орбитальным самолетом; инспекцию объектов на орбите; оперативный обзор земных регионов с использованием гиперспектрального зондирования. Из многоцелевого применения логически вытекает многорежимность, а обилие штатных и нештатных ситуаций предписывает тщательно исследовать все возможные условия полета. Это, в свою очередь, означает построение такой методики проектного поиска, которая соединяла бы в себе оптимизацию с моделированием всех возможных внешних воздействий, то есть с дрейфом по условиям теплового и динамического нагружения. Как это можно сделать будет показано в разделах 2.4 и 2.5.

Структура и форма авиакосмических аппаратов предопределена условиями их функционирования. Переход от самолетов к авиационно-космической технике означал возрастание в несколько раз скоростей и высот полета; в десять раз тепловых нагрузок; в двадцать раз акустических воздействий.

Орбитальный самолет проходит все режимы полета от гиперзвуковых, через сверхзвуковые до дозвуковых при предпосадочных маневрах, поэтому аэродинамика должна быть приспособлена к смещению центра давления и перебалансировкам на сверхзвуке. Поэтому рациональной аэродинамической конфигурацией орбитального самолета считается бесхвостка-низкоплан с крылом малого удлинения и развитым наплывом. Обязательным является наличие балан-

сировочных щитков. Все это детально и профессионально описано и обосновано в книге, написанной нашими специалистами [46].

Специфика постоянно управляемого аэродинамического торможения требует применения необычного руля направления – воздушного тормоза (РНВТ).

Необычной является обратимая реакция на поворот элевонов для получения крена при больших углах атаки. Этот факт, характерный для «Бурана» и «Спейс Шаттла», особенно остро ощущается на крутых предпосадочных глиссадах аэрокосмических аппаратов типа «несущий корпус». Попытки американцев справиться любыми путями с этим явлением, также описанным в упомянутой книге, не привели к ощутимому результату. Мы разрубили этот гордиев узел, применив поворотные консоли крыла на орбитальных самолетах «Спираль» и МАКС, а также на экспериментальном летательном аппарате «Бор-4». На гиперзвуковом участке спуска консоли установлены в наклонном положении с углом отклонения относительно плоскости симметрии 40...60°, что улучшает боковую устойчивость и снижает температуру нагрева передних кромок крыла. В начале предпосадочного маневрирования консоли крыла переводятся в горизонтальное положение, и орбитальный самолет совершает посадку по-самолетному при угле атаки 7...12°.

Описание оригинальных конструкций корпуса и теплозащиты «Бурана», «Бор-4», МАКСа и «Байкала» – тема отдельной монографии. О принципиальных конструктивных решениях читатель узнает в разделах 1.4; 1.5; 1.6; 1.9, но есть одно важнейшее отличие в подходе к оценке работоспособности конструкции орбитальных самолетов по сравнению как с одноразовыми ракетами, так и самолетами общего применения.

Ракету обязаны проверить хорошо один раз перед стартом. «Выстрелил-забыл» – таков конец ее жизненного цикла. Самолет перед сдачей в эксплуатацию испытывается и проверяется обстоятельно, но далее после каждого полета полагается плановый осмотр, проверка двигателя и бортовых систем. Не так делается авиакосмический аппарат и, в частности, орбитальный самолет. Он

подвергается таким тепловым, акустическим, вибрационным нагрузкам, что они не проходят бесследно. Образно говоря, он прилетает «больной» после каждого полета. Часть теплозащитных плиток отлетает, корпус в этих местах перегревается, примерно сотая часть плиток (а это 300...400 штук) нуждается в замене. То же происходит с теплозащитными уплотнениями, шнурами, жаропрочными носками, контактными зонами, обеспечивающими герметизацию, узлами механизмов створок шасси, полезного груза, стыковки с носителем и так далее.

Созданная для этих нужд целая система неразрушающего контроля использует ряд приемов, основанных на многих физических эффектах (см. далее раздел 3.8). Специфика контроля качества в течение всего жизненного цикла авиакосмического изделия строится на определении работоспособности и прогнозе остаточного ресурса планера. Это одно из важных отличий авиакосмической техники по сравнению с авиацией традиционного применения.

Еще одно важное отличие наших авиакосмических объектов – их ориентация на автоматические режимы возврата и посадки. В обеспечение этих режимов строятся специальные летающие самолеты-лаборатории, полноразмерные самолеты-аналоги, совершаются сотни виртуальных полетов в нештатных ситуациях на стендах математического и полунатурного моделирования с увязкой работы всех аппаратов, механизмов и ботовой автоматики. Логика работы, состав и тенденции новаторского применения этих стендов рассмотрены в разделе 3.6.

Наличие в конструкции и многоразовой теплозащите большого количества примерно подобных по конфигурации деталей, а также деталей оснастки для композитных панелей предопределяет оригинальный способ бесчертежно-бесплазового производства. Это своеобразная компьютерная безбумажная технология, рожденная для «Бурана» в восьмидесятых годах прошлого столетия, то есть тогда, когда о таких словах мало кто и думал. Сопоставление этой технологии с современным безбумажным документооборотом мы попытаемся сделать в третьей и четвертой главах книги.

1.2. Степень многоразовости конструкции, и ее влияние на стоимость создания и эксплуатации

... Самое главное – правильно поставить вопрос. Остальное сделают за вас шесть веков развития математики.... А иногда можно обойтись и без математики.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Обратимся к рисунку 1.2-1, отображающему затратно-временное поле для типовых технических решений полностью и частично многоразовых ракетно-космических систем. Горизонтальная шкала условно показывает степень многоразовости конструкции. Решения под номером 1 известны. Это ракетные системы с многоразовыми или частично-многоразовыми ускорителями типа «Байкал». Эти системы такие как «Энергия-Буран» и «Спейс Шаттл» стартуют вертикально, и часть их ракетных блоков используется однократно. Затраты на разработку ($C_р$) невелики, но планируемая гибель матчасти при эксплуатации означает завышенную стоимость их применения и мало приемлемые общие затраты на программу (C_Σ). Интересующее многих инженеров, правда очень поверхностно последние тридцать лет, проекты полностью многоразовых одноступенчатых воздушно-космических самолетов (решение № 3) заманчиво, ибо затраты на эксплуатацию ($C_э$) невелики. Но требуется многолетняя разработка и отработка гиперзвуковых прямоточных двигателей, элементов одноразовой охлаждаемой водородом конструкции. Пунктиром показан условно объем потенциально нерешенных проблем, а на кривой затрат на разработку показана дорожка разбросов, отображающая неопределенность в наших сегодняшних представлениях. Поэтому туманные представления о счастливом финале работ и большие потребные инвестиции мало привлекают нас к такому техническому решению.

Возможен и, наверное, оправдан вариант № 2, не несущий в себе потенциально нерешенных проблем, использующий апробированные технические решения: взлет на тяжелом дозвуковом са-

молете-носителе, старт с него, разгон на орбиту на жидкостных двигателях орбитального самолета с одноразовым подвесным баком, сбрасываемым в океан. Этому варианту мы в дальнейшем уделим особое внимание, он детально исследован совместно с европейскими фирмами, уровень инвестиций приемлем ($C_р$). Характеристики такого варианта многоцелевой авиационно-космической системы детально рассмотрены в разделе 1.7.

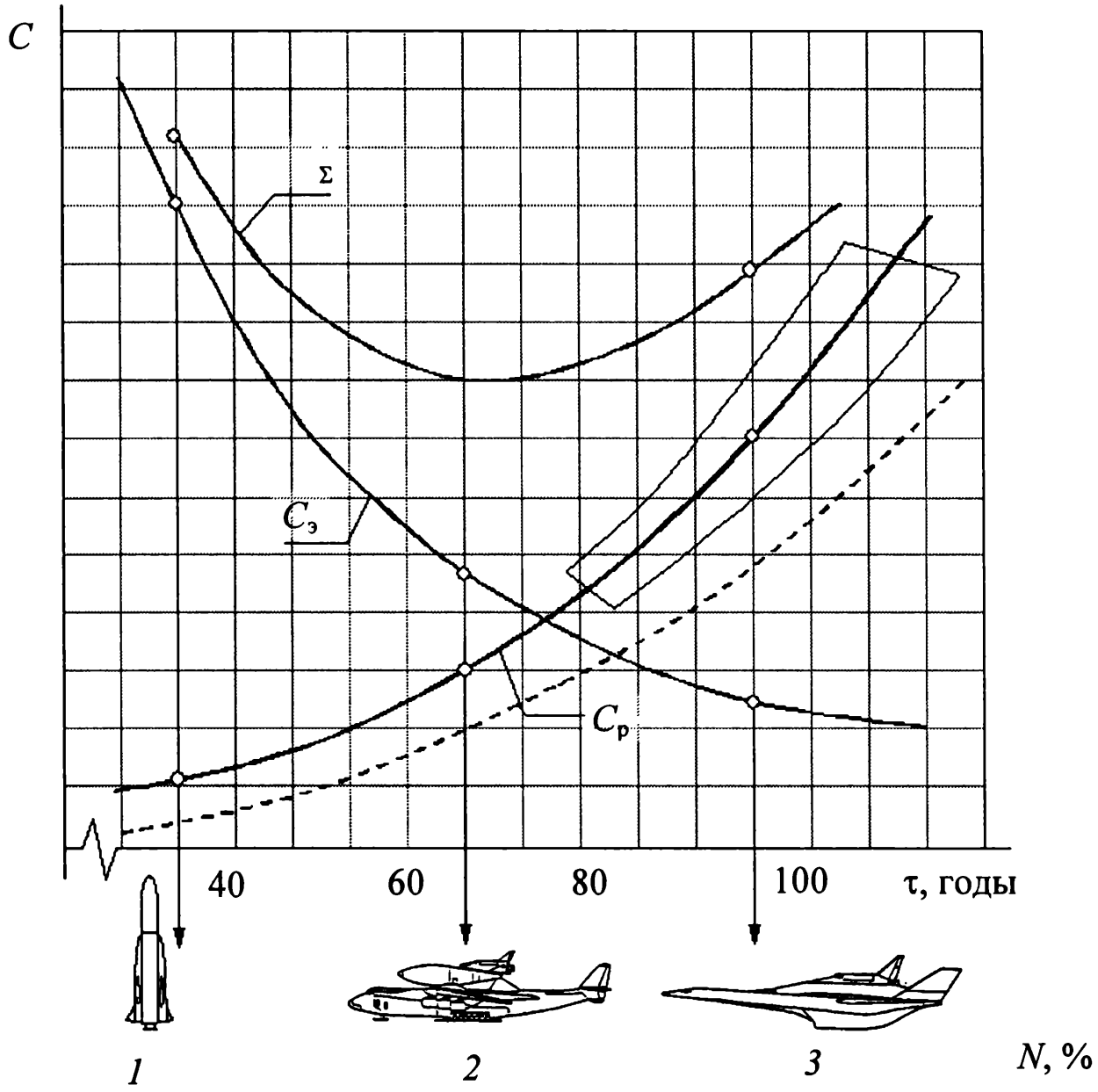


Рис. 1.2-1. Затратно-временное поле для типовых технических решений полностью и частично многоразовых систем

Безусловно, экономическая выгода от применения рассматриваемых направлений многоразового применения аэрокосмических комплексов зависит от насыщенности программ пусков, и это будет показано в следующем разделе книги. Немаловажными являются также пока трудно формализуемые экономические показатели, отображающие применение комплексов для задач орбитального мониторинга, рассмотренного в разделе 1.8.

1.3. Экономические критерии, характеризующие авиационно-космические системы

... Рубль положим за помещение... Полтинничек за постельное белье – мое оно, не казенное. За две ночи выходит три рубли... А сколько от щедрот накинешь – за беспокойство, значит, – я уж и не знаю... Я протянул ей пятерку. – От щедрот пока рубль – сказал я. – А там видно будет.

А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Рассмотренные в предыдущем разделе три альтернативных варианта многоразовых систем выведения показаны на рис 1.3-1 во временной динамике потребных инвестиций и ожидаемых прибылей. Они фиксируются по шкале ординат. За завершением разработки и отработки начинается эксплуатация по двум возможным программам пусков: насыщенной (*А*) и реально прогнозируемой (*Б*). Треугольными значками показаны моменты возврата инвестиций. Реальные моменты появления окупаемости показаны прямоугольными значками, ибо в реальной жизни инвестор будет сравнивать выгоду от вложения капитала в наши проекты с выгодой от помещения денег в банковские структуры под типовые процентные ставки.

Главные экономические критерии: реальные сроки окупаемости проектов, размеры и темпы потребных инвестиций, величины прибылей, прогнозируемых после окупаемости проектов, циклы времени на разработку и эксплуатацию. Эти циклы косвенно связаны с механизмами дисконтирования и инфляции и оцениваются критериями технического и коммерческого риска. В простейшем случае критерии риска показывают вероятность ситуации, при которой реальное потребное финансирование выйдет за пределы, оговоренные инвестиционными планами. Понятие критериев риска, метод их оценки и применение изложены в разделе 2.3.

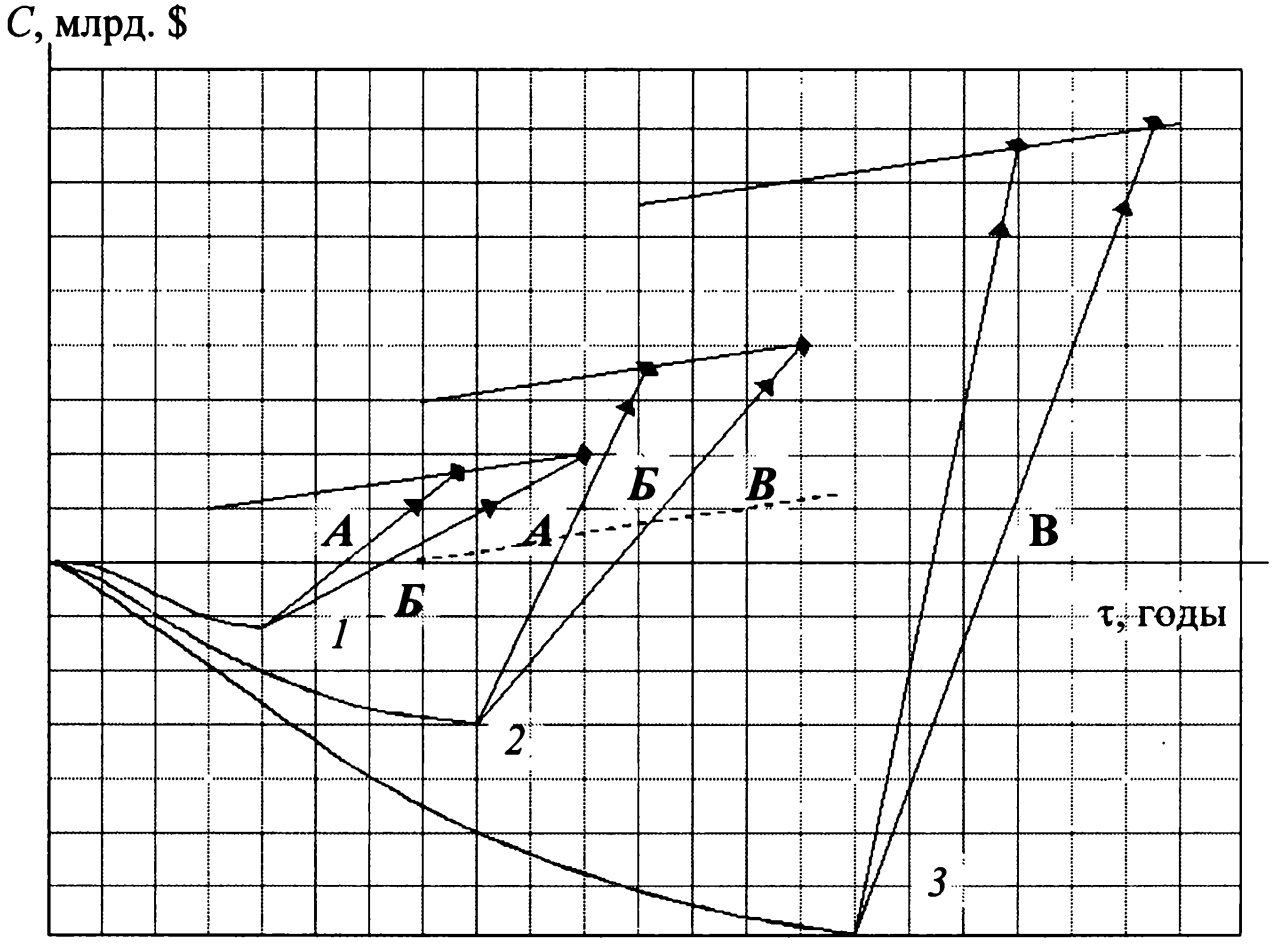


Рис. 1.3-1. Динамика изменения потребных инвестиций и ожидаемых прибылей

Помимо плавных экономических критериев действуют частные стоимостные показатели, такие, например, как:

- цена запуска 1 кг полезного груза на низкую (200 км) орбиту с наклонением 51°;
- цена запуска 1 кг полезного груза на геостационарную орбиту;
- себестоимость запуска на те же орбиты (у США, Европы и Японии цена превышает себестоимость на 20...30 %; у России и Китая может превышать в 1,5...2,5 раза);
- затраты на отработку авиакосмических комплексов, могут достигать 60 % от стоимости всей программы создания (с учетом строительства и ремонта лабораторной и летно-исследовательской базы);
- себестоимость одного опытного образца изделия; к удивлению многих составляет малую часть от общих затрат на программу (~ 1 %); не следует путать со стоимостью изготовления, она в 1,5...2 раза меньше общей себестоимости;
- затраты на послеполетное обслуживание, проверки и ремонт могут быть сопоставимы с затратами на изготовление изделия и это оправдано, ибо результатом является прогноз работоспособности на следующие полеты; иногда учитываются также такие затраты:

– оплата транспортировки самолетом-носителем материальной части системы и спутников в страну заказчика для запуска с его аэродромов;

– отчисления на страховку операций подготовки к старту, выведения на орбиту, орбитального мониторинга, ремонта и возврата на Землю;

– отчисления на возможные штрафы за падение объектов в незапланированных зонах на Землю;

– частичная оплата услуг стартовой команды, работающей по вахтовому методу или найму специалистов;

– отчисления от оплаты за пользование услугами навигационных и связных спутников;

– плата за фрахт самолетов-носителей при заказной перевозке коммерческих грузов в период между запусками на орбиту (пока-

заны пунктирной кривой *B* на рис. 1.3-1; но наиболее значительными могут оказаться затраты, которые пока трудно оценить, в их числе:

- плата за аренду отчуждаемых земель и вод под падение отработанных ракетных ступеней и баков, например, японцы делают уже сейчас значительные выплаты рыбакам из-за падения первых ступеней ракет Н-1 и Н-2;
- плата за аренду земель, используемых под инфраструктуру космодромов (если не применяется воздушный старт);
- выплаты за ущерб от воздействий на экологию из-за выхлопа и пролива токсичных газов и топлив, нарушение озонового равновесия, радиосвязи, воздействия звуковых волн на подстилающую поверхность при заходе на предпосадочный маневр;
- прибыль от попутного выведения или возврата микро и наноспутников, эксплуатируемых по коммерческим заказам;
- прибыль от продажи интеллектуального наукоемкого продукта, критических технологий, созданных при разработке авиакосмических систем и используемых в конверсионных работах и при контрактах с зарубежными заказчиками – разработчиками аэрокосмических комплексов.

В нижеследующей таблице собраны сведения, почерпнутые у разных источников. Но они, тем не менее, дают ориентировочное сопоставление одинаковых показателей рынка космических услуг для ведущих стран, занимающихся космонавтикой.

Таблица 1.3-1

Экономические показатели космической деятельности

Страны	США	Европа	Япония	Россия	Китай
Бюджет (в долларах США в 2003 г.)	~$12 \cdot 10^9$ - NASA ~$12 \cdot 10^9$ - МО	$7 \cdot 10^9$	$4 \cdot 10^9$	$1{,}8 \cdot 10^8$	?
Рыночная цена за выведение 1кг ПГ на орбиту 200 км, $	15000… 20000	10000… 15000	15000… 20000	6000	6000

Окончание табл. 1.3-1

Страны	США	Европа	Япония	Россия	Китай
Себестоимость (в долях от рыночной цены)	0,6...0,7	0,6...0,7	0,6...0,7	0,3...0,4	0,3...0,4
Плата за отчуждение земель и вод	нет	есть	есть	есть	нет
Стоимость одного человеко-часа, $	25...35	15...25	10...20	1...2	1...1,5
Накладные расходы, %	40...60	40...60	40...60	200...300	?
Затраты на один и тот же проект, $	100%	70%	60%	10...15%	5...7%

1.4. Экспериментальные летательные аппараты «Бор-4» и «Бор-5»

... Они раз за разом погружались в атмосферу черно-оранжевой планеты и раз за разом, как пробки из воды, выскакивали обратно. Но с каждым разом они погружались все глубже.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Первыми российскими авиакосмическими аппаратами были малые аналоги «Бурана» и других будущих авиакосмических систем. Эти аппараты сначала как бы продолжали незаконченный проект «Спираль», показанный на рис. 1.4-1 и 1.4-2. Форма аппаратов «Бор-2» и «Бор-4» с несущим корпусом, «курносым» носовым затуплением и сложенными боковыми килями, раскладываемыми при посадке в консоли крыльев, повторяла орбитальный самолет «Спираль». Размеры и форма аппарата «Бор-4» показаны на рис. 1.4-3 и 1.4-4.

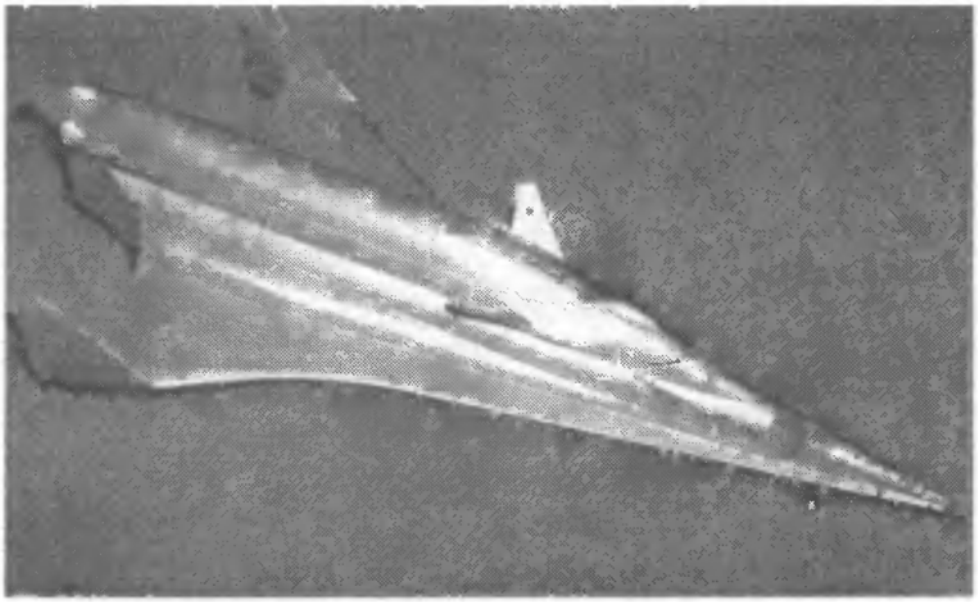


Рис. 1.4-1. Авиационно-космическая система «Спираль»

Первому орбитальному полету «Бор-4» в 1981 году предшествовали полеты по суборбитальной траектории вдвое меньшего, но подобного по форме аппарата «Бор-2» (1978 г.).

В то время не было еще многоразовой теплозащиты и аппараты «Бор-2» были одноразовыми. Не все знают, что БОР – это аббревиатура слов «беспилотный орбитальный ракетоплан».

Всего было четыре полета «Бор-4»: два со спуском в Индийский океан и два – в акваторию Черного моря. Это были первые в мире и единственные до сих пор возвраты с орбиты аппаратов типа «несущий корпус» (Lifting Body). В нашей стране это были первые многоразовые аппараты, возвращаемые с орбиты. Самое важное, что многоразовой была плиточная теплозащита и жаропрочные носки из материала «углерод-углерод». Плитки изготавливались из сверхчистого, сверхтонкого стекловолокна, спеченного с коллоидной двуокисью кремния. Именно на «Бор-4» мы поняли, что к технологии изготовления плиток должны быть предъявлены высокие требования по точности и чистоте.

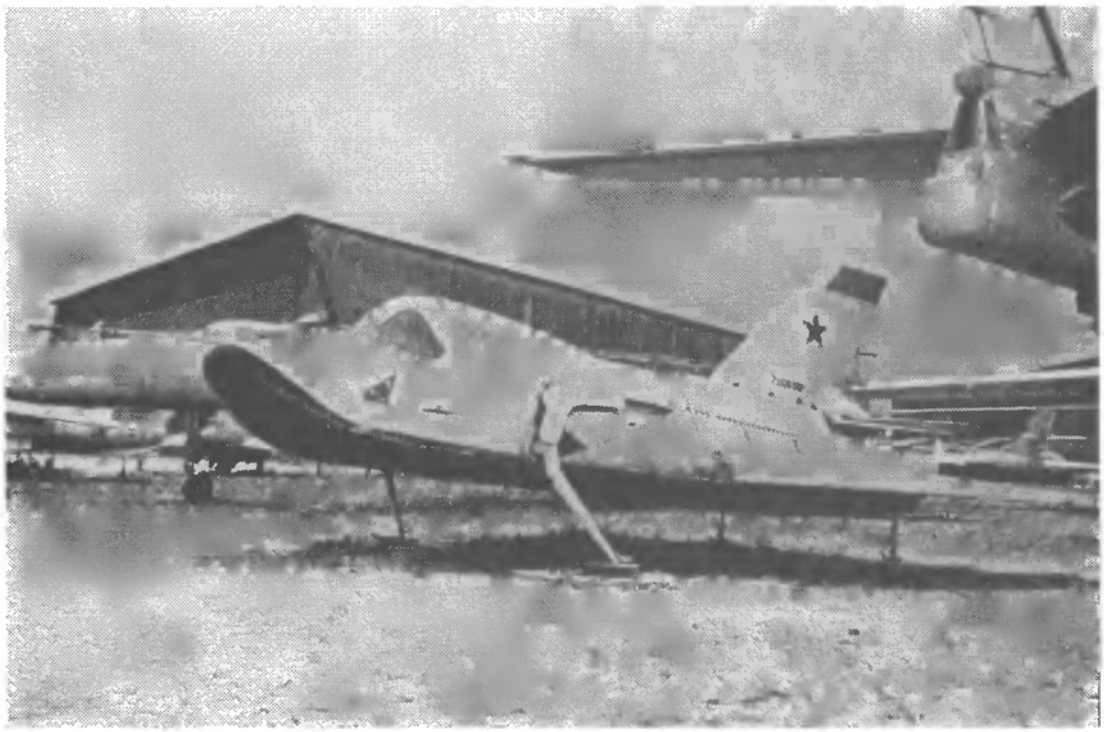


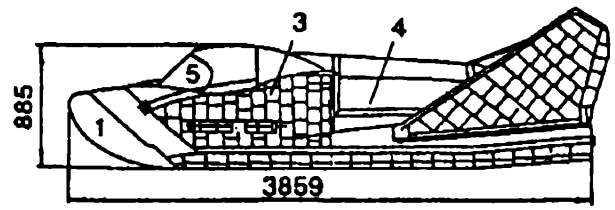
Рис. 1.4-2. Аналог орбитального самолета «Спираль»

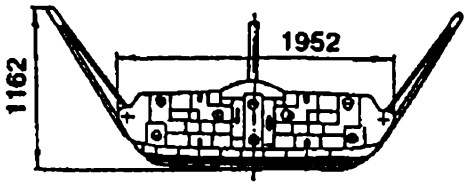
В первом полете «Бор-4» отвалились после нагрева на спуске две плитки, установленные со ступенькой 1,5 мм на стыке с углеродным носком.

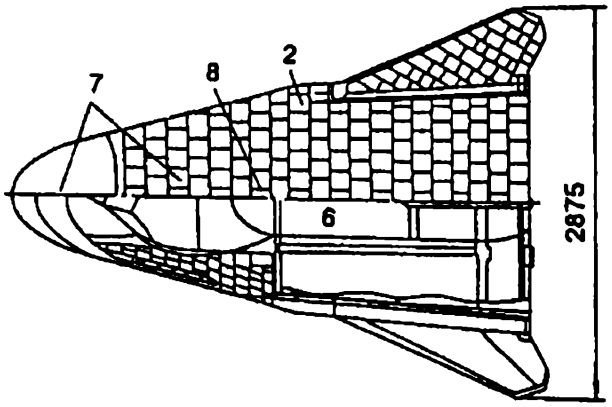
Основное назначение «Бор-4» – отработка и проверка в натурных условиях теплозащиты, создаваемой для «Бурана». Форма «Бор-4» отличается от формы «Бурана», поэтому траектория подобрана так, чтобы температурный цикл воздействия был таким же – с максимальной температурой на жаропрочных носках до 1550°С и на плитках нижней подветренной поверхности до 1200°С. Отрабатывались маневры автоматической ориентации на орбите, дачи тормозного импульса и газодинамического управления при входе в атмосферу.

На втором третьем и четвертом экземплярах «Бор-4» имитировались теплозащитные уплотнения и фигурные плитки, подобные

по конструкции плиткам «Бурана» в зоне узла поворота подфюзеляжного щитка.







№ аппарата	Дата и тип полета, район посадки
Бор-4с	05.12.80, суборбтальный, абляционная ТЗП
Бор-4, (404) Космос 1374	04.06.82, орбитальный, Индийский океан
Бор-4, (403) Космос 1445	16.03.83, орбитальный, Индийский океан
Бор-4, (405) Космос 1517	27.12.83, орбитальный, Черное море
Бор-4, (406) Космос 1614	19.12.84, орбитальный, Черное море

Рис. 1.4-3. Исследования теплозащиты «Бурана» на экспериментальных ЛА серии «Бор-4»

Одновременно отрабатывались узлы крепления и теплозащиты механизма поворота консолей боковых килей – крыльев. Этот узел не свойственен «Бурану», но он планировался к применению на «Спирали» и на орбитальных самолетах второго поколения, о которых начинали думать в НПО «Молния» уже в начале работ по «Бурану». Этот узел применяется на орбитальном самолете многоцелевой авиационно-космической системы МАКС, рассмотренной в разделе 1.7.

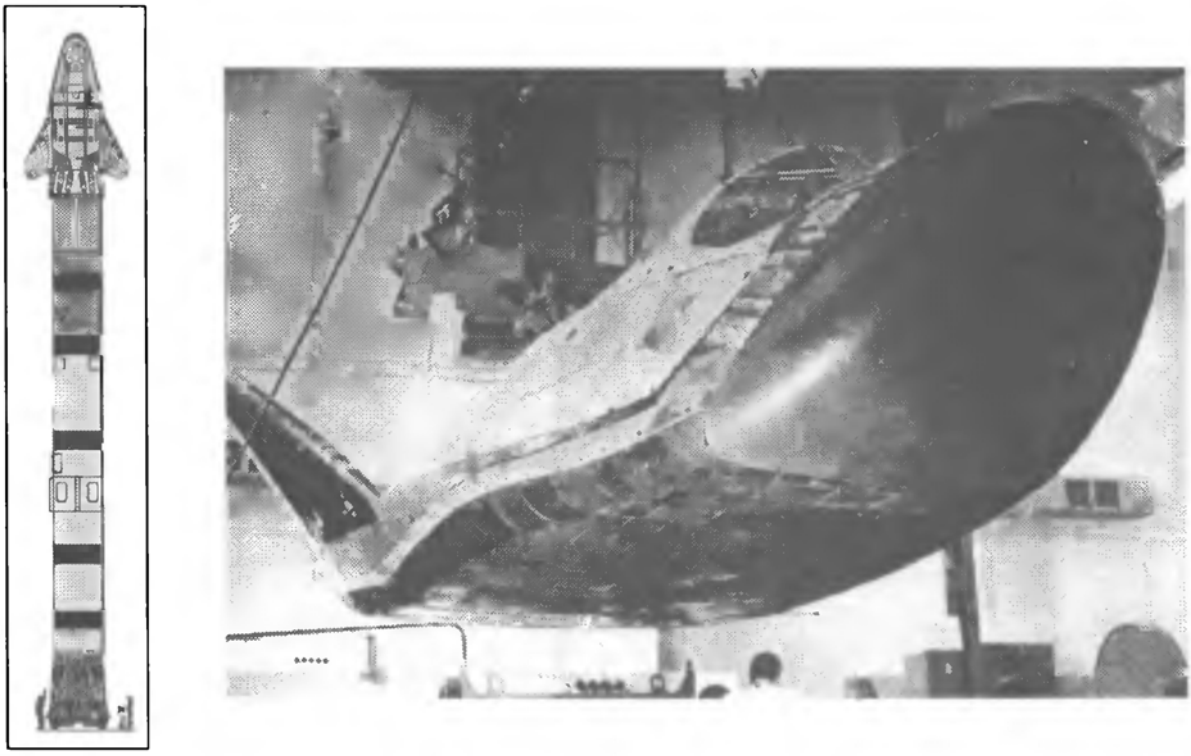


Рис. 1.4-4. Экспериментальный летательный аппарат «Бор-4»

Об основном назначении «Бор-4» в прессе не сообщалось, поэтому в США появились фантастические версии об отработке русского аэрокосмического «перехватчика», которого усиленно пытались отловить при спуске в океане, в силу чего два последних пуска были в прибрежную зону Черного моря. Пуски подтвердили работоспособность многоразовой теплозащиты и правильность идеологии управления входом в атмосферу для планирующего спуска.

Корпус «Бор-4» изготовлен из алюминиевых сплавов, на верхней подветренной поверхности фюзеляжа и крыльев опробована гибкая панельная теплозащита из синтетического фетра со специальным покрытием. Газодинамическая система ориентации использовала традиционное топливо: азотный тетраксид и несимметричный диметилгидразин. Углеродный носок фюзеляжа крепился тремя узлами с болтами из жаропрочной стали с ниобиевыми прокладками и специальными термомостами под кронштейнами на передней стенке корпуса. Масса аппаратов «Бор-4» не превышала 1600 кг.

Рис. 1.4-5. Экспериментальный летательный аппарат «Бор-5»

Для проверки в натурных условиях гиперзвукового обтекания аэродинамической формы «Бурана» специально создан аппарат, подобный орбитальному самолету. Это «Бор-5», форма которого показана на рис. 1.4-5.

В полете моделировались скоростные напоры и нагрузки на несущие поверхности, поэтому имитировать тепловой нагрев при такой малой форме с относительно острыми кромками не представлялось возможным. «Бор-5» покрыт одноразовыми панелями и обтекателями из стеклотекстолита с креплением на стальных и ниобиевых винтах. Абляционная теплозащита оправдала себя и аппараты благополучно возвращались на Землю по суборбитальным траекториям. Запуски были также как и аппаратов «Бор-4» из Капустина Яра ракетами носителями, снимаемыми с вооружения. Масса аппаратов «Бор-5» не превышала 1600 кг.

Все возвраты аппаратов «Бор-5» подтвердили возможность балансировки на углах атаки 40° и правильность размещения балан-

сировочного щитка, руля – направления – воздушного тормоза. Материалы корпуса и системы газодинамического управления «Бор-5» те же, что и на «Бор-4».

В целом следует подчеркнуть, что в обоснование создания высоконадежного возврата с орбиты отечественного орбитального самолета была специально предусмотрена, в отличие от зарубежной аналогичной программы «Спейс Шаттл», подпрограммы летных испытаний малоразмерных аналогов «Бор-4» и «Бор-5». Успешные испытания этих аппаратов обеспечили уникальный и не повторенный до сих пор автоматический возврат с орбиты на аэродром орбитального самолета «Буран».

1.5. Орбитальный самолет «Буран» и его экспериментальные аналоги

> *... «Буран» – советский крылатый орбитальный корабль многоразового использования. Предназначен для выведения на орбиту вокруг Земли различных космических объектов и их обслуживания; доставки элементов (модулей) и персонала для сборки на орбите крупногабаритных сооружений; возврата на Землю неисправных или выработавших свой ресурс спутников; освоение оборудования и технологий космического производства и доставки продукции на Землю; выполнения грузопассажирских перевозок по маршруту Земля-космос-Земля.*
>
> *Авиация. Энциклопедия. Научное издательство «Большая российская энциклопедия», 1994.*

В начале мы попытаемся ответить на досужие вопросы и упреки типа «почему «Буран» так похож на орбитер «Спейс Шаттла»? Первоначально предполагалось, что он совсем не будет похож на американский орбитальный самолет, а будет иметь конфигурацию орбитального самолета «Спираль», с внешним обли-

ком, подобным аппарату «Бор-4», который показан на рис. 1.4-4 в предыдущем разделе книги. Но на руководителей НПО «Молния» осуществлялось давление со стороны руководства головного разработчика проекта «Энергия-Буран» Генерального конструктора НПО «Энергия» В.П. Глушко и затем со стороны секретаря ЦК КПСС, отвечавшего за «девятку» оборонных отраслей Д.Ф. Устинова. Давление, объясняемое «гипнозом» уже завершаемой американской разработки. Несмотря на это давление, параллельно делались два проекта: 305-1 – «курносый» аппарат с раскладными боковыми килями-крыльями и несущим корпусом и 305-2 – типовой самолет, бесхвостка-низкоплан с крылом малого удлинения, наплывом и вертикальным оперением, снабженным рулем направления – воздушным тормозом.

Победило мнение высокого начальства, и разработка проекта 305-1 была отложена до начала активных работ по Многоцелевой авиационно-космической системы МАКС (см. разделы 1.7; 1.8; 1.9).

Немногие знают, что происхождение слова «Буран» не совсем обычное. Когда в ЦНИИМАШ в отделе В.М. Сурикова (отдел исследования проектов ракет носителей) рассматривались блочные пакетные схемы из унифицированных ракетных блоков, то им дали название УРАН – унифицированный ракетный носитель. Такие же схемы в НПО «Энергия» были названы подобным образом БУРАН – блочный унифицированный ракетный носитель. Так назывался весь проект до тех пор, пока не состоялся первый старт ракеты со специальным грузом вместо орбитального самолета.

Незадолго перед стартом решили назвать самостоятельно стартующую ракету «Энергия» по имени создавшей ее организации – НПО «Энергия». Как то получилось при этом, что слово «Буран» постепенно перешло на орбитальный корабль, и его в дальнейшем так и стали называть. Смысл первых букв прежнего названия всего проекта уже был утерян.

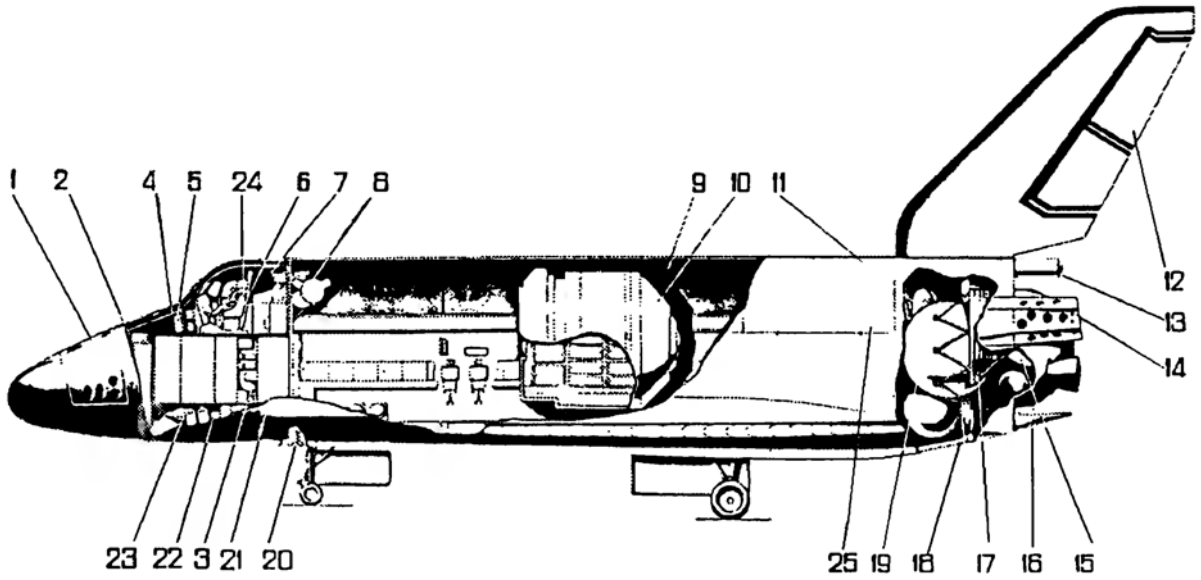


Рис. 1.5-1. Орбитальный корабль «Буран»:
1 – носовой блок двигателей управления; *2* – приборный отсек 1; *3* – бытовой отсек; *4* – модуль кабины; *5* – приборный отсек 6; *6* – приборные отсеки 7 и 7А; 7 – командный отсек; *8* – модуль командных приборов; *9* – отсек полезного груза; *10* – блок дополнительных приборов ЛКИ; *11* – двигатель вспомогательной силовой установки; *12* – руль направления – воздушный тормоз; *13* – парашютная тормозная установка; *14* – блок двигателей управления; 15 – бак горючего; *16* – балансировочный щиток; *17* – базовый блок объединенной двигательной установки; *18* – нижний узел связи с блоком 2-й ступени; *19* – бак окислителя; *20* – верхний узел связи с блоком 2-й ступени; *21* – приборный отсек 2; *22* – агрегатный отсек; 23 – агрегат терморегулирования; *24* – система аварийного спасения; *25* – створки отсека полезного груза

При втором пуске ракеты «Энергия» с орбитальным кораблем всю связку решили именовать «Энергия-Буран». Так первый отечественный орбитальный самолет получил свое, сейчас всем известное, звонкое имя, отображающее мощное природное явление зимних российских степей. Более детально об этом впервые было рассказано в статье [52].

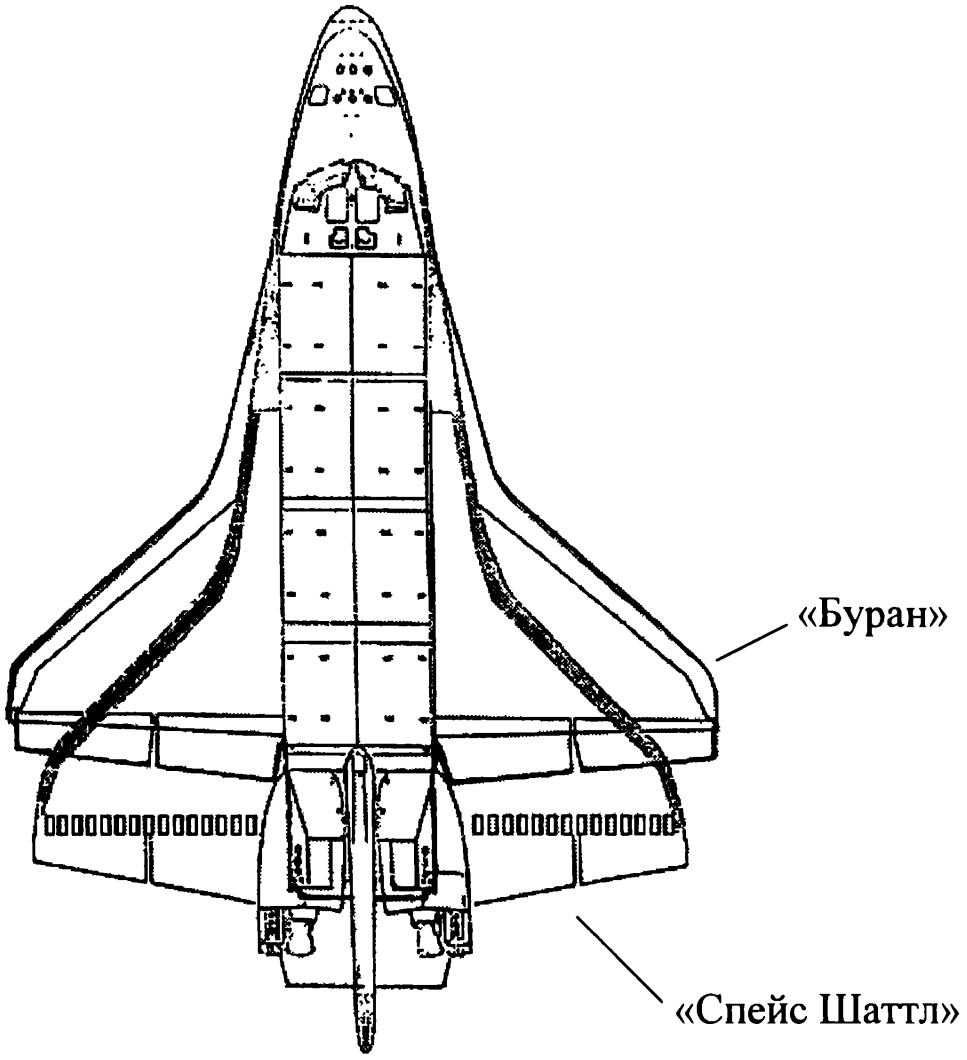


Рис. 1.5-2. Контуры проекций на строительную плоскость орбитальных самолетов «Буран» и «Спейс Шаттл»

Компоновка реализованного проекта орбитального самолета «Буран» показана на рис. 1.5-1. Несмотря на кажущееся внешнее сходство с орбитером «Спейс Шаттла», имеется ряд принципиальных отличий, как мы считаем, в лучшую сторону. На рис. 1.5-2 наложены друг на друга контуры проекций на строительную плоскость обоих орбитальных самолетов, а на рис. 1.5-3 показаны конфигурации «Энергии-Бурана» и «Спейс-Шаттла».

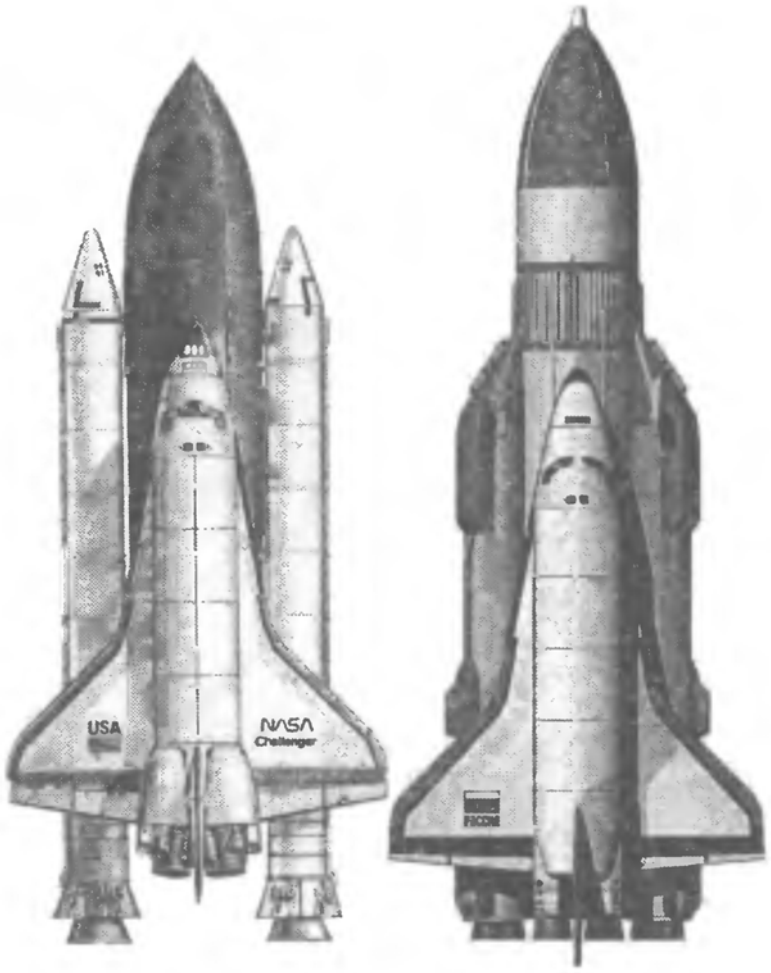


Рис. 1.5-3. Сравнение конфигураций систем «Спейс Шаттл» и «Энергия-Буран»

Поскольку, как известно, маршевые водородные двигатели в отличие от орбитера «Спейс Шаттл» стоят не на «Буране», а на центральном блоке ракеты «Энергия», то появилась возможность при центровке 67% сдвинуть вперед крыло и сделать передний наплыв крыла более развитым и несущим. Отсутствие маршевых двигателей позволило заузить корму, сделать гондолы двигателей ориентации без выступов в контуре хвостового отсека, что в целом снизило лобовое сопротивление и повысило дозвуковое аэродинамическое качество до 6,5 единиц против 5,5 у «Спейс Шаттла».

В двигательной установке орбитального маневрирования и ориентации в отличие от «Шаттла» вместо токсичных низкоэффек-

тивных по удельному импульсу компонентов топлива в качестве окислителя применен кислород, а в качестве горючего – синтетический углеводород синтин.

Реальное предпосадочное «интерцепторное» качество «Бурана» с учетом работы руля направления – воздушного тормоза оказалось 6 единиц против 5 единиц у космического корабля «Спейс Шаттл».

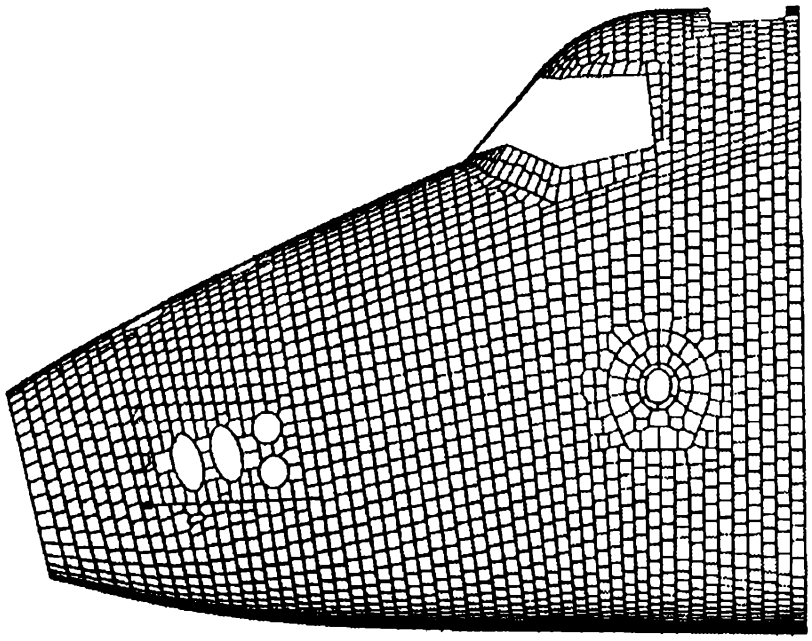


Рис. 1.5-4. Веерный раскрой плиточной теплозащиты

Почти на всех агрегатах применен веерный раскрой плиточной теплозащиты (рис. 1.5-4), что позволило в отличие от американцев избежать ненадежных в приклейке треугольных в плане плиток. Главное отличие в размещении плиток по теплонапряженной нижней поверхности – это расположение раскройных поясов примерно ортогонально местным линиям тока, как показано на рис.1.5-5.

Такой раскрой позволил снизить турбулизующие пограничный слой резонансные пульсации воздуха в межплиточных щелях и сместить к хвосту переход ламинарного погранслоя в турбулентный, что уменьшило на несколько миллиметров толщину плиток на

нижней поверхности фюзеляжа по сравнению с космическим кораблем «Спейс Шаттл».

В уникальном процессе массового бесчертежного производства по безбумажной технологии плиток теплозащиты у нас есть оригинальные новации и свои существенные математические, технические и организационные отличия от американцев, но о них обстоятельно будет рассказано в третьей, четвертой и пятой главах книги.

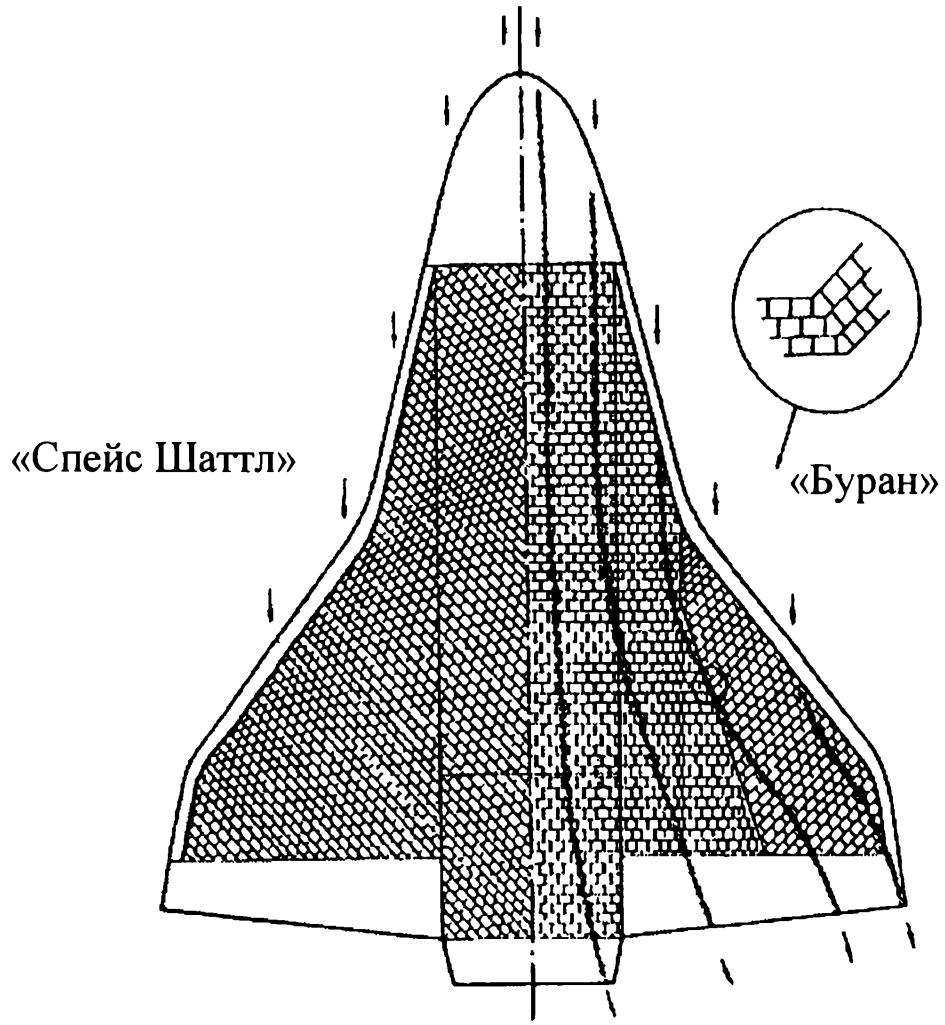


Рис. 1.5-5. Сравнение теплозащиты

Самым важным отличием «Бурана» от «Спейс Шаттла» была реализация автоматической посадки с орбиты на аэродром. Для «Бурана» была принята специальная комплексная программа обес-

печения надежности и развернуты уникальные для нашей страны полноразмерные стенды оборудования для наземных полунатурных испытаний (ПРСО). На этих стендах, представляющих собой поагрегатно разобранное изделие с имитаторами всех механизмов и агрегатов, было совершено более двухсот виртуальных полетов с математическим моделированием процессов управления и отработкой директивной бортовой логики в штатных и нештатных ситуациях. Специфика такого моделирования будет особо рассмотрена в разделе 3.6.

Созданная радионавигационная дальномерная приводная система с микроволновой системой управления посадкой отрабатывалась сначала на летающих лабораториях, под которые оборудованы самолеты МиГ-25 и Ту-154 и затем на специальном полноразмерном летающем аналоге, снабженном дополнительно воздушно-реактивными двигателями для самостоятельного взлета и предпосадочных маневров. На этом изделии 002 осуществлено более двадцати полетов у Земли. Во второй половине этих полетов совершалась автоматическая посадка на полосу аэродрома. На рис. 1.5-6 и 1.5-7 показано это изделие.

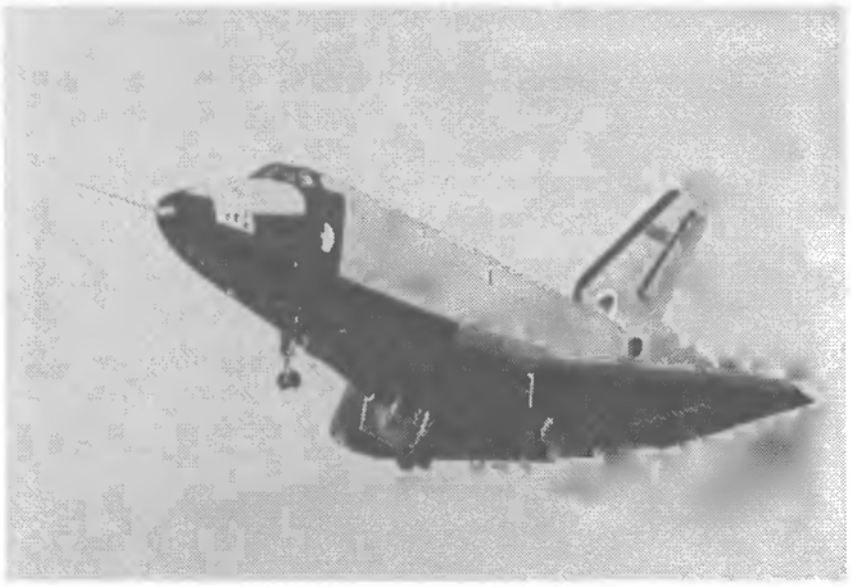


Рис. 1.5-6. Аналог «Бурана» БТС-002 в полете

На рис.1.5-8 можно видеть, как изделие 002 совершает автоматическую посадку на аэродром. Конструкция фюзеляжа орбитального самолета показана на рис. 1.5-9. Конструкция и бортовые системы «Бурана» детально описаны в книгах [34] и [46]. Методика разработки и отработки его систем обстоятельно рассмотрена профессионалами-авторами этих работ в их коллективной книге (наши ссылки на нее это [28] и [46]). Но об одном из конструктивных отличий «Бурана» от орбитера «Спейс Шаттл» мы скажем в этой главе, тем более что это касается трагической катастрофы с «Колумбией» в феврале 2003 года.

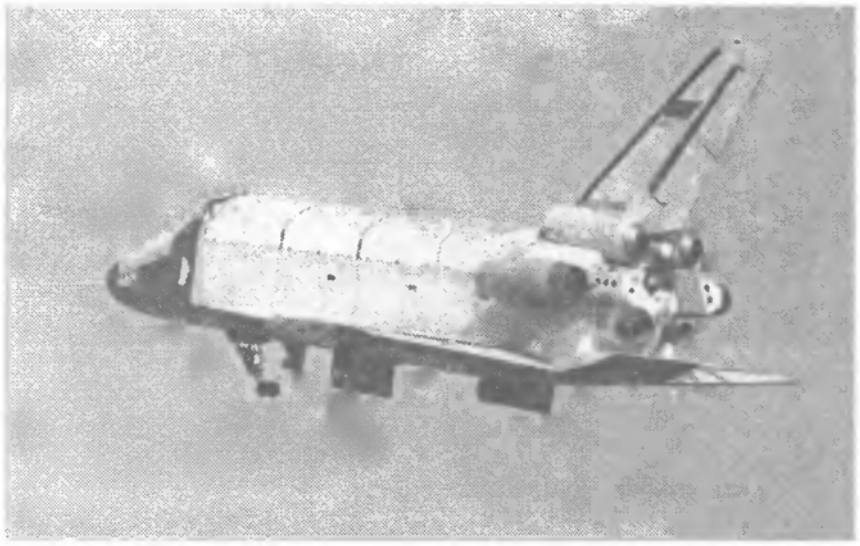


Рис. 1.5-7. БТС-002 в полете

У космического корабля «Спейс Шаттл» жаропрочные углеродные носки крыла поставлены не вплотную друг к другу, а с зазором, чтобы можно было иметь доступ к узлам навески для снятия-установки каждого из 22 носков крыла. Зазоры перекрываются тонкими лентами-бандажами из того же углеродного материала, привинчиваемыми жаропрочными винтами, ибо рабочая температура носков 1600° С, то есть на 400° больше, чем у плиток теплозащиты. В полости за носками между ними и передней стенкой крыла, покрытой теплозащитными плитками, после входа в атмо-

сферу вакуум сменяется разреженным горячим воздухом, который стравливается через клапана во внутреннюю часть крыла. Объем полости в сто раз меньше объема крыла и поэтому в штатном случае температура в крыле не повышается более чем на 20°.

В нештатном случае при взлете «Колумбии» удар куска льда с водородного бака разбил ленту-бандаж между шестой и седьмой секциями жаропрочных носков левого крыла. Этот зубец в контуре был виден на любительском снимке астронома, запечатлевшего «Шаттл» перед сходом с орбиты. Чрезмерный крен на левое крыло, засвидетельствованный экипажем перед паузой радиомолчания, говорит о том, что двигатели ориентации не смогли справиться с возмущениями от каверны в носовой части левого крыла. Повышенное давление в герметичной нише шасси того же крыла в зоне шестой – седьмой секций, а также зафиксированное датчиками повышение температуры в той же зоне на 40…60° говорит о развитии аварии и поступлении горячего воздуха в крыло.

Рис. 1.5-8. Отработка автоматической посадки

На «Буране» углеродные носки стоят с перекрытием, входят друг в друга с желобом, в котором проложен жаропрочный стеклотканевый шнур. Горячий воздух из полости за носками не стравливается в крыло, а течет вдоль пазухи от секции к секции и выходит наружу назад на конце крыла через арку-дюзу в последней двадцать второй секции. Это место, отличающее крыло «Бурана» от крыла «Шаттла» очень тщательно фотографировали на выставке в Ле-Бурже, куда после полета «Буран» был привезен на «Мрии». Вообще же, каждый жизненно-важный узел конструкции орбитального самолета – это сложнейшее сочетание новых материалов, технологий, требующее всесторонних климатических, вибропрочностных, тепловых испытаний.

Разработка и испытания орбитального самолета «Буран» – это уникальный процесс, в котором участвовало несколько сотен НИИ, КБ, заводов, вузов, служб полигона и управления космическими полетами. Опыт управления этим процессом не прошел для нас бесследно, и он критически анализируется в разделе 5.1.

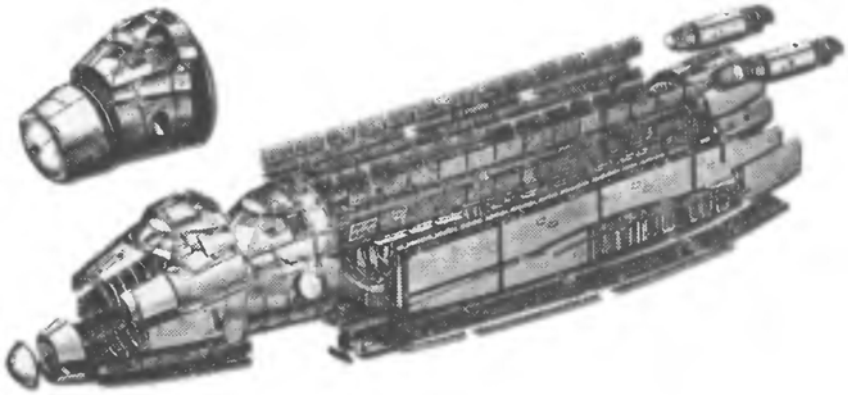


Рис. 1.5-9. Конструкция фюзеляжа орбитального корабля

В отличие от задач проектирования самолетов в авиакосмической тематике пришлось разворачивать впервые в нашей стране сквозные автоматизированные процессы, охватывающие все этапы жизненного цикла изделий. Это постоянно обновляемые информа-

ционные процессы весового контроля (АСВК), работающие в конструкторских бюро на заводах и службах полигона. Это также процедуры текущего контроля технических характеристик (АСКТХ) или как их теперь называют приемы верификации проектов. Это также традиционные для тех времен сквозные системы координации и контроля работ, для отслеживания и корректировки текущих планов и заводских ведомостей исполнения заданий. Это и нетрадиционные, но актуальные сегодня, хотя и опробованные впервые для работ по «Бурану» компьютерные системы контроля исполнительской деятельности. Все эти системы в их современном исполнении рассмотрены в разделе 5.4.

Именно в работе по «Бурану» зародились идеи оптимальной корректировки сетевых планов при срывах поставок и задержках работ смежников. Развитию этих идей сейчас при неопределенностях финансирования и материального обеспечения посвящен раздел 5.8 книги.

Чтобы у читателя сложилось объективное представление обо всех наукоемких проблемах, рассмотренных далее в этой книге, перечислим и проранжируем основные проблемы, решенные в нашей стране для авиакосмической техники в восьмидесятых-девяностых годах. Проблемы выглядят так.

На первом месте – комплекс разработок в обеспечение управляемого автоматического схода с орбиты с высокоточной посадкой на аэродром. 15 ноября 1988 года эта задача впервые в мире была осуществлена при запредельном ветре и с точностью в несколько метров от оси полосы и прогнозируемой точки контакта. Этот факт запечатлен на рис. 1.5-10.

На втором месте – задача создания и отработки многоразовой теплозащиты, ее материалов, технологии, конструкции и контроля работоспособности с учетом многообразных условий эксплуатации.

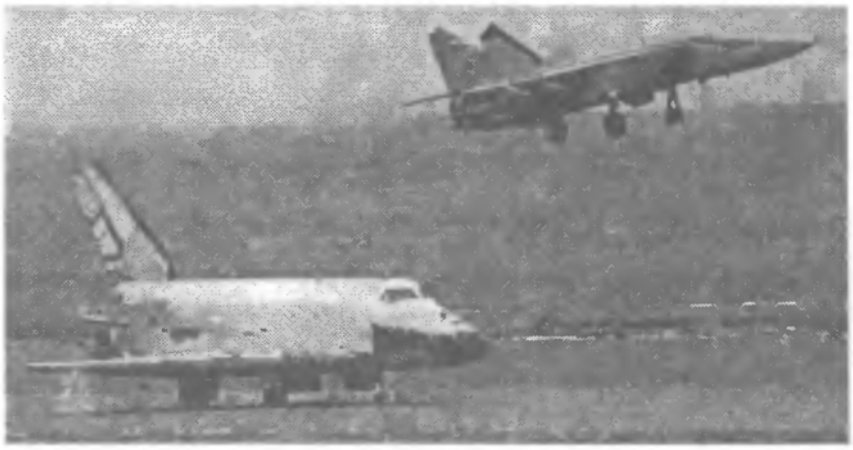


Рис. 1.5-10. Посадка «Бурана» в Байконуре

Затем жизненно важной можно считать реализацию энергосилового бортового комплекса – затроированной вспомогательной силовой установки с гидросистемой. Турбоагрегат работает на разлагаемом каталитически гидразине, что диктует особые требования к чистоте производства и точности изготовления гидропневмомагистралей.

Следующей по важности следует считать проблему автоматизированного управления бортом с увязкой всех систем воедино, с диагностикой нештатных ситуаций и отработкой выхода из них.

Для проверки приклейки плиток теплозащиты разработаны специальные методы неразрушающего контроля.

Развитие этих методов изменило всю технологию проверки орбитального самолета в ходе изготовления и эксплуатации. Подробно об этом сказано в разделе 3.7.

Особо следует отметить разработку новых для нашей техники горячих конструкций и механизмов планера, работающих в условиях вакуума, солнечного нагрева, космического холода, обтекания высокотемпературной плазмой, необычных акустических нагрузок. На рис. 1.5-11 и 1.5-12 показано конструктивное исполнение теплозащиты узла поворота элевона.

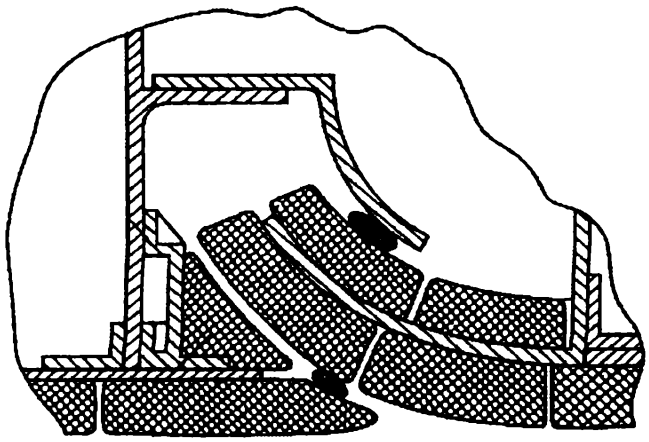


Рис. 1.5-11. Конструкция узла поворота элевона

Все разработки и испытания планера «Бурана» были немыслимы без повсеместного применения вычислительной техники и автоматизированных систем проектирования. Массовое производство деталей теплозащиты и планера без чертежей и плазов по безбумажной технологии, широкое использование алгоритмов моделирования форм и численных методов оптимизации обеспечило НПО «Молния» лидерство в отрасли по САПР, что было отмечено заключениями правительственных комиссий при сдаче первой и второй очереди САПР в 1984 и 1987 годах. В тех работах по САПР зародились и сейчас получили развитие рассмотренные во второй и четвертой главах книги методы и алгоритмы структурного синтеза; поиска проектных решений в условиях неопределенности и технического риска; приемы автоматизированного формирования и выглаживания обводов; методы позиционных расчетов на обводообразующих поверхностях при раскрое теплозащиты.

Решающим толчком для развития и совершенствования этих методов послужила разработка авиакосмических комплексов второго поколения: Многоцелевой авиационно-космической системы (МАКС) и планирующего крылатого многоразового ракетного ускорителя «Байкал». Облик и характеристики этих комплексов рассмотрены в следующих разделах этой главы.

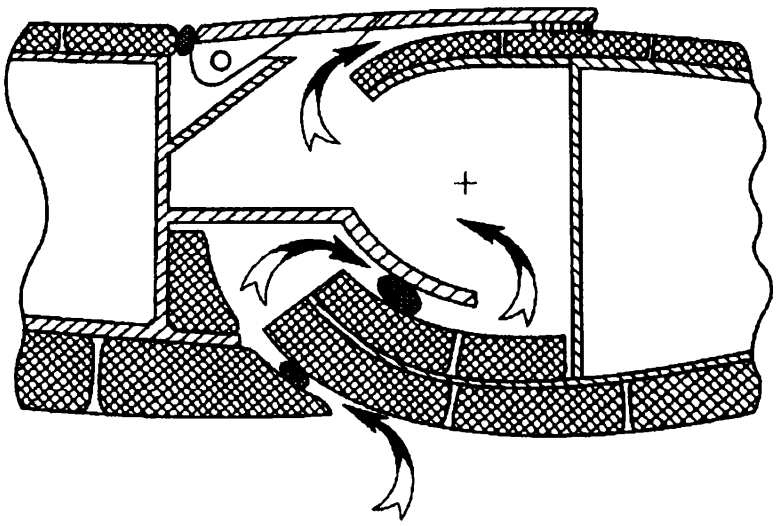


Рис. 1.5-12. Конструкция узла поворота элевона

Но прежде чем рассмотреть эти проекты, остановимся на уникальных отечественных исследованиях и летных реализациях воздушной транспортировки грузов на внешней установке самолетов-носителей. Эти работы послужили предтечей для решения задач воздушного старта.

1.6. Транспортировка аэрокосмических грузов самолетами-носителями

... Высадки осуществляются вспомогательными кораблями-ботами с атомно-импульсным или фотонным приводом, устойчивыми планетолетами облегченного типа с нефиксированным центром тяжести. Рейсовый звездолет несет на себе один такой бот, а десантный – от двух до четырех...
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век..

Проект «Энергия-Буран» был задуман так, чтобы основную часть программы изготовления орбитального самолета и ракетных разгонных блоков выполнялась на предприятиях в зоне Москвы с последующей транспортировкой изделий на космодром в Казахстан. Из-за неготовности самолета Ан-225 «Мрии» к планируемому с 1983 года началу воздушных перевозок крупногабаритных грузов усилиями НПО «Молния» и его филиала ЭМЗ им. В.М. Мясищева предпринята переделка стратегического бомбардировщика 3М в транспортный самолет 3М-Т (заводской шифр 3-35). Впервые в мире был созданный транспортный самолет для перевозки на большие расстояния грузов массой до 45 тонн.

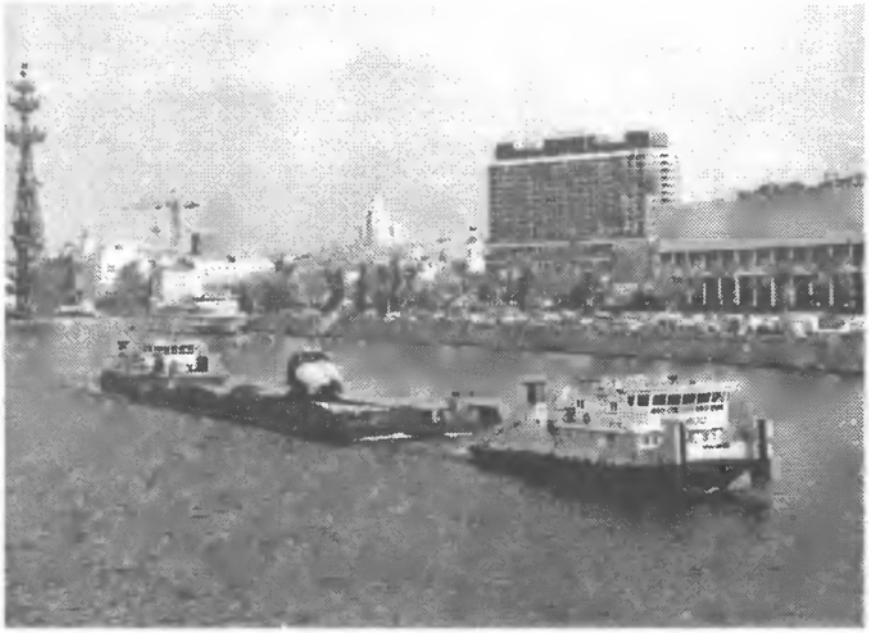


Рис. 1.6-1. Транспортировка водным путем

Грузы на внешней нижней подвеске самолетов размещаются более шестидесяти лет, но создание впервые летающей машины для транспортировки объектов «на спине» существенно меняет аэродинамические и массово-центровочно-инерционные характеристики самолета-носителя. Каждый из устанавливаемых объектов, а именно планер «Бурана» без киля с особым донным обтекателем (объект ОГТ); водородный бак центральной ступени «Энергии»

(объект 1ГТ); кислородный бак с приборным, двигательным отсеком и носовым обтекателем (объект 2ГТ); носовой и хвостовой обтекатели водородного бака (объект 3ГТ) – превращали самолет-носитель в особую летающую конфигурацию со своей аэродинамической упругой схемой, массово-инерционными характеристиками.

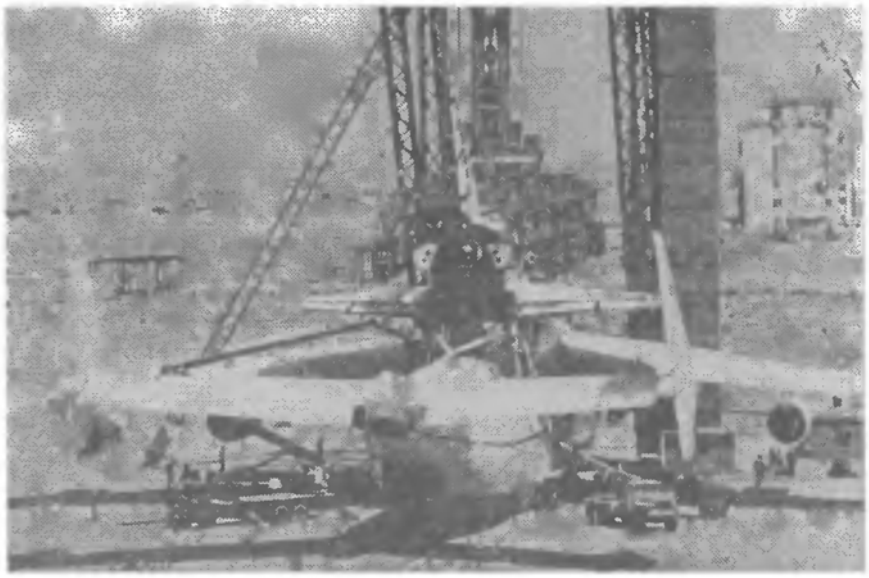


Рис. 1.6-2. Установка «Бурана» на Ан-225

Было известно о бафтинге оперения, наблюдаемом при коротких полетах «Боинга-747» с орбитером «Спейс Шаттл». Уход от бафтинга достигается заменой однокилевого оперения на двухкилевое с шайбами на концах стабилизаторов не стреловидной, а новой прямой в плане формы. Принималось во внимание, что переделывается конструкция самолета, который более 25 лет интенсивно эксплуатируется в дальней авиации. Высоким аэродинамическим качеством самолета 3М (K_{max} = 18,5) пришлось пожертвовать, уменьшив его на 35 %. Наличие у самолета шасси велосипедной схемы с концевыми вспомогательными крыльевыми поддерживающими стойками обеспечивает устойчивость движения по Земле при боковом ветре. Фюзеляж самолета 3М-Т удлинился на 4,7 м, полностью заменен хвостовой отсек – его загнутая вверх законцовка позволила выполнять взлет и посадку с большими углами атаки. Самолет 3М-Т эксплуатируется и сейчас с двигателями «17Д» вместо «15Б».

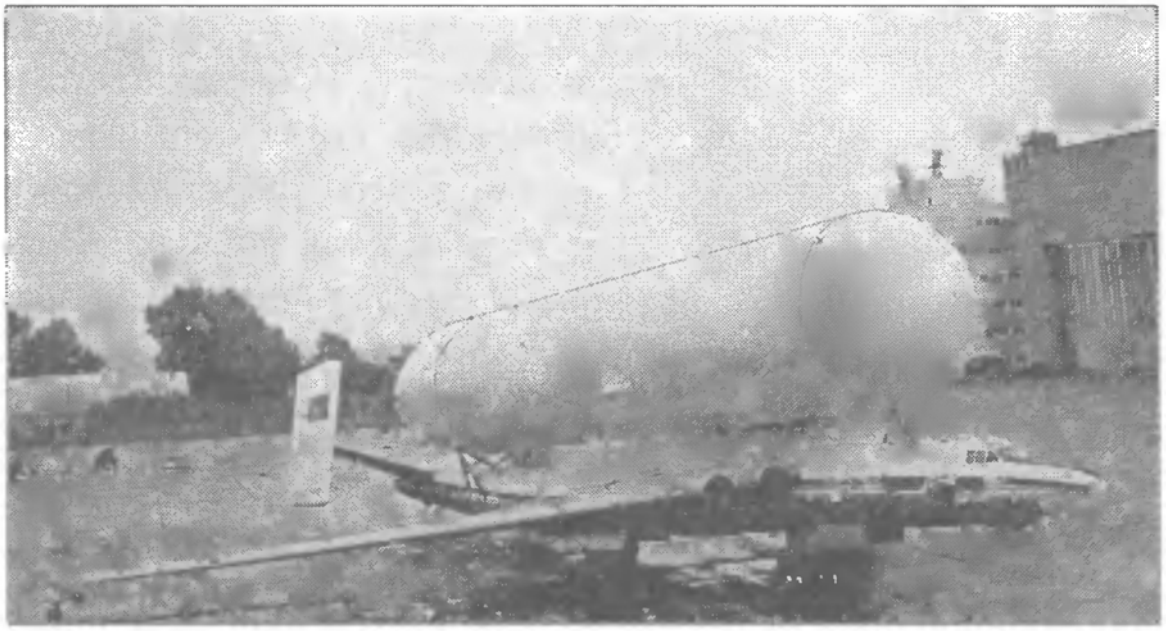


Рис. 1.6.3. ЗМ-Т на аэродроме Летно-исследовательского института

Транспортировка водным путем «Бурана» на аэродром в г. Жуковский показана на рис. 1.6-1.

По рис. 1.6-2 можно оценить сложность операции установки крупногабаритного внешнего груза. Рис. 1.6-3 показывает рулежку перед взлетом с грузом.

Рис. 1.6.4. Воздушная транспортировка элементов РН «Энергия»

Самым опасным в эксплуатации системы являются явления аэроупругости, и в первую очередь флаттера. Всего по программе «Энергия-Буран» выполнено безаварийно более 150 перевозок внешних грузов. На рис. 1.6-4 можно видеть конфигурацию для самого сложного перелета. Опыт этих полетов позволил создать самый тяжелый в мире транспортный самолет-носитель грузов на внешней подвеске – Ан-225 «Мрия».

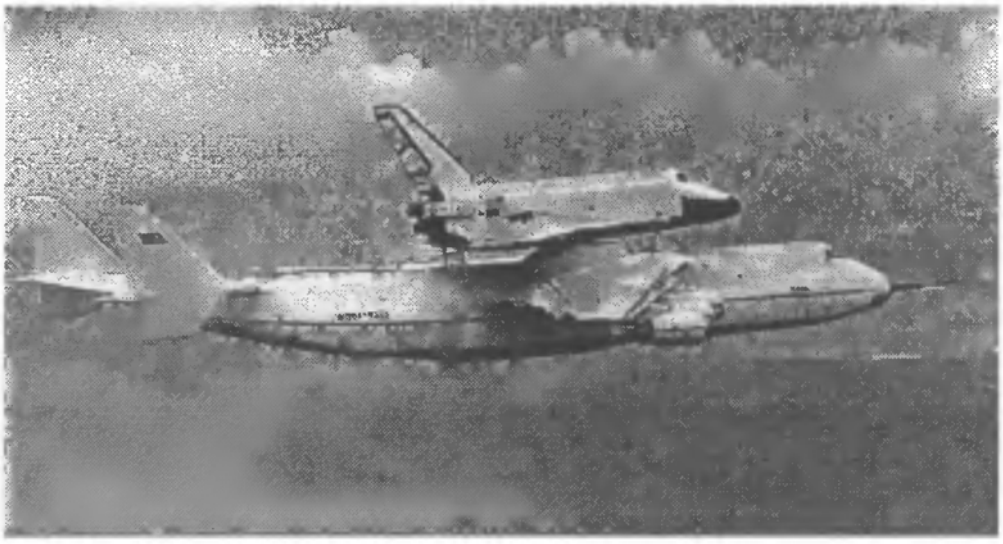


Рис. 1.6-5. Воздушная транспортировка «Бурана»

Рис. 1.6-5 показывает транспортировку полностью скомплектованного «Бурана» при внешней установке на фюзеляже «Мрии». Этот инженерный эксперимент послужил исходной идеей для проектных исследований авиационно-космической системы воздушного старта. Исследования были начаты еще при проектировании Ан-225 в ходе работ по «Бурану» в начале восьмидесятых годов.

Опыт воздушных перевозок и длительных перелетов с грузами на внешней подвеске самолета 3М-Т немало способствовал этим исследованиям. Их результатом стал проект многоцелевой авиационно-космической системы МАКС, о которой речь пойдет в следующем разделе книги.

1.7. Многоцелевая авиационно-космическая система МАКС

... Семнадцатого Лехов уходит в первую межзвездную! Семнадцатого, – повторил Гургенидзе, – на «Молнии». Фотонный корабль «Хаус-Молния» был первым в мире пилотируемым прямоточником. Его строили два года и уже три года испытывали лучшие межпланетники.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Проектирование МАКС начато в средине восьмидесятых годов. Учитывался опыт проектных и экспериментальных работ по проекту «Спираль». Использован задел и опыт работ, материальная часть, экспериментальная база, конструктивные материалы и методы математического моделирования, опробованные при создании планера «Буран», аппаратов «Бор-4» и «Бор-5». На предпроектном этапе рассмотрено более двадцати вариантов компоновок. Они показаны в книге [46]. Проектно-баллистические исследования проблем воздушного старта проводятся в НПО «Молния» с 1978 года, и результаты их обсуждались на десятках международных конференций. Фирмы Deutsche Aerospace и British Aerospace детально рассматривали проект МАКС и дали положительные заключения с рекомендациями о совместной российско-европейской разработке.

Преимущества авиационно-космических систем по сравнению с ракетно-космическими:

- снижение затрат на выведение в космос полезных нагрузок за счет многоразовости элементов системы;
- возможность запуска на орбиты разных наклонений, в частности, с приэкваториальных широт для экономного выведения спутников на геостационарные или геопереходные орбиты;

• отсутствие отчуждаемых земель под районы падения ракетных ступеней;

• снижение затрат на аренду земель под инфраструктуры космодромов;

• высокая весовая эффективность за счет снижения гравитационных потерь при старте с самолета (увеличение массы полезного груза на 50...70 %);

• удаление зон старта от населенных районов;

• возможность возврата разгонных ступеней на аэродромы взлета;

• возможность заказной транспортировки элементов системы и полезных нагрузок к аэродрому страны-заказчика;

• обслуживание полезных нагрузок в течение всего их жизненного цикла: доставка к старту, выведение, размещение на орбите, дистанционный контроль, ремонт, возврат для повторного использования;

• оперативный мониторинг орбитальных объектов: инспекция, облет, исследование, возврат на Землю;

• оперативный дистанционный мониторинг земных регионов с низких суборбитальных высот с гиперспектральным зондированием поверхности Земли;

• скрытность и конфиденциальность запусков;

• экологическая безупречность запуска, как по выхлопу, так и по проливу топлива;

• возможность очистки орбит от мусора;

• использование систем управления качеством на всех этапах жизненного цикла изделий, включая послеполетный мониторинг и диагностику работоспособности и остаточного ресурса;

• оперативность операций по спасению экипажа орбитальных станций и космических кораблей, использование орбитального самолета как корабля-спасателя;

• развитие наукоемких технологий, освоение новых материалов и средств управления полетом и бортовыми системами.

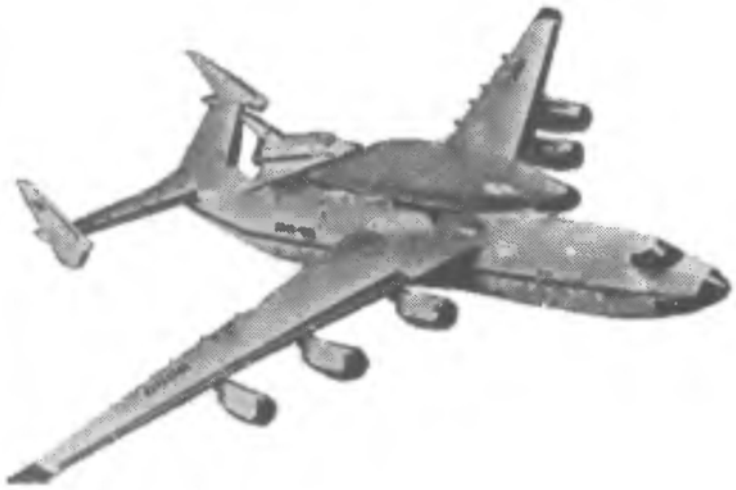


Рис. 1.7.1. Многоцелевая авиационно-космическая система МАКС

На рис. 1.7-1 можно видеть основной вариант системы МАКС. Ее три модификации с основными характеристиками представлены на рис. 1.7-2. Орбитальный самолет доставляет на низкую орбиту 8-9 тонн груза. Разгонный блок МАКС-Т выводит на геостационарную орбиту 4,5 тонны.

Новое поколение авиакосмических аппаратов инициировало разработку передовых приемов проектирования новых материалов и технологий. Эти технологии стали «ключевыми» для развития всей ракетно-космической техники. Многоцелевое применение потребовало от проектантов широкого поиска с дрейфом по всем условиям функционирования. Методология этого поиска детально рассмотрена в разделах 2.3 и 2.4.

При оптимизации траектории выведения рассматривается «сквозная» задача с учетом предстартового маневра всего комплекса, процесса разделения, атмосферного участка полета 2-й ступени и заключительного участка выведения на заданную орбиту. Учитываются также ветви траектории нештатного выхода комплекса к условиям горизонтального полета в случае отказа от пуска. На 2-й (космической) ступени МАКС установлены трехкомпонентные ЖРД с двумя режимами работы: 1-й режим с тягой $R = 2\times400$ тс и компонентами топлива «жидкий водород, керосин и жидкий кислород»; 2-й режим с тягой $R = 2\times80$ тс и компонентами «жидкий

водород и жидкий кислород». Момент перехода на 2-й режим оптимизируется одновременно с параметрами управления. Оптимальное соотношение массы заправляемого водорода и керосина примерно 1:1.

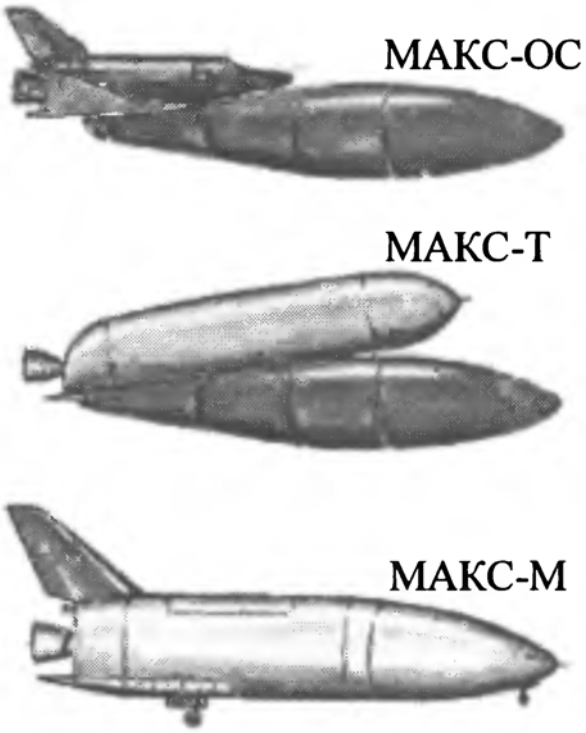


Рис. 1.7-2. Три модификации 2-й ступени МАКС:
стартовая масса комплекса – 620 т, 2-й ступени – 275 т;
масса ПГ на орбите $i = 51°$, $H = 200$ км:
МАКС-ОС – 8…9 т; МАКС-Т – 18 т; МАКС-М – 5,5 т

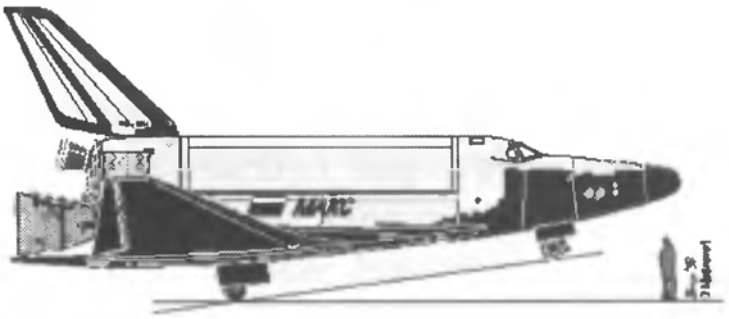


Рис. 1.7-3. Орбитальный самолет МАКС

В отличие от вертикально стартующий ракет-носителей космическая ступень МАКС проходит атмосферный участок выведения с большими углами атаки. Поэтому одновременно с параметрами управления оптимизируется и уровень поперечных нагрузок с учетом их влияния на массу конструкции космической ступени.

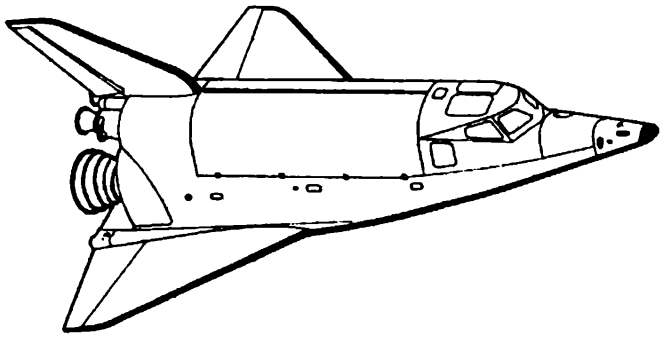


Рис. 1.7-4. Орбитальный самолет МАКС

На рис. 1.7-3...1.7-4 показан внешний вид орбитального самолета МАКС. Схема старта 2-й ступени с самолета-носителя показана на рис. 1.7-5.

Рис. 1.7-6 демонстрирует зависимость массы полезного груза от высоты и наклонения орбиты.

На рис. 1.7-7 представлена временная диаграмма затрат и прибылей при создании проекта МАКС.

Навигация и управление полетом базируется на спутниковой информации, причем для условий частичного отказа информационных каналов и не выгодного расположения орбитальных «реперов» совершаются перед стартом маневры типа «змейка». Используются на предпосадочном маневре не только координатно-скоростные параметры орбитального самолета по информации GPS

и ГЛОНАСС но и положение вокруг центра масс. Эта экспериментальная информационная подсистема использует приемники спутниковой информации на конце крыльев, в хвостовой и носовой части и на киле. Она дополняется специальной подсистемой оценки угла атаки по данным обтекания и датчикам скоростных напоров.

Рис. 1.7-5. Старт 2-й ступени МАКС с самолета-носителя

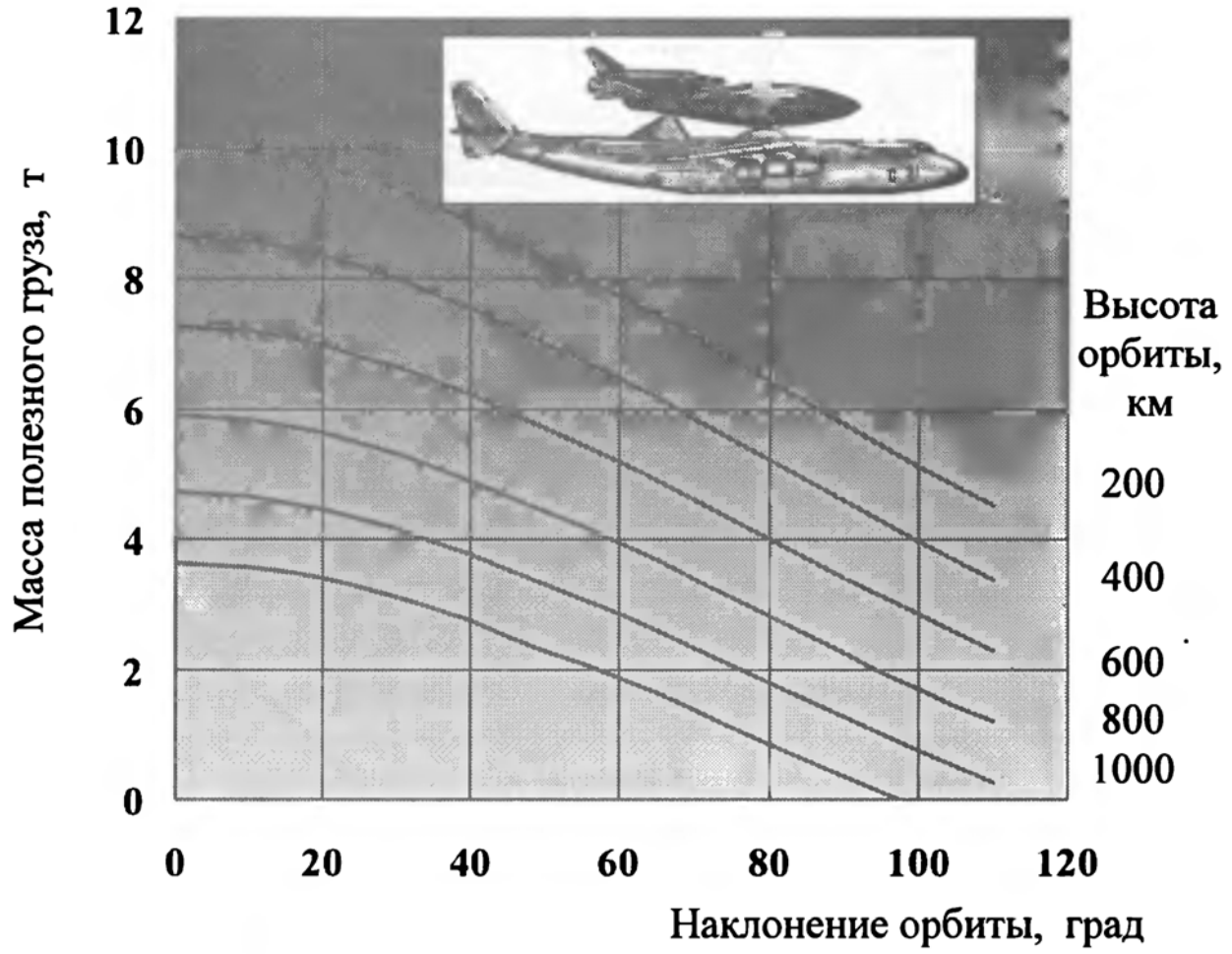


Рис. 1.7-6. масса полезного груза, выводимого на различные орбиты с помощью МАКС-ОС

Детально проработан и отрабатывается бортовой стартовый комплекс МАКС. Комплекс обеспечивает предполетную подготовку; управление бортом при совместном полете в район старта; предпусковую подготовку полезной нагрузки; реализацию операций по отмене пуска при нештатных ситуациях; управление возвращением на базовый аэродром. При этом комплекс обеспечивает электроэнергией разгонную систему и полезную нагрузку.

Экипаж бортового стартового комплекса использует разнообразные встроенные и акупунктурные средства контроля работоспособности систем самолета-носителя, разгонной системы с орбитальным самолетом и полезной нагрузкой.

Используется мультиплексирование информационного бортового обмена, мажоритирование аппаратуры комплекса с реализацией особых требований к надежности и отказоустойчивости. Основной объем задач управления стартом выполняется в автоматическом режиме. Создание такого комплекса – есть принципиально новое явление в космонавтике. Читатель может познакомиться с проектом такого комплекса и проектами пилотажно-навигационных систем в книге [46].

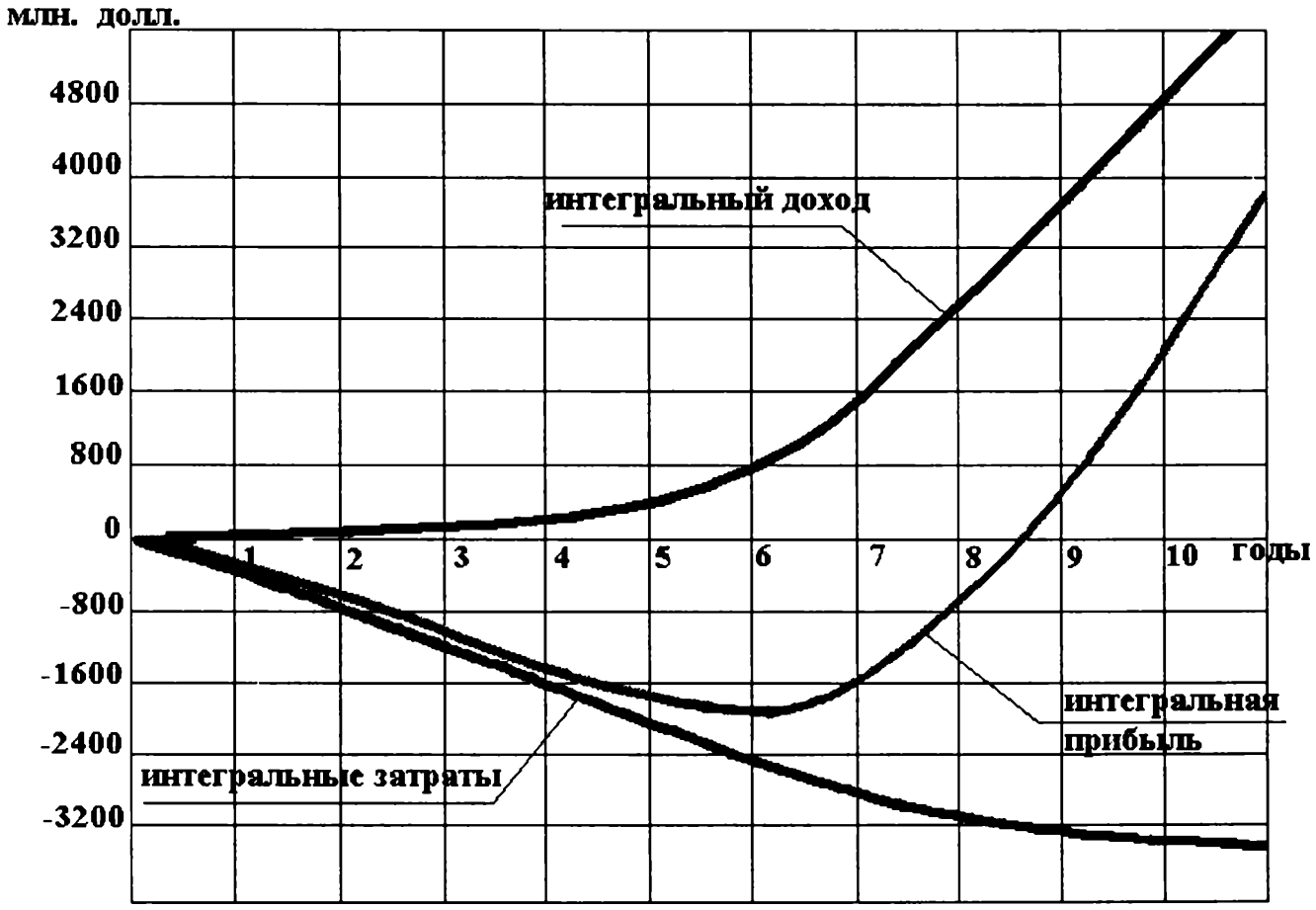


Рис. 1.7-7. Временная диаграмма затрат и прибылей при создании проекта МАКС

Для управления полетом и бортовыми системами, в отличие от «Бурана» и космического корабля «Спейс Шаттл» используются не только навигационные вычислители, опрашиваемые по принципу мажорирования, но и бортовая сеть распределенных по целевым

задачам, но объединенных общим сервером компьютеров. Информация обрабатывается с учетом очередей и управления свободными ресурсами памяти и вычислительных мощностей.

С целью повышения надежности пришлось отказаться от существующей на «Буране» и орбитере «Спейс Шаттл» централизованной гидросистемы и вспомогательных силовых установок. Для привода механизмов раскладывания крыльев, раскрытия шасси и поворотов рулевых органов используются автономные задублированные электрогидравлические привода объемного регулирования и одноразовые литиевые батареи, обеспечивающие электропитание борта.

Гиперзвуковое аэродинамическое качество при разложенных консолях крыльев при центровке $x_т = 58\%$ составляет $K_{max\ г} = 1{,}6$, а при посадке на дозвуковых скоростях полета $K_{max\ д} = 5{,}5\ldots6$ (с учетом работы руля направления – воздушного тормоза).

Рис. 1.7-8. Полноразмерный макет хвостовой части ОС МАКС

В 1991 году параллельно с завязкой проекта МАКС совместно с фирмой British Aerospace была начата проработка проекта «Интерим Хотол», с воздушным стартом со спины «Мрии» полностью многоразового орбитального самолета, топливные баки которого интегрированы. По оценкам в отсеке полезного груза на низкую

околоземную орбиту такой ОС способен выводить примерно пять тонн. Масса планера оценивалась в 8,5 % от начальной массы орбитального самолета, и обеспечить такую весовую отдачу англичане собирались за счет широкого применения новых композитов с термопластичным связующим (полиэфирэфиркэтон).

Применение для планера орбитального самолета МАКС композитов и новых алюминиево-литиевых сплавов позволяет добиться в реальном исполнении относительной массы планера (по отношению к заправленному и снаряженному орбитальному самолету 4,7 тонны, то есть восемнадцать процентов).

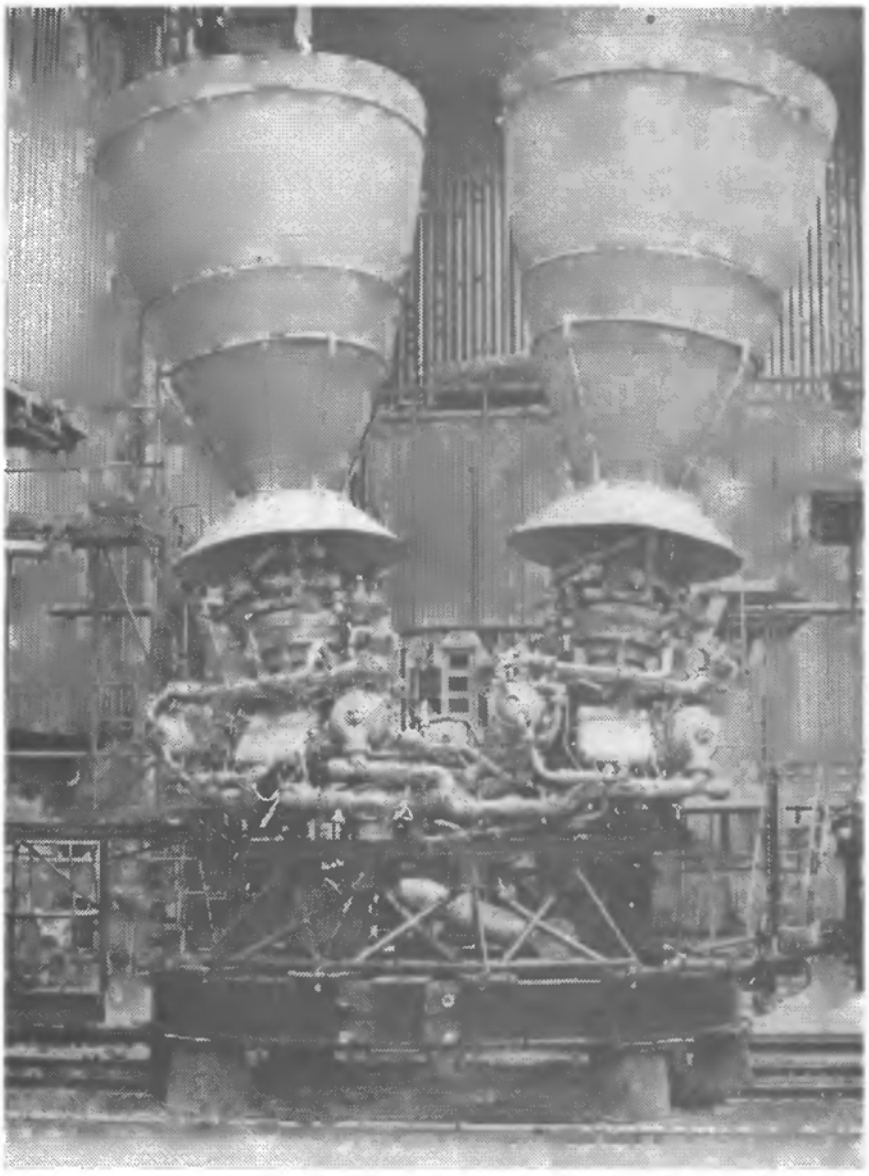


Рис. 1.7-9. Полноразмерный макет маршевой ДУ МАКС

Планер на 70% изготавливается из композитов. Наряду с традиционными углепластиками «КМУ-4» и «КМУ-8» применяются для жаропрочных обтекателей и панелей карбонизированные углепластики. Используются для герметичных отсеков, баков и кабины титановые сплавы и композиты с термопластичным связующим (полиэфиркэтон и полисульфон). Экспериментальные баки с применением полисульфона в качестве связующего показали приемлемую герметичность. Без использования внутреннего лейнера проницаемость по жидкому водороду бака составляет всего 10^{-9} $см^3/см^2 \cdot с \cdot атм$ при толщине стенки 1,5 мм. Отработана также технология использования полимерного лейнера из модифицированной термоусаживающейся пленки на основе полиамида и фторопласта.

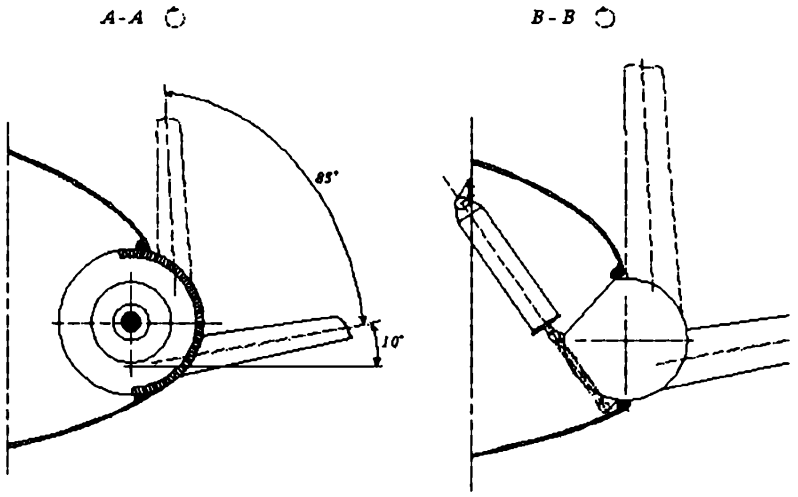


Рис. 1.7-10. Конструктивная схема каркаса и теплозащиты узла поворота раскладываемых консолей крыла ОС МАКС

Для сворок отсека полезного груза, створок руля направления – воздушного тормоза используются органопластики. Стальные сотовые панели используются для элевонов и балансировочного щитка. Стержни-подкосы, заливающие соединения полок шпанго-

утов, изготавливаются из титановых сплавов. Подсистема бесчертежного изготовления таких стержней рассмотрена в разделе 4.3.

Применяются керамические теплозащитные многоразовые приклеиваемые плитки без панели гибкой теплозащиты и многослойные сварные и панели из тонких листов жаропрочной стали с механическим креплением панелей к силовому каркасу корпуса планера.

Рис. 1.7-8 демонстрирует фотографию хвостового отсека орбитального самолета в зале для прочностных испытаний. Виден двухрежимный трехкомпонентный двигатель РД-701, заказанный впервые для проекта МАКС. Позже было показано, что его применение может обеспечить улучшение характеристик и в ряде других перспективных проектов многоразовых систем выведения. Общий вид двигателя показан на рис. 1.7-9.

Предусматривается изготовление подвесного бака МАКС для трех компонентов топлива из алюминиево-литиевых сплавов, в перспективе предполагается переход на композиты с термопластичным связующим. Особо важными для авиакосмических систем являются вопросы тепловой изоляции криогенных баков. Испытания для бака МАКС нового пенополиизоцианурата «Изолан» с плотностью 30 кг/м^3, прочностью 2,5 кгс/см^2 и относительным удлинением при растяжении (при – 255°С) составляющем 6...8 % показали хорошую адгезию к алюминиевым сплавам и композитам через клеевой подслой (клей ВК-11). Испытания без обнаруженных отслоений теплоизоляции проведены с захолаживанием жидким азотом и водородом композитного бака и на основе полисульфона и углеродного наполнителя УКН-П/2500.

Конструктивные схемы каркаса и теплозащиты узлов поворота раскладываемых консолей крыла ОС МАКС можно видеть на рис. 1.7-10...1.7-11.

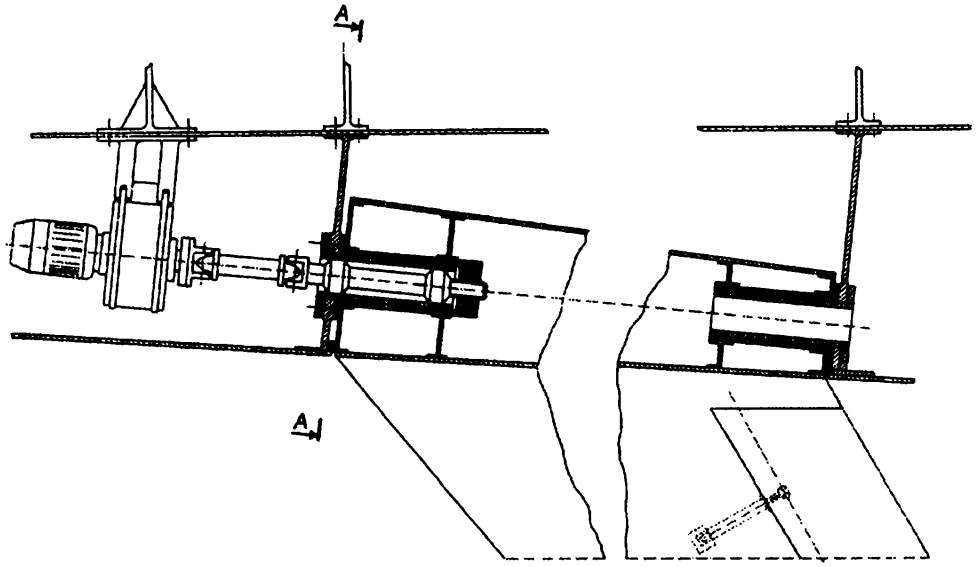


Рис. 1.7-11. Механизм поворота консолей крыла ОС МАКС
С планетарным редуктором

Многоцелевой орбитальный самолет конвертируется под целевую задачу мониторинга полезных нагрузок, в корабль-спасатель. Об этом в следующих разделах книги.

1.8. Обслуживание полезных нагрузок на всех этапах жизненного цикла

... Закон гласил: задание роботу или группе таковых может быть дано лишь в том случае, если за выполнением его будет наблюдать человек.
Клифорд Саймак. Братство талисмана.

Пилотируемый орбитальный самолет МАКС позволяет изменить традиционную технологию обслуживания полезных нагрузок. По прежней технологии ответственность систем выведения заканчивалась после отделения спутников от последней ступе-

ни ракеты-носителя. Новая технология охватывает почти весь жизненный цикл полезных нагрузок – начиная с их транспортировки к месту старта или на аэродромы стран-заказчиков. Затем следует комплексная проверка спутников и ракетных блоков при их установке в отсеке полезного груза. При этом используется комплекс обеспечения запуска, расположенный на борту самолета-носителя.

Следующая операция – всесторонняя проверка и осмотр перед эвакуацией, в момент эвакуации и после выхода из отсека полезного груза. Проверяется при сохранении механических связей с орбитальным объектом его внешний вид, отделение обтекателей ориентаторов, раскрытие солнечных батарей и антенн и их работоспособность. Экипаж ОС выполняет функции оператора (рис. 1.8-1), участвует в облете и инспекции спутников и возвращаемых капсул, управлении их маневрами и в том числе входом в атмосферу. ОС может быть также ретранслятором в локальных телекоммуникационных операциях и служить репером-ориентиром при решении задач навигации в конвойных полетах с блоками полезных нагрузок.

Для приема на борт спутников с целью их ремонта и возврата используются адаптеры-переходники, к которым крепились спутники, находясь в отсеке полезного груза. Эти платы-адаптеры с одной стороны снабжены унифицированными узлами крепления с посадочными местами в отсеке полезного груза, а также с захватами манипуляторов и с другой стороны оборудованы специализированными узлами соединения с разными спутниками. В этих узлах могут быть универсальные электроразъемы и гермоплаты, а также двухпозиционные двуполярные андрогенные узлы стыковки (справа – штыревое соединение, слева приемная «воронка»). Обслуживание полезных нагрузок ориентируется на развивающуюся миниатюризацию спутников. Работа с микроспутниками чревата недогрузкой ракет-носителей. В отсеке полезного груза объемом 50 м^3, можно разместить семь-девять спутников массой по одной тонне. Плотность компоновки – 0,2...0,15 т/м^3, и масса выводимого ПГ – 7...10 т.

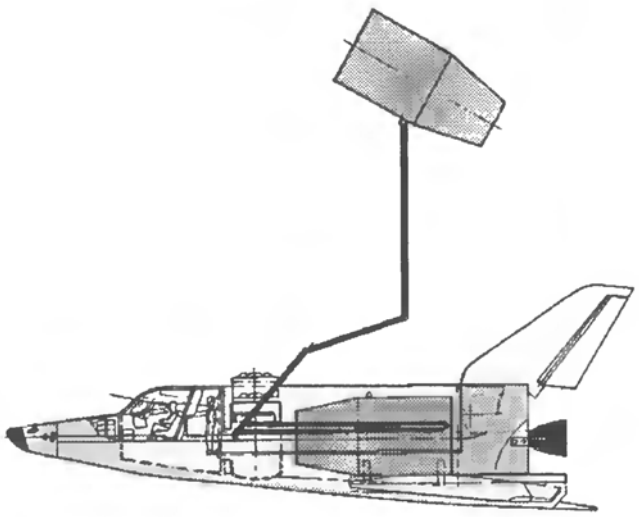


Рис. 1.8-1. Обслуживание полезных грузов

Компоновочные проработки показывают, что в том же отсеке можно в лучшем случае разместить не более тридцати разных спутников массой по 100 кг. Для каждого спутника приходится выделить помимо его собственного объема в 350÷450 литров примерно такой же объем для элементов крепления, зон и путей эвакуации, индивидуальных или групповых адаптеров. Это означает уменьшение плотности компоновки в отсеке до 0,1-0,07 т/м3. Налицо недогруз на 60÷70 процентов, то есть нерациональное использование энергетики средств выведения. Для орбитального самолета многоцелевой авиационно-комической системы выход находится в использовании внешних дополнительных навесных отсеков полезного груза, оставляемых на орбите, в которых компактно размещаются спутники, не возвращаемые на Землю после их размещения на орбитах. Внешние дополнительные навесные отсеки мало меняют аэродинамику разгонной системы, не влияют существенно на энергетику и нагрузки на самолет на участке разгона на орбиту. Эти отсеки крепятся по бокам основного отсека полезного груза и термостатируются на участках выведения и полета с самолетом-носителем.

1.9. Модули интегрального воздействия перегрузок на де-тренированный экипаж. ОС МАКС как корабль-спасатель

... Надо было сидеть и терпеть, и слушать, как трещат кости, и чувствовать, как широкие ремни впиваются сквозь толстую ткань костюма в обрюзгшее тело, как обвисает лицо и как трудно мигать – тяжелеют веки... Некоторые курсанты выдерживали семикратные перегрузки, а другие не выдерживали даже тройных – они не могли справиться с черным выпадением зрения.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXII век.

Если обратиться к общеизвестной зависимости перегрузок от предельного времени их действия, показанной для оптимальных поз тренированных летчиков и космонавтов, кривой *1* на рис. 1.9-1, то мы заметим интересную особенность. Перегрузка 10 единиц воспринимается без необратимых нарушений в организме при длительности ее действия 110...125 с, тогда как вдвое меньшая перегрузка в 5 единиц имеет предельное допустимое время действия ~ 400 с. Налицо нелинейное увеличение предельного времени действия при уменьшении действующей перегрузки. Запомним это обстоятельство, важное для входа в атмосферу со сверхкруговыми скоростями. В силу этого фактора при попадании на нижнюю границу коридора входа и неизбежного начального воздействия значительной перегрузки желательно как можно быстрее и плавно отразиться от атмосферы, но без рикошета и отлета от Земли и перейти на орбиту или на режим выравнивания в верхних слоях атмосферы.

Приведенные количественные данные весьма неопределенны, ибо разным людям соответствует разная восприимчивость инерционных сил. Разброс предельных продолжительностей действия перегрузок условно показан «дорожкой» 5 с условными границами. Например, для перегрузки 10 единиц предельное время для трени-

рованного пилота может меняться от 10 до 160 с. Еще более неопределенными считаются зависимости предельной перегрузки для детренированного экипажа, непривычного к воздействию ускорений или ослабленного пребыванием в невесомости и в условиях гипокинезии. Такие зависимости рассмотрены разными исследователями. Одно из представлений о номинальных величинах (без учета разброса значений) предельных периодов нагружения показано кривой *2*, заимствованной из работ [1, 56, 57]. В этих работах приведены формулы, аппроксимирующие показанные кривые и оценки разброса значений интервалов предельных воздействий. Косвенное представление о таких воздействиях дают сведения о появлении первых симптомов обратимых изменений. Обычно это резкое сужение угла зрения и затем «черная» или «серая» пелена с последующей временной потерей сознания.

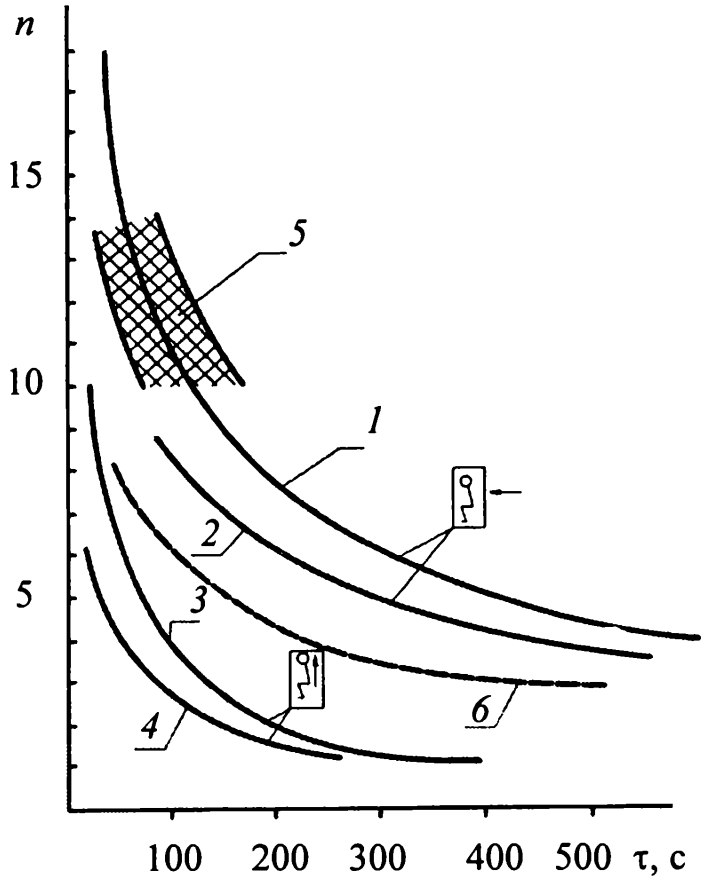


Рис. 1.9-1. Зависимости перегрузок от предельного времени их действия для оптимальных поз тренированных летчиков и космонавтов

Это свидетельствует о том, что решающий фактор, приводящий к ухудшению самочувствия, – затруднение и уменьшение кровоснабжения мозга, отток отяжелевшей крови, с трудом перекачиваемой сердечно-сосудистой системой. Этот факт – факт «накопления» действия перегрузок по времени – отметим для построения механистической модели интегрального воздействия перегрузок.

Разброс предельного времени, за которым начинаются первые поражения организма (пунктиром кривая *б* на рис. 1.9.-1), еще сильнее, чем для оценок предельно-допустимых продолжительностей действия перегрузок. Будем учитывать этот разброс, при последующем построении вероятностных моделей переносимости перегрузок. Использование скользящих, как «Союз», или планирующих, как «Буран», с орбиты самолетов снижает максимальное достигнутое на траектории значение суммарной (то есть соединения продольной и поперечной) перегрузки. Рис. 1.9-2 показывает это снижение.

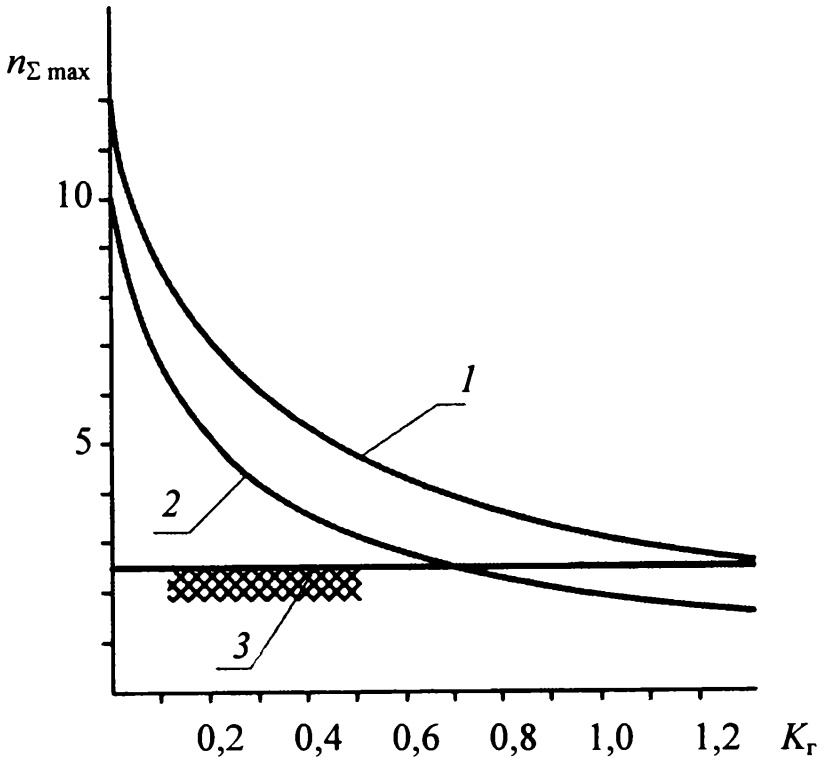


Рис. 1.9-2. Снижение суммарной перегрузки

Теоретическая расчетная кривая *2* должна быть скорректирована до уровня *1*, учитывающего погрешности условий входа, влияние нагрузки на мидель и «забросы» при управлении движением. Уровень *3* означает неизбежную при предпосадочном маневре планирующих аппаратов поперечную перегрузку не менее 2,5 ед., усугубляемую непрогнозируемыми порывами ветра и погрешностями пилотирования. Казалось бы, мы на планируемых аппаратах «ушли» от больших перегрузок с их неприемлемо коротким пределом продолжительности действия. Но не тут-то было! Вспомним, что пилот сидит в планирующих аппаратах как летчик в самолете, а не лежит спиной к лобовому щиту, как в скользящих с орбиты капсулах. А для сидящего «по-самолетному» пилота и экипажа действие определяющей поперечной перегрузки направлено от таза к голове и обратно. Но предельное время переносимости таких перегрузок в 5...6 раз меньше, чем при оптимальной позе (под 78° сзади к позвоночнику). Кривая *5* дает очень приближенную оценку этого времени для тренированных летчиков, а кривая *4* – для детренированных исследователей, к тому же ослабленных пребыванием в гипокинезии (на рис. 1.9-1).

При возвращении с орбиты мы обязаны торможением в атмосфере погасить вполне определенный импульс перегрузки, соответствующий скорости входа. При входе с низких орбит, для аппаратов с малым аэродинамическим качеством этот импульс примерно равен 800 единицам. Аппараты с большим аэродинамическим качеством вынуждены гасить несколько больший импульс, из-за того, что суммарная перегрузка действует не против скорости полета, а под углом к скорости, раскладываясь на поперечную и тормозящую компоненты аэродинамических внешних воздействий.

Величины потребных для гашения импульсов показаны на рис. 1.9-3 полосой *6*.

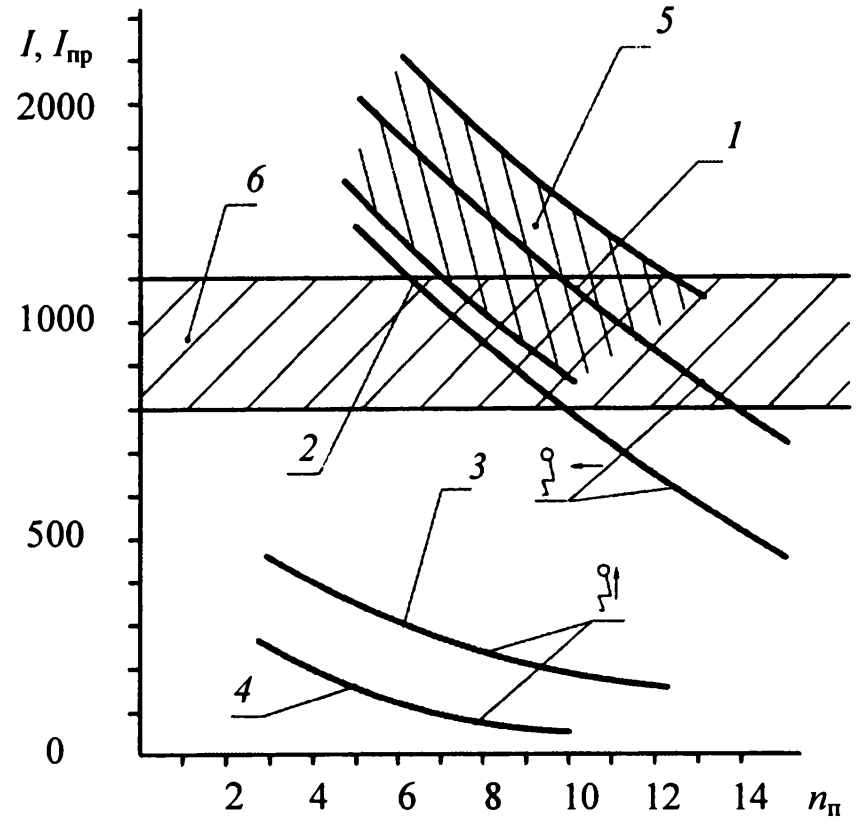


Рис. 1.9-3. Зависимости предельного импульса от перегрузки

Для учета фактора накопления перегрузок многие исследователи предлагают применить понятие предельного импульса постоянно действующей перегрузки, то есть перегрузки на ее предельное время: $I_{пр} = n\ \tau_{пр}$. Кривые *1*, *2*, *3* и *4* на рис 1.9-3 иллюстрируют, как уменьшается переносимый человеком предельный импульс для тренированных космонавтов и детренированных людей при оптимальной позе к вектору перегрузки и при позе, принятой в авиации. Зона *5* между зубчатыми кривыми напоминает нам о факте неопределенности оценок предельного импульса. Если в течение интервала времени $\Delta\tau$ действует перегрузка n, то доза воздействия предельного импульса соответствующего этой перегрузке будет: $D = n\ \Delta\tau/I_{пр}(n)$.

При переменной по траектории перегрузке получаем меру интегрального воздействия:

$$M = \int_0^{\tau_k} \frac{n}{I_{пр}(n)} d\tau .$$

Если $M > 1$, то воздействие превышает предельное. Более сложные критерии опираются на недетминированные показатели и учитывают вероятность P превышения предельного порога хотя бы для одного члена экипажа: $P = 1 - P_1^n$, где P_1 – вероятность непревышения предельного импульса для одного члена экипажа, n – число членов экипажа.

Проведено сравнение возвращения шести детренированных членов экипажа в американском аппарате Х-38 типа несущий корпус с аэродинамическим качеством $K = 0{,}8$ и в крылатом орбитальном самолете МАКС с $K = 1{,}3$. Оба аппарата входят в атмосферу по предельно крутой траектории с углом входа $\theta = 4°$. Мера интегрального воздействия, определяющая наступление обратимых изменений для детренированного пилота при спуске в самолете МАКС составляет 0,27, что почти в два раза меньше, чем у Х-38 (0,49). Вероятности неблагополучного исхода нагружения с наступлением обратимых изменений в организме хотя бы для одного члена детренированного экипажа получаются соответственно 0,93 и 0,32.

Помимо перегрузочного воздействия для корабля-спасателя важно оперативно соединиться с аварийным объектом и возвратиться в предельно короткое время, недолго ожидая на орбите.

Время подготовки к старту МАКС составляет 2...3 часа против нескольких суток у «Союза» и «Шаттла». К тому же МАКС может выйти на орбиту любого наклонения.

Совместно с исследователями Европейского космического центра ESTEC проведено сравнение затрат времени на вынужденное ожидание на орбите, сход с орбиты и посадку для аппаратов с разным аэродинамическим качеством. Рассматривали орбиты высотой $H = 200$ км и наклонением $i = 51°$.

На Земле намечено восемь подготовленных районов посадки: возле космодрома в Куру, на аэродромах в Казахстане и в Поволжье,

на площадках на западном и восточном побережье Австралии, на аэродроме побережья Мексиканского залива, военной базе на западном побережье США и на центральном плоскогорье в Испании.

Для разных типов аппаратов получены такие интервалы вынужденного ожидания на орбите с последующим спуском:

Таблица 1.9-1

Время ожидания на орбите для различных КА

Тип КА	СА «Союз»	СА «Аполлон»	«Би-конус»	Х-38	ОС МАКС
K	0,3	0,5	0,7	0,9	1,2
$\tau_{орб}$, час	19 - 20	9 - 15	5 - 7	3 - 4	1 - 2

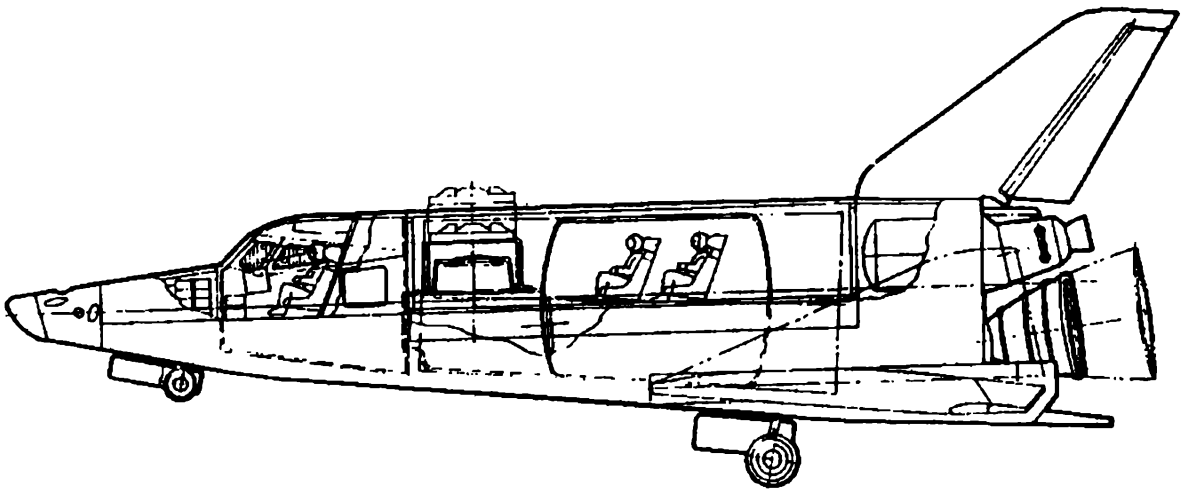


Рис. 1.9-4. Вариант орбитального самолета МАКС, предназначенный для транспортно-технического обслуживания орбитальных объектов

Преимущества орбитального самолета МАКС с аэродинамическим качеством K = 1,2 очевидны. В течение суток практически с любого из 17 витков мы входим в тот или иной регион. На рис. 1.9-4 можно видеть компьютерную компоновку самолета-спасателя с целевым модулем для экипажа. На рис. 1.9-5 показано размещение

универсального многоцелевого самолета-спасателя на ракетах носителях «Протон» и «Ариан-5» с системами аварийного спасения на участке выведения.

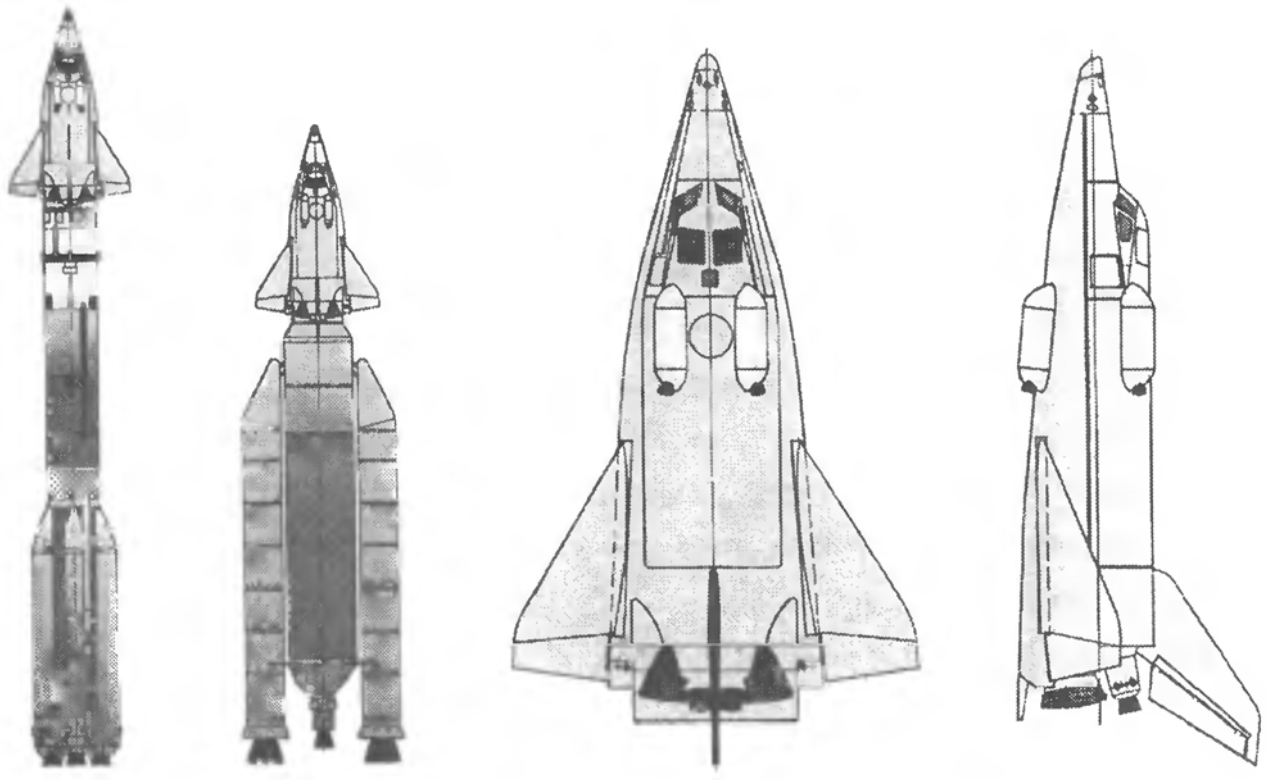


Рис. 1.9-5. Универсальный самолет-спасатель и его размещение на РН «Протон» и «Ариан-5»

Самолет-спасатель должен не только уметь автономно и в автоматическом режиме возвращаться с орбиты на аэродром, но, во-первых, совершать штатную посадку на любую небольшую площадку в разных регионах Земли и, во-вторых, нештатную посадку при авариях на участке выведения. Возможность реализации парашютно-реактивной посадки при минимальных затратах массы рассмотрены в следующем разделе книги.

1.10. Задачи выбора параметров парашютно-реактивных систем

... Парашют – устройство для торможения объекта, движущегося в сопротивляющейся среде... Для обеспечения безопасной посадки космических аппаратов в атмосфере Земли (планет) применяются посадочные парашюты... Грузовые парашюты позволяют десантировать грузы и технику массой до 20 тонн. Авиация. Энциклопедия. Изд. Большая российская энциклопедия, 1994.

В нашей стране накоплен немалый опыт парашютной посадки с реактивной амортизацией для космических спускаемых аппаратов и грузов, десантируемых с самолетов. Масса средств посадки $M_{сп}$, отнесенная к массе груза M_0:

$$\overline{M}_{сп} = M_{сп} / M_0 = \overline{M}_{пс} + \overline{M}_{ду} + \overline{M}_{авт},$$

где $\overline{M}_{пс}$ – относительная масса парашютных средств; $\overline{M}_{ду}$ – относительная масса двигательной установки с топливом; $\overline{M}_{авт}$ – относительная масса аппаратуры и оборудования управления.

Скорость парашютирования $V_с$, дающую минимум $\overline{M}_{сп}$, определим по условию $\dfrac{d\overline{M}_{сп}}{dV_с} = 0$, учитывая, что $\overline{M}_{авт}$ практически не зависит от $V_с$. При установившемся процессе снижения относительная масса парашютных систем можно определить приблизительно по формуле:

$$\overline{M}_{пс} = \frac{2\delta(1+k_1+k_2)}{C_x \rho_0 V_с^2},$$

где δ – удельный вес квадратного метра купола (у нас 0,03…0,05 кг/м^2); k_1 – отношение массы строп со стренгами к массе купола (у нас 0,2…0,4); k_2 – отношение массы узлов крепления парашютов и средств раскрытия к массе куполов (у нас 0,15…0,25); C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления парашюта; ρ – плотность атмосферы в районе посадки.

Относительная масса твердотопливного посадочного двигателя определится из условия: $\overline{M}_{\text{ду}} = \overline{M}_{\text{корп}} + [1 - \exp\{-V_c/(Ig)\}]$, где I – удельный импульс двигателя; g = 9,80665 м/с^2; $\overline{M}_{\text{корп}}$ – относительная масса корпуса. Обычно $\overline{M}_{\text{корп}}$ = 0,2…0,3, тогда приближенно: $\overline{M}_{\text{ду}} \approx 0{,}25\ V_c/(Ig)$. Приравняв производную от $\overline{M}_{\text{сп}}$ по V_c нулю получим приближенное выражение для оптимальной скорости парашютирования:

$$V_c^{\text{opt}} = \sqrt[3]{\frac{4(1+k_1+k_2)\delta Ig}{C_x\rho}}\ .$$

При любых разумных значениях величин, входящих в эту формулу оптимальная скорость парашютирования для посадочных грузов больше 10 тонн будет в пределах 15…25 м/с.

График на рис. 1.10-1 иллюстрирует зависимости $\overline{M}_{\text{сп}}$, $\overline{M}_{\text{пс}}$ и $\overline{M}_{\text{ду}}$ с учетом разбросов их значений.

Для спускаемых аппаратов «Союз» применяется неоптимальная скорость парашютирования 7,5 м/с, чтобы в случае отказа двигателей мягкой посадки можно было приземлиться на парашюте без травм и поломки аппарата, используя амортизацию кресел. Но опыт показал, что надежность парашютных систем (~ 0,995) ниже, чем двигателей мягкой посадки (~ 0,998).

Верхняя кривая соответствует разработкам времен создания «Союза» и грузам в 2…3 т. Нижняя кривая $M_{\text{сп}}$ соответствует современным материалам и грузам в несколько десятков тонн. При переходе на большие скорости парашютирования желательно сту-

пенчатое изменение тяги или применение двух типов двигателей: один двигатель – в стропах (под вертлюгом) и несколько других, соединенных огневой связью, – на днище аппарата, как сделано на корабле-спасателе МАКС (рис. 1.9-4). Вопросы обеспечения точности посадки и разброса скорости контакта детально рассмотрены в [1].

Гашение скорости спуска 15 м/с безусловно означает, что скорость контакта будет иметь разброс в диапазоне 0...5 м/с, что приемлемо для штатной амортизации шасси. Потребная площадь парашюта для самолета МАКС ~2000 м^2, то есть можно использовать двухкупольную систему, созданную для спускаемого аппарата «Союза» с площадью 1000 м^2. Система такой размерности более 30 лет применяется с реактивно-сотовой амортизацией при сбросе с самолетов танков с массой до 25 т.

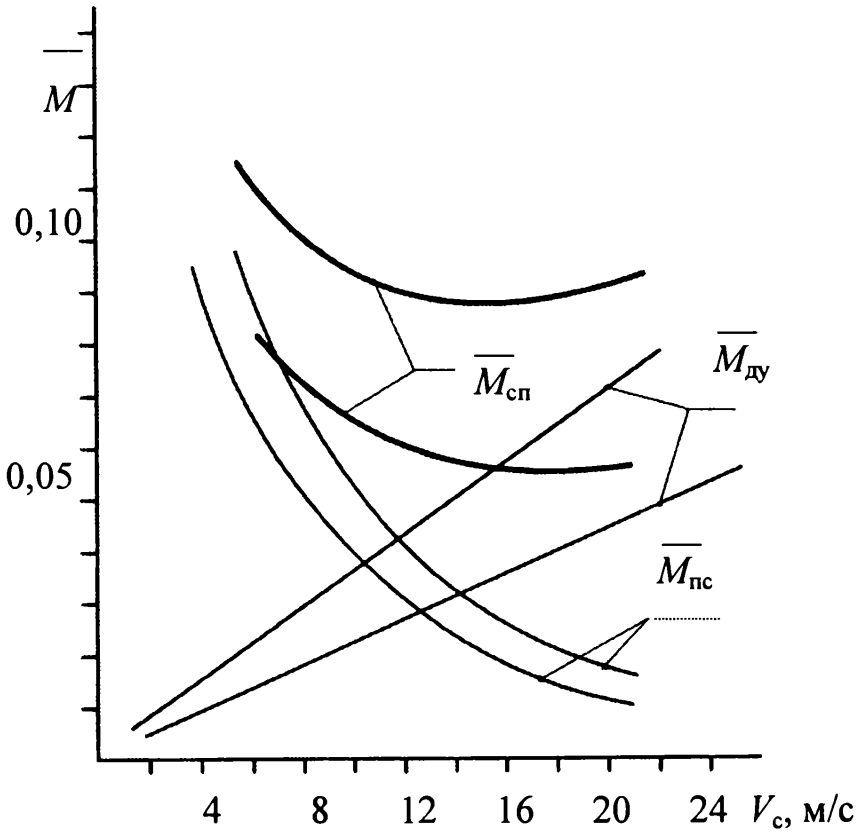


Рис. 1.10-1. Зависимости относительных масс средств посадки, парашютных средств и двигательной установки от скорости спуска

Возможно приземление на планирующем парашюте, как в проекте американского корабля-спасателя X-38. Но для такой посадки необходима ровная площадка размером не менее 300 м, что не всегда приемлемо с учетом аварийных ситуаций. При реально достижимом аэродинамическом качестве мягкого крыла $K \approx 3$ и горизонтальной скорости 15...20 м/с возможно обеспечение вертикальной скорости контакта с учетом «подрыва» купола в пределах 3...5 м/с. Потребная площадь планирующего купола типа «Ринг-Сейл» – около 1000 м^2, а относительная масса парашюта с узлами переделки и механизмом управления оценивается в 4,5...5 %. Для успешного захода на посадочную площадку помимо использования спутниковой навигационной системы необходимо применение радиомаяка-пеленгатора и управляющей радиосистемы, сообщающей на борт сведения о величине и направлении ветра.

1.11. Средства возврата многоразовых ракетных блоков. Крылатый возврат ракетного блока «Байкал»

... Беспилотный планетолет «Ермак» был обнаружен и перехвачен на возвратной орбите Плутона и приведен на международный ракетодром Плутон-2.

... Диспетчер в микрофон: – Турнен, куда ты его ведешь? – Я веду его на наш ракетодром, – сказал Турнен не спеша.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Аэрокосмических инженеров вопросы возврата ракетных блоков для их повторного использования интересуют уже сорок лет. Чаще всего для блоков первых ступеней планировались рас-

смотренные в предыдущем разделе парашютные системы приземления. Такой способ спасения планировался для боковых ускорителей ракеты-носителя «Энергия». Так же спасаются с приводнением отработавшие боковые твердотопливные ускорители ракеты «Ариан-5» и системы «Спейс Шаттл». К сожалению, повторное использование этих твердотопливных боковых блоков проблематично из-за трудностей их повторной заправки и частичного прогара по внутренней абляционной теплозащите одноразовых корпусов и сопловых блоков. Повторное использование жидкостных ракетных блоков после «неорганизованного» крутого входа в атмосферу и перегрузок парашютной посадки также было проблематичным и требовало усиления и утяжеления конструкции и теплозащиты.

Опыт автоматической планирующей посадки с орбиты «Бурана» дал реальный толчок усилиям российских авиакосмических инженеров по крылатому возврату ракетных блоков с посадкой на аэродром. Установлено, что для безмоторного возврата к месту старта отделение отработавших блоков первых ступеней должно происходить в начале разгона РН до скоростей не более 1100...1200 м/с.

Оптимальное по массе полезного груза отделение отработавших ракетных блоков первых ступеней соответствует скорости полета 2100...2200 м/с. Так и сделано для многоразовых ракетных блоков, комплектующих первые ступени семейства ракетносителей «Ангара». Для варианта ракет-носителей легкого класса в качестве первой ступени реализуется показанный на рис. 1.11-1, 1.11-2 крылатый ракетный блок «Байкал». Конечная скорость его полета 2100 м/с в сочетании с крутым углом входа в атмосферу (примерно 20°) предопределяют кратковременные, но значительные тепловые нагрузки.

Рис. 1.11-1. Крылатый многоразовый ускоритель «Байкал»

Новациями этого авиакосмического изделия второго поколения являются:

- полет к аэродрому на расстояние более 400 км в режиме самолетного планирования со значительным аэродинамическим качеством на прямом крыле и в моторном режиме с воздушно-реактивным двигателем;
- вход в плотные слои атмосферы при значительном угле атаки с раскрытым крылом в конфигурации низкоплана и при газодинамическом управлении;
- переворот вокруг продольной оси перед моторным полетом в конфигурацию высокоплана;
- поворотное прямое крыло, сложенное на участке выведения;
- размещение топлива для воздушно-реактивного двигателя в крыле;
- переднее размещение воздушно-реактивного двигателя.

При комплектации блоками «Байкал» как начальными ускорителями ракет-носителей тяжелого класса предусматривается после отделения групповой полет с управляемой автоматической поочередной посадкой одиночных блоков или параблоков. Ракетный уско-

ритель трансформируется в крылатый блок без переделки боковых систем изменением трех отсеков: переднего с обтекателем, воздухозаборником, воздушно-реактивным двигателем, передней опорой шасси; центральный отсек с поворотным крылом и главной опорой шасси с обтекателем и хвостовой отсек с жидкостными двигателями ракетного ускорителя и с вертикальным и горизонтальным оперением. О применении таких моделей рассказано в разделе 4.8.

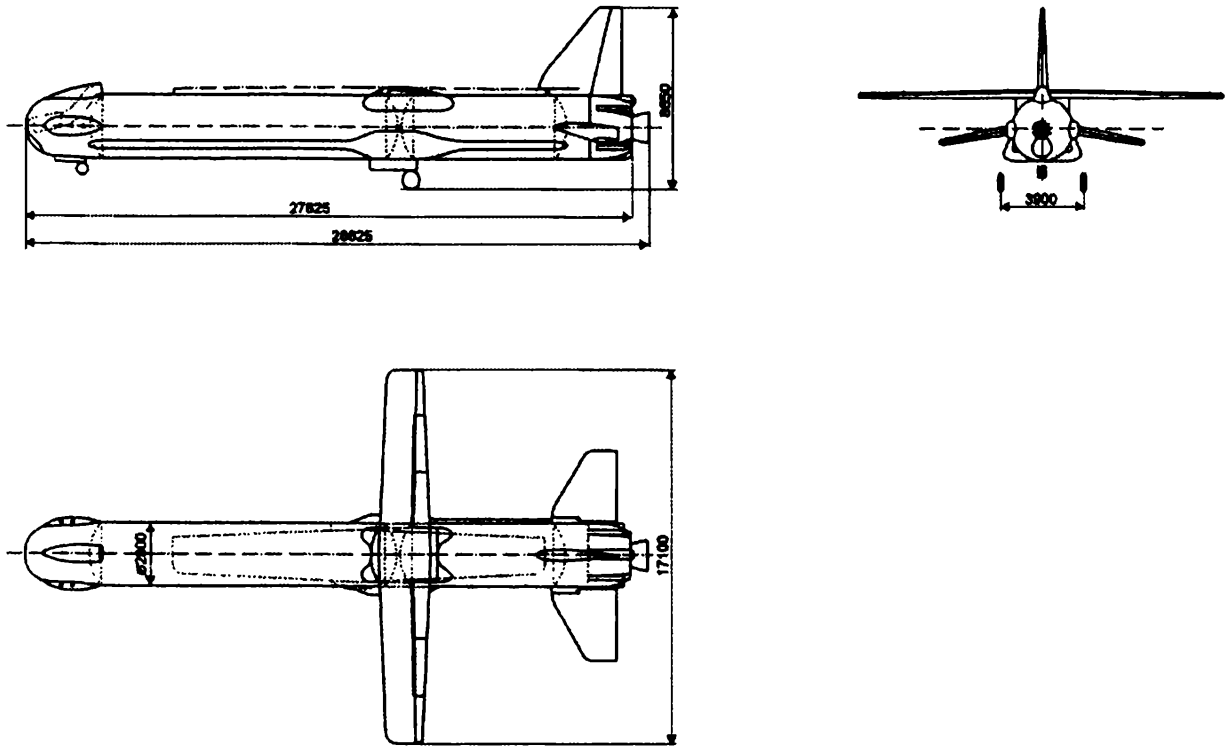


Рис. 1.11-2. Крылатый многоразовый ускоритель «Байкал»

1.12. Возврат центральных блоков и вторых ступеней ракет-носителей

... Планетолет отделился от звездолета и бросился вниз в самый центр спиральной воронки, медленно скручивающейся в оранжевом тумане.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Возврат повторно используемых вторых ступеней ракет-носителей выгодно совершать посредством одновитковой суборбитальной траектории. У многих современных компоновок РН вторые ступени включаются на старте и продолжают разгонять третью ступень после отделения боковых ускорителей («Энергия», «Ангара», «Ариан-5», «Шаттл», «Великий поход», «Н-2»). Самым простым вариантом возврата может быть размещение (вкладывание) готового и опробованного ракетного блока, доработанного на многократное включение двигателей, в корпус планера, обеспечивающего вход в атмосферу и автоматическую бездвигательную посадку на аэродром, подобно орбитальному самолету «Буран». Типовая конфигурация планера с вложенным в него в качестве полезной нагрузки ракетным блоком показана на рис. 1.12-1.

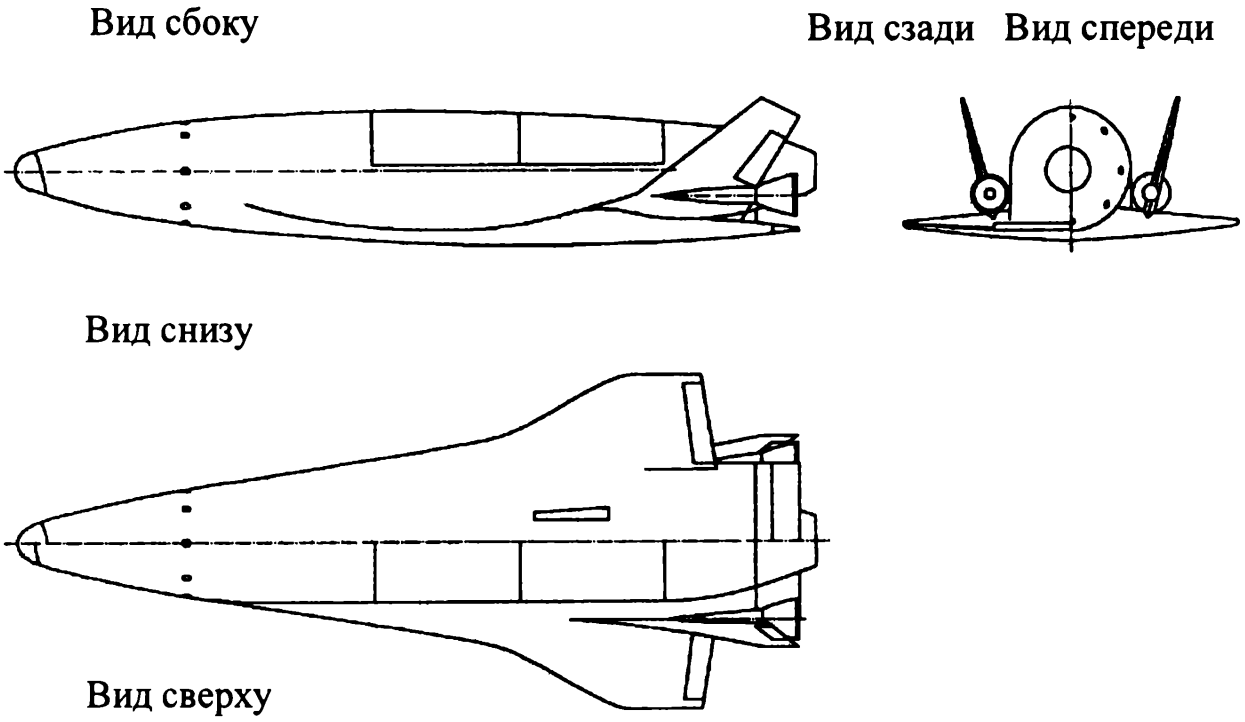


Рис. 1.12-1. Конфигурация планера с вложенным в него ракетным блоком

Это низкоплан с крылом малого удлинения, с развитыми передним и задним наплывами крыла. По образцу аэродинамических схем истребителей пятого поколения на линиях стыка консолей с наплывами устанавливаются кили с рулями направления – воздушными тормозами.

Компоновка планера с центральным блоком в общей схеме ракеты-носителя типа «Ариан-5» с многоразовыми боковыми ускорителями типа «Баргузин» показана на рис. 1.12-2.

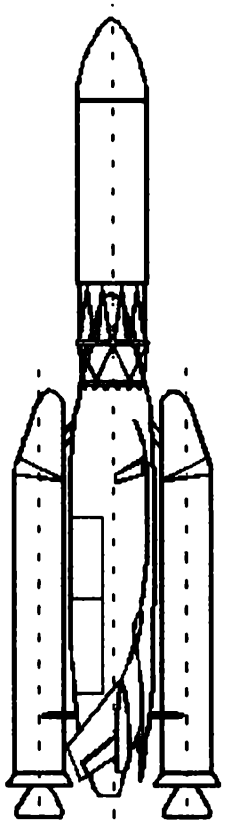


Рис. 1.12-2. «Ариан-5М»

Перед посадочным участком (так же, как у «Бурана») осуществляется перебалансировка с угла атаки 40° на посадочный самолетный режим с углами атаки 9...12°. Для улучшения маневренных и пилотажно-несущих характеристик при перебалансировке возможно дополнительное выдвижение консолей крыла значительного удлинения и раскладывание переднего оперения с превращением аэродинамической схемы в триплан-тандемную конфигурацию. На рис. 1.12-3. показана такая конфигурация с консолями обратной стреловидно сти, рекомендованная Европейскому космическому агентству для обеспечения возврата центрального блока «Ариан-5».

На рис. 1.12-4...1.12-5 показаны компоновочные схемы такого планера в предпосадочном варианте.

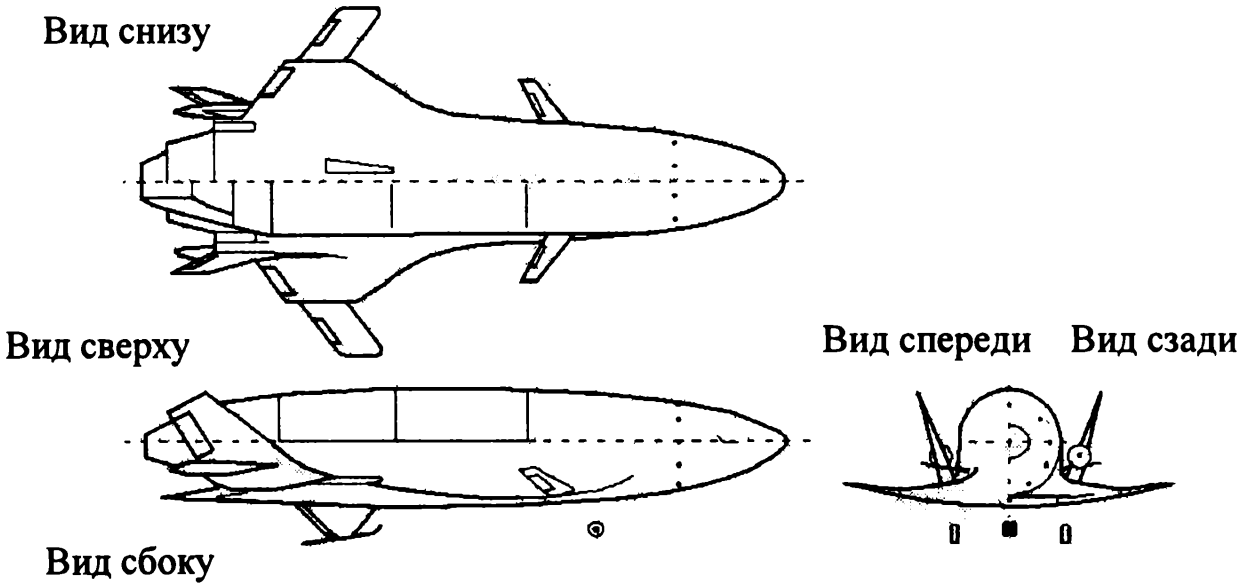


Рис. 1.12-3. Посадочная конфигурация планера возвращаемого модуля с вложенным в него ракетным блоком

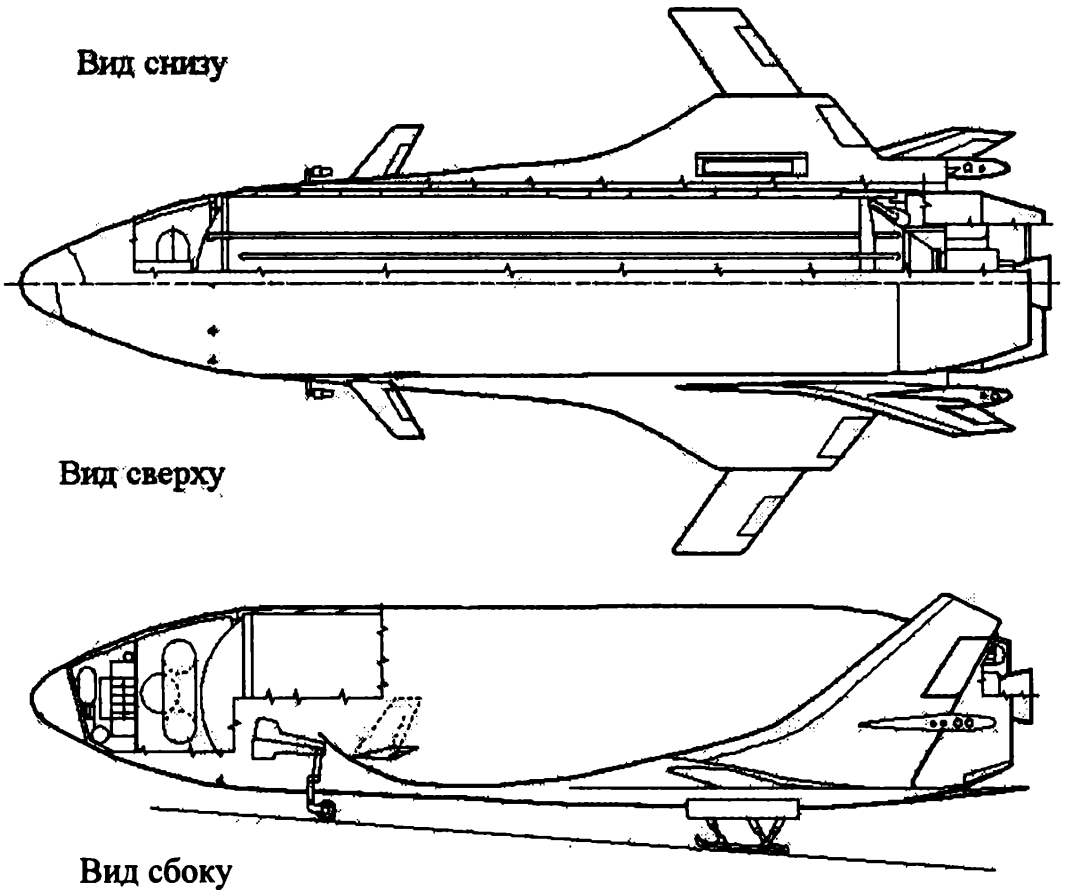


Рис. 1.12-4. Компоновка крылатого модуля в посадочной конфигурации

Триплан-тандемная конфигурация позволяет более плавно проходить атмосферные возмущения и препятствует сваливанию в штопор на больших углах атаки при предпосадочном маневрировании. Более детально о преимуществах триплан-тандемных схем будет сказано в разделе 6.3. Применение консолей с обратной стреловидностью позволяет без значительных возмущений (таких, например, как у «Бурана» и «Спейс Шаттла») проходить в обратном направлении трансзвуковой режим и более выгодно использовать обтекание и несущие свойства переднего и заднего наплывов крыла. Обратная стреловидность обеспечивает управление скосом потока, стекающего с выдвижной консоли большого удлинения на основную консоль крыла малого удлинения.

Крыло обратной стреловидности менее чем крыло с обычной стреловидностью подвержено реверсу элевонов на больших углах атаки, и распределение давления по размаху такого крыла более интенсивно загружает корневые сечения, что выгоднее по прочности и динамике полета при дозвуковых скоростях. Кроме того, такое крыло по сравнению с крылом традиционной стреловидности имеет при той же площади на 20...30 % большее аэродинамическое качество на значительных углах атаки при сверхзвуковых скоростях полета.

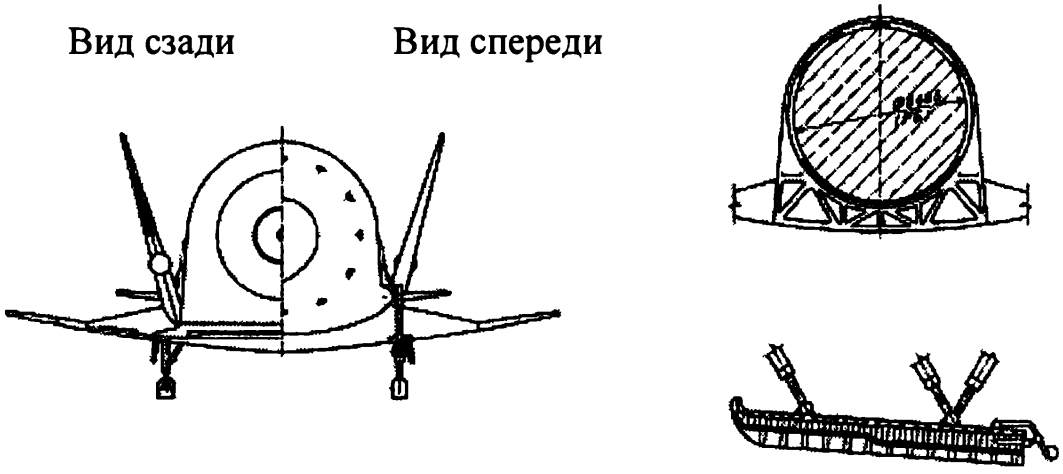


Рис. 1.12-5. Компоновка крылатого модуля в посадочной конфигурации

Передний наплыв крыла, имеющего переднее оперение, должен зарождаться «плавно», без изломов и разрывов кривизны, характерных для «Бурана» и орбитера «Спейс Шаттл». Это нужно для работы горизонтального оперения без срывов и сносов потока на наплыв. Наплыв должен зарождаться из «натека» на фюзеляже, как на В-1 или на Ту-160. Набор сечений такого зарождаемого плавно наплыва показан на рис. 1.12-6.

Особенностью работы центральных блоков современных носителей является их «недолет» до орбитальной (круговой) скорости с передачей функций довыведения верхним ступеням. Поэтому к весовым затратам на планер добавляются дополнительные затраты топлива на довыведение планера с вложенным в него ракетным блоком до суборбитальной скорости, достаточной для одновиткового возврата.

У ракеты «Ариан-5» масса пустого центрального блока 12,5 т. Масса планера с многоразовой теплозащитой составляет 10,5 т. В этих условиях масса топлива на дополнительный разгон от скорости 5900 м/с (в точке окончания работы центрального блока) до необходимой для возврата суборбитальной скорости составляет 9,5 т.

Таким образом, масса элементов, обеспечивающих многоразоваость «Ариан-5», составляет 20 т. Приведенная к орбитальным условиям эта «лишняя» масса уменьшает массу полезного груза с 24 т до 12...12,5 т. Эти потери массы ПГ – цена многоразовому использованию центрального ракетного блока.

Высокая весовая эффективность планера объясняется ориентацией на использование новейших технологий, созданных для авиакосмических аппаратов второго поколения. Это новые материалы, конструктивно-компоновочные и аппаратурные решения.

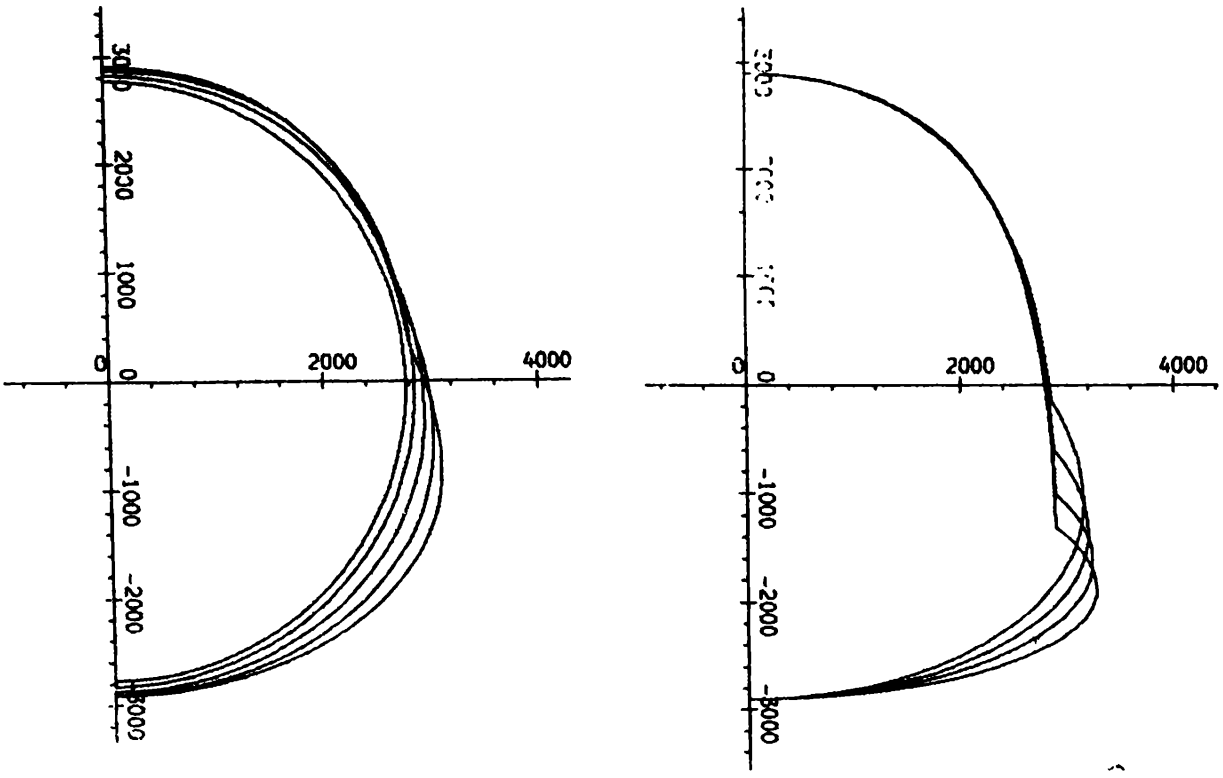


Рис. 1.12-6. Набор сечений такого зарождаемого наплыва

1.13. Спасения при возврате из межпланетных экспедиций

... Наведение и управление при входе в атмосферу планеты с низких орбит, близких к круговым, представляется весьма простым делом... С другой стороны, наведение летательного аппарата в процессе возвращения его из межпланетного полета, по-видимому, должно быть строго ограничено коридором входа.

Х. Эшли. Инженерные исследования летательных аппаратов

Как показали результаты отечественных и зарубежных проектных исследований, высокие требования к весовой отдаче, а также мощное тепловое воздействие на аппарат, возвращаемый на Землю из марсианской экспедиции, вызывают необходимость применения умеренно заостренных биконических конфигураций. Эти конфигурации запатентованы у нас и в США [1, 2, 51, 56, 59, 61]. Компоновочная схема такого аппарата показана на рис. 1.13-1.

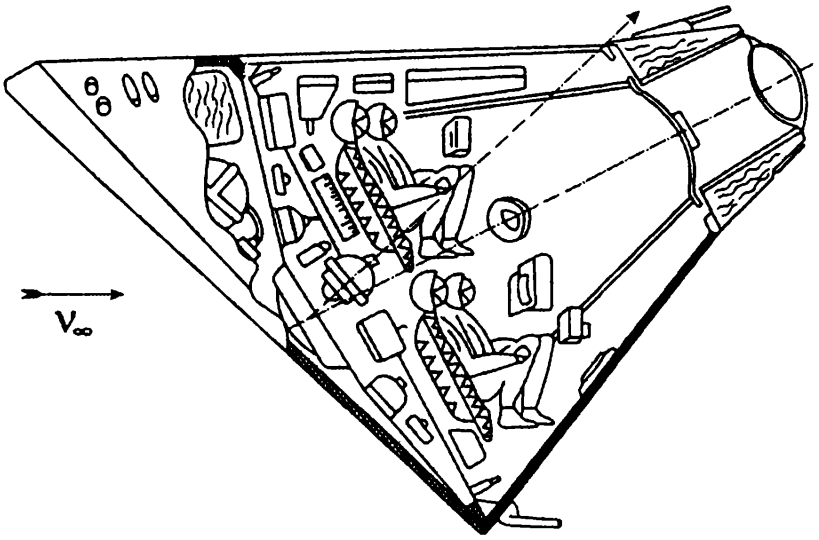


Рис. 1.13-1. Компоновка аппарата для возврата из марсианской экспедиции

Оптимизация траектории спуска требует применения после входа в атмосферу режимов выравнивания, чтобы, с одной стороны, предотвратить рикошет с отлетом от Земли и, с другой стороны, – снизить интегральное воздействие перегрузок, рассмотренное в разделе 1.9.

В схемах возврата возможна ориентация на использование крылатого корабля-спасателя. Для этого возвращаемый аппарат оборудуется дополнительным топливом на организацию после первого погружения в атмосферу вылета и формирование орбиты ожидания. На рис. 1.13-2 можно видеть компоновку такого вариан-

та, имеющего стыковочный узел и систему причаливания к кораблю-спасателю. В качестве такового может быть использован орбитальный самолет-спасатель системы МАКС, рассмотренный в разделе 1.9. Компоновка такого спасателя представлена на рис. 1.13-3.

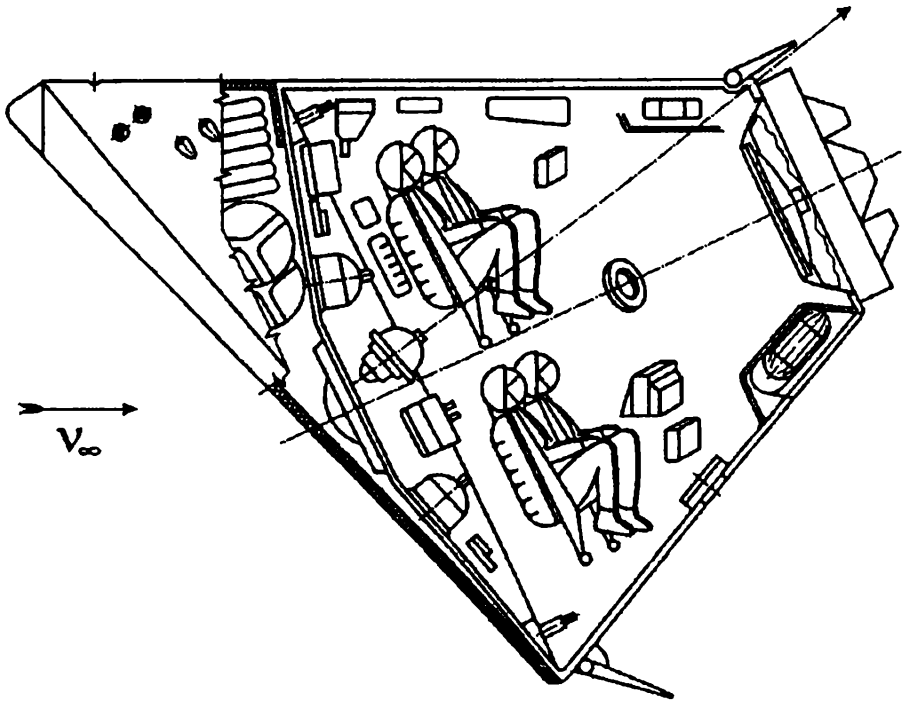


Рис. 1.13-2. Компоновка аппарата для возврата из марсианской экспедиции со стыковочным узлом для причаливания к кораблю-спасателю

Штатный вариант возвращения ориентирован на встречу на орбите, проведение карантинных мероприятий, отдых детренированного экипажа после перегрузок до 10 единиц из-за погружения в атмосферу после реализации нижней границы коридора входа [1, 51, 61]. Затем корабль-спасатель бережно возвращает на аэродром экипаж и результаты межпланетной экспедиции.

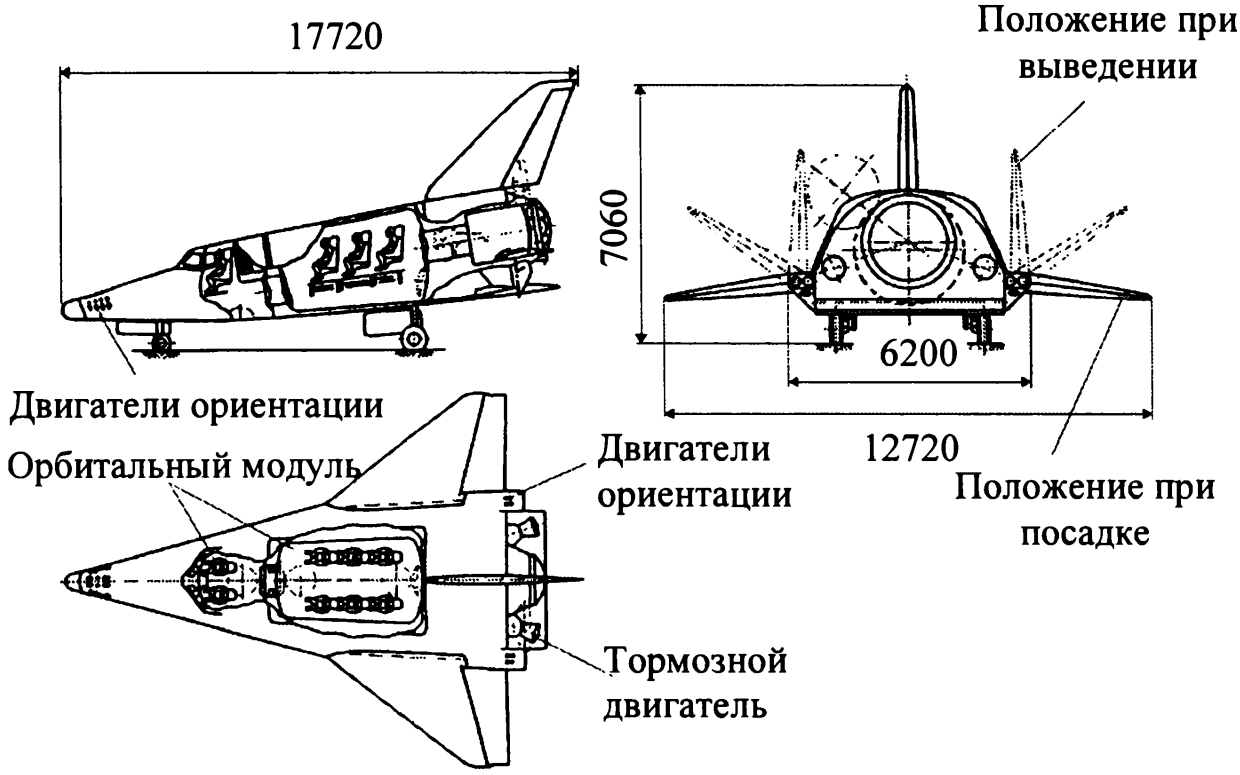


Рис. 1.13-3. Компоновка корабля-спасателя на базе ОС МАКС

Нештатный вариант возврата может состояться при срыве операций перехода в корабль-спасатель. При этом осуществляется повторный вход возвращаемого аппарата в атмосферу Земли с низкой орбиты и посадка с использованием рассмотренной в разделе 1.10 парашютно-реактивной системы.

1.14. Решение экологических проблем при глобальном озоно-метео-нуклонном зондировании

... Она была покрыта океанами тончайшей голубой пыли, и в этих океанах были приливы и отливы, многобалльные штормы и тайфуны... Исследования химического состава атмосферы бомбозондами с мезонными излучателями были прекращены.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Термином «дроп-технологии» в США, Европе и России начали называть создаваемую по всему миру оперативную сеть периодически запускаемых авиакосмическими средствами микрозондов. Схема применения озоно-метео-зондов показана на рис. 1.14-1.

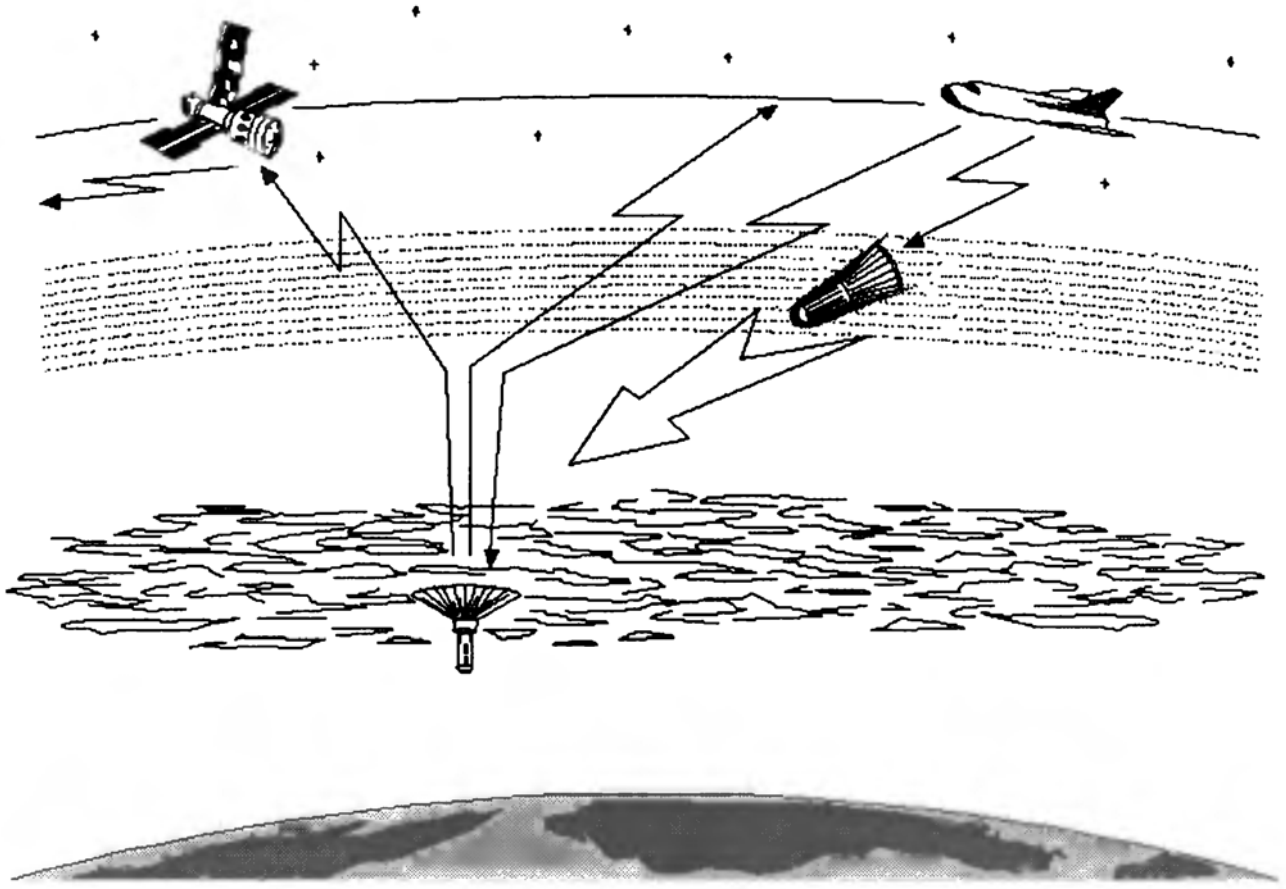


Рис. 1.14-1. Схема применения зондов для решения экологических проблем

Их цели: измерение концентраций озона на высотах 30…40 км, определение ветров, температур, давлений и химического состава атмосферы в районе тайфунов, штормов, климатических аномалий, природных и экологических катаклизмов, и в том числе радионуклонное зондирование в регионах с радиоактивным заражением.

Зонды, то есть пеналы с аппаратурой массой до 2 килограммов, размещаются в спускаемых баллистических или планирующих капсулах, сбрасываемых с суборбитальных траекторий аэрокосмическими аппаратами-носителями капсул.

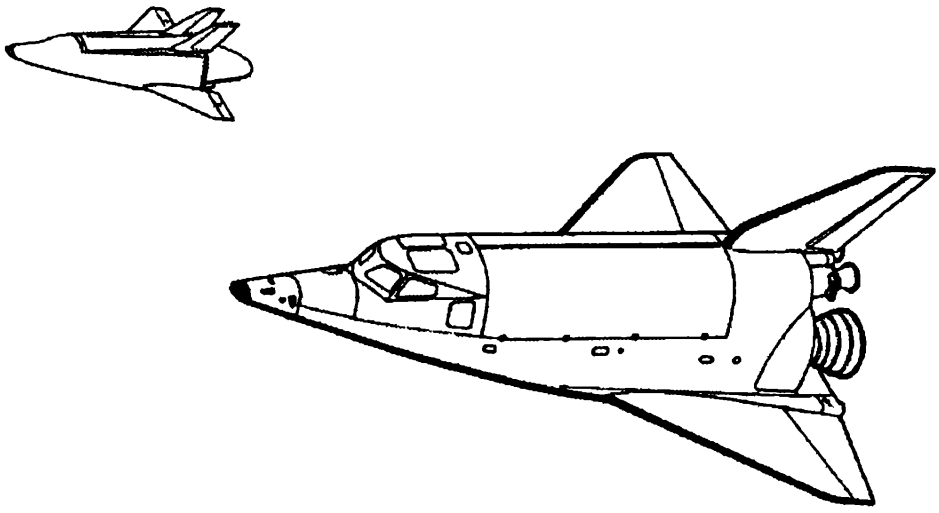


Рис. 1.14-2. Схема крылатых планирующих аппаратов-носителей метеозондов

На рис. 1.14-2 можно видеть орбитальный самолет МАКС, способный доставлять и управлять спуском зондов, и подобный ему малоразмерный планирующий автоматический аппарат, по размерности равный «Бор-4» и «Бор-5».

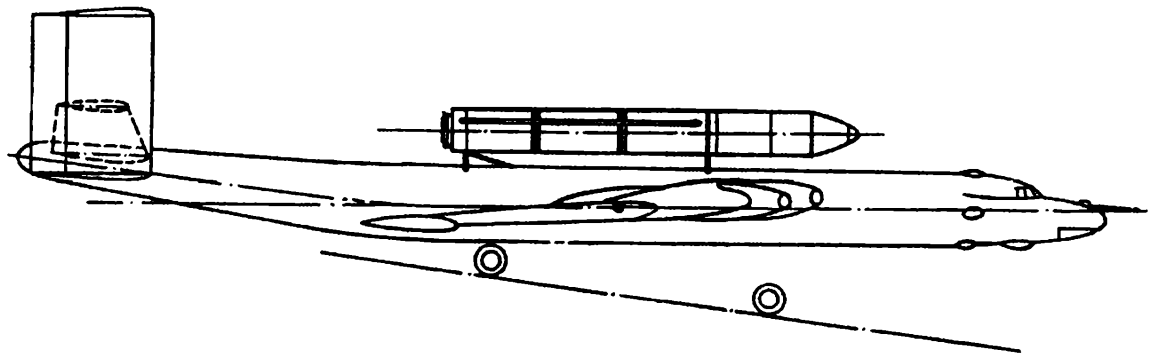


Рис. 1.14-3. Разгонная система на базе ракеты «Штиль» самолета-носителя 3М-Т

Эти аппараты доставляются в регион разброса зондов авиакосмическими средствами по типу показанной на рис.1.14-3 разгонной системы на базе ракеты «Штиль», стартующей с самолета-носителя ЗМ-Т, рассмотренного в разделе 1.6.

В соответствии с рядом научно-исследовательских тем Росавиакосмоса («Горизонт», «Сфера») проведены проектные проработки капсул озоно-метео-зондов.

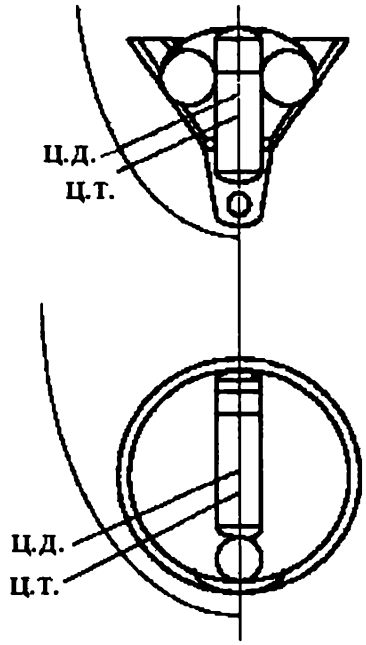


Рис. 1.14-4. Схемы баллистических капсул

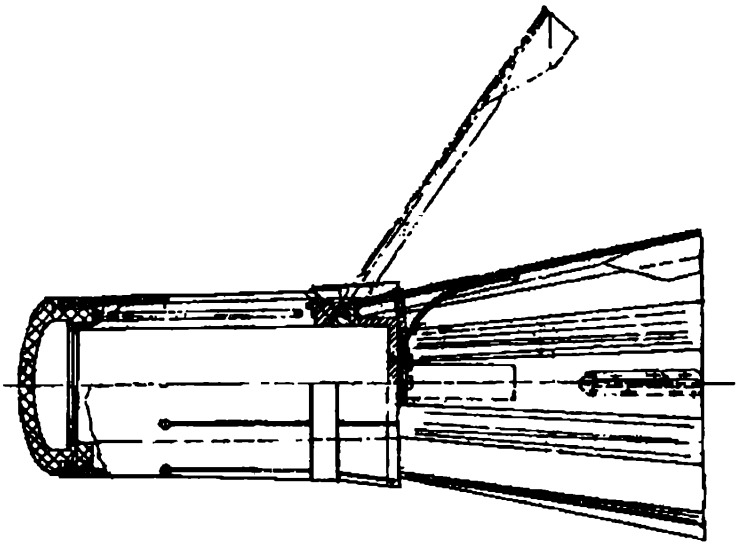


Рис. 1.14-5. Капсула баллистического спуска с раскладываемой тормозной юбкой

Компоновочные схемы двух вариантов таких капсул показаны на рис. 1.4-4. Фрагмент конструктивно-компоновочного чертежа капсулы с раскрываемой для парашютирования юбкой можно видеть на рис. 1.4-5. Капсулы такого типа могут также доставлять информационные кассеты с результатами гиперспектрального зондирования земных регионов (см. разделы 1.7 и 6.10).

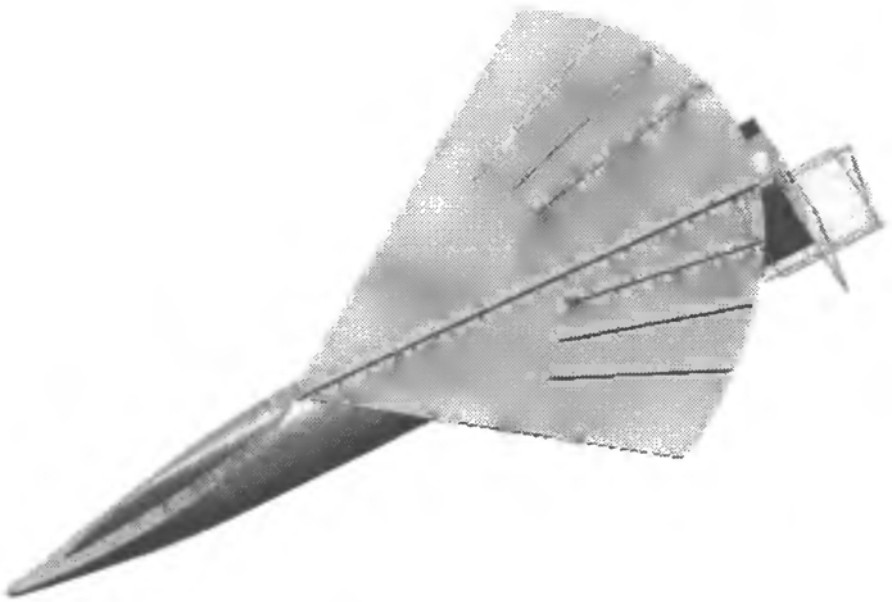


Рис. 1.14-6. Планирующая капсула с раскладываемым крылом

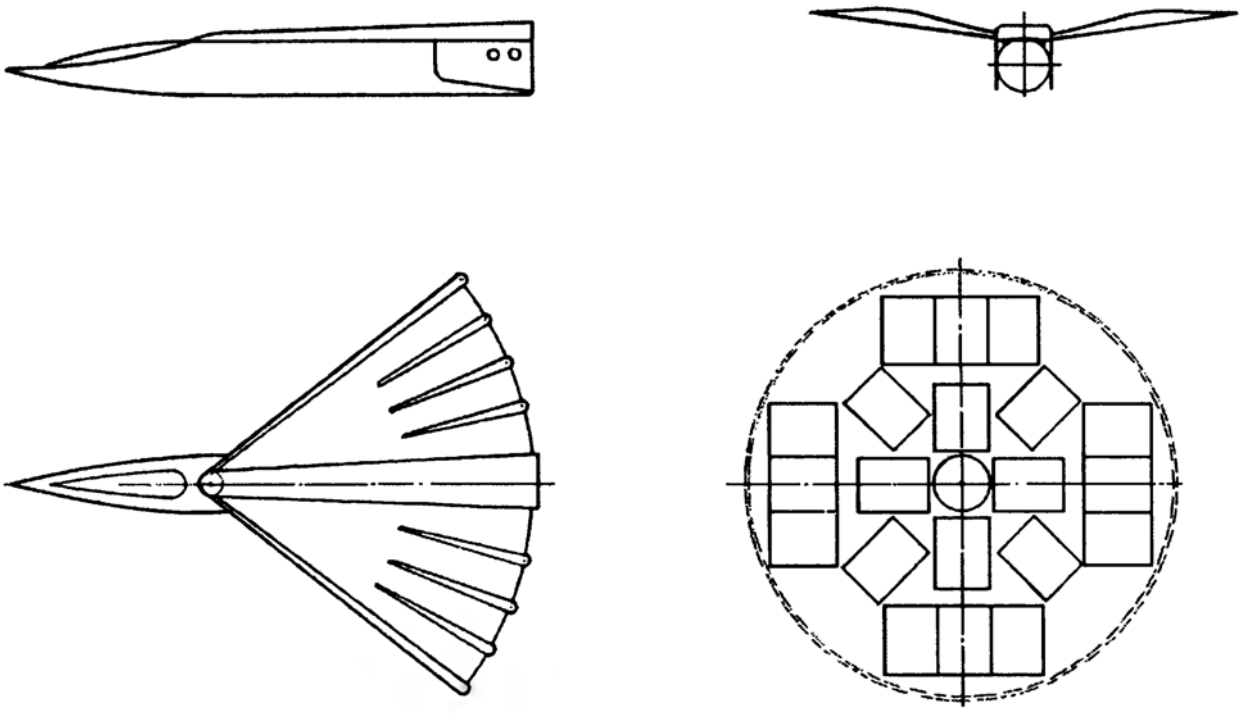


Рис. 1.14-7. Планирующая капсула с раскладываемым крылом

Внешний вид и фрагменты компьютерной компоновки планирующей капсулы показаны на рис. 1.14-6 и 1.14-7.

Баллистическая и планирующая капсулы после гашения скорости полета до 5 км/с осуществляют на базе спутниковых систем GPS и ГЛОНАСС навигационную привязку к трассе полета, по непрогнозируемому дрейфу оценивают ветер на разных высотах и по телеметрическим каналам передают информацию в Геоинформационные комплексы.

Структура, состав и назначение Геоинформационных комплексов рассмотрены в разделе 6.10. Создание глобальной системы озоно-метео-зондирования рассматривается Европейской программой INTAS как одна из приоритетных задач глобального мониторинга климата и озоновой проблемы. Для решения этой задачи привлекается международная кооперация авиакосмических организаций.

1.15. Использование авиакосмических средств для спасения на море

... Субмарина закачалась на легкой волне... Погода изменилась. Ветра больше не было. Звезды были маленькие и редкие, в небе висел огрызок Луны. Океан лениво гнал небольшие светящиеся волны. Волны плескались и журчали у башенки люка.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Международная спутниковая система «Коспас» с успехом обеспечивает глобальную передачу информации о терпящих бедствие на море. Следующий шаг – оперативная доставка средств, позволяющих поддержать и помочь при авариях на море, в пустынях и на ледовых просторах. Помощь на расстояниях в тысячи километров с успехом оказывают гидросамолеты или корабли-спасатели.

Авиакосмическая техника в состоянии доставить на значительные удаления (20000 км) контейнер, разворачиваемый в плот, с предметами первой необходимости: медицинским комплектом, плавсредствами, питьевой водой и средствами связи.

В основе операций доставки применение грузового беспилотного планирующего аппарата-носителя, внешний вид которого показан на рис. 1.15-1. Проработки сделана в рамках заказа Европейского космического агентства и в соответствии с одной из научно-исследовательских тем Росавиакосмоса. Аппарат в состоянии совершить при двух рикошетах в атмосфере маневр на максимальную боковую дальность до 1500 км при движении по суборбитальной аэробаллистической траектории. На эту траекторию грузовой аппарат выводится разгонным комплексом, в качестве которого используются снятые с боевого дежурства ракеты-носители легкого класса.

Возможен воздушный старт с разгонного комплекса с самолета-носителя в конфигурации, показанной на рис. 1.14-3. В этом случае обеспечивается всеазимутальность старта, и такая система с маневрирующим аэрокосмическим грузовым аппаратом в состоянии, дежуря на трех-четырех аэродромах и космодромах Земли, оперативно за время не более полутора часов позволяет достигнуть любого сколь угодно удаленного региона морской или ледовой акватории.

Режим полета аэрокосмического аппарата-носителя отличается от режима полета «Бурана» и «Спейс Шаттла», аппаратов «Бор-4» и «Бор-5».

Необходимо реализовать предельно затянутую траекторию с максимальным боковым маневром при крутом входе в атмосферу (до 10...15°). В этом случае используются возможности разгонной системы (ракеты-носителя).

Ракетный баллистический перелет после активного участка дает 6000...7000 км продольной дальности с ориентацией плоскости ортодромии на район бедствия.

Планирующий аппарат-носитель должен быть сбалансирован для полета в режиме максимального гиперзвукового аэродинамического качества (около 2,5 единиц при углах атаки примерно 12°). Тепловые нагрузки при таком обтекании и при углах входа в атмо-

сферу таковы, что возможно только применение одноразовой абляционной теплозащиты, как у аппарата «Бор-5», или многоразовой теплозащиты, ориентированной на один полет (условно равновесные температуры достигают 2500°С).

Аппарат является одноразовым и в соответствии с общей концепцией спасения ориентирован на один полет. При первом погружении в атмосферу оптимальный угол крена для активного поворота траектории и максимизации бокового маневра составляет 40...50°.

После первого погружения происходит отражение траектории по высоте полета при нулевом угле крена (рикошет), что позволяет увеличить продольную дальность спуска до 16 тысяч километров. Боковая дальность относительно плоскости входа может достигать 1500 км.

Два аэродрома и космодрома («Плесецк» и «Свободный») позволяют обеспечить доставку грузов на дальности свыше 20000 км, то есть в любую точку Земли.

Желательно наличие у терпящих бедствие радиомаячной системы. Ответная часть на грузовом аппарате – это радиокомпас-навигатор.

Аппарат совершает на высоте 20 км подлет к зоне бедствия и затем посадку со сбросом развертываемого плота на радиомаяк.

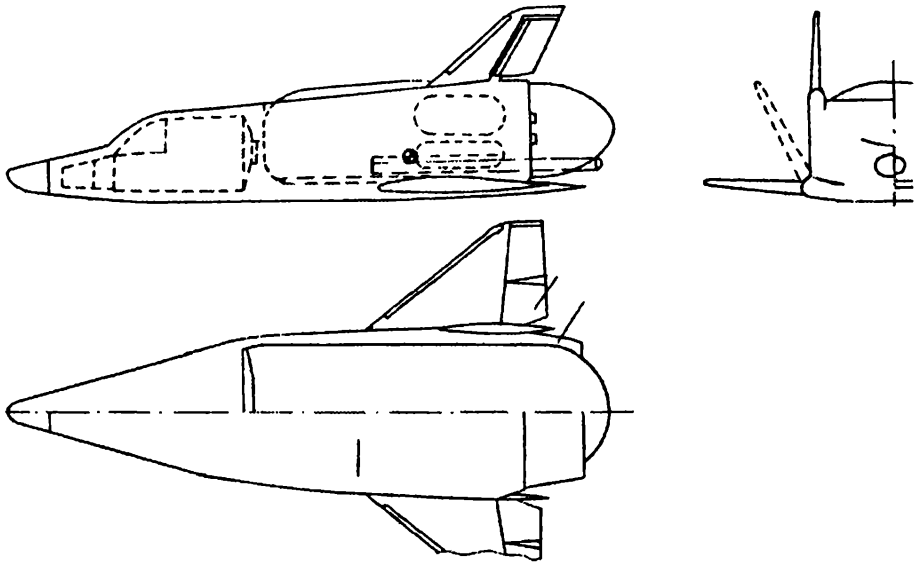


Рис. 1.15-1. Планирующий аппарат-носитель средств спасения на море

Посадка может совершаться на обычном или планирующем парашюте, как рассмотрено в разделе 1.10.

Возможен также вариант планирующей крылатой посадки с последующей конвертацией самого грузового аппарата в плот с применением дополнительных надувных средств плавучести и с использованием подвесного мотора. Плавучесть такого аппарата не раз проверена при приводнениях «Бор-4».

Размерность и масса грузового аппарата близки к показателям летавшего авиакосмического объекта «Бор-4» (см. раздел 1.4.)

1.16. Высокоскоростные мишени и их применение

... Кельты летели со скоростью 10 000 верст в час. Когда американские ракеты коснулись их своими радиолучами, на борту самолетов-снарядов включились постановщики помех, а автопилоты перешли на режим рысканья во все стороны. Кельты стали точь-в-точь похожими на самолеты, маневрирующие ради уклонения от зенитных ракет. Они продолжали свою ложную атаку.
М. Калашников. Сломанный меч империи.

В разделе речь пойдет о летающих мишенях. Так они определены в обзоре [63]. Эти мишени позволяют имитировать основные характеристики самолетов стратегической и тактической авиации аэробаллистических и крылатых ракет. Мишени созданы авиакосмическим научно-производственным объединением «Молния».

Новации, делающие эти мишени особо эффективными и незаменимыми для тренировок войск ПВО и ПРО и при отработке и

испытаниях современных и создаваемых зенитных ракетных систем, включают в себя:

- трассеры для усиления инфракрасного излучения;
- линзу Люнеберга для увеличения в 7...15 раз эффективной поверхности радиоизлучения;
- аппаратуру имитации активных радиопомех и сигналов большеразмерных целей;
- энергетику, аэродинамику триплан-тандемной схемы, пилотажные свойства и системы управления полетом с радиовысотомерами, позволяющими выполнять полет на малой высоте (до 50 м) на дальности до 50 км со скоростью от 650 до 120 м/с;
- автоматизированную систему регистрации и оценки результатов перехвата.

На последней новации стоит остановиться особо, ибо она есть предмет пристального внимания зарубежных конкурентов.

Эта система дает оперативную и достоверную информацию о параметрах взаимного положения мишени и атакующей ракеты, накрытия и пробития мишени высокоскоростными компактными элементами боевого снаряжения с целью оценки эффективности перехвата. Наиболее важными компонентами этой автоматизированной системы на борту мишени являются:

- автономный радиотехнический измеритель дальности (дальность 10...90 м);
- датчики и устройства фиксации электромагнитного импульса оптического и инфракрасного диапазона;
- датчики показаний поражающих элементов (до 120 точек);
- цифровое устройство для регистрации и передачи измерительной информации по радиотелеметрическому каналу;
- радиотелеметрическая станция.

Крылатые мишени способны маневренно работать на значительных высотах (до 30 км), что с учетом скоростей полета позво-

ляет их причислить к области, близкой к авиакосмической технике, тем более, что имитируют они полет аэробаллистических ракет.

Низкая стоимость мишеней дает возможность их активно эксплуатировать в последние годы в нашей стране и в ближнем зарубежье, хотя начало их использования положено в 1965 году, когда их впервые разработали на основе зенитных управляемых ракет, снятых с вооружения. Эти мишени (сегодняшнее название «Стриж») показали высокую эксплуатационную надежность (коэффициент безопасной работы не менее 0,8). За тридцать лет эксплуатации использовано около 11 тысяч изделий.

Безопасность применения обеспечивается бортовой системой самоликвидации по временной шкале, по радиокомандам и при запредельных эволюциях по курсу или крену.

Для одиночного и группового запуска используется передвижной наземный комплекс «Лиса-М». Обеспечивается всепогодная эксплуатация в различных климатических условиях.

Не будет преувеличением сказать, что наилучшая в мире эффективность российских зенитных ракетных комплексов «Тор», «Куб», С-300, С-400 и «Фаворит» в определенной мере достигнута в том числе за счет их отработки по высокоманевренным скоростным низко летающим мишеням типа «Стриж-4».

Успешное применение мишеней в войсковых и опытных стрельбах неоднократно отмечалось заключениями заказчиков, расширяющих сейчас фронт работ по модернизации мишеней и созданию принципиально новых авиакосмических средств.

2. МЕТОДЫ ОПТИМИЗАЦИИ АВИАКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

... Внимание каждого компетентного инженера посвящено достижению наилучшего в своей работе. Однако в области воздушно-космических исследований минимизация веса при заданных характеристиках, достижение наименьшего времени полета между двумя точками или нахождение формы тела с наименьшим сопротивлением представляют собой обычно настолько необходимые задачи, что они становятся фетишем для конструктора.

Х. Эшли. Инженерные исследования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1980.

Авиакосмическая тематика рождена на стыке авиастроения и ракетно-космической техники. В нашей стране это были разобщенные отрасли со своими традициями, методами проектирования, технологией и опытом конструирования. Конструкция самолетов значительно сложнее, чем у ракет. Технология производства самолетов постоянно совершенствовалась в нашей стране и за рубежом.

При проектировании самолета, особенно боевого, приходится учитывáть мнóжество противоречивых критериев, некоторые из них трудно рассчитать. Как правило, невозможно формализовать задачи выбора облика самолета. Сложные обводы самолетов приходилось описывать математически.

Ракетное производство больше «варилось в собственном соку», да и требования к технологическому и конструкторскому совершенству не были обострены, больше внимания обращалось на про-

стоту и унификацию технологических решений. Зато ракеты можно оптимизировать по массе и дальности, варьируя соотношения ступеней, тяги, двигателей и параметры программы разгона. Вслед методами расчета траекторий выведения и спуска в космических ОКБ получили развитие расчетные методы и модели для описания теплообмена, динамических схем баков, систем разделения, колебательных процессов. Разрабатывались надежностно-весовые модели, методы обеспечения оптимального резервирования двигателей и бортовых систем космических аппаратов. Не будет преувеличением сказать, что практическое применение численных методов оптимизации пришло в авиакосмическую тематику из ракетно-космической техники.

Одному из авторов приходилось решать задачи оптимизации твердотопливных ракет и задачи формирования облика спускаемых аппаратов совместно с оптимизацией режимов движения при спуске в атмосфере. Критерии – масса средств спуска и посадки. Ограничения – тепловые потоки и интегральное воздействие перегрузок на детренированный экипаж. Варьируемые параметры описывают геометрию лобового щита или всего аппарата, а также энергетику двигателей и моменты перекладок по крену в скоростной шкале. Среди опробованных алгоритмов численной оптимизации результативнее всего были пошаговый случайный поиск с управляемым шагом и внутренним штрафом и покоординатный перебор по частой сетке. Эти задачи и методы поиска детально рассмотрены в книгах [1, 51, 56] и в статьях [59, 61].

«Портфель» конверсионных заказов авиакосмического научно-производственного объединения включает в себя работы по обобщению опыта оптимизации форм аппаратов, входящих в атмосферу планет-гигантов.

С появлением мощных вычислителей в ракетно-космических конструкторских бюро и головных НИИ были разработаны программные комплексы, имитирующие управляемое движение с моделированием упругости конструкций и переходных процес-

сов контуров управления с учетом колебаний топлива в баках и магистралях.

Из ракетно-космической отрасли перекочевало в авиакосмические КБ стремление к расчетному моделированию динамики управляемого движения. Здесь этот опыт обогатился традиционным для авиастроения дальнейшим развитием и умением формировать и автоматизированно выглаживать математические модели обводов, кроить поверхность на плитки теплозащиты, делать математические копиры реальной поверхности агрегатов орбитального самолета; оптимизировать силовые схемы, отдельные узлы планера; решать логистические технологические задачи по оптимизации парка заготовок типовых деталей планера и теплозащиты; предпринимать компьютерную трассировку электрожгутов и гидропневмомагистралей; оптимально перекраивать сетевые планы.

Каждый лишний килограмм массы орбитального самолета означает десятки дополнительных килограммов в конструкции ракетносителей. Отсюда – важность вопросов минимизации массы планера и теплозащиты. Еще важнее этот вопрос стоит для авиакосмических аппаратов нового поколения, где целевой полезный груз составляет два-три процента начальной массы разгонной системы и чуть больше процента взлетной массы. Ошибка в этих долях процента недопустима. Такая критичность к массе полезного груза диктует важность оценки критериев технического риска (см. раздел 2.3) и проблем верификации проекта. Проявляется необходимость симбиоза задач оптимизации и моделирования. Такой симбиоз рассмотрен в разделах 2.4 и 2.5 этой главы.

Назовем лишь несколько наиболее интересных задач оптимизации из всего многообразия более тридцати поисковых задач, решаемых при создании отечественного орбитального самолета. Большинство из них сформированы и решались в упрощенной постановке при создании «Бурана». Особо отметим задачи сегодняшнего дня, рожденные при создании нового поколения авиакосмических средств.

Прежде всего для орбитального самолета определяются опорные траектории спуска, обеспечивающие максимальный боковой маневр при ограничениях на тепловые нагрузки и интегральное воздействие перегрузок на детренированный экипаж. Варьируемые параметры формируют программу измерения угла крена в скоростных осях.

В начальной фазе проектирования при создании математической модели обводов актуальны задачи оптимального выглаживания поверхности в зонах разрывов кривизны, изломов и стыков наплыва и консолей крыльев. Инженерная постановка таких задач рассмотрена в разделах 4.6 и 4.7.

При определении состава бортовых систем применяется перебор путей и уровней поблочного резервирования приборов и агрегатов по надежностным критериям (вероятности выполнения задачи и благополучного исхода полета) при ограничениях на массу аппарата. Случайной выборкой или поэтапным перебором на целочисленном множестве выявляются приемлемые варианты с горячим или холодным резервированием задублированных или затроированных элементов. Знание математических ожиданий и дисперсии компонент характеристических скоростей позволяет дополнить информацию о соотношении вероятностей осуществления энергетических операций и затратах топлива на них.

Выбор состава авиакосмического комплекса, комплектуемого системами разного назначения при наличии сведений о возможных вариантах функционального исполнения этих систем, стал модельной задачей для отработки процедур структурного синтеза. Это новое направление численной оптимизации, рожденное аэрокосмической тематикой. Начиная с постановки задачи и формулировки целей поиска и кончая оценками результативности решения задачи, здесь все необычно и непохоже на традиционные алгоритмы численной оптимизации. Этой проблеме мы уделили раздел 2.5.

В задачах оптимизации применяется синтез равнопрочных силовых схем с опорой на метод конечно-элементного моделирова-

ния, привлекаемый периодически для поверочных расчетов, но управляемый процедурой оптимизации. Методика и комплекс программ «Планер», разработанные в авиакосмическом НПО «Молния», применяются в ведущих авиастроительных организациях (раздел 4.1).

К поисковым задачам относится также метод и набор алгоритмов для моделирования динамики работы механизмов и упругих конструкций. Эта автоматизированная система «Эйлер», рожденная на авиакосмическом предприятии, распространилась по многим отраслям техники: авиастроение, ракетная техника и космонавтика, транспорт, строительство, вооружение (см. раздел 4.2).

Появление идей использования многоцелевых систем с воздушным стартом и многоразовых крылатых ракетных ускорителей (см. разделы 1.7, 1.11 и 1.12 первой главы) означало необычную формулировку задач оптимизации в области баллистического проектирования. Это – задачи сегодняшнего дня, и умеют их решать с помощью численных методов оптимизации в авиакосмическом НИОКБ НПО «Молния». Речь идет о ветвящихся траекториях, которые одновременно моделируют вывод на орбиту, разгон на суборбиту и возврат отработанных блоков к месту старта. Критерии – масса полезного груза и боковой маневр (параллакс), формируемый самолетом-носителем. В числе варьируемых параметров высота, скорость и угол наклона траектории в момент старта с самолета-носителя, коэффициенты, формирующие программу изменения угла тангажа разгонного комплекса, скорость полета в момент разделения с многоразовыми крылатыми разгонными блоками (если они используются); начальная тяговооруженность, обеспечиваемая маршевыми двигателями, и, самое интересное, – соотношение керосина и водорода (а значит размеры баков) при работе трехкомпонентного двигателя РД-701.

Оптимизация по массе силовых узлов конструкции планера. Пример поэтапного решения и трансформации задач, целей и методов оптимизации в процессе применения на практике для полу-

чения равнопрочных стержней-подкосов орбитального самолета показателен, и ему посвящен раздел 4.3. книги. Впервые на авиакосмическом предприятии конструкторам и технологам пришлось решать задачу многокритериальной оптимизации.

Задачи оптимального панелирования поверхности на защитные плитки и гибкие теплозащитные накладки. При позиционных расчетах на обводообразующей поверхности для построения двулинейного каркаса точек цифровой модели плитки теплозащиты совершается метрирование следов плоскостей общего положения, метрирование нормалей и бинормалей, идентификация и метрирование следов поперечных раскройных плоскостей. В основе этих процедур лежит многократно решаемая задача минимизации невязок по одной из координат методом дихотомии.

На трех проекциях компоновки среднего и хвостового отсеков фюзеляжа «мордочки» размещенных приборов в соответствии с генеральной электрической схемой соединяются условно нитками электрожгутов. Нитки прикладываются по-разному, следуя, если это представляется выгодным, по полкам и через вырезы силового каркаса, с выделением петель в зонах стыков агрегатов. В сложных случаях применяется «манхеттенская метрика» для оценки суммарной длины каждой группы коммуникаций. Варианты прокладки отличаются различным объединением в общие короба, стволы и введением общих узлов крепления на силовом каркасе. По результатам сеанса прокладки выбираются рекордные варианты, полученные разными компоновщиками. Методами статистики экстремальных значений оценивается результативность операций трассировки (см. раздел 4.4). Реальным выходом задачи оптимизации являются эталоны длин кабелей и база данных комплектующих деталей электрожгутов.

Выбор вариантов унификации типовых кронштейнов-книц, крепящих панели к силовому каркасу планера. В противоречие вступают затраты на штампы и требование минимизации массы

всей партии книц. Во внешнем цикле поиска варьируется число типоразмеров деталей крепежа, что отображает номенклатуру штампов. Для каждого варианта типоразмеров определяется наилучшее по общему весу количество деталей в каждой группе типоразмера.

Оптимизация конфигурации композитных прессованных панелей. Расчетным путем варьируются число и размеры клеток (и ребер), направления волокон (ориентация листов при укладке) и число листов. Критерий-масса панели. Ограничение – жесткость на сдвиг. Используется покоординатный поиск. Результаты последних попыток (предоптимальные варианты) изготавливаются и испытываются в статзале и виброзале. Работа проводится для авиакосмических аппаратов второго поколения, для планера орбитального самолета, на семьдесят процентов состоящего из композитов.

Размер (диаметр) тормозной юбки, раскрываемой из стабилизирующего при входе в атмосферу конуса капсулы озонометеозонда, влияет на время снижения в атмосфере (см. рисунки и описания в разделе 1.14). Время снижения ставится в соответствие объему метеорологической информации. Это один критерий. Второй критерий – масса и вообще число капсул. Налицо необходимость поиска парето-границы при выборе рациональной размерности озонометеозондов.

При максимизации траектории по дальности и боковому маневру аэробаллистического суборбитального перелета планирующего аппарата-носителя, доставляющего груз терпящим бедствие на водных и ледовых акваториях одновременно минимизируются затраты массы на одноразовую уносимую теплозащиту, на топливо для доразгона при рикошете. Схема полета и тип аппарата рассмотрены в разделе 1.15. Работать необходимо с двумя антагонистическими критериями, так как это рекомендовано в следующем разделе книги.

Автоматизированное расчерчивание поверхности агрегатов стапельными координатографами с построением узлов гнезд плиток теплозащиты осуществляется с выбором оптимального экономного пути движения головки чертежного автомата без повторных переходов уже проложенных линий. Применяется покоординатный перебор вариантов движения пера.

Создание математического копира для нижней прилегающей поверхности и подгонка математических копиров лоскутов реальной поверхности агрегатов к прилегающим платам плиток многоразовой теплозащиты осуществляется итерационно с минимизацией критериев гладкого прилегания (см. раздел 4.7).

После работы программы развертки гибких демпфирующих подложек для плиток теплозащиты используется алгоритм оптимального размещения пластин подложек в листе заготовки и оптимизируется путь движения лазерной головки для выреза пластин.

При вытачивании криволинейных теплозащитных плиток из брусков сверхчистого сверхтонкого стекловолокна часть срезаемого дорогостоящего материала идет на выброс. Решается задача минимизации массы выбрасываемого материала. Определяется парк заготовок, то есть количество типоразмеров. Сложность в том, что плитки неодинаковы по толщине. Множество рассматриваемых вариантов задается рядом заготовок разной толщины и размеров в плане. Для каждого варианта из этого ряда рассматривается несколько размерностей поставляемых партий.

Синтез и корректировка сетевых планов по критериям затрат и продолжительности работ при наличии нелинейных ограничений на ресурсы, поставки, сроки и размеры инвестиций представляет в новой постановке не совсем тривиальную задачу. В такой задаче необходимо обозревать, пересматривать, рефинансировать все множество возможных вариаций планов. Использование алгоритмов поиска, рожденных для задач синтеза структуры авиакосмических изделий, позволяет построить современную компьютерную методику и алгоритм перестройки сетевых графиков (см. раздел 5.8).

2.1. Критериальная основа проектирования авиакосмического комплекса

... Упомянутое уже невежество в вопросах магии как науки играет с авторами злые шутки на протяжении всей книги. Так, например, формулируя диссертационную тему М.Ф. Редькина, они допустили четырнадцать (!) фактических ошибок. Солидный термин «гиперполе», который им очень понравился, они вставляют в текст сплошь и рядом неуместно.

А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

На этапе внешнего проектирования при выработке проектного задания критерии высшего ранга сейчас в том или ином виде отображают затраты и вероятность выполнения задачи. Во времена создания «Бурана» это были надежность и весовые показатели проектируемых изделий. Вес или масса комплекса, на старте при выведении, при возврате, или масса полезного груза и сейчас зачастую в авиакосмических проектных организаций воспринимаются как критерии высшего ранга, благо их оценки можно сделать с точностью в пределах четырех-семи процентов. Именно затраты и вероятностные критерии, показывающие успех в исполнении целевых задач, имеют наихудшую точность оценок и их неопределенность является основной головной болью проектировщика авиакосмических комплексов. Проблеме форматизации и учета разбросов значений критериев посвящен следующий раздел книги. Стоимостные показатели оцениваются в лучшем случае с точностью ±30 %.

Чтобы сделать более предметными стоимостные критерии и уменьшить влияние неточности их суммарных значений рассматривают их покомпонентно, переводя отдельные составляющие

затрат в критерии низшего ранга. Обычно это затраты на запуск единицы полезного груза, затраты на НИОКР, на отработку, на изготовление и отдельные выплаты и поступления в процессе эксплуатации. Они детально рассмотрены в разделе 1.7 при обосновании преимуществ многоцелевых многоразовых авиационно-космичес-ких систем.

Несмотря на то, что моделирование задач для авиакосмических аппаратов стало основой предпроектных исследований, а работа по «электронному полигону» является отправной точкой задач математической и полунатурной имитации режимов функционирования системы (см. раздел 3.5), большое значение имеет также количественная оценка главных критериев. Главные критерии – это уже упомянутые критерии высшего ранга, отображающие вероятность выполнения целевой задачи или вероятность успешного завершения полета или вероятность сохранения экипажа и материальной части, или вероятность совершения полета с определенными потерями. Различные концептуальные схемы применения и комплексы разного состава сравниваются по этим неточным критериям в предположении, что разброс оценок одинаков для всех сравниваемых вариантов.

Абсолютным оценкам, сделанным априорно, не очень-то доверяют в авиакосмических организациях. Не случайно при завязке проекта «Энергия-Буран» не предпринималось сравнение различных технических решений по надежностным показателям. Просто принималась новая концепция максимально возможной комплексной наземной отработки, затраты на которую (с учетом строительства экспериментальной базы) составляют не менее 60...70 % всех затрат на программу. У всех «на слуху» были неудачи с лунными проектами Л1 и Л3 и гигантской ракетой-носителем Н-1. Априорные оценки надежности пуска (с операциями работы у Луны) оценивались «специалистами» не хуже, чем 0,6...0,7, тогда как из четырех запусков ни один не доходил до работы второй ступени носителя.

В авиастроении при проектировании самолетов-истребителей характерна необходимость учета многих критериев: скороподъемность, радиус маневра, дальность полета, длина пробега при посад-

ке и разбега при взлете, крейсерская и максимальная скорости, масса полезного груза, статический и динамический потолок, низковысотность и радионевидимость, живучесть.

Авиакосмические аппараты и комплексы, как правило, могут оцениваться по двум антагонистическим критериям. Типовое положение в пространстве таких критериев показано на рис. 2.1-1 для случая максимизации критериев. Один из них (K_1), как правило, отображает конструктивное совершенство. Это может быть, например, масса полезного груза. Другой критерий ответственен за целевое назначение, например за максимальный боковой маневр.

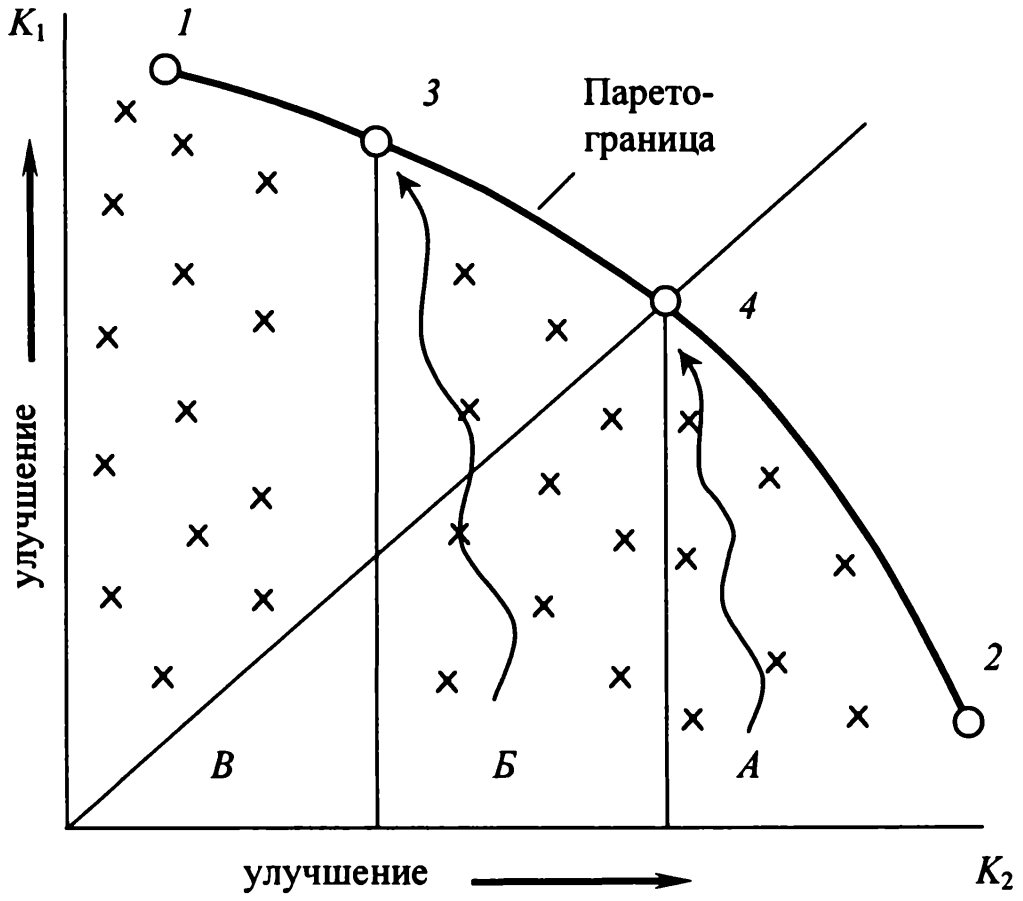


Рис. 2.1-1. Пространство критериев
«целевое назначение, конструктивное совершенство»

В четвертой и пятой главах будут рассмотрены конкретные примеры, соответствующие показанной на рисунке ситуации. Рекордист по совершенству (точка 1) и рекордист по назначению (точка 2) не устраивают проектанта и необходимо рассмотреть еще несколько предельных решений на парето-границе. Каждый из этих вариантов, в отличие от показанных крестиками заурядных улучшаемых решений является тоже своеобразным рекордистом, ибо нет ему конкурента, у которого улучшение значений одного критерия не сопровождалось бы ухудшением значений другого критерия. Выход на такие варианты (точки 3 и 4) может быть организован путем периодических решений поисковой задачи с целью максимизации значений критерия K_1 при установке ограничений на значения K_2, так как это показано на рисунке движением по стрелкам *А* и *Б*. Нам представляется, что для авиакосмических аппаратов этот способ более удобен, чем часто практикуемая работа со «свертками» представляющими собой аддитивное промаштабированное соединение весовыми коэффициентами значений критериев (движение по лучу *В* на рис. 2.1-1). Детально методика и способы работы с антагонистическими критериями для аэрокосмических аппаратов и комплексов рассмотрены в монографии [51]. Там же описаны типовые примеры решения многокритериальных задач, типичных для аэрокосмической тематики, для авиастроения и ракетно-космической техники.

Учет критериев низшего ранга происходит в ходе решения самой задачи проектного расчета. Как правило, это значения разных характеристик, переводимых по возможности в величину главных критериев. Как это делается, будет ясно из разделов 2.2 и 2.5 книги. В числе таких характеристик масса, энергопотребление, тепловыделение, объемы, запасы рабочего тела, центровки, моменты инерции, распределенные по поверхности толщины и массы.

Имеются такие характеристики, которые сами по себе могут быть критериями в частных задачах оптимизации. Это летно-технические характеристики: подъемная сила и лобовое сопротив-

ление, аэродинамическое качество на разных режимах полета и при различных балансировках; удельные нагрузки на принятую в расчетах несущую поверхность; вычисляемые по траекториям максимальные и интегральные тепловые потоки и условно равновесные температуры в теплонапряженных зонах; расчетные максимальные скоростные напоры; продольные и суммарные максимальные перегрузки и критерии интегрального воздействия перегрузок на детренированный экипаж. При решении производственных задач это могут быть расходы материалов, число штампов и других технологических приспособлений, производственные мощности, количество станков и рабочих мест, количество измерительного и диагностического оборудования, материалоемкость стапелей, число перевозок изделий водным или воздушным путем; энергоемкость при статических вибрационных или акустических испытаниях, при прогревах на плазмотронах и в тепловакуумных камерах.

На некоторые из рассчитываемых характеристик накладываются ограничения по величине. Для авиакосмических аппаратов и комплексов это: температуры элементов конструкции и теплозащиты; объемы отсеков и кабин; лимиты массы по элементам аппарата; положения центра тяжести при центровке; ресурс систем, определяемый временем и запасами рабочего тела, габариты раскладываемых агрегатов; посадочные скорости и скорости «сваливания», пиковые энергопотребления, тепловыделения и мощности бортовых агрегатов; число пассажиров при операциях спасения.

Приходится решать такие поисковые задачи, в которых не требуется найти оптимум, а целью исследований является нахождение группы таких вариантов, характеристики которых просто находятся в допустимых пределах по наложенным на них ограничениям.

Проектные характеристики не следует путать с проектными параметрами (хотя очень часто в проектных отделах пытаются это делать). Как правило, значения проектных параметров не вычисляются, а назначаются и варьируются.

Проектные параметры это величины, которые формируют облик и структуру авиакосмического аппарата или процесс движения. Целенаправленным изменением проектных параметров трансформируется конфигурация и режим работы исследуемого объекта. При каждом поверочном расчете одного варианта проектные параметры неизменны, но они должны варьироваться, формируя каждый раз новый вариант конструкции или процесса функционирования. Можно (весьма условно) разделить проектные параметры на группы таким образом:

- параметры, описывающие конфигурацию: габаритные размеры, радиусы затуплений, углы стреловидности и конусности, диаметры, относительные удлинения;
- параметры, формирующие процесс движения: углы наклона вектора скорости при воздушном старте, моменты разделений или перебалансировок, углы атаки и крена, углы тангажа (как правило, угловые эволюции задаются коэффициентами или оцифровкой в скоростной или временной сигнал);
- компоновочно-конструктивные параметры – тяговооруженность и количество различных двигателей, соотношения топлив для нескольких ступеней или трехкомпонентных двигателей, размеры сечений силовых элементов, толщины панелей оболочек, базы посадочных органов, толщины пакетов теплозащиты, размеры рулевых органов, скорость предпосадочного парашютирования;
- формальные целочисленные параметры, поставленные в соответствие порядковым номерам рассматриваемых вариантов компоновочных схем, схем перегостирования изделий, бортовых систем, агрегатов, баков, типов двигателей, уровням и путям резервирования элементов состава.

Работа с этими параметрами рождает новый класс задач: задач структурного синтеза. Их постановке и методам поиска рациональных решений посвящен раздел 2.5.

Особую роль в критериальной основе играют исходные данные. К сожалению, их часто путают с параметрами, подлежащими

изменению в процессе оптимизации. Исходные данные неизменны для задачи оптимизации. Это набор сведений, фиксирующих условия функционирования авиакосмического аппарата или комплекса. К исходным данным обычно относят:

- сведения об окружающей среде и в том числе о вариантах моделей атмосферы;
- диапазоны углов входа в атмосферу;
- сведения об условиях посадки и характеристиках грунтов, габаритно-объемные и теплоэнергетические характеристики полезных нагрузок;
- набор штатных и нештатных циклограмм, отображающих этапы полета;
- теплофизические данные применяемых новых конструкционных теплозащитных материалов и топлив;
- энергетические характеристики двигателей;
- удельные веса двигателей и топлив, сведения о компонентах характеристических скоростей маневра, показатели точности навигационных устройств и радиосистем.

К исходным данным иногда удобно также относить коэффициенты в статических и полуэмпирических формулах, оценивающих нагрузки, скоростные напоры, тепловые потоки, аэродинамические характеристики.

Исходные данные нельзя считать эталоном, принятым раз и навсегда для процесса проектирования. Разброс значений исходных данных приводит к неоднозначности результатов проектирования и существенно усложняет стратегию поиска и выбора рациональных проектных решений. Смысл проектных исследований в условиях неопределенности знаний об исходных данных и состоит в моделировании влияния неточности исходных данных на результат выбора проектных решений. Как это следует делать, читатель увидит в следующих разделах этой главы.

2.2. Пакет программ Главного конструктора

... Об этом я обязательно напишу, – подумал он. Обязательно! Как веселые умные молодые ребята на свой страх и риск вложили заведомо бессмысленную программу в необычайно сложную и умную машину, чтобы посмотреть, как эта машина будет себя вести. И как она себя вела, тщетно тужась создать непротиворечивую модель барана с «семью ногами и без мозжечка.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Пакет программ Главного конструктора предназначен для расчетного определения характеристик авиакосмического аппарата или комплекса. Главные из этих характеристик – сведения о размерах и массе. Пакет включает в себя программы по разным расчетным дисциплинам.

Типовое содержание пакета наиболее часто применяемого варианта можно видеть на схеме, на рис. 2.2-1. На первый взгляд наполнение пакета и взаимодействие программ несложны, но, тем не менее, не раз приходилось наблюдать как новички-пользователи, и в том числе покупатели и заказчики пакета, получали в результате расчетов бессмыслицу или расхождение расчетной процедуры, говорящее о невозможности разработки аэрокосмического комплекса при назначенных исходных данных. Причину этих противоречий объясним позже, а сначала рассмотрим содержание пакета и логику вызова прикладных программ.

Главная программа, которая сама по себе может существовать самостоятельно, это программа для определения облика аппарата или комплекса, то есть программа расчета размерно-массовых характеристик. Она же является управляющей программой пакета, вызывающей на работу другие прикладные программные модули и

формирующая рабочие массивы результатов расчетов в общей базе данных. При создании первых версий пакета в средине восьмидесятых годов были опробованы программы «решатели» и средства автоматической сборки пакетов прикладных программ. Тогда же проводились эксперименты с созданием баз знаний и различных «меню», продвигающих необученного пользователя к успешной сборке расчетных цепочек, обеспечивающих формирование облика авиакосмического аппарата. Но постепенно центр тяжести работ по пакету перемещался в узкопрактическую область: вызов и исполнение прикладных программ по жесткой логике. Эта логика такова:

1. Подготовка и фиксация исходных данных для начала работы пакета и передача их в главную программу.
2. Выбор первой версии значений проектных параметров и ввод их в главную программу.
3. Назначение при первом обращении к главной программе массы аппарата и его размеров в первом приближении.
4. Вызов модуля, осуществляющего синтез состава бортовых систем. Модуль работает по сложной логике со своей внутренней оптимизацией. Логика работы рассмотрена в разделе 2.5.
5. Вызов модуля, формирующего конфигурацию для оценки размеров главных геометрических характеристик, радиусов затупления, площадей и поверхностей несущих агрегатов.
6. Вызов группы модулей, ответственных за оценку аэродинамических характеристик на разных режимах полета (в основном гиперзвук и дозвук).
7. Вызов модулей, моделирующих близкие к оптимальным траектории управляемого спуска и выведения с одновременной оценкой тепловых потоков и условно-равновесных температур внешней поверхности.
8. Вызов, если это необходимо, программ, обозначенных пунктиром для оценки нагрузок, центровки, затрат.

9. Повторная работа главной программы с определением во втором приближении массы и размеров аппарата.

Возможны и последующие итерации, ибо не при любых значениях полезной нагрузки и проектных параметров проект реализуем. Применяется итерационный механизм с обратными связями. Этот механизм превращает обычный расчет облика авиакосмического аппарата в своеобразную поисковую процедуру. В самом деле: для того, чтобы рассчитать массу и размеры разгонной авиакосмической системы надо сначала ими задаться. По результатам расчета аэродинамики и траектории находится масса топлива, по которой определяются объемы баков и всего аппарата, его поверхность и масса конструкции, системы управления рулевых органов. Как правило, сумма всех этих масс вместе с массой полезного груза не равна общей массе, назначенной по приближенным формулам в первой итерации. Нужно или уменьшить массу полезного груза, (что крайне нежелательно) или повторять расчет при новых размерах и суммарной массе. Не исключено, что вторая итерация потребует «обнуления» полезного груза, но и это не поможет и на третьей и четвертой итерации система разрастется до гигантских размеров, но не сможет вывести на орбиту даже свой сухой вес. В другом примере для проектного расчета и определения облика орбитального самолета мы также вначале задаемся его массой, размерами и полезным грузом.

По результатам формирования конфигурации и оценки аэродинамических характеристик получаем нагрузку на несущую поверхность, после чего имеем возможность рассчитать штатные и нештатные траектории, теплообмен и оценить массу теплозащиты и конструкции. Новая расчетная суммарная масса может превысить лимитное значение, определяемое грузоподъемностью ракеты-носителя или разгонной авиакосмической системы. В результате мы окажемся перед необходимостью уменьшать массу полезного

груза, что на следующих итерациях может свести её до неприемлемых значений.

Самое ценное в Пакете программ Главного конструктора – не логика сборки пакета, и отнюдь не методы расчетной оценки аэродинамики, баллистики и теплообмена. Ценность представляют приближенные статистические зависимости, собранные за сорок лет в ведущих КБ и НИИ для определения тепловых нагрузок, реальной массы и запасов топлива, баков, двигателей, несущих поверхностей, рулевых органов, теплозащиты отдельных агрегатов, конструкции элементов планера, шасси, кабины, систем жизнеобеспечения, терморегулирования, энергопитания, управления. Грамотное применение этих формул позволяет получить правдоподобный результат или действительно убедиться в нереальности существования комплекса или орбитального самолета при выбранных исходных данных.

Пакет программ Главного конструктора долгожитель-рекордсмен авиакосмического научно-производственного объединения. За тридцать лет его эксплуатации сменилось три поколения ЭВМ. При каждой смене он возрождался без особых усилий, ибо все его программные модули были целенаправленно написаны на Фортране (за исключением блоков формирования результатов с подблоками реализации графических изображений). Продажа пакета и поставка его смежникам производится в загрузочных модулях.

Технология разработки пакета специфична. Классический, но не очень результативный путь – это сбор прикладных программ под давлением приказов руководства предприятия. Как правило, руководители тематических служб совсем не торопятся с согласованием интерфейса и передачей своих программ в проектное отделение. Да и руководители проекта, не убежденные поначалу в пользе пакета как своего инструмента, не склонны к принуждению Главных аэродинамиков, баллистиков, тепловиков, прочнистов, весовиков и геометров-обводчиков. Опробованный в авиакосмиче-

ском КБ путь – это создание в проектной службе (в отделении общих видов и завязки проекта) своих прикладных программных модулей со взаимно увязанным интерфейсом. Этим же путем, как известно, пошли в фирме «Боинг» при создании первого пакета для проектных расчетов системы JPAD.

Назначение пакета – не только проведение оперативных проектных расчетов различных вариантов. Пакет является главным тематическим ядром процесса поиска и выбора рациональных вариантов с опорой на алгоритмы численной оптимизации. Как показано на рис. 2.2-1, алгоритмы поиска, формируя по своей логике шаги, изменяющие значения проектных параметров, обращаются к пакету, как к единой программе.

В инженерной постановке задача оптимизации с применением численных поисковых методов выглядит следующим образом: проектант, конструктор или технолог строят расчетную модель, описывающую исследуемое явление, процесс или конструктивную схему. Он выявляет один или несколько характеристик, которые следует улучшить, держать в определенных рамках или контролировать. Модель строится так, чтобы она позволяла получить значения этих характеристик. Среди них выбирается главная характеристика, и она становится критерием, с которым предстоит работать алгоритму оптимизации. На вход в программу, отображающую построенную расчетную модель, вводятся значения проектных параметров, меняющие в результате одного или нескольких расчетных циклов модели значение критерия. Типовой такой моделью как раз и является пакет программ Главного конструктора. Далее проектант, конструктор или технолог пробует разные поисковые методы. Алгоритм работы этих методов может использовать вмешательство человека, но может работать автоматически, меняя по разной логике значения параметров в надежде улучшить в каждой новой попытке значения критерия.

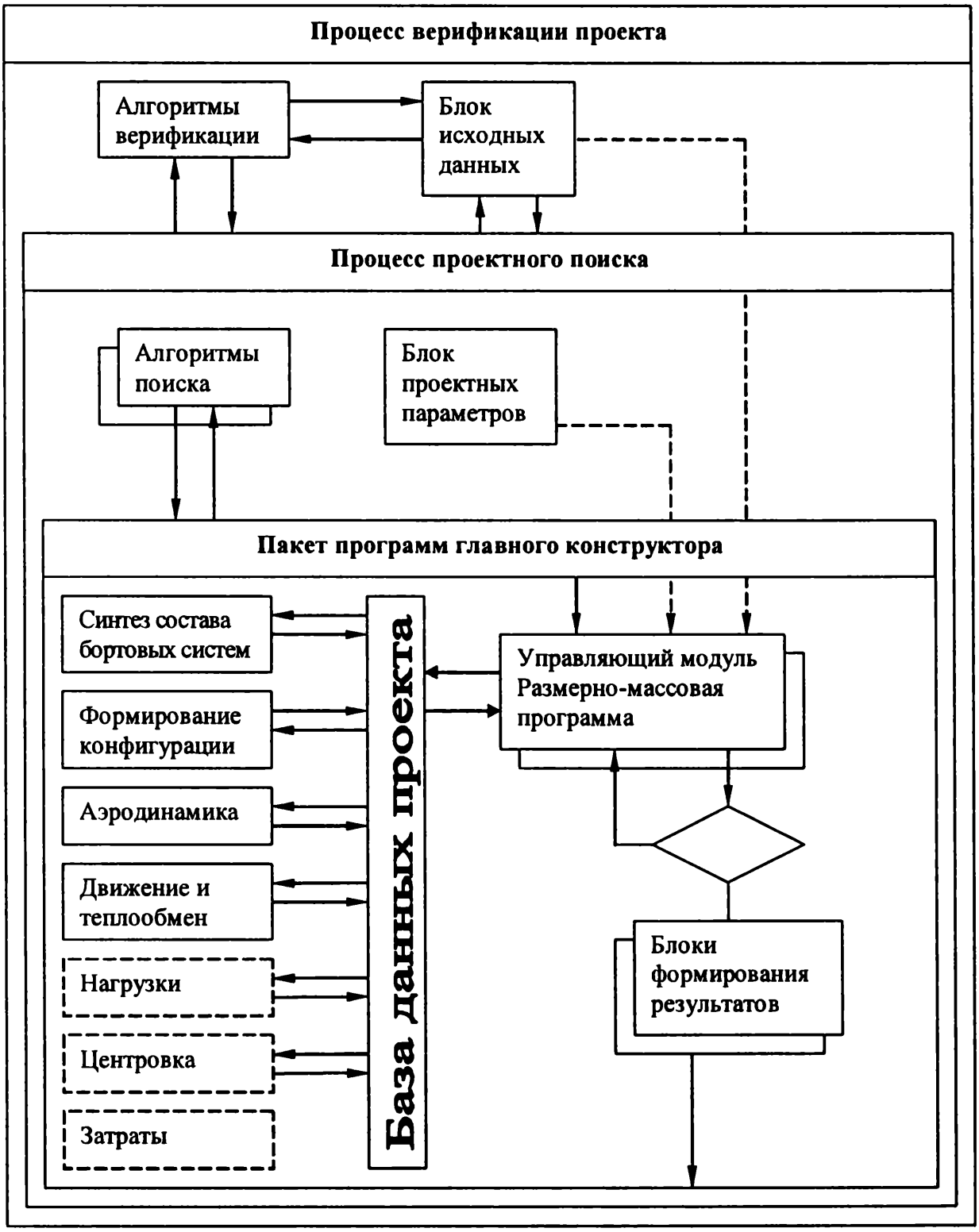


Рис. 2.2-1. Схема верификации авиакосмических проектов

Математическая формулировка задачи оптимизации с применением численных поисковых методов, как правило, сводится к описанию задачи нелинейного программирования.

Оптимизируемая модель описывается набором непрерывных параметров x_i или вектором состояния $\bar{x}$. Каждое сочетание значений этих параметров (x_1, x_2, …, x_i, …, x_n) формирует один из возможных вариантов оптимизируемой модели и этот вариант характеризуется определенным значением критерия F_k целевой функции $\Phi(\bar{x})$, а также определенными значениями величин ограничений $y_{1,k}$, $y_{2,k}$, …, $y_{j,k}$, …, $y_{m,k}$ и функций ограничений $y_1(\bar{x})$, $y_2(\bar{x})$, …, $y_j(\bar{x})$, …, $y_n(\bar{x})$.

Вектор состояния $\bar{x} \in R$, где множество R ограничено, прежде всего, пределом изменения параметров, то есть за счет неравенств типа $B_i \le x_i \le A_i$ (ограничение первого рода). Кроме того, область допустимых значений решений ограничена за счет функциональных ограничений, определяемых неравенствами типа $y_j(\bar{x}) \le y_{j,0}$ (ограничение второго порядка). Целью оптимизации является отыскание экстремальной величины критерия F_{opt} при $\bar{x} \in R$ и оптимальных значений параметров $\bar{x}_{opt}$, соответствующих F_{opt}.

Для работы с ограничениями второго порядка в численных методах поиска предусматриваются, как правило, различные способы трансформации целевой функции. Тридцатилетний опыт решения задач оптимизации ракет-носителей, спускаемых космических аппаратов и затем изделий авиакосмической тематики показал результативность приемов штрафования критерия качества так называемым внутренним штрафом. При таком штрафе минимизируемый критерий, например, может иметь вид:

$$F = F_0 + \sum_j \frac{a_j}{\Delta y_j},$$

где F_0 – значение неоштрафованного критерия; a_j – коэффициент штрафования по j–му ограничению (подбирается по ходу решения задачи); Δy_j – «расстояние» до ограничения $\Delta y_j = \Delta y_{j,0} - y_j(\bar{x})$.

Если $\Delta y_j \le 0$, попытка считается неудачной, то есть мы попадаем в недопустимую область. Количество таких попыток отражается в особом алгоритме, определяющем сходимость метода поиска. Например, соотношение удачных и неудачных попыток может влиять на масштаб приращения значений параметров на каждом шаге опроса оптимизируемой модели.

Если уж речь зашла о шаговых методах поиска, то их условно можно разделить на регулярные и нерегулярные. Нерегулярные используют случайную компоненту для формирования приращений значений параметров на следующем шаге поиска. В задачах авиакосмической тематики традиционно используются методы, с успехом опробованные ранее при оптимизации ракет и спускаемых космических аппаратов. Эти методы впервые упомянуты в книгах [1, 51, 56] и статьях [58, 61]. Достоинством этих методов и алгоритмов является предоставление пользователю возможности попутно с решением поисковой задачи детально изучить оптимизируемую модель, что очень полезно для приобретения опыта поиска экстремума. При этом изучении анализируется влияние изменения каждого параметра на величину критерия. Приращение i-го параметра на каждом k-ом шаге поиска имеет вид: $x_i^{(k)} = x_i^{(k-1)} + M\, m_i\, \Delta x$, где $x_i^{(k-1)}$ – значение i-го параметра на предыдущем шаге поиска; M – показатель, отражающий масштаб («разгон») поиска (он зависит от соотношения удачных и неудачных попыток); m_i – коэффициент, отображающий индивидуальный масштаб («разгон» или «торможение») поиска по i-му параметру; Δx – случайное число, получаемое расчетным моделированием нормального закона распределения с нулевым математическим ожиданием и дисперсией, равной 1.

Если критерий в очередном шаге приращений не улучшается или если мы вышли из допустимой области поиска то попытка счи-

тается неудачной и особым образом это влияет на масштаб поиска, то есть на величину очередного шага по всем параметрам.

Успех в применении случайных методов поиска в их нетребовательности к совершенству модели расчета критерия, к гладкости гиперповерхностей целевых функций и функций ограничений, например, числа двигателей, моментам включений управляющих органов, функциональным изменениям в конструкции, то есть появлению стабилизирующих щитов, воздушных тормозов и так далее.

В числе регулярных, то есть детерминированных шаговых методов поиска наиболее известны алгоритмы с линейной тактикой, типичными представителями которых считаются градиентные методы. В задачах поиска облика планетных посадочных аппаратов успешно применяются методы второго порядка, аппроксимирующие в районе предполагаемого оптимума гиперповерхность целевых функций сетками квадратичных кривых с последующим итерационным переходом к оптимуму используя необходимые условия наличия экстремума.

Покоординатные методы поиска, примененные для задач проектирования авиакосмических комплексов с успехом трансформированы в методы поиска по частой сетке одночисленных параметров. Но о таких методах речь пойдет в разделе 2.5.

Итак, основной режим автоматизированного поиска определяется логикой шагов в пространстве параметров. На каждом шаге к пакету программ Главного конструктора обращение происходит как к единой замкнутой автономной программе, получая от нее соответствующие значениям параметров и принятым значениям исходных данных величины максимизируемых или минимизируемых критериев: массы аппарата или комплекса, массы полезного груза, бокового маневра, интегрального воздействия перегрузок на экипаж.

Принятые значения исходных данных упомянуты не случайно. Они, как известно, в начальной фазе проектирования известны не-

точно и выбираются субъективно. Цель одной операции поиска – нахождение вариантов с оптимальными или приемлемыми значениями критериев. Цель проектных исследований шире и она может состоять в изучении того, как влияет изменение исходных данных на оптимальный или выбранный облик авиакосмического аппарата. Может оказаться так, что при некоторых значениях компонент исходных данных значения критериев или отдельных характеристик станут неприемлемыми и вообще выйдут за границы, определенные заданием на проект. Для выявления таких ситуаций применяется процесс верификации проекта. Его инструментом служит процесс проектного поиска, который, в свою очередь, опирается на пакет программ Главного конструктора, так как это показано на рис. 2.2-1. Главное назначение верификации проекта – проследить, как возможные колебания значений исходных данных повлияют на выбранные при проектном поиске характеристики создаваемого авиакосмического изделия.

Верификация проекта составляет главный инструментарий процедуры технического аудита. Задачами технического аудита являются:

- анализ критериальной основы, проверка приемов ранжирования критериев, требований и ограничений;
- выявление штатных и нештатных режимов функционирования, выдача рекомендаций по наборам расчетных случаев;
- расчеты выбранных вариантов с привлечением Пакета программ Главного конструктора, проверка и сертификация алгоритмов проектного расчета;
- определение «чувствительности» проектных характеристик к изменениям исходных данных;
- оценка достоверности результатов поиска выбранных значений критериев путем сравнения с предельно-лучшими и предельно-худшими значениями;

• определение вероятностных показателей технического риска, то есть вероятности выхода за рамки задания на проект;
• проверка лимитных масс и анализ влияния исходных данных на разброс масс основных систем;
• выявление затрат средств на резервирование по массе проектов;
• определение «ноу-хау» и «критических» технологий с прогнозом путем их реализации.

Если пакет программ Главного конструктора и использующий его комплекс процедур проектного поиска являются обычно инструментом завязки проекта и выбора вариантов будущих аппаратов, то процесс верификации проекта хотя и зарождается в начале проектирования, но продолжает работать в течение всего жизненного цикла будущего изделия. Он становится одним из основных инструментов автоматизированной системы контроля технических характеристик и состояния проекта, рассмотренной в разделе 5.4.

Система контроля технических характеристик как бы моделирует реальный процесс корректировки характеристик изделия в том случае, если одна из компонент исходных данных, например, удельная тяга двигателя уточнилась смежниками и изменила свое значение. В реальном процессе создания изделия такое уточнение означает пересмотр всего проекта, то есть новый цикл оптимизации, ибо нужно выбрать более подходящую тяговооруженность, траекторию разгона, а значит и размерность изделия и соотношение масс топлив. Таким образом, мы приходим к выводу, что процедура верификации обязательно включает в себя алгоритм оптимизации с использованием пакета программ Главного конструктора. Но для того, чтобы процесс верификации проекта давал достоверные результаты, необходимо научиться моделировать отклонения исходных данных и строить вероятностные модели, показывающие возможность получения в ходе детальной реализации проекта неприемлемых значений проектных характеристик. Этой проблеме посвящены следующие разделы книги.

2.3. Факторы неопределенности и критерии риска при выборе проектных решений

... Он перелез через диван и сгреб меня за грудки. Ты меня слушай, понял? – сказал он угрожающе. – На свете нет ничего одинакового. Все распределяется по гауссиане. Вода воде рознь... Этот старый дурак не сообразил, что существует дисперсия свойств.

А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Создатель новых авиакосмических аппаратов, ориентированных на необычные, не изведанные до этого условия полета неизбежно столкнется с неясностью этих условий, то есть с расплывчатым характером многих исходных данных. Он с удивлением начинает понимать, что о значения этих данных он почти ничего не знает и вынужден предположить для начала, что их величина колеблется между некими условными «рамками», принимая внутри этих ограничений значения, описываемые вероятностными законами. Чаще всего это упомянутые выше «гауссианы», то есть нормальные или близкие к нормальным (в генеральной совокупности) распределения значений характеристик внешней среды, эффективности топлив, теплозащиты, условий входа в атмосферу, разделения с носителями и так далее.

Но прежде чем заняться методикой, учитывающей моделирование этих распределений для обоснованного выбора проектных решений, попытаемся взглянуть шире на проблему «неизвестности» условий и классифицировать факторы неопределенности с попыткой их хоть как-то формализовать.

Прежде всего, приходится считаться с отсутствием расчетных методов, математических моделей и даже количественных измерений некоторых характеристик авиакосмических аппаратов. Это неопределенность первого рода. В таких случаях привлекают коллективные мнения экспертов как показано в разделе 5.6. Затем неизбежно сталкиваемся с отсутствием мнений и сведений о взаимной значимости критериев. Особенно неприятно в этом случае (и это часто повторяется), если критерии противоречивы. Это неопределенность второго рода. Выход из положения – в нахождении Парето-решений. Как выходить на эти решения, мы рассмотрели в разделе 2.1. Далее нас подстерегает неопределенность третьего рода. Она заключается в невозможности найти действительно наилучшее решение (абсолютный экстремум) в большинстве сложных задач синтеза структуры, состава и силовых схем авиакосмических изделий. И если мы находим предположительно самый лучший вариант, то уверенности в том, что мы это совершили, нет. Как получить такую уверенность, мы расскажем в разделе 2.5.

Теперь предположим, что мы как-то преодолели все вышеназванные трудности, что мы имеем расчетные модели, умеем работать на Парето-границе и чувствуем, что наши варианты действительно близки к наилучшим по ряду критериев. И тут нас подстерегает главная неприятность: неопределенность четвертого рода. Дело в том, что мы часто забываем, что работаем с номинальными значениями проектных характеристик. Мы заявляем их величины в проектное задание, делаем проект и с удивлением начинаем понимать в самый разгар работы, что не выполняем обещание, и реальные значения характеристик «расползлись» настолько, что вышли за пределы утвержденных требований к проекту или еще хуже – аппарат или комплекс становится неподъемным для носителей разгонных систем, или его полезный груз практически исчезает.

Для того чтобы авиакосмический проект снабдить «сертификатами» его достоверности и получить инструмент для оценки начальных прогнозов в конце семидесятых годов при создании мно-

горазовых авиакосмических систем «Спейс Шаттл» и «Энергия-Буран» были предложены критерии технического риска. Теоретические разработки появились еще раньше, и их началом следует считать работу [33]. Методология использования показателей технического риска для российских аэрокосмических систем впервые была рассмотрена в книгах [2] и [56].

Под техническим риском принято понимать вероятность того, что реализованные в процессе создания авиакосмического комплекса значения его проектных характеристик выйдут за пределы, обусловленные проектным заданием.

Любая оценка технического риска основана на априорной информации о влиянии возможных отклонений исходных данных, поэтому она является субъективной и отражает собственные представления проектанта о недостоверности методов проектирования и о неадекватности их действительным условиям изготовления, расчетного моделирования, испытаний и эксплуатации. Не следует делать широко распространенную ошибку и путать технический риск и его вероятностные оценки неудач при создании изделия с риском при эксплуатации, то есть с вероятностными оценками неудач при выполнении программ полета. Инвестируемый по заказу проект характеризуется также понятиями коммерческого риска. Об учете его речь пойдет далее в пятой главе книги.

Теперь обратимся к рассмотренному в разделе 2.2 Пакету программ Главного конструктора, к процедурам его оптимизации и верификации проекта. Для авиакосмического комплекса исходные данные, отображающие воздействие среды (параметры верхних слоев атмосферы и возможных при эксплуатации условий входа в атмосферу), сведения об объеме, весе и энергопотреблении полезных нагрузок, удельной тяги двигателей разгона, орбитального маневрирования и ориентации, характеристические скорости доразгона межорбитальных переходов, торможения, массовые характеристики новых двигателей, конструкционных и теплозащитных материалов, топлив, рабочих тел бортовых систем задаются обыч-

но их математическими ожиданиями и дисперсиями. Для малоизвестных данных приходится давать верхние и нижние оценки их значений, представляя диапазон как шесть среднеквадратичных отклонений или даже моделируя законом равномерного распределения значений внутри прогнозируемого интервала отклонений.

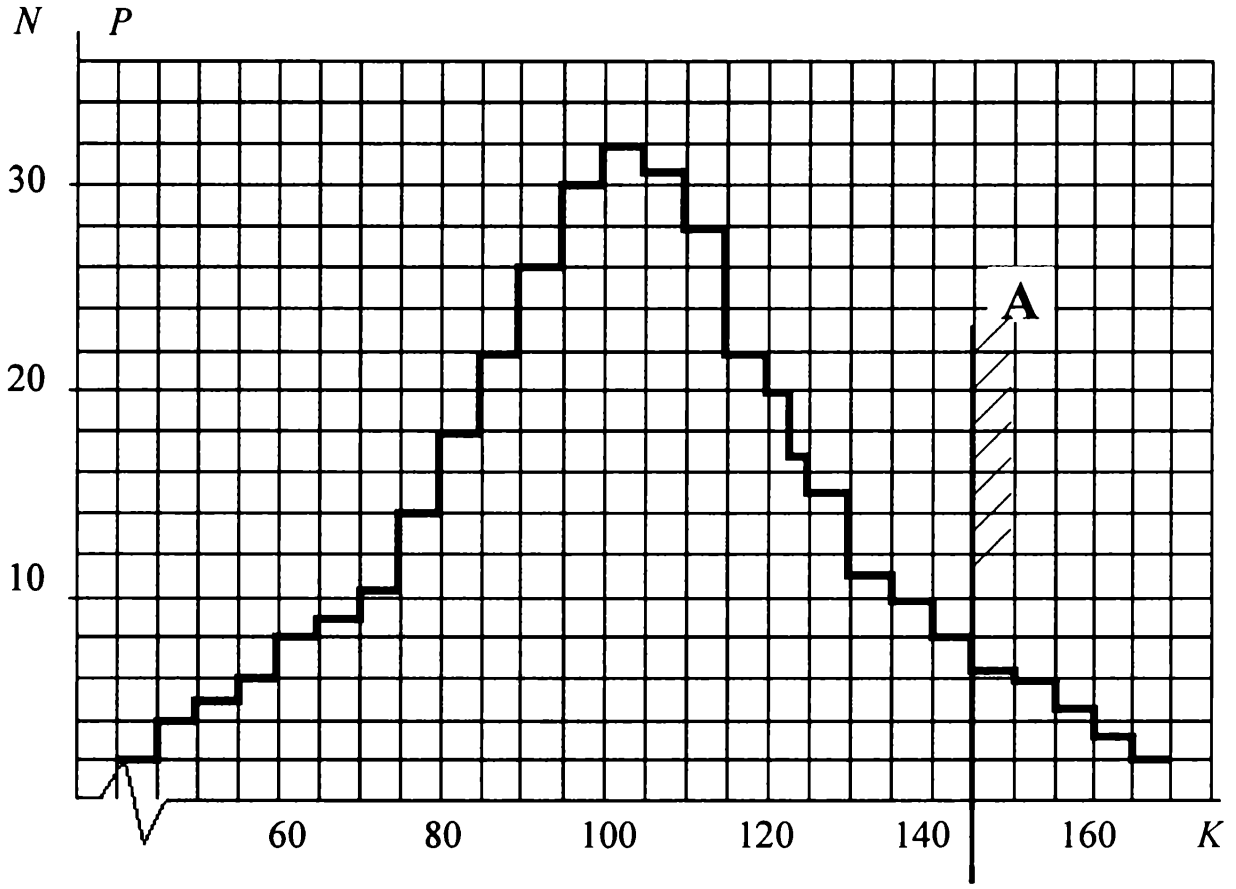


Рис. 2.3-1. Гистограмма плотности распределения значений критерия (по результатам статистического моделирования)

Мы должны наладить процедуру статистического моделирования значений критериев, для чего циклически многократно разыгрываем случайные значения компонент исходных данных, засылаем эти значения в Пакет программ Главного конструктора, не забывая под каждую порцию компонент оптимизировать проект по основному критерию, например по стартовой массе. Значения кри-

териев после каждой попытки моделирования отмечаем на проградуированной шкале величин критерия, так как это показано на рис. 2.3-1. Количества попыток N, попавших в каждый интервал, образуют на рисунке гистограмму, отображающую плотность распределения значений критерия при принятых допущениях о колебаниях исходных данных и для применяемой расчетной модели оценки критерия в Пакете программ Главного конструктора.

На шкале значений критерия есть ограничение, продиктованное, например, грузоподъемностью разгонной системы самолета-носителя (K_0). Зона A, есть запретная зона, попадание в которую означает невыполнение проектного задания. Вероятность такого события, отражающего степень риска при проектировании, есть приближенно отношение числа попыток моделирования, зафиксированных за запретной чертой (у нас 26) к общему числу расчетных испытаний (300), то есть 9 %. Отметим, что номинальная оценка значений критерия (суммарная масса орбитального самолета 102 тонны) весьма далека от лимитной массы в 145 тонн.

Обратимся к рисунку 2.3-2, где две гистограммы аппроксимированы кривыми, представляющими собой плотности вероятности распределения значений того же критерия. Предположим, что проектант стоит перед дилеммой, что предпочесть? Выбрать ли вариант № 1, то есть новаторское решение, близкое к оптимальному по массе, если ориентироваться на детерминированные номинальные оценки характеристик. Это решение основано на применении перспективных композитных материалов, новейших технологий, эффективных трехкомпонентных двигателей с необычно большим удельным импульсом, недавно опробованных триплан-тандемных аэродинамических форм, гибких методов навигации и управления, нестандартных способов тепловой защиты. Или остановиться на хорошо известном варианте № 2, не наилучшем по номинальным оценкам критерия. В таком случае мы некоторым образом условно гарантированы от ошибок в расчетах массы, ибо сохраняем апробированные конструкторские решения, унифицированные агрега-

ты, приборы, традиционные малоэффективные силовые установки, простую аэродинамическую конфигурацию, опираемся на существующую технологию и данные экспериментальной отработки и успешных полетов.

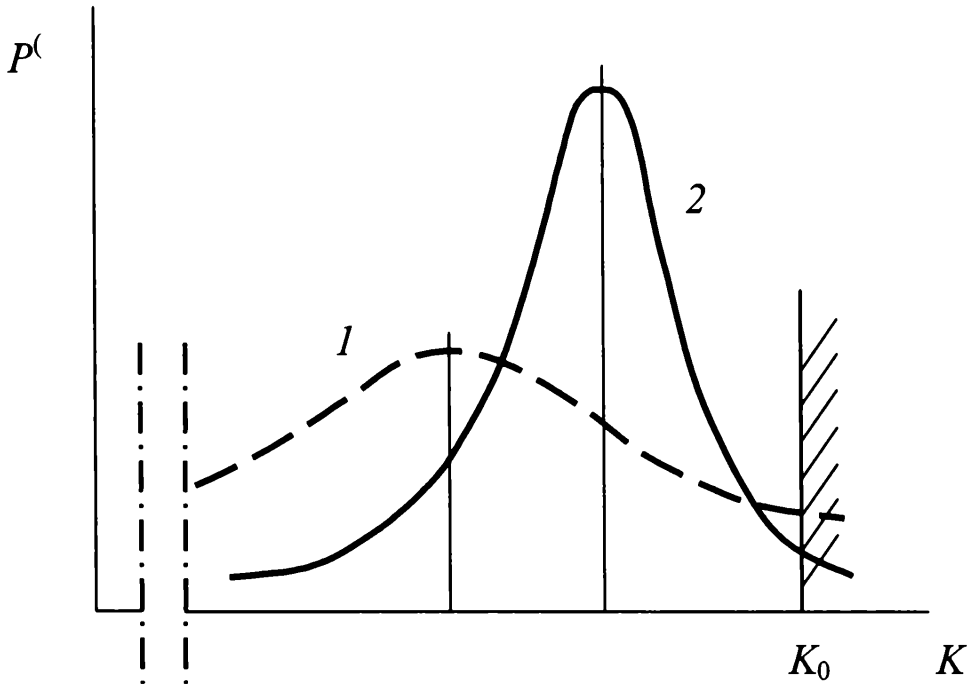


Рис. 2.3-2. Плотность распределения значений критерия для двух проектных решений

Скорее всего произойдет то, что показано на рис. 2.3-2, то есть по оценке технического риска, или вероятности выполнения ограничения по K (реализация $K < K_0$) хорошо известный вариант № 2 будет предпочтительнее новаторского решения № 1, хотя номинальные оценки говорят обратное.

Обстоятельное проектное исследование должно ставить себе цель рассмотреть, как влияет изменение проектных ограничений на обоснование выбора варианта облика и структуры авиакосмического комплекса. Ведь ограничение K_0 в значительной мере и зачастую

назначается субъективно и всегда с запасом. Сдвигая периодически величину ограничения K_0, можно для каждого из двух рассматриваемых вариантов вычислять функции распределения событий удачных для каждого варианта. Для первого варианта это будет $P^{(1)}$ ($K^{(1)} < K_0$), а для второго $P^{(2)}$ ($K^{(2)} < K_0$). Эти функции отображают вероятности успешного выполнения проектного задания. Они показаны на рис. 2.3-3. Функции распределения событий, неудачных для каждого варианта будут $(1 - P^{(1)})$ и $(1 - P^{(2)})$ и их изменение также показано на рисунке в предположении, что K_0 может смещаться в соответствии с решениями руководителей проекта.

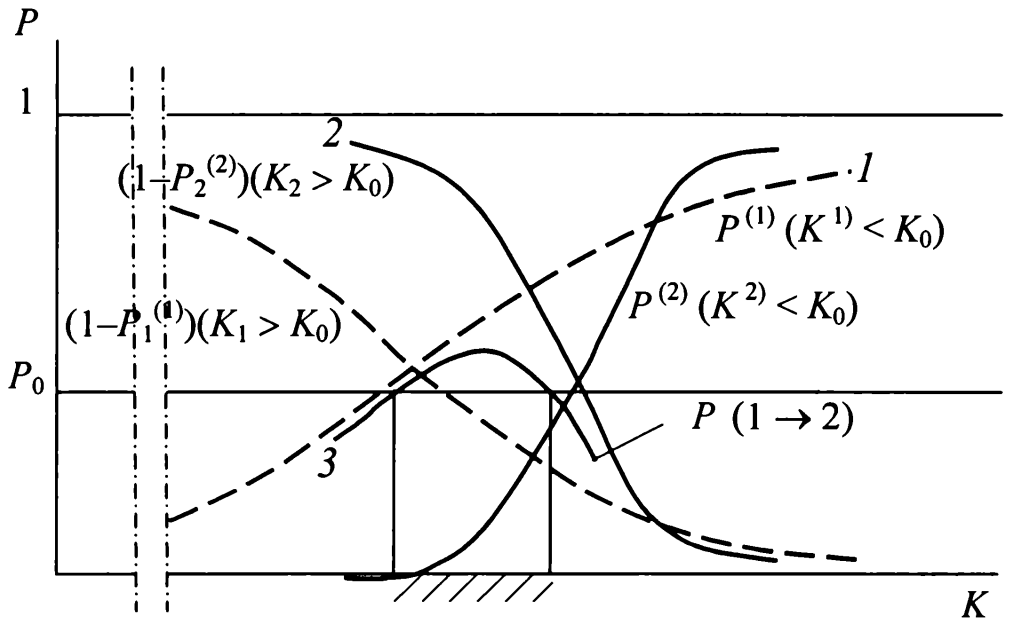


Рис. 2.3-3.

Показателем превосходства одного варианта над другим является вероятность сложного события, состоящего в том, что для одного варианта будет обеспечено выполнение проектного задания, а для другого не будет.

В нашем случае вероятность превосходства нового решения перед традиционным $P(1 \rightarrow 2)$ выглядит так: $P(1 \rightarrow 2) = P^{(1)} - P^{(1)} P^{(2)}$.

Зависимость $P(1 \rightarrow 2)$ от смещающегося по шкале критерия K значения ограничения K_0 будет иметь характерный максимум, показанный на рисунке 2.3-3. Существует такой диапазон значений критериев (на рис. 2.3-3 он заштрихован), внутри которого вероятность превосходства нового решения над старым больше определенной величины P_0.

Этот интервал обычно называют зоной устойчивого превосходства. Аналогичные соображения могут быть сделаны для оценки превосходства старого варианта перед новым.

Все изложенные представления о критериях риска имеют смысл в области с высокой плотностью вероятности появления значений критериев при моделировании колебаний исходных данных. В зонах на краях распределений, удаленных от генеральной совокупности значений, приемы сравнения неточно определенных проектных решений базируются на других предпосылках.

Любая характеристика летательного аппарата является величиной физически ограниченной. Функции распределения значений этих величин аппроксимированные обычно нормальным законом, имеют значительные отклонения от этого закона на краях распределений, то есть там, где как раз нам интересней всего проследить вероятность выхода за проектные ограничения. Методика моделирования редких случайных событий, соответствующих появлению близких к предельным значений характеристик будет изложена далее в разделе 2.5 при рассмотрении стохастических алгоритмов поиска в комбинаторных задачах структурного синтеза.

Читатель, интересующийся методами сопоставления многих вариантов по критериям технического риска; вопросами минимизации риска расчетными методами; безразмерными показателями подверженности риску; комплексными оценками диапазонов отклонений исходных данных; расчетами уровней доверия к оценкам технического риска на начальном этапе проектирования может найти их в книге-монографии[51].

Вопросы парирования риска, управления техническим риском рассмотрены в разделе 3.4 этой книги.

2.4. Задача оптимизации облика многоцелевого аэрокосмического комплекса

... Теория игр возникает при попытке создать математическую модель конфликтной ситуации.
Р. Макол. Справочник по системотехнике.

... Дело в том, что самые интересные и изящные научные результаты сплошь и рядом обладают свойством казаться непосвященным заумными и тоскливо-непонятными.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Многоцелевой аэрокосмический комплекс должен быть рассчитан на выполнение разных целевых задач, а это значит на функционирование в различных условиях. Неопределенность в наших знаниях об этих условиях и расплывчатость сведений о том, как поведут себя новые топлива, материалы и бортовые системы заставляет нас моделировать целевые операции одновременно с поиском вариантов по главным критериям.

Если подходить к процессу поиска с точки зрения исследования операций, то, по-видимому, самым простым из теоретико-игровых методов, позволяющих гарантировать успех, является минимаксный подход.

Практически мы начинаем игру с природой, и с обстоятельствами, которых пока не знаем. Природа и обстоятельства нам могут предоставить неожиданные условия для работы, и в этих условиях наша конструкция может сработать не самым лучшим образом.

В соответствии с минимаксным подходом ставится цель найти наилучшее решение на фоне наихудших условий функционирова-

ния и наихудших вариаций значений исходных данных, описывающих работу теплозащиты, топлива, конструкционных материалов. Выделяются три цикла поиска, вкладываемые один в другой.

Внешний цикл или верхний уровень поиска. Сравниваются варианты разной конфигурации и состава.

Промежуточный цикл или средний уровень поиска. Для каждого варианта рассматриваемого во внешнем цикле, перебираются варианты полета и выявляются наихудшие режимы функционирования с учетом статистической природы внешних воздействий и данных о характеристиках двигателей, теплозащиты и бортовых систем.

Внутренний цикл или нижний уровень поиска. В этом цикле для каждого варианта комплекса, облик которого сформирован во внешнем цикле и для каждого из рассматриваемых режимов функционирования варьируются и находятся в этих условиях параметры управления движением, определяются толщины теплозащиты, теплоизоляции баков, размеры сечений силовых элементов.

Для критерия, определяющего совершенство структуры, конфигурации и конструкции комплекса, то есть для массы M_Σ названные циклы объединяются следующим образом:

$$M_\Sigma^{\text{opt}} \approx \min\{x_j\} \sum_{i=1}^{n} \max\{q_k\}\big|_{P_p} \min\{\chi_c\}\, M_i(\bar{x}, \bar{q}, \bar{\chi}),$$

где $\bar{x}$ – параметры, определяющие состав, конфигурацию и структуру комплекса;

$\bar{q}$ – вектор компонент исходных данных, формирующих условия полета, и сведения о работе двигателей, систем и теплозащиты;

$\bar{\chi}$ – параметры, формирующие программы управляемого разгона при выведении на орбиту при старте с самолета-носителя, траекторий возврата разгонных блоков и орбитального самолета;

M_i – функции и операторы для определения массы отдельных элементов, из которых комплектуется комплекс.

Равенство показано приближенным, чтобы напомнить об обратных связях в алгоритме сводного весового расчета (см. раздел 2.2.).

Такая стратегия оптимизации «грешит» осторожностью и чрезмерным вниманием к возможным неприятностям, в тот период, когда авиакосмический комплекс будет сделан, испытан и начнет функционировать. Поэтому оптимизация на фоне наихудших режимов функционирования имеет смысл сочетать с разумной «отбраковкой» малореальных предельных режимов работы.

В приведенной формуле в среднем цикле возможно исключение при стохастическом моделировании условий полета, «запредельные» ситуации, исходя из вероятности $(1 - P_р)$ – реализация к малореальной нерасчетного режима работы. По мере уточнения проекта и проведения испытаний априорные значения вероятностей уточняются, и оценивается уровень доверия к первоначальным оценкам.

Расчетные модели режимов работы комплекса формируются с учетом «ветвящихся» траекторий, то есть с учетом многоступенчатого разгона, ухода на возврат отработавших разгонных блоков, штатных и нештатных траекторий спуска и посадки орбитального самолета. Используется описанный в разделе 2.2 алгоритм работы с Пакетом программ Главного конструктора с подсистемами оптимизации и верификации проекта.

Приходится считаться со значительными затратами машинного времени на трехуровневый поиск с процедурами статистического моделирования и промежуточной проверкой результатов.

Примеров применения режимов оптимизации с дрейфом по множеству возможных расчетных случаев много и они рассмотрены в разделах 4.1 и 4.2.

2.5. Алгоритмы структурного синтеза. Объединение процедур оптимизации и математического моделирования

... Г-голубчики, – сказал Федор Симеонович озадаченно, разобравшись в почерках. – Это же п-проблема Бен-Б-Безалеля. К-Калиостро же доказал, что она не имеет решения. – Мы сами знаем, что она не имеет решения, - сказал Хунта, немедленно ощетиниваясь. – Мы хотим знать, как ее решать. – К-как-то ты странно рассуждаешь, К-кристо. К-как же искать решение, К-когда его нет? Бессмыслица какая-то... – Извини, Теодор, но это ты очень странно рассуждаешь. Бессмыслица – искать решение, если оно и так есть. Речь идет о том, как поступать с задачей, которая решения не имеет.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

В этом разделе речь действительно пойдет о задачах, которые решения не имеют. Так считают теоретики оптимизации, которые не имеют методов, позволяющих обоснованно найти оптимум в таких задачах. Это комбинаторные задачи синтеза состава объектов, комплектуемых зависимыми друг от друга элементами. Таких задач великое множество и в инженерной практике получение приемлемых результатов в них достигается эвристически. Мы сделаем попытку описать возможные способы ориентации в таких задачах и предложим приемы, помогающие проектировщику получить уверенность в том, что найденная им композиция близка к наилучшей по ряду значений критериев.

Посмотрим, как проектировщик комплектует состав авиакосмического комплекса.

Сначала он рассматривает характеристики полезной нагрузки (габариты, объем, массу, энергопотребление, тепловыделение). Затем он совершает первый шаг в комплектации и рассматривает возможные варианты подсистем управления и радиосвязи. Это первая цель его работы. Вариантов может быть несколько (максимум K вариантов).

На втором шаге комплектации совершается расчет и выбор подсистем жизнеобеспечения (пусть максимально может быть тоже K вариантов).

Третья цель комплектации – определение характеристик агрегатов и блоков терморегулирования. Перебираются, например, те же K вариантов, но уже каждый рассматривается в сочетании с выбранными подсистемами жизнеобеспечения.

Четвертая цель и четвертый этап – подсистема энергопитания и так далее …

Пятый этап – агрегаты конструкции корпуса.

Шестой – теплозащита.

Седьмой – посадочные средства.

Восьмой – исполнительные органы систем ориентации.

Девятый – двигатели ориентации.

Десятый – маршевые двигатели и топливные баками.

Далее пересчет для уточняющей итерации (см. 2.2). Порядок рассмотрения систем именно такой. Ибо, при сочетании их с рассмотренными и выбранными ранее подсистемами объемы преобразуются в поверхности и массу отсеков и баков; тепловыделения – в массу агрегатов терморегулирования, энергопотребления – в массу подсистем энергопитания, объемы – в поверхности и массу корпуса и теплозащиты и, наконец, общая масса – в массу топлива. Вариан-

ты подсистем могут отличаться принципами функционирования; направлением унификации; уровнем и путями резервирования.

Вызывая поочередно на расчет отдельные подсистемы, мы не имеем право выбирать наилучшее по сочетаниям с рассмотренными ранее подсистемами, поскольку пересчеты в массу энергопотреблений, тепловыделений, объемов, общих запасов выделяемого или поглощенного рабочего тела (воды, водорода, кислорода, спирта, гидразина) приводят, как правило, к таким неожиданным сочетаниям вариантов подсистем, о которых невозможно было подозревать, отбирая поочередно соединения лучших по массе подсистем.

Если выбрали систему управления на гиродинах, то запас топлива двигателей систем ориентации оценивается только для режимов выведения и спуска. Если используются испарительные агрегаты в системе терморегулирования, то массу теплоизоляции и даже теплозащиты можно уменьшить.

На рис. 2.5-1 показан граф предметной области для описанной задачи. По мере виртуального «наполнения» борта значения энергопотреблений $Э$, тепловыделений Q, объемов V трансформируются в текущие величины оптимизируемого критерия – массы систем M.

Очередной расчет элемента структуры уточняется на последующем этапе расчета других элементов.

На рис 2.2.1 раздела 2.2 в составе пакета программ Главного конструктора показано место этого алгоритма для синтеза состава бортовых систем в общей схеме расчета, оптимизации и верификации проекта аэрокосмического комплекса. Таких задач множество. Вместо комплектуемых подсистем могут рассматривать силовые агрегаты, а их вариантами могут быть сочетания материалов и типоразмеров несущих сечений.

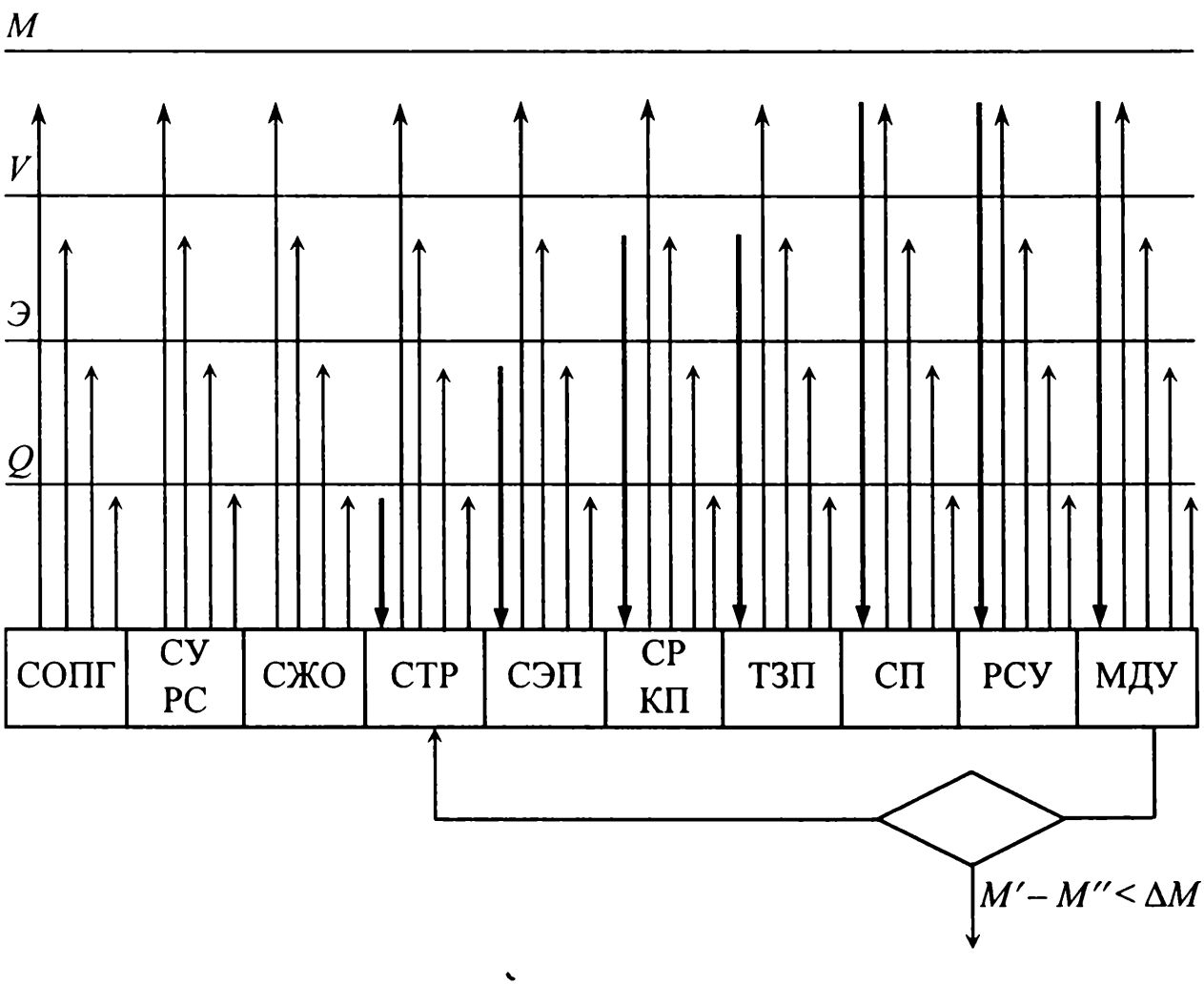


Рис. 2.5-1. Граф предметной области:

СОПГ – система обеспечения полезного груза; СУ РС – система управления и радиосистемы; СЖО – система жизнеобеспечения; СЭП – система энергопитания; СРКП – система расчета корпуса планера; ТЗП – теплозащитное покрытие; СП – система посадки; РСУ – реактивная система управления ориентацией; МДУ – маршевая двигательная установка

Уровни иерархии в классификации структуры

Порядковые номера целей

Элементы структуры или состава объекта

Пути реализации на каждом иерархическом уровне

Стратегии для каждой цели

Качественные признаки элементов состава или структуры

	X	X	X	… X …	… X
1	$П_{11}$	$П_{12}$	$П_{13}$ …	… $П_{i1}$ …	… $П_{n1}$
2	$П_{12}$	$П_{22}$	$П_{23}$ …	… $П_{i2}$ …	… $П_{n2}$
3	$П_{12}$	$П_{22}$	$П_{23}$ …	… $П_{i2}$ …	… $П_{n2}$
j	$П_{1j}$	$П_{2j}$	$П_{2j}$ …	… $П_{ij}$ …	… $П_{nj}$
k	$П_{1k}$	$П_{2k}$	$П_{2k}$ …	… $П_{ik}$ …	… $П_{nk}$

Рис. 2.5-2. Матрица качественно-морфологических признаков элементов синтезируемой структуры:

1 – многоуровневая декомпозиция объекта;

2 – выбор стратегий для заданного набора целей;

3 – комплектация состава объекта из отдельных элементов

Детально примеры синтеза равнопрочных силовых схем рассмотрены в разделе 4.1. В математической формулировке эти задачи подобны рассмотренным ранее.

К тому же классу комбинаторных задач можно отнести трассировку электрожгутов и гидропневмомагистралей (раздел 4.4); создание математических копиров реальной поверхности орбитального самолета (разделы 4.6 и 4.7); выбор типоразмеров парка заготовок типовых деталей планера и теплозащиты (раздел 4.9) и далее оптимизацию сетевых планов (раздел 5.8). К задачам такого типа можно также свести выбор набора стратегий по заданному комплекту целей, например, при гиперспектральном дистанционном зондировании земли с опорой на использование авиакосмических средств, комплектуемых наборами разных типов аппаратуры наблюдения и идентификации (см. раздел 6.10).

Типовой задачей структурного синтеза является также рассмотренный в разделе 6.14 пример оптимальной комплектации перелетного специализированного госпиталя.

Во всех задачах такого типа оптимизируемая и синтезируемая структура описывается формально матрицей стратегий-целей, показанной на рис. 2.5-2. Ее можно назвать также матрицей качественно-морфологических признаков структуры. Горизонтальному делению (1, 2, …, i, …, n) соответствует перечень функциональных элементов состава проектируемого изделия или перечень целевых задач и совокупность иерархических уровней структуры. Каждому элементу поставлен в соответствие формальный целочисленный параметр x_i. Вертикальному членению соответствуют наборы качественных признаков каждого элемента или вариации систем одного назначения или перечень стратегий достижения каждой цели или варианты типоразмеров силовых элементов. В подтверждение этого членения ему поставлены в соответствие ряд целых значений каждой переменной (1, 2, …, j, …, k). В прямоугольной матрице, отображаемой двумерным целочисленным массивом вектора параметров общее число вариантов $W = K^n$.

Поле возможных решений в проектной задаче синтеза состава борта авиакосмического аппарата при семи соединяемых системах

с семью вариантами каждой характеризуются множеством свыше $8 \cdot 10^5$ исполнений.

Специфика реальных задач структурного синтеза это дискретность множества решений, неупорядоченность целевых функций.

Переход к новому значению параметра означает ступенчатое изменение значений критериев, без закономерности в знаке приращения, что делает область решения многоэкстремальной. Наличие определенного порядка просмотра параметров для поэтапного добавления приращений критериев сочетается с обратными связями, уточняющими эти приращения с учетом уже рассчитанных ранее при работе с предыдущими параметрами. Обратные связи означают несепарабельность целевых функций в механизме их поэтапного расчета. Приходится учитывать условно-логические ограничения, появляющиеся, например, поэтапно в механизме расчета критериев из-за несовместимости одних вариантов систем одного типа с некоторыми вариантами систем другого типа. Например, силовые системы управления на гиродинах меняют алгоритм расчета двигателей ориентации, или наличие испарительных блоков в системах терморегулирования меняет оценки толщин теплозащиты и теплоизоляции; или продукт работы топливных элементов энергопитания уточняет запасы в испарительных подсистемах и в подсистемах жизнеобеспечения.

Будем объективны: речь идет о задачах, в которых к целевым функциям не предъявляется никаких требований. Они нелинейны, неаддитивны, несепарабельны, многоэкстремальны и не имеют аналитических представлений. Отсутствие аксиоматики в поведении целевых функций заставляет нас по существу отказаться от разработки обоснованных алгоритмов поиска и поставить перед собой ограниченную, но конкретную задачу: разработать и предложить проектанту приемы для ориентации в поле возможных решений.

В математической формулировке типовая задача структурного синтеза выглядит следующим образом: исследуемые струк-

туры описываются вектором дискретных или целочисленных параметров $\bar{x}^{(k)}$. Некоторые параметры размерности k могут меняться непрерывно.

Для применения предлагаемых далее приемов поиска и оценок достоверности результатов целесообразно одискретить непрерывно меняющиеся параметры и вести поиск по частой сетке их значений.

Вектору параметров однозначно соответствует вектор значений критериев $F^{(p)}$, размерности p, определяемый целевыми функциями $\Phi_1(\bar{x})$, ..., $\Phi_P(\bar{x})$, а также вектор значений характеристик $\bar{y}^{(q)}$, вычисляемых с помощью граничных функций $Y_1(\bar{x})$, ..., $Y_q(\bar{x})$.

При максимальной размерности задачи вектор состояния исследуемой структуры имеет n-ю декартову степень и представляет собой декартово произведение векторов:

$$\bar{x}^{(K_0)} = \bar{x}_1^{(K_0)} \times \bar{x}_2^{(K_0)} \times \ldots \bar{x}_j^{(K_0)} \times \bar{x}_n^{(K_0)},$$

где каждое $\bar{x}_j^{(K_0)}$ представляет собой совокупность целых чисел от 1 до K_0.

При этом $x \in J^n$, где J^n – дискретное целочисленное множество порядка n. Размерность W множества J^n определяется произведением

$$W = \prod_{i=1}^{n} K_i .$$

На функции $\Phi(\bar{x})$ и $Y(\bar{x})$ не накладывается никаких ограничений, кроме однозначного соответствия каждому значению набора параметров. Следует принять во внимание, что в проектных задачах обратные функциональные преобразования $\bar{F}^{(n)}$ и $\bar{y}^{(n)}$ в $K^{(k)}$ неоднозначны, либо функций $\Phi^{-1}(\bar{F})$ или $Y^{-1}(\bar{y})$ вообще не существует.

Область существования решений $J_p^{(n)}$ в пространстве параметров $J_p^n \in J^n$ ограничена внешне пределами изменения параметров, то есть неравенствами типа $1 \le x_i \le k_i$. Внутри допустимая область формируется с учетом функциональных ограничений разного вида. Это ограничения типа неравенств $Y_z(\bar{x}) \le y_{z,0}$. Кроме того, имеются условно-логические ограничения, представляющие собой неравенства, связанные логическими соотношениями, означающими наличие или отсутствие решения, например, такими:

$$\{ Y_p(\bar{x}) \le y_{p,0} \} \wedge \{ Y_q(\bar{x}) \le y_{q,0} \}$$

Значения критериев для возможных решений $\bar{F}_p$ образуют дискретное множество Q_p, являющееся отображением целочисленного множества J_p^n. Желательно оценить величины оптимальных значений критериев

$$F_1^{opt} = \mathrm{opt}\{\Phi_1(\bar{x})\},\ F_2^{opt} = \mathrm{opt}\{\Phi_2(\bar{x})\},\ \ldots,\ F_c^{opt} = \mathrm{opt}\{\Phi_c(\bar{x})\}$$

при заданных ограничениях, а также найти значения параметров $\bar{x}$, соответствующие нескольким вариантам структуры, близким к оптимальным.

Цель поиска может состоять в нахождении субоптимальных решений, близких к наилучшим по каждому критерию, при фиксированных ограничениях на значения других критериев. Представим себе, что множество значений критерия можно упорядочить и получить, например, F_1 множество $Q_p^{(Fi)}$, представляющее собой последовательность отобранных значений критерия F_1. В случае поиска минимума получается:

$$F_1^{(1)} = F_1^{opt} \le F_1^{(2)} \le F_1^{(3)} \le \ldots. \le F_1^{(\varsigma)} \ldots. \le F_1^{(\ell)} \ldots. \le F_1^{(w)}.$$

Введем понятие субоптимальных или предоптимальных решений. Пусть существует упорядоченное множество $Q_l^{(Fl)}$ принадлежащее $Q_R^{(Fl)}$ и включающее в себя ряд решений из приведенной последовательности, таким образом, чтобы любое ς-е решение обла-

дало значением критерия $F^{(\varsigma)}$ меньшим, чем значение критерия для ℓ-го решения $F\ell^{(l)}$. Величину $F\ell^{(l)}$ можно назвать верхней границей зоны существования предоптимального решения.

В реальных задачах структурного синтеза проектанта может интересовать нахождение хотя бы одного из ς-х решений из множества $Q_1^{(F_l)}$ предоптимальных решений по критерию F_1.

Цель поисковых исследований шире, и она состоит, во-первых, в нахождении предоптимальных решений по всем критериям и, во-вторых, в анализе зависимостей значений критериев для предоптимальных решений от ограничений на проектные характеристики.

Каждое значение $F_1^{(\varsigma)}$ будет одним из субоптимальных решений порядка ℓ, а величина ℓ определяет некоторым образом степень близости группы предоптимальных решений к уровню наилучших значений критерия. Относительная размерность предоптимальной зоны по критерию F_1 определяет нам $\bar{\ell} = \frac{\ell}{w}$, и она косвенно отражает степень приближения найденных результатов к наилучшим значениям критериев. Величина $\bar{\ell}$ нам в будущем поможет сделать оценки результативности поиска.

Приемы поиска в рассматриваемых разделах структурного синтеза разрабатывались с ограниченной, но конкретной установкой: дать проектанту возможность обоснованно ориентироваться во всем многообразии множества проектных решений и обрести уверенность (или сомнение) в том, что выбранная эвристически структурная композиция действительно близка по ряду показателей к наилучшим.

Одним из важных принципов, положенных в основу приемов такой ориентации основан на методах оценки уровня предельных значений критериев. Процедуры поиска соединяются с операциями моделирования. О том, как это делается, будет сказано ниже.

Стоит сказать еще об одном, третьем, принципе, хотя он и не совсем обычен. Предлагается не строить алгоритмы с погоней за строго оптимальными вариантами по каждому критерию. Взамен

предлагается сосредоточиться на выявлении предоптимальных вариантов, близких по значениям критериев к предельным оценкам.

Четвертый принцип касается стратегии поиска. Предлагается организовать обзор зоны возможных решений с сортировкой и выявлением всех предельных решений, в том числе наихудших по значениям критериев. Синтез структуры сопровождается не только операциями моделирования пределов значений критериев, но и работой по анализу множества допустимых решений.

Пятый принцип является конкретизацией и следствием третьего и четвертого принципов. Моделирование и обзор удобно строить на базе стохастических процедур опроса всего множества решений. Тогда нам удобно построить вероятностные показатели результативности поиска по информации о достижении сформулированных ранее подмножеств предоптимальных решений.

Само собой, очевидно, что ход поиска, поэтапной комплектации или синтеза рациональных структур сопровождается контролем и управлением лица, принимающего решение.

Важнейшее подспорье в проблеме оценок достоверности и результативности решения поисковых задач – это возможность получить информацию об уровнях предельных значений критериев. Оговоримся сразу: не найти наилучшее решение и вектор его параметров, а всего лишь получить сведения о достижимых в задаче максимальных и минимальных величинах критериев. Для этого используется рожденная в России, но, как это обычно бывает, получившая позже активное развитие в США, теория статистики экстремальных значений.

Теория эта родилась для обработки данных о периодически колеблющихся характеристиках природных явлений, будь то годовые циклы разливов рек; амплитуды волн и силы ветра в штормовых условиях; годовые максимумы и минимумы осадков или температур; сезонные размеры популяций животных и так далее. Необходимо, чтобы наблюдаемые величины имели случайную природу (или формировались под неким случайным воздействием); имели ограниченный характер и в генеральной совокупности, при высо-

кой плотности вероятности появления событий описывались законами распределений, в частности, экспоненциального вида и близким к законам нормального распределения.

Использование статистической теории, описывающей предельные распределения в наших задачах анализа и обзора множеств проектных решений предполагает, что результаты статистических опросов будут сгруппированы с сортировкой лидеров в группах. Тогда по результатам сортировок после выборочного группового статистического опроса множества допустимых вариантов целесообразно построить прогнозы об уровнях наилучших и наихудших значениях критериев и сопоставить их с данными об имеющихся у проектантов вариантов.

Обоснование и доказательства, помогающие поверить в правомочность такого подхода изложены в базовой монографии [38] и в книгах, посвященных прикладным аспектам использования статистики экстремальных значений в методах оптимизации характеристик летательных аппаратов [2, 39, 51, 56, 62].

При применении наиболее распространенного и рекомендуемого для практических задач третьего асимптотического закона оценки уровня минимумов производится с применением такой функции распределения значений частных экстремумов:

$$\Phi_э(F_m) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{F_m - \varepsilon}{\sigma}\right]^\eta\right\}, \text{ при } F_m > \varepsilon;$$

$$\Phi_э(F_m) = 0, \qquad \text{при } F_m \le \varepsilon.$$

Для оценок максимума функция распределения имеет вид:

$$\Phi_э(F_m) = \exp\left\{-\left[\frac{F_m - \omega}{\sigma}\right]^\eta\right\}, \qquad \text{при } F_m > \omega;$$

$$\Phi_э(F_m) = 1, \qquad \text{при } F_m \le \omega,$$

где F_m – значения частных экстремумов (лидеров в группах); ε – уровень абсолютного минимума; ω – уровень абсолютного макси-

мума; σ – параметр масштаба, отражающий «размытость» кривой плотности распределения крайних значений выборок; η – коэффициент, определяющий форму кривой распределения.

Приведенные формулы описывают не один закон, а группу законов распределения значений частных экстремумов.

Для вычисления параметров распределения удобно использовать метод моментов, описанный в [38]. Вопросы сходимости алгоритмов групповой случайной выборки рассмотрены в [51].

Пусть размерность множества предоптимальных решений будет L, а общее число возможных вариантов W. Если производится N попыток случайной выборки, и при каждой новой группе попыток мы возвращаемся к тому же множеству W, то вероятность P получения хотя бы одного предоптимального варианта будет $P = 1 - (1 - L/W)^N$.

Если время расчета одного варианта структуры T то время T_ε, затраченное на первый цикл случайной выборки для обнаружения хотя бы одного предоптимального варианта в зависимости от вероятности удачи P сможет определяться по формуле:

$$T_\varepsilon = T \ln\{1 - P\} / \ln\{1 - L/W\}.$$

Для задачи синтеза состава борта орбитального самолета-спасателя с мощностью множества допустимых вариантов свыше $8 \cdot 10^5$ нахождение хотя бы одного предоптимального варианта отличающегося по массе от предельно лучшего на 5 процентов (при превосходстве над наихудшим в 40 %) требует всего 350...400 попыток опроса множества решений и при вероятности удачи 95 %.

Детально варианты алгоритмов поиска в задачах структурного синтеза рассмотрены в монографии [51]. Эти алгоритмы созданы в поддержку процессов проектного исследования средств посадки на планеты и возврат на Землю и затем доработаны и проверены в ходе проектирования «Бурана» и авиакосмических аппаратов второго поколения [1, 2, 39, 54, 59, 61].

3. АНАЛИЗ И ПРИМЕНЕНИЕ НАУКОЕМКИХ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ И ОТРАБОТКИ АВИАКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

... Наукоемкость – один из важнейших показателей, характеризующий инновационность компании и определяющийся как отношение затрат на НИОКР к объему продаж или как отношение численности занятых в НИОКР к общей численности занятых. В. Гончаров. Руководство для высшего управленческого персонала. В поисках совершенства управления. – М.: Сувенир, 1993.

При государственной аккредитации авиакосмического научно-производственного объединения необходимо, чтобы объем НИОКР составляет не менее 70 % от всего объема работ. Это означает не только большое число высокоинтеллектуальных рабочих мест, но и тематическую загрузку, несущую в себе необычные даже для авиастроения и ракетно-космической техники тематические направления. В традиционных наукоемких вопросах газовой динамики, теплообмена, прочности, динамики полета, управления движением и бортом участвуют ведущие отраслевые НИИ, институты академий наук и вузы. В решении нетрадиционных научно-практических проблем приходится разбираться самим, не имея возможности опереться на отечественные и зарубежные знания и опыт. Такие проблемы и рассмотрены в этой главе. В их числе:

- управление информационными потоками в масштабах всего виртуального предприятия, занятого созданием авиакосмического комплекса;
- создание информационных моделей и логических структур баз данных, поддерживающих аэрокосмические изделия в течение всего их жизненного цикла;

• разработка и развертывание автоматизированных систем и стендов математического и полунатурного моделирования, тренажа полетов и управления работой бортовых систем;

• разработка и применение компьютерной технологии описания и идентификации обводообразующих контуров для их взаимодействия на всех этапах жизненного цикла изделий;

• идентификация реальной конфигурации отсеков изделий с целью юстировки и коррекции их форм с автоматизированной разметкой агрегатов для высокоточного исполнения внешних теплозащитных обводов орбитальных самолетов;

• создание проектно-производственного процесса высокоточного сверхчистого производства деталей теплозащиты по безбумажной технологии без чертежей;

• автоматизированное бесплазовое формообразование типовых деталей технологической оснастки для композитных панелей корпуса планера;

• скрупулезный анализ штатных, нештатных и аварийных ситуаций для многоцелевых и многорежимных авиакосмических комплексов для построения комплексной программы экспериментальной обработки;

• внедрение принципиально новой идеологии оценки работоспособности многоразовых авиакосмических изделий с опорой на комплекс методов неразрушающего контроля.

Практически все названные направления работ потребовали применения численных методов оптимизации, компьютерного геометрического моделирования, кибернетического подхода к информационным моделям форм изделий, статистического моделирования, приемов верификации результатов расчетов, методов регрессионного анализа, теории автоматизированного управления и, конечно, последних новейших разработок компьютерных технологий информационной поддержки изделий.

3.1. Информационные потоки при разработке авиакосмического проекта

... На этом же этаже располагалось книгохранилище... Хранилище было битком набито интереснейшими книгами на всех языках мира и истории от языка атлантов, до пиджин-инглиш включительно. Но меня там больше всего заинтересовало многотомное издание книги судеб.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Проблема организации такого сложного проекта, как орбитальный самолет, в значительной мере сводится к задаче увязки, обработки и обмена между сотнями предприятий-смежников потоков разнообразной информации. Почти вся эта информация генерируется и передается компьютерными средствами по сетевым каналам и на машинных носителях.

Не более 10...15 % информации по-прежнему функционирует на бумажных носителях. Это примерно 30...45 гигабайт данных из 7 тиражируемых основополагающих утвержденных документов (ТЗ, проектных заданий, отраслевых справочников и руководств для конструкторов, стандартов предприятий, справочников нормалей, описаний экспериментальных установок и монтажно-такелажного оборудования, документации летно-испытательной базы и комплект документов, определяемых ведомостью эксплуатационной документации).

Объемы и характер компьютерных информационных потоков характеризуются по направлениям их использования следующим образом:

1. В процессе проектно-производственного обмена КБ и заводов при бесчертежно-бесплазовом изготовлении жаропрочных носков, многоразовой плиточной и панельной теплозащиты, типовых деталей силовых узлов и крепежа корпуса планера, электро- и пневмомагистралей передается свыше 900 мегабайт в теоретических банках данных. С учетом тиражирования повторного создания технологических, агрегатно-технологических и статистическо-испытательных банков данных и с учетом обратных потоков информации из заводов в КБ об обмере реально изготовленных агрегатов осуществляется еженедельный обмен шестью гигабайтами информации.

2. Математические и информационные модели обводов планера в теоретических чертежах, в картах обработки плазов, в ведомостях входного контроля обмеряемых агрегатов, в банке данных стапельных обмеров, в таблицах обмеров стояночных форм, в протоколах юстировок и в расчетных массивах, описывающих полетные формы , включают в себя не менее 1200 мегабайт, а с учетом их тиражирования на заводах и в КБ, составляют свыше 4 гигабайт информации.

3. Чертежи на агрегаты планера на машинных носителях, а также чертежи на бортовые подсистемы, агрегаты, механизмы, силовые установки, выпускаемые и перевыпускаемые на 70...80 % средствами машинной графики, оцениваются в 190000...220000 форматок А4 или по чертежным Гостам форматок А11, что составляет более 20 гигабайт данных, а с учетом всех копий и в том числе копий с векторизованной корректировкой и копий, полученных сканированием с неэкономной оцифровкой изображений – более 40...80 гигабайт.

4. Порождаемые чертежами на плазах и другой проектной документации на опытных и серийных заводах чертежи оснастки объемом в 90000...110000 форматок А4 (по СТП предприятий) или по

Гостам А11 составляют 17 гигабайт, а с учетом копий более 40 гигабайт. Следует учесть, что около половины этих чертежей выпускается пока на бумажных носителях.

5. Информация в базах данных контроля массово-центровочных характеристик изделия; контроля технического состояния проекта; контроля исполнения планов и контроля исполнительской деятельности. Это примерно 4 гигабайта.

6. Свыше 250...300 томов текстовой, расчетной, испытательской документации, функционирующей в обычных архивах и в системах безбумажного документооборота, оцениваются в 800 мегабайт, а с учетом копий – в 45 гигабайтах.

7. Объем текущих оперативных документов (протоколы заседаний и испытаний, приказы, распоряжения, кадровые документы, документы отдела труда и зарплаты, финансовые отчеты и бухгалтерские документы) составляют более 500 мегабайт, с учетом тиражирования – до 4 гигабайт, причем половина из них функционирует в системах безбумажного документооборота.

8. Информационные модели и результаты математического, полунатурного и натурного моделирования, включая банки данных аэрокосмических характеристик (БАХ, ЭБАХ), банки данных нагрузок, массивы бортовых и внешнетраекторных результатов опытных полетов, сведения о конструкторско-доводочных испытаниях и результаты работы средств неразрушающего контроля – это свыше 500 мегабайт, а с учетом тиражирования – до 4 гигабайт.

Всего свыше 220 гигабайт разнообразной информации, большая часть которой функционирует в электронном виде, а есть и такие процессы (например, бесчертежное формирование теплозащиты), когда допустим обмен только по компьютерным каналам.

Максимальная скорость обмена на стадии проектирования внутри КБ невелика. Это 5000 бот. Такая же максимальная скорость обмена достаточна для бесчертежного обмена данными для

изготовления (из КБ на заводы) и данными для корректировки форм (с заводов в КБ) при бесчертежно-бесплазовом производстве деталей теплозащиты.

Иное дело скорость обмена в локальных сетях математического и полунатурного моделирования. Она оценивается в перспективе максимально в 150 000 бот (на стенде ПРСО «Бурана» была не более 30 000 бот). Для такого обмена необходимы волоконно-оптические каналы.

Многообразие названной информации, используемой десятками организаций, требует точного согласования форм и способа описания и представления данных. Иногда это протоколы обмена, но чаще – стандарты соглашения на межведомственном и даже международном уровне. Примеры таких соглашений будут показаны далее в разделах 3.2 и 3.4.

Для обмена геометрической и текстовой информацией между пользователями одного предприятия или группы предприятий-смежников используются компьютерные конверторные стандарты в форматах STEP и IGES и общие рекомендации стандартов ISO-9000.

Проблема доступа к пользованию информацией или реализации привилегий на генерацию и передачу препарированных данных в условиях авиакосмического предприятия решалась и решается традиционным способом, то есть контролем администраторов баз данных, введением паролей и других степеней защиты.

Практикуется для авиакосмических изделий не совсем обычный способ защиты – авторизованная защита данных о конфигурациях. Она реализуется для электронных компоновочных обводообразующих схем и чертежных архивов данных.

Область применения – специзделия, конфигурация и описания которых генерируются, воспроизводятся и шифруются специальным образом самими пользователями под контролем сетевых администраторов. О таком новом способе защиты геометрической информации будет рассказано в разделе 4.8.

3.2. Представление информационных и физических моделей агрегатов в процессе проектирования и производства

... Все мы рационалисты. Мы хотим, чтобы все было немедленно объяснено рационалистами, то есть сведено к горсточке уже известных фактов. И ни у кого из нас нет ни на грош диалектики. Никому и в голову не приходит, что между известными фактами и каким-то новым явлением может лежать море неизвестного.

А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

... Как известно, летательным аппаратам присуще ошеломляющее множество форм, размеров и расположений отдельных частей».

Х. Эшли. Инженерные исследования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение,1980.

В начальной фазе работ по «Бурану» представления о внешней форме и обводах отсеков наивно и не совсем правильно называли «теорией» или математической моделью, так, как раньше привыкли это делать для обычных самолетов. Само собой, разумеется, предполагалось, что эта математическая модель будет единственной «непререкаемой» и базовой, и будет служить основой проекта, как бы шампуром, на который будут нанизаны другие проектные дисциплины и разработки. Но действительность опрокинула эти наивные прогнозы.

Оказалось, что единственной модели нет и быть не может, что базовых обводообразующих поверхностей несколько, и они чере-

дуются и конкурируют друг с другом; что расхождения в оценках обводов достигают нескольких десятков миллиметров, что в реальном производстве мероприятия для сохранения и отладки высокой точности обводов могут быть реализованы в лучшем смысле на размерах не более 200...300 миллиметров.

И еще одна неожиданность, «подаренная» процессом проектирования орбитальных самолетов. Оказалось, что проблема создания математических моделей не главное и не самое сложное в работах с обводами, обводообразующей оснасткой и деталями каркаса планера и теплозащиты, формирующими своими поверхностями внешние и внутренние обводы.

Более сложными оказались задачи верификации реально исполненных поверхностей агрегатов, особенно в местах их сочленений. Не случайно им посвящены специальные разделы книги (раздел 3.3. и раздел 4.7).

Но самыми сложными оказались организационно-технические вопросы. В их числе восприятие необычной технологии «двойственного» базирования по обводообразующим поверхностям, переход к кибернетическим понятиям о способе получения сведений об обводах в любых расчетах и на любых предприятиях. Необходимо было привыкнуть к новому, системному подходу, объединяющему физических, графических, цифровых и математических представителей одной и той же информации об обводах авиакосмического изделия. Необычным для сложившихся ранее производственных отношений оказалось, что главенствует в технологии не аналитико-математическое понятие, а описательно-цифровое понятие информационных моделей обводообразующих поверхностей.

Но обо всем по порядку. В технологии работы с формой планера используются:

- математические модели – это уравнения для линий на теоретическом чертеже, это также те же уравнения или координаты в программной компьютерной реализации;

• информационные модели – это набор чисел, отображающих точки в пространстве на внешней поверхности отдельных агрегатов;
• графические модели – это плоские и объемные изображения на экранах и планшетах формы агрегатов;
• физические модели – это выточенные на станке или вырезанные из листов плаза контуры или объемные «болванки» и «корзинки» шаблонов.

По мере уточнения проекта информационные модели меняются, и это изменение выглядит так:

1. Сначала они описывают кусочно-линейную конфигурацию для расчета объемов, поверхностей, аэродинамических характеристик, центровок. На рис. 3.2-1 показано такое полиэдрическое представление о форме авиакосмического комплекса. Рис. 3.2-2 дает представление об описании наборами плоскостей поверхности орбитального самолета для расчета радиационного теплообмена на орбите.
2. Затем появляются виртуальные представления о гладкой поверхности и они узаконены в теоретическом чертеже.
3. Реальные представления о том же, овеществленные в плазах, расходятся на 2...3 мм с теоретическим чертежом и друг с другом на разных заводах.
4. Рубильниками в стапеле подтягиваются и формируются оболочки агрегатов, соединяемых с силовым каркасом. Это стапельные формы, они отличаются на 3...4 мм с теоретическим чертежом и плазами.
5. Вынутые из стапеля заневоленные ранее агрегаты проседают между опорами контура, теряют форму до 5...7 мм по сравнению с теоретическим чертежом, а прогибы могут достигать десяти миллиметров. Самое неприятное для орбитального самолета – это расхождения на стыках агрегатов. Из-за поводок жаропрочных углеродных носков их стык с крылом имеет погрешность до 7 мм.

6. И, наконец, полетные формы, по которым считаются нагрузки, аэродинамические характеристики, шарнирные моменты рулей, распределение тепловых потоков и толщины теплозащиты. Прогибы крыла «Бурана» достигают 30 мм.

С каждой из этих форм своя технология работы. Разметка и обмер ведутся по стапельной форме. Юстировка – по стояночной форме. Подгонка плиток теплозащиты – по стыкам агрегатов на стоянке. Входной контроль для «математической» подгонки плиток теплозащиты по прилегающим «подошвам» делается по стояночным формам поставляемых и собираемых агрегатов.

Самая главная трудность технологии работы с обводами еще не названа. Дело в том, что у орбитального самолета, начиная с этапа эскизного проектирования, в отличие от обычных самолетов и ракет два почти эквидистантных друг другу обвода и ни один из них не может быть узаконен окончательно. Они оба сопровождают весь жизненный цикл изделия, их верифицируют на разных этапах работы, но никаким стандартом не удалось узаконить главенство одного над другим.

Сначала на этапе эскизного проектирования появляется внешний обвод. Он узаконен теоретическим чертежом. По нему делаются первые модели для продувок, считается обтекание, теплообмен и потребные толщины теплозащиты.

По толщинам плиток теплозащиты, отложенным внутрь от внешнего первоначального теоретического контура, формируются контуры «внутреннего» обвода по оболочкам и панелям корпуса планера. Затем формируется информационная модель этой важной для производства обводообразующей конфигурации. Но теоретического чертежа этой конфигурации нет и ее не принято узаконивать. Однако по этой информационной модели делается вся оснастка, стапели, увязываются плазы и наступает момент, когда назад отступать нельзя, мы должны признать эту модель базовой. По ней

идет раскрой приток теплозащиты, ее сравнивают с обмерами агрегатов при входящем контроле.

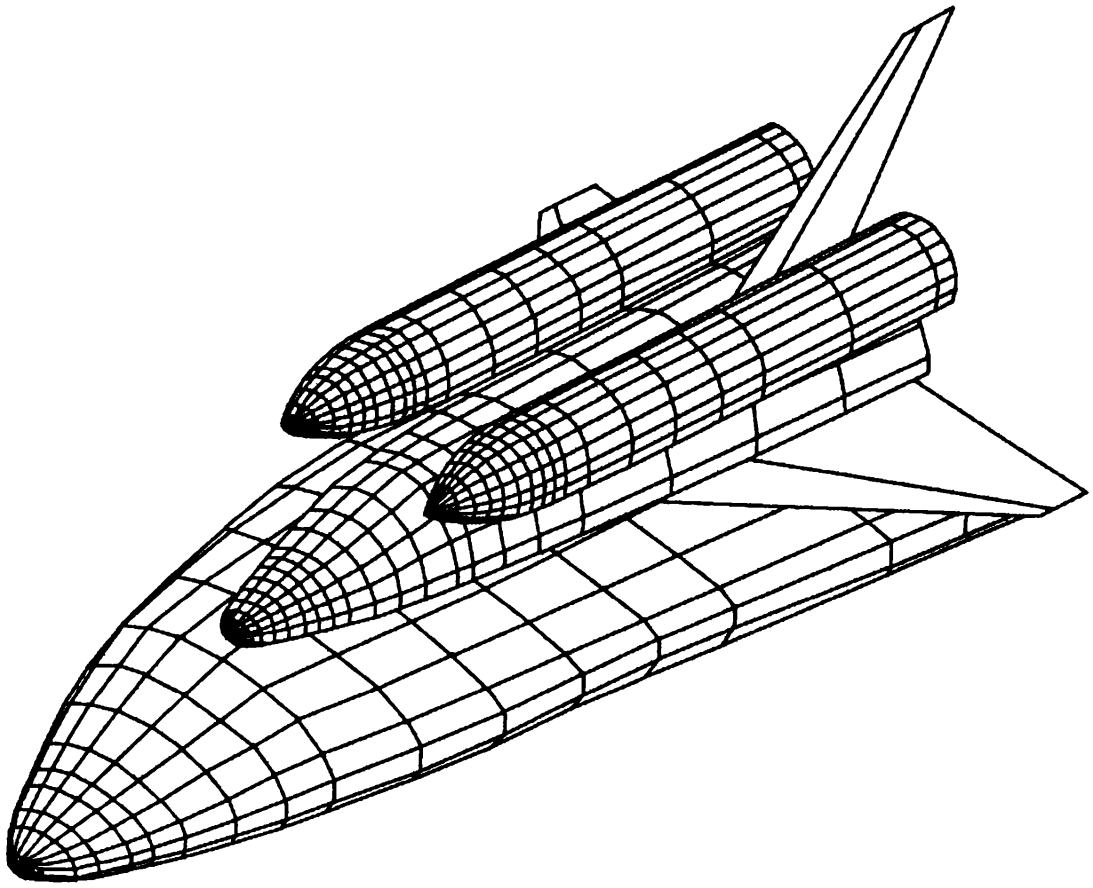


Рис. 3.2-1. Полиэдрическое представление формы авиакосмического комплекса

Неизбежно уточняются толщины тепловой защиты и становится непонятным, что же такое информационная модель внешнего обвода. Ее надо корректировать, но уже не с использованием теоретического чертежа, а отталкиваясь от производственной стапельно-стояночной модели оболочки корпуса. По результатам, таким образом, скорректированной внешней формы делаются новые модели и уточненные продувки. Наступает момент юстировки собранного изделия. Реперные точки наносятся на наружный контур, на плитки теплозащиты, толщина которых уже несколько раз по-

менялась и зачастую специально, чтобы сгладить опасную для обтекания и нагрева ступеньку на стыках агрегатов.

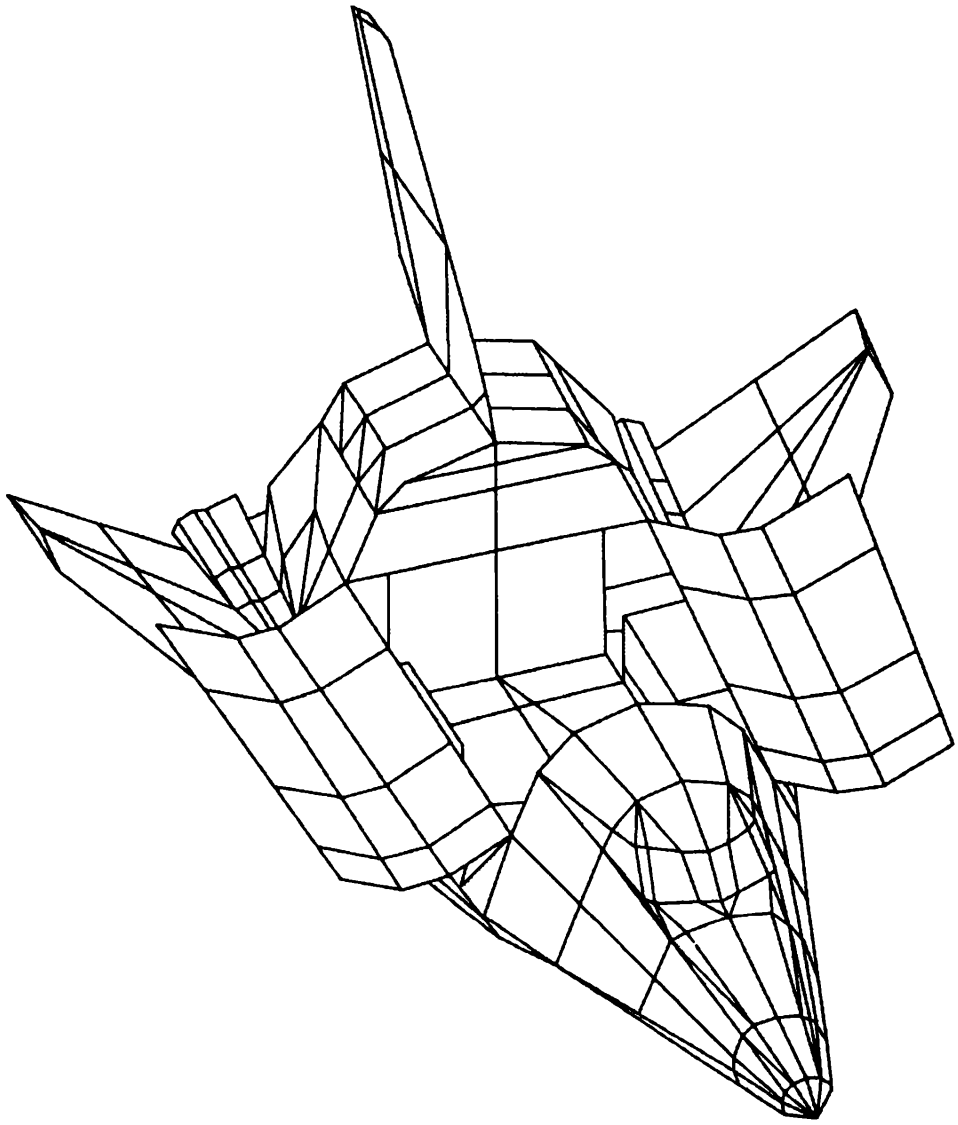


Рис. 3.2-2. Описание поверхности орбитального самолета наборами плоскостей

К моменту летных испытаний обводам реального изделия не соответствует ни теоретический чертеж, ни плазы (дополняемые толщинами теплозащиты), ни информационные модели по замерам стапельных координатографов. Если представить себе гигантскую

портальную измерительную машину, в рабочую зону которой можно было бы закатить орбитальный самолет, то мы обнаружили бы уходы от теоретического чертежа на десятки миллиметров. Нечто подобное выявляется косвенно по результатам обработки данных юстировки по оптически выверенным характерным размерам относительно эфемерных и виртуальных строительных плоскостей и осей агрегатов и всего самолета.

Для описания обводообразующих поверхностей используются различные методы аппроксимации поверхности. Эти методы реализованы в многообразии программ. Самое удивительное, что в дополнение к общеупотребительным программным средствам на каждом предприятии и у различных пользователей рождаются или приобретаются свои собственные методы и программы, позволяющие, например, удобно сформировать сетку вихрей для расчетов аэродинамики, или построить кусочный набор наружных поверхностей для оценки радиационного теплообмена на орбите; или сформировать «частокол» внешних сил для расчета нагрузок на агрегатах; или сгладить стыки агрегатов и изломы поверхности для гладкого формирования поверхностей приток теплозащиты; или создать конечно-элементную сетку для расчета внешних панелей на прочность.

Потребителями информации об обводах «Бурана» были десятки НИИ, конструкторских бюро и плазовых цехов и они применяли для своих работ: «МКВП», «БПИОАСК», «АНВИЛ-4000», «СДМ-300», «Эвклид», «Сигму», «АСКИД», «ФАП-КФ», «КРЕДО» и еще полтора десятка менее известных «доморощенных» программных комплексов. Уже тогда формулировалась проблема создания универсального интерфейса для входа в любую программу описания обводов. Задача эта решается сейчас двумя путями. Первый путь – это узаконенный стандартами типа ISO-9000 общепринятые средства кодирования и «раскодирования» графической информации. Это программные средства типа STEP или IGES. Каждый «продавец» современных известных комплексов геометрического конст-

руирования IDEAS, CATIA, Unigraphics, обеспечивает (хотя бы «на словах») обмен обводообразующей информацией своего программного продукта с другими с помощью названного интерфейса. Но в том-то и дело, что «на словах», и не со всеми конкурентами-разработками обводообразующих моделей. Поэтому на этапе разработки авиакосмических комплексов нового поколения возникла одновременно в России и в странах Европы идея создать универсальный интерфейс для входа в любую (даже заранее неизвестную) программу описания обводов орбитальных самолетов. Все понимали, что это должна быть «самодостаточная» информационная модель, существующая самостоятельно и позволяющая, еще до входа в чужой программный комплекс посмотреть, как выглядит орбитальный самолет или его агрегат.

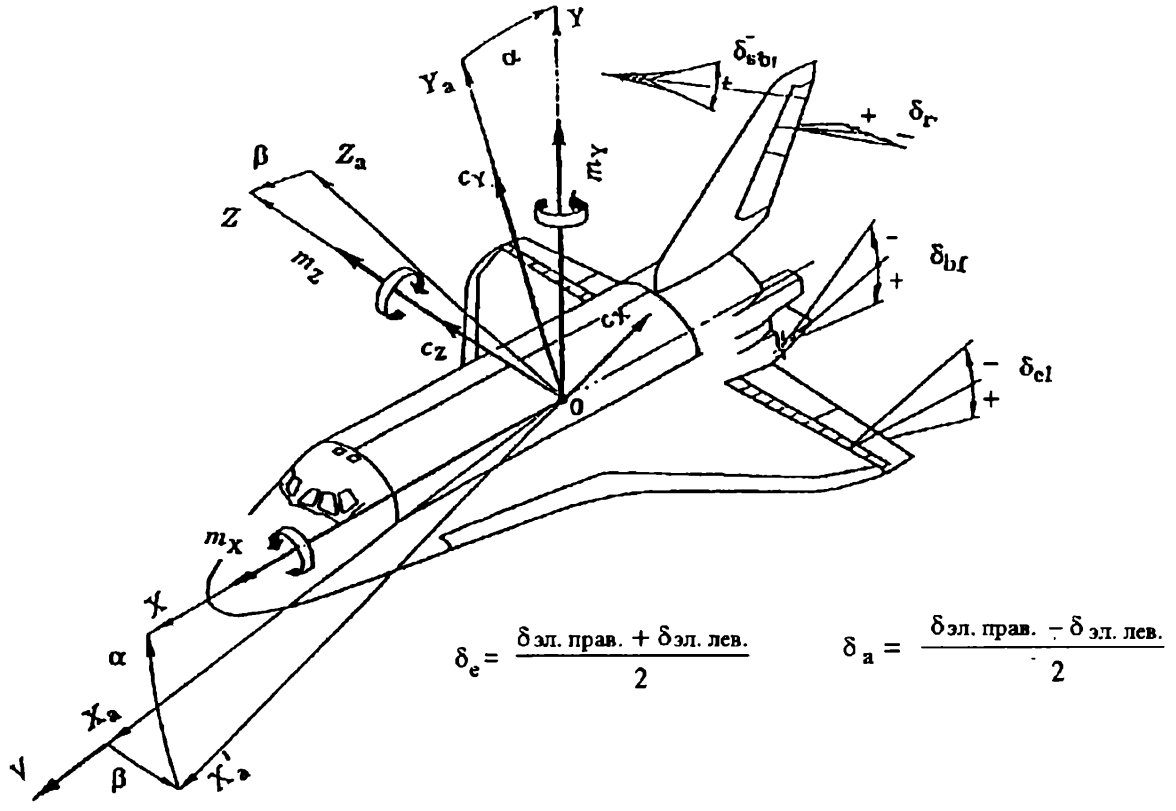


Рис. 3.2-3. Согласованная конфигурационная модель орбитального самолета

Эта информационная модель должна включать в себя описательную часть и быть стандартом-соглашением, понимаемым всеми потенциальными пользователями. При ее зарождении были согласованы конфигурация, положения строительных осей и плоскостей, места и знаки направлений поворота рулевых органов.

На рис. 3.2-3 показана эта согласованная конфигурационная модель орбитального самолета. На этой модели каждый агрегат задается своими осями и согласованным набором сечений с оговоренным циклом точек в сечениях.

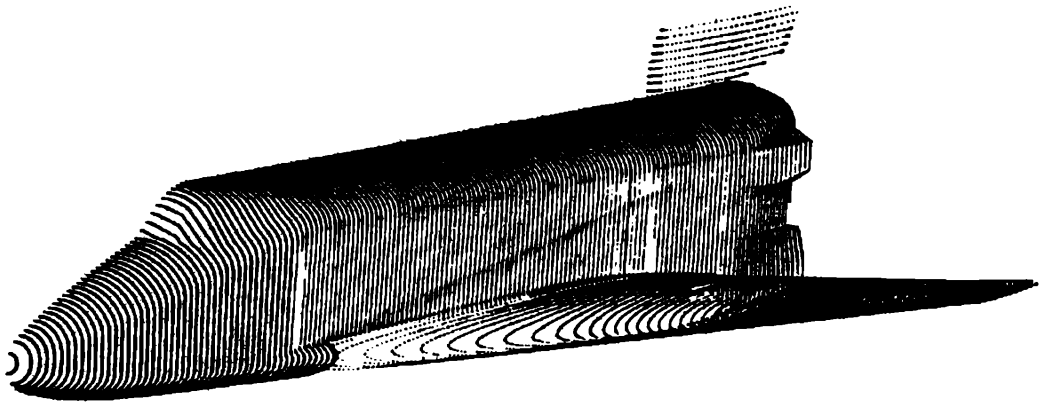


Рис. 3.2-4. Информационная модель орбитального самолета, подобная «Бурану»

На ответственности пользователей своей программы лежит обязательство гладко натянуть двулинейную сетку сплайнов на предлагаемую систему точек по сечениям агрегатов. Совместная проверка в России, а также в европейских научных центрах CNES и ESTEC показала, что это возможно всегда. На рис. 3.2-4 видно, как это сделано в центре ESTEC владельцами CATIA для информационной модели орбитального самолета, подобного «Бурану». Стан-

дарт-соглашение принят к исполнению и используется в работах по системам крылатого возврата блоков ракеты «Ариан» (см. раздел 1.12) и в работах по исследованию применения орбитального самолета МАКС в качестве корабля-спасателя (см. раздел 1.9 и 1.13).

3.3. Проблемы обеспечения высокоточного производства деталей теплозащиты и технологической оснастки

> *... Под организационно-технической системой будем понимать взаимосвязанную совокупность организационной системы, информационной среды и технических средств, объединенных для решения определенной задачи.*
> *Смирнов О.Л., Падалко С.Н., Пиявский С.А. САПР – формирование и функционирование проектных модулей.*

Процесс высокоточного производства деталей теплозащиты потребовал привлечения множества наукоемких дисциплин, в числе которых математическое моделирование форм, оптимизация, методы газодинамических расчетов и определения теплообмена, методы объемного макетирования и раскроя агрегатов орбитального самолета.

Но решающим и самым трудным и важным в производстве оказались не математические методы, а организационно-технические проблемы, проблемы взаимодействия людей, привыкших к чертежам, но получивших вместо них компьютерные экраны, распечатки и справки об автоматизированном исполнении операций обработки и контроля.

Теплозащита авиационно-космических комплексов предназначена для предохранения орбитального самолета от нагрева при выведении на орбиту, полете на орбите и спуске в атмосфере. Как правило, в обычных ракетах-носителях используется одноразовое теплозащитное покрытие, защищающее криогенное топливо от

внешнего нагрева на старте и в течение одного цикла выведения. У орбитального самолета более ста циклов возврата, и многоразовая теплозащита включает в себя жаропрочные носки, панели из материала углерод-углерод и карбонизированных углепластиков (температуры до 1600°С), плитки теплозащиты из сверхчистого сверхтонкого стекловолокна со специальным окрашенным противоэрозионным покрытием с подложкой из синтетического фетра (температуры до 1200°С), панели из того же синтетического фетра из волокна «Комекс» со специальным покрытием (температуры до 700°С).

Жаропрочные носки монтируются на плавающих (поворотных) узлах с ниобиевыми шайбами и термомостами , а плитки с подложками и панели приклеиваются клеем-герметиком «Эластосил». Для авиакосмических аппаратов второго поколения дополнительно используется высокотемпературное гибкое панельное покрытие и многослойные полупроницаемые пакеты из тонколистовой жаропрочной стали и титановой фольги с механическим винтовым прикреплением к наружному силовому каркасу корпуса планера.

При создании многоразовой теплозащиты приходится решать большое количество наукоемких проблем. Это:

- моделирование обтекания и теплообмена;
- расчетное моделирование прогрева пакетов теплозащиты;
- выбор материалов для разных типов и деталей теплозащиты;
- испытания теплозащиты на стендах и в реальных условиях полета на аппаратах-аналогах (см. 1.4).

По всем этим вопросам написаны книги и научные статьи (например, книга [46]). Совсем недавно выпущена книга, написанная М.Я. Гофиным, – монография «Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов».

Наша книга ориентирована на наукоемкие проблемы, связанные с автоматизированным управлением авиакосмическим предприятием, а также методологией, использующей автоматизированную информационную поддержку авиакосмических изделий. Как раз эти вопросы изложены в монографии М.Я. Гофина несколько фрагментарно. Поэтому в данном разделе рассматривается и впервые обоб-

щается весь круг сложнейших вопросов организации управления и реализации сквозного проектно-производственного процесса бесчертежно-бесплазового проектирования и изготовления многоразовой теплозащиты по безбумажной технологии. Этот процесс был первым в Европе, и не случайно его разработчикам в 1992 году присвоили премию Совета Министров СССР.

Процесс формообразования элементов многоразовой теплозащиты орбитальных самолетов охватывает информационными потоками несколько конструкторских бюро, серийных заводов и служб технической позиции космодромов.

Процесс должен быть полностью автоматизирован, иначе пришлось бы привлекать: более трехсот конструкторов для выпуска чертежей; более двухсот работников плазовых служб для подготовки расчетных таблиц; более двухсот технологов для расчета и заполнения станочных карт кодирования информации и более ста инженеров и рабочих макетных цехов для увязки теплозащитных плиток и жаропрочных носков.

Типовая плитка теплозащиты есть сборочная деталь, состоящая из бруска криволинейной формы размером в плане примерно 180...150 мм и толщинами – от 20 до 90 мм и демпфирующей подложки из синтетического фетра. Брусок вытачивается из заготовки. Материал – сверхчистое, сверхтонкое стекловолокно (стеклонити, спеченные с коллоидной двуокисью кремния). Плитка снаружи покрывается боросиликатным защитным покрытием черного или белого цвета. Черный – для излучения в атмосферу при нагреве в теплонапряженных зонах. Белый – для отражения солнечного нагрева на орбите. Белые расположены на нетеплонапряженной поверхности в зоне, затененной на спуске.

Демпфирующая подложка приклеивается к плитке, потом вся сборка приклеивается к оболочке планера. У пятикоординатных станков, вытачивающих плитки, фреза движется только плоскопараллельно (вдоль и поперек), остальные угловые и вертикальные координатные перемещения совершает стол станка. Сделано это

для минимизации попадания смазки в рабочую зону. Плитки не терпят жира, поскольку, впитав его, снижают термостойкость.

Фреза – цилиндрическая, режет торцом, покрытым алмазной крошкой. Точность обработки – не хуже 0,1 мм. Технология изготовления и сборки включает следующие операции (укрупненно):

- вытачивание на будущей прилегающей поверхности бруска базового квадрата для приспособления – державки;
- обработка пяти поверхностей плитки;
- изготовление ложемента по профилю наружной плитки;
- обработка шестой (прилегающей) поверхности в ложементе;
- выточка лазерным лучом предварительно вырезанной пластины подложки (развертка подложки на плоскость делается специальной программой);
- приклейка подложки;
- приклейка сборки на размеченную поверхность агрегата с прижимом к заранее наклеенным прокладкам под межплиточными зазорами.

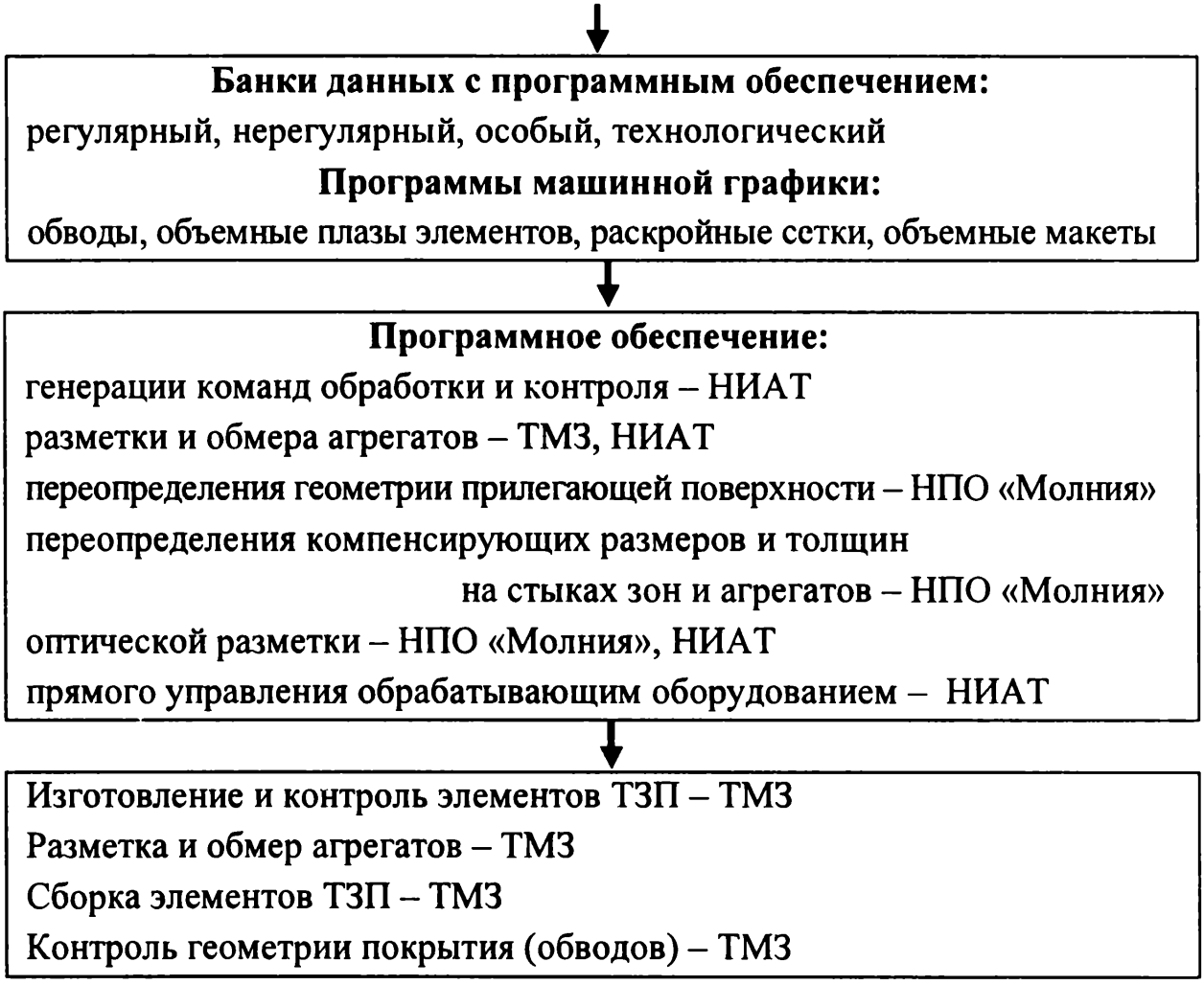


Рис. 3.3-1. Распределение работ по созданию теплозащитного покрытия аппарата «Бор-4»

На рис. 3.3-1 можно видеть распределение работ в период создания экспериментального космического летательного аппарата «Бор-4» с многоразовым теплозащитным покрытием (ТЗП). Фотография на рис. 3.3-2 дает представление о производственной линии из специальных станков, обрабатывающих плитки теплозащиты.

Точность изготовления и монтажа должна гарантировать ступеньку в наружном обводе не более 0,2 мм. Размеры зазоров в межплиточных щелях: 0,8...0,6мм. Допуск на прилегание 0,2 мм. При отклонениях реальных обводов на длине одной типовой плитки от 150 мм до 1,5 мм необходимо обеспечить точное воспроиз-

водство бугристости обшивки на прилегающей «подошве» плитки. Эта сложная задача рассмотрена в разделе 4.7. Желательно обеспечить допуск на толщину в пределах 1,5мм, но в отдельных случаях (на стыках агрегатов) возможны локальные утолщения и утонения плиток до 7мм. Например, зализ при сходе потока с жаропрочного носка на несущую поверхность крыла.

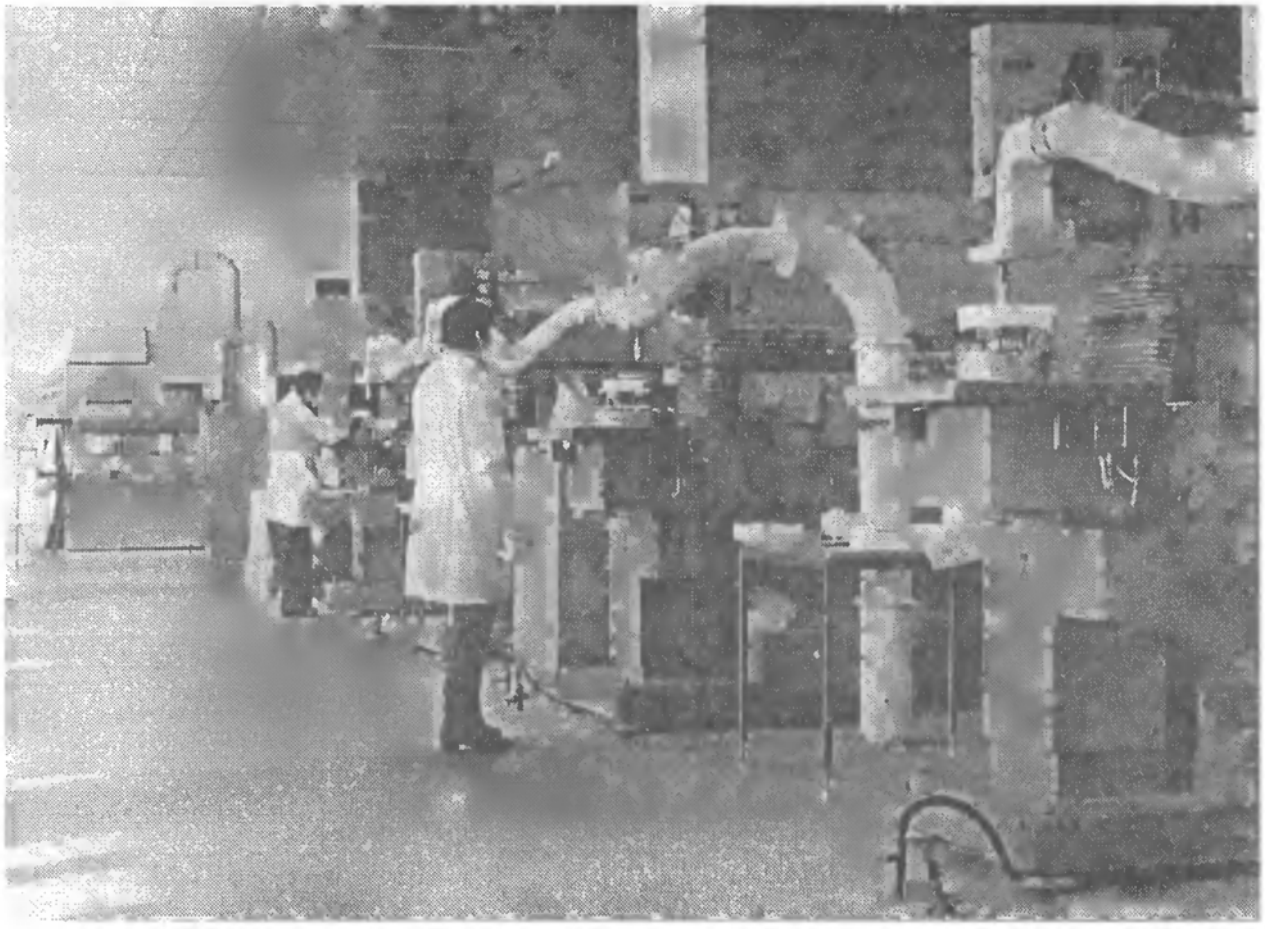


Рис. 3.3-2. Производственная линия обработки плиток ТЗП

Отсутствие чертежей не означает отказ от визуализации геометрических моделей. Напротив важность операций проверки вида плиток и их сборок возрастает. На рис. 3.3-3 можно видеть прорисованную чертежным автоматом раскройную сетку на поверхности орбитального самолета.

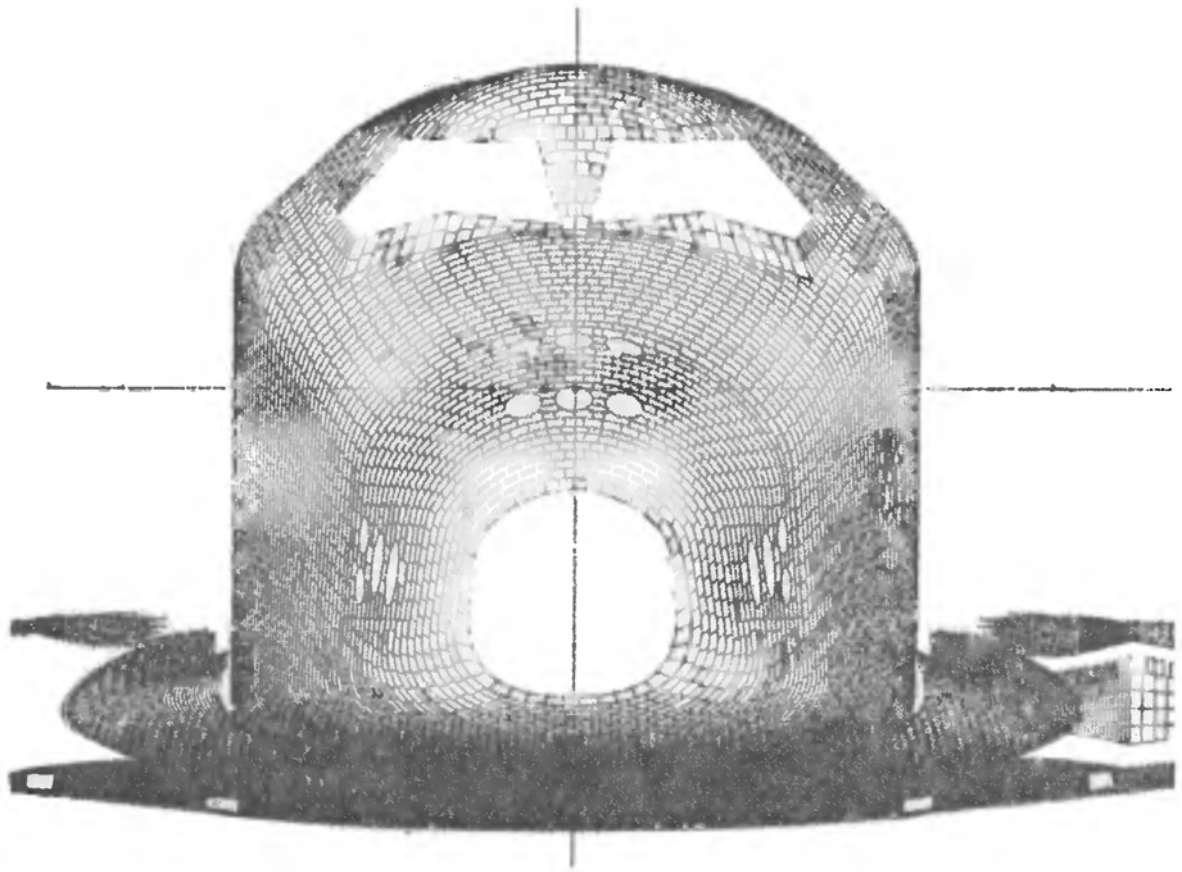


Рис. 3.3-3. Раскройная сетка ТЗП «Бурана»

Для космического корабля «Спейс Шаттл» в конструкторских бюро вместе с технологами получают цифровые модели программ обработки и передают их на заводы. У нас интерфейс между КБ и заводами построен гибко и ориентирован на возможные изменения форм плиток под реальные размеры агрегатов.

Заводы сами рассчитывают станочные программы обработки, меняя самостоятельно поколения станочных программ и подсистем генерации команд обработки. Сказанное есть главное общесистемное и организационное отличие, и эта инновация (кстати, позже по достоинству оцененная инженерами фирм «Локхид» и «Рокуэлл»), позволяет адаптироваться под неизбежные конструкторские и производственные доработки.

При создании российских орбитальных самолетов общение с заводами построено на передаче (в ту и в другую сторону при подгонке плиток по месту) банков данных. В банках данных, имеющих

иерархическую логическую структуру, многоуровневый каталог отображает членение на агрегаты, зоны и пояса, а архив комплектуется информационными моделями особого вида. Эта информационная модель – «параметризованная конфигурация» содержит точечную цифровую модель плиточного гнезда и закодированные сведения о варианте технологического процесса, типе заготовки, виде покрытия, характеристиках среды.

Точность расчета точек двулинейного каркаса на поверхностях плиток 0,02 мм. Передается на один орбитальный самолет на его 38640 плиток 15200 параметризованных конфигураций. По информации банков данных формируется автоматически более полутора миллионов программ движения инструментов для станочного, измерительного и разметочного оборудования.

Это программы обработки, контроля, разметки агрегатов, обмера агрегатов, вырезки демпфирующих подложек.

По этим программам для одного изделия изготавливается помимо плиток более 35000 ложементов, столько же профилированных приспособлений-присосок для проверки плиток на отрыв, более тридцати тысяч демпфирующих подложек.

Для управления складированием создана специальная информационно-техническая система.

Одной из новаций управления технологическим процессом является диспетчирование его администраторами банков данных. В функции администраторов банков данных входит оформление протоколов передачи их на заводы, защита от несанкционированного использования с помощью паролей и кодируемых признаков привилегий для пользователей-расчетчиков геометрии и параметров техпроцессов обработки. Протоколы передачи являются единственным бумажным документом.

Вводить эти протоколы в компьютерный документооборот невыгодно, ибо тогда пришлось бы для проверки правомочности действия «электронных подписей» заводить, хранить и обновлять компьютерные архивы персоналий не только на руководителей и специалистов ОКБ, но и на их аналогов на всех заводах, участвующих в работе.

Администраторы банков данных владеют информационно-справочной системой для получения отраслевых сведений о поступлении копий банков данных на заводы и обратно в КБ, об обработке плиток, об их обмере, о сборке и проверке на отрыв, а также об обмере и разметке агрегатов.

Особое место в технологии автоматизированной корректировки плиток теплозащиты «по месту» с учетом искажений поверхности и размеров агрегатов занимает комплекс организационных и технических мероприятий.

В отдельных случаях приходится прибегать к предварительному макетированию, приклейке макетов и определению полученных отклонений от установленных допусков. Особенно это касается агрегатов с механизмами поворота, где поверхность плиток касается жаропрочных конструкций. Чертеж установки теплозащиты в зоне движения створок-панелей такого узла – узла поворота руля направления - воздушного тормоза показан на рис. 3.3-4.

Автоматизированная разметка и обмер агрегатов планера стапельными и накладными координатографами, а также оптическая разметка и оценка микронеровностей методом «муаровых линий» (через дифракционные решетки) – это есть еще одна группа инноваций, не имеющая места на фирмах, изготавливающих космические корабли «Спейс Шаттл». У них эту работу делают вручную, скалывая с накладных листов остролона размеры и позиции плиточных гнезд, и затем обмеряя поверхности гнезд наплазными компараторами. Данные с компараторов вручную вводятся в подпрограммы на заводах, чтобы уточнить станочные программы обработки прилегающих поверхностей.

Российская авиакосмическая методика создания математических копиров реальных обводов на прилегающих «подошвах» плиток запатентована и ее суть изложена в разделе 4.7.

Одной из новаций по сравнению с зарубежными работами стали механические и оптические приспособления для определения ступенек в наружном контуре между плитками.

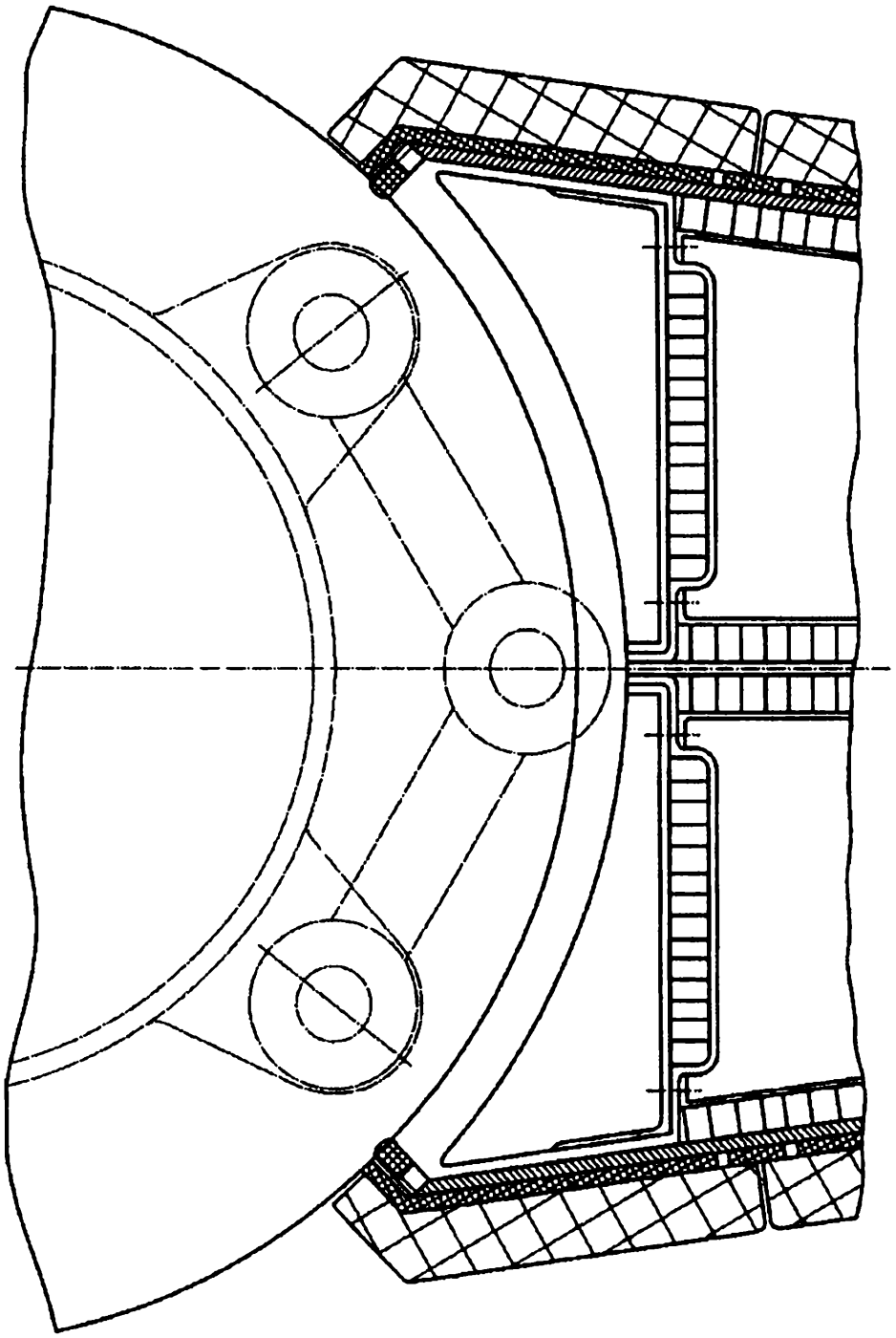


Рис. 3.3-4. Фрагмент чертежа установки теплозащиты на створках руля направления - воздушного тормоза

Технология оптического замера ступенек основана на применении тарировочных плит с разновысокими гребенками, освещенными наклонным потоком света. Каждый замер документируется фотосредствами. Этот же метод применяется для определения величины выступания-западания жаропрочных носков крыла на стыке с теплозащитными плитками и с каркасом крыла.

Для авиакосмических аппаратов второго поколения, корпус которого изготавливается почти целиком из композитов (см. раздел 1.7), строится автоматизированный процесс, подобный бесчертежному производству плиток. Для каждой прессованной композитной панели делаются алюминиевые вкладыши, размером 150×150 мм с обводами, эквидистантными обводам панели, то есть обводам корпуса планера.

В интерфейсе КБ с заводами введено новшество по сравнению с передачей банков данных по плиткам теплозащиты. Для изготовления панелей корпуса планера передается только раскройная сетка с описанием контурных линий и границ вкладышей. Двулинейный каркас точек, загущающих обводообращующие поверхности вкладышей, формируется силами компьютерных служб завода, для которых по акту передаются универсальные программы описания обводов агрегатов и информационные модели, в соответствии со стандартами-соглашениями, рожденными в совместных работах с Европейским космическим агентством (см. раздел 3.2).

3.4. Информационные модели и базы данных, поддерживающие авиакосмические проекты

... Информация – сообщение, осведомление о чем-либо, например информация через печать, радио, документальное кино и т.п.
Энциклопедический словарь. – М.: Большая Советская энциклопедия, 1953.

Жизненный цикл создания авиакосмических изделий можно представить как перечень этапов переработки и обмена информацией. В течение жизненного цикла порождаются и обновляются десятки баз данных. Основные из них следующие:

1. База данных «электронного полигона», включающая в себя параметры атмосферы, условия полета и результаты моделирования целевых задач. В работе «электронного полигона» используются специфические разделы служебной базы данных с наборами информационных моделей летной обстановки, космической обстановки и обстановки, описывающей наземные средства управления и наблюдения. Специфика работы «электронного полигона» рассмотрена в следующем разделе 3.5.
2. База данных аэродинамических характеристик (БАХ). Она представляет собой результаты расчетов линейных и моментных аэродинамических характеристик по трубке штатных траекторий спуска. По мере накопления трубных и летных экспериментальных данных эта база данных разрастается, получает новое название ЭБАХ и становится предметом пользования нескольких организаций.
3. База данных нагрузок. Она также обновляется после статических и динамических испытаний, после уточнения расчетных случаев и моделирования динамически упругих конструкций, нагрузочный режим у которых отличается от первоначальных расчетов. Для работы с базой данных нагрузок в проектном отделении авиакосмического научно-производственного объединения рождено понятие «клуба пользователей», получающего данные в удобном для каждого формате. Понятие «свободно-конвертируемых» данных с программами реструктуризации массивов сведений о нагрузках применительно к разной размерности конечно-элементной сетки членения агрегатов легла в основу одного из вариантов коллективного пользования данными баз специальных средств защиты от их изменения. Каждый пользователь только считывает информацию и преобразовывает ее в удобный для него вид в своем программном комплексе расчета, моделирования и оптимизации силовых схем.
4. База данных чертежного хозяйства. Они включают в себя архивы фрагментов электронных компоновок и архивы чертежей, архивы

персоналий (сведений о лицах, имеющих право подписывать чертежи). Эта база данных общего применения, ее обновление и пользование контролируется администратором баз данных. Для работы с этой базой данных необходима информационно-справочная система.
5. Банк данных процесса бесчертежно-бесплазового формообразования и производства деталей теплозащиты и планера. Ведение банков данных и ответственность за идентичность и качество информации возлагается на группу администраторов банков данных а ОКБ и на заводах.
6. База данных результатов неразрушающего контроля отсеков, соединений и тепловой защиты. Эта база данных не для общего употребления и она сопровождает весь жизненный цикл, включая эксплуатацию и операции проверки работоспособности после каждого полета.
7. База данных процесса весового контроля. Заполнение начинается еще при эскизном проектировании (лимитные массы и первые расчеты центровок и моментов инерции). Далее информация о чертежных массах деталей и агрегатов автоматически собирается со всех разработчиков, включая смежников, создающих бортовые системы. Но результатами информации пользуются только подразделения весового анализа и проектной увязки, а также руководители проекта.
8. Информационные модели, описывающие конфигурацию (обводы) на всех этапах жизненного цикла. Они могут не иметь архивов общего пользования на машинных носителях, и они отображают разные фазы изменения формы изделия: теоретико-чертежные модели; стапельно-технологические формы отсеков, агрегатов и приспособлений; стояночные формы и семейство полетных форм.

В работах по исследованию и проектированию авиакосмических аппаратов второго поколения родилось понятие универсальных информационных моделей аэродинамических характеристик орбитальных самолетов. Универсальность реализована в рамках совместных научно-проектных исследований российских и европейских авиакосмических фирм.

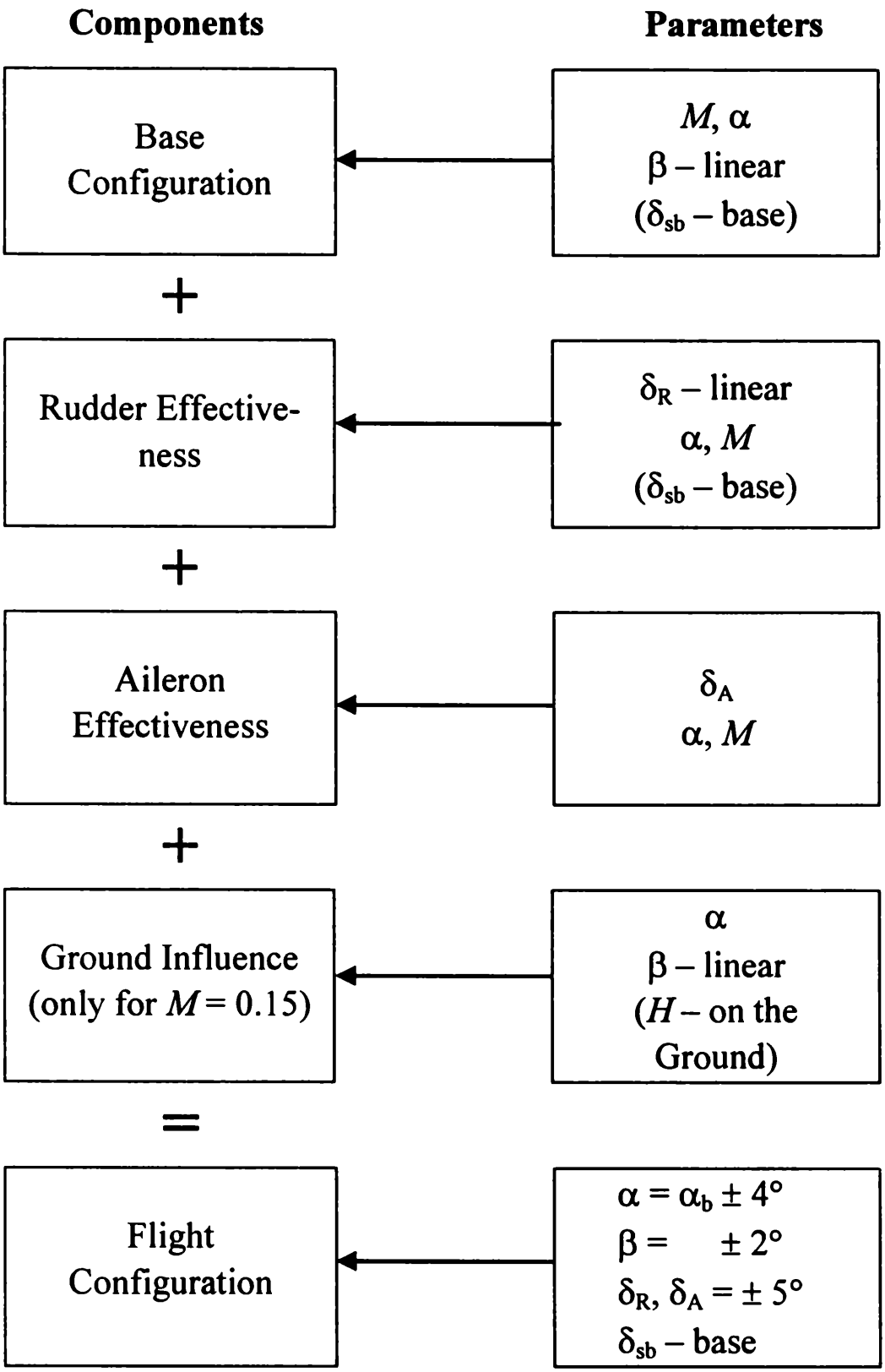


Рис. 3.4-1. Структура банка аэродинамических характеристик для бокового канала орбитального самолета (C_Z, C_X, m_Y)

Выработан стандарт – соглашение на представление логической структуры архива данных. Принято решение об алгоритмическом языке описания расчетных зависимостей общего употребления (Фортран). Язык комментариев – английский.

Графическая информация задается и считывается по одному алгоритму: ординаты соединены отрезками прямых. Расчетные данные обязаны быть представлены двумя массивами: массивом номинальных значений и массивами добавок, учитывающих влияние высотности, экранирование поверхностью земли и отклонение рулевых поверхностей.

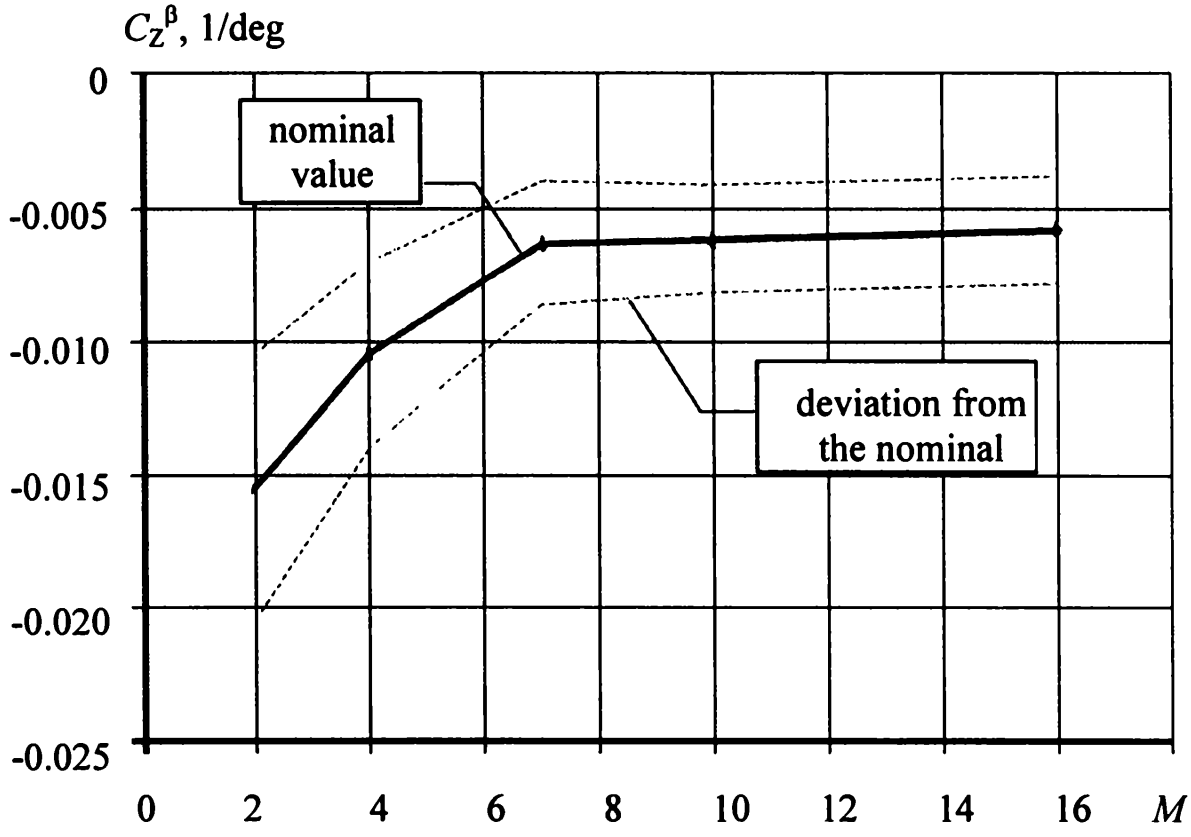


Рис. 3.4-2. Зависимость производной коэффициента боковой силы по углу скольжения для программного угла атаки $\alpha = \alpha_{bas}(M)$

На рис. 3.4-1 представлена блок-схема, характеризующая общую с европейцами логику определения аэродинамических харак-

теристик, на рис. 3.4-2 показан типовой график, воспроизводимый единообразно по архиву данных о линейных аэродинамических коэффициентах (с учетом разброса их значений).

По отдельным характеристикам сделаны постоянно обновляемые графические и аналитические зависимости отклонений от номинальных значений, характеризующие точность прогнозов для данного вида аэродинамической компоновки и набора условий полета.

Одновременно предусмотрена универсализация информационных моделей конфигурации орбитальных самолетов. Информация о российско-европейском стандарте-соглашении на описание конфигурации авиакосмических аппаратов представлена в разделе 3.2.

Десятилетний опыт применения и эксплуатации вопреки Гостам и ЕСКД сквозного бесчертежно-бесплазового процесса проектирования и производства обводообразующих деталей для планера орбитального самолета показал возможность информационного обмена между КБ и заводами на машинных носителях.

Как рассказано в предыдущем разделе 3.3 для типовых деталей относительно простой формы возможно и оправдано применение взамен чертежей автоматизированных архивов данных общего пользования.

На сегодняшней повестке дня стоит создание универсальных автоматизированных архивов чертежей с охватом компьютерным документооборотом конструкторских бюро и заводов. Работы в этом направлении могут быть нацелены на применение электронных подписей с пробным решением целого комплекса организационных и юридических проблем. Исследования, проведенные в авиакосмическом научно-производственном объединении «Молния» показали, что для конструкторов и технологов желательно обеспечить автоматизированное выполнение таких процедур:

- получение автоматизированным путем фрагментов электронных версий компоновок и отдельных сечений каркаса планера (из архива «электронных макетов»);
- формирование и рассмотрение типовых конструкторских решений (из архива базы знаний конструкторского бюро;

• вызов в локальной сети чертежа по его номеру, отталкиваясь от «дерева» чертежей изделия;

• формирование и архивирование извещения на запуск чертежей в производство;

• выяснение по спецификациям чертежей номенклатуры типовых и нормализованных элементов;

• получение «чертежных» масс деталей для систем автоматизированного весового контроля;

• восстановление для компьютерного архива копии чертежа, выполненного «вручную»;

• обеспечение защиты чертежных изображений традиционными и криптографическими способами.

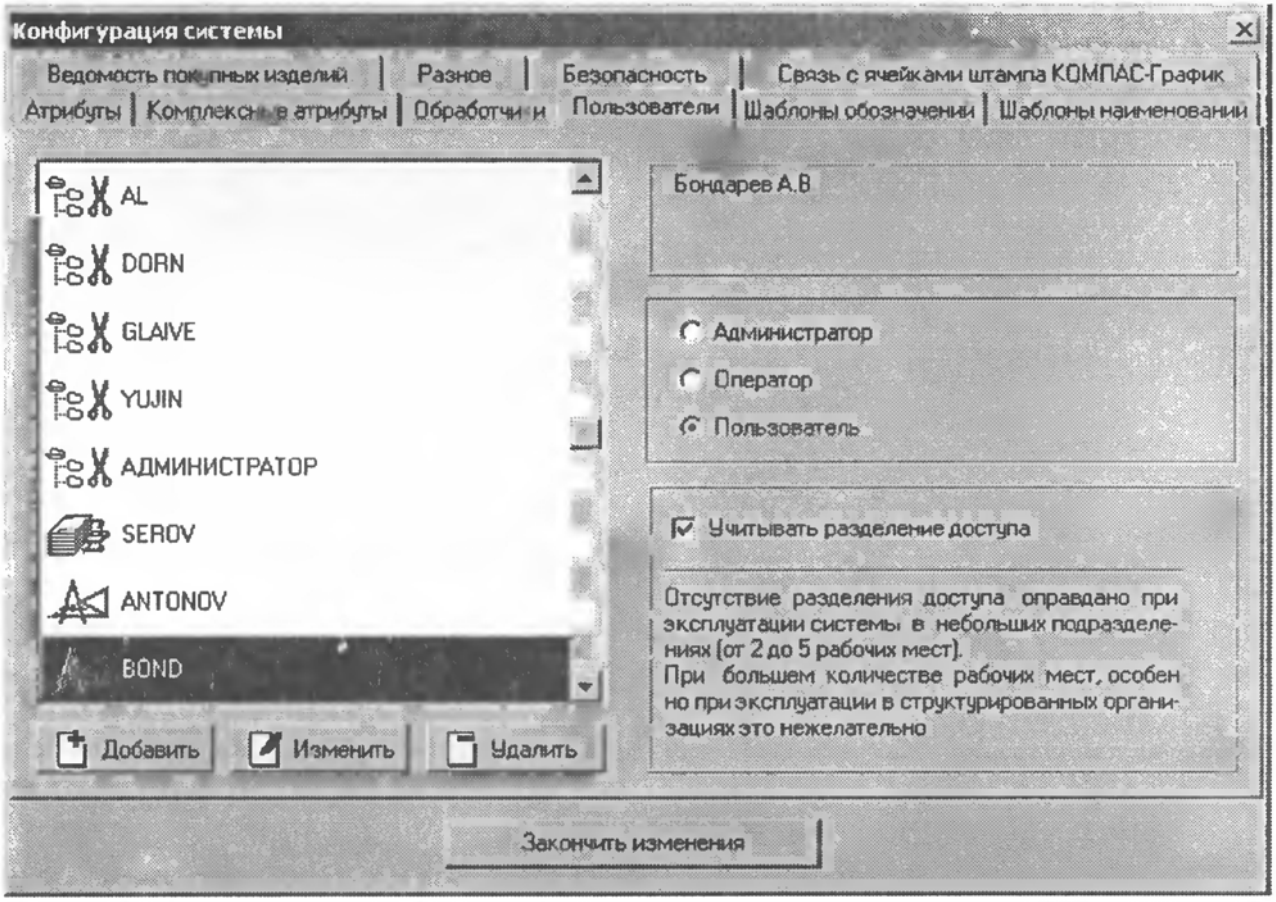


Рис. 3.4-3. Главное рабочее окно системы архивации чертежей

В функции администрированного архива чертежей входит: контроль содержания архивов чертежей и извещений; с учетом хронологии архивации обеспечение процедур передачи архивов на заводы; применение паролей и привилегий для пользователей для защиты информации; ведение архивов персоналий для использования «электронных» подписей.

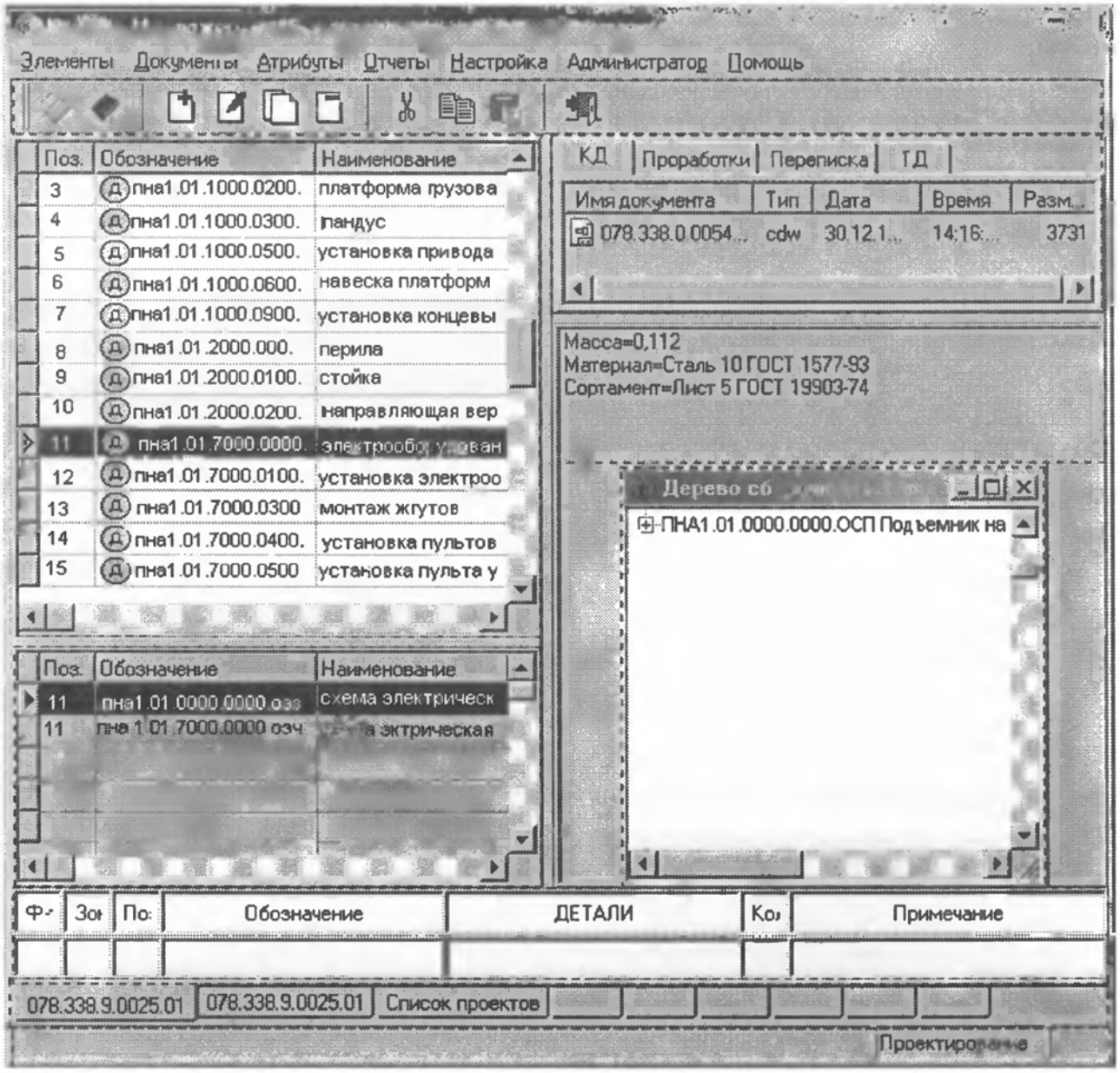


Рис. 3.4-4. Отображение полной информации об основных элементах, состоянии и атрибутах чертежей

На рис. 3.4-3 показан типовой вид главного рабочего окна, предоставляемого пользователю, системы архивации чертежей, на рис. 3.4-4 – отображение полной информации об основных элементах, состоянии и атрибутах чертежей.

Информационной первоосновой и «скелетным» стержнем чертежного хозяйства по каждому изделию является так называемое «дерево чертежей», отображающее иерархический состав чертежного комплекта начиная от главного сборочного чертежа и заканчивая чертежами узлов и деталей. Для аэрокосмического изделия дерево чертежей отображается специальным головным томом конструкторской документации.

3.5. Математическое и полунатурное моделирование авиакосмических комплексов

> *... Моделирование – исследование явлений, процессов, объектов или систем объектов путем построения и изучения их моделей, использование моделей для определения или уточнения характеристик и рационализации способов построения вновь конструируемых объектов.*
> *Авиация. Большая российская энциклопедия, 1994.*

Сложность структур и режимов функционирования авиакосмических аппаратов не позволяет доверять только расчетным оценкам. Поэтому с предпроектного этапа начинается расчетное и экспериментальное моделирование. Расчетное – это «разыгрывание» ситуаций при решении целевых задач с применением результатов работы навигационных и траекторных компьютерных модулей. Экспериментальное – это продувки аэродинамических моде-

лей, а также запуски малоразмерных аппаратов, в предположении обеспечить подобие режимов обтекания, теплообмена и управления.

Одной из новаций и важным инструментом технологии проектирования авиакосмических комплексов является моделирование целевых задач, называемое «электронным полигоном». «Электронный полигон» – это инструмент начального этапа проектирования. Это стенд математического моделирования процессов взаимодействия авиационно-космического комплекса с другими объектами. Ценность этой работы для многоцелевых авиакосмических аппаратов нового поколения не менее важна, чем применяемая позже общеизвестная методика «электронного макетирования». На «электронном полигоне» имитируются не только режимы полета и условия функционирования бортовых систем, но и работа комплекса управления полетом, и в этом главное отличие от моделирующих стендов, создаваемых в авиастроении. Вычислители в компьютерной сети «электронного полигона» специализированы, но используют общие ресурсы. Одни из них ориентированы на навигационные задачи, другие на баллистику разгонно-орбитально-возвратных операций, третьи – на имитацию работы бортовых систем и агрегатов конструкции, а четвертые (и это самое главное) на «разыгрывание» ситуаций полета с участием наземного и бортовых комплексов управления своих объектов и объектов, обслуживаемых авиационно-космическим комплексом, включая имитацию действий средств связи, и особенно, работу информационно-управляющей системы.

«Электронный полигон» – это не столько инструмент имитации полетов и программ функционирования, сколько технология исследований с применением моделей взаимодействия всех частей, сопровождающих авиакосмический комплекс при выполнении его задач. Реальным «выходом» исследовательской работы являются: рекомендации по распределению функций между бортовыми и наземными системами; объемные и временные характеристики пото-

ков данных, обрабатываемых на борту; возможные циклограммы полета; требования к директивной логике управления в штатных и нештатных ситуациях; результаты расчетов пространственно-временных схем полета всех объектов, участвующих в операциях орбитального мониторинга.

Для «электронного полигона» создаются и заполняются базы данных: о наземной обстановке, о воздушной обстановке, о космической обстановке и первые варианты баз данных аэродинамических и летных характеристик.

«Электронный полигон» является одной из задач, решаемых в составе ситуационного моделирующего центра авиакосмической корпорации (см. раздел 5.7)

По мере детализации проекта и проявления облика и состава изделия создаются стенды полунатурного моделирования работы бортовых систем в отдельности у предприятий-соразработчиков и комплексный полноразмерный стенд оборудования (ПРСО). Впервые в российской космонавтике и авиастроении такой стенд создан в работах по орбитальному самолету «Буран» (рис. 3.5-1). Стенд включает в себя установленные в корпусе планера бортовые системы, соединенные электрически и гидравлически и установки-имитаторы движущихся механических агрегатов рулевых органов, шасси, воздушных тормозов. Установки снабжены нагрузочными устройствами, получающими команды от центральной вычислительной сети стенда. Все аналоговые выходные характеристики этих установок оцифровываются для работы в едином программном комплексе, имитирующем штатные и нештатные ситуации. Для «Бурана» на стенде ПРСО совершено более двухсот виртуальных полетов.

Работа ПРСО связана с работой пилотов на шестистепенном динамическом стенде (ПДСТ), имитирующем эволюции с участием пилотов и частичным воспроизведением линейных и угловых ускорений. Внешняя информационная обстановка в таких стендах

традиционно для авиастроения базировалась на реальном макете подстилающей местности с движущейся телекамерой, дающей вид в кабину пилотов. На заключительном этапе работ по «Бурану» и для авиакосмических аппаратов нового поколения внешняя геоинформационная обстановка порождается программным комплексом трехмерного моделирования и программами, отображающими положение в виртуальном пространстве объекта и ориентиров на поверхности земли или при орбитальных операциях. Рисунок 3.5-2 есть копия с экрана управляющего компьютера мощной ЭВМ VAX-8600. Показаны покадровые виды через остекление кабины с объемным макетированием окружающей обстановки и с учетом эволюций самолета.

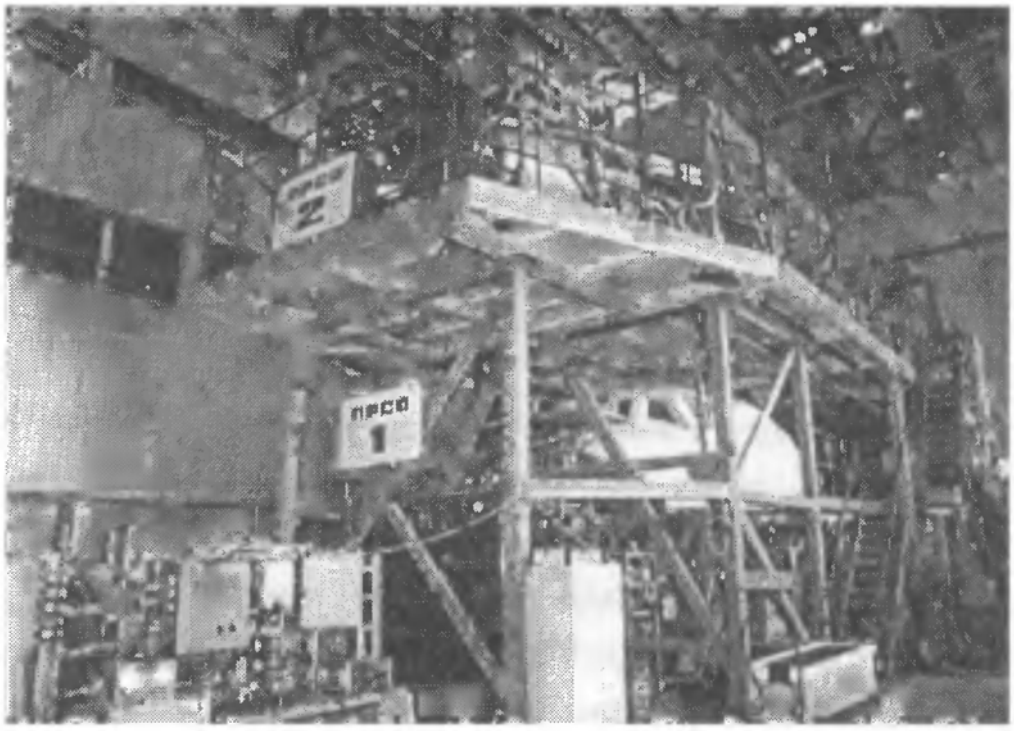


Рис. 3.5-1. Полноразмерный стенд оборудования «Бурана»

Для стенда необходим многомашинный цифровой моделирующий комплекс, состоящий из синхронно работающих в реальном масштабе времени вычислительных машин: комплекса моде-

лирующих компьютеров, компьютера с управляющей программой, компьютеров для сбора и обработки стендовой информации, компьютеров управления бортовыми имитаторами, группы бортовых компьютеров и компьютеров для обработки телеметрической информации. Математические модели движения, атмосферных возмущений, изменения характеристик бортовых систем и агрегатов постоянно уточняются и видоизменяются по мере накопления экспериментальных данных.

Для беспрерывной работы используется модульная структура математического обеспечения с периодической заменой подпрограмм независимо от других модулей.

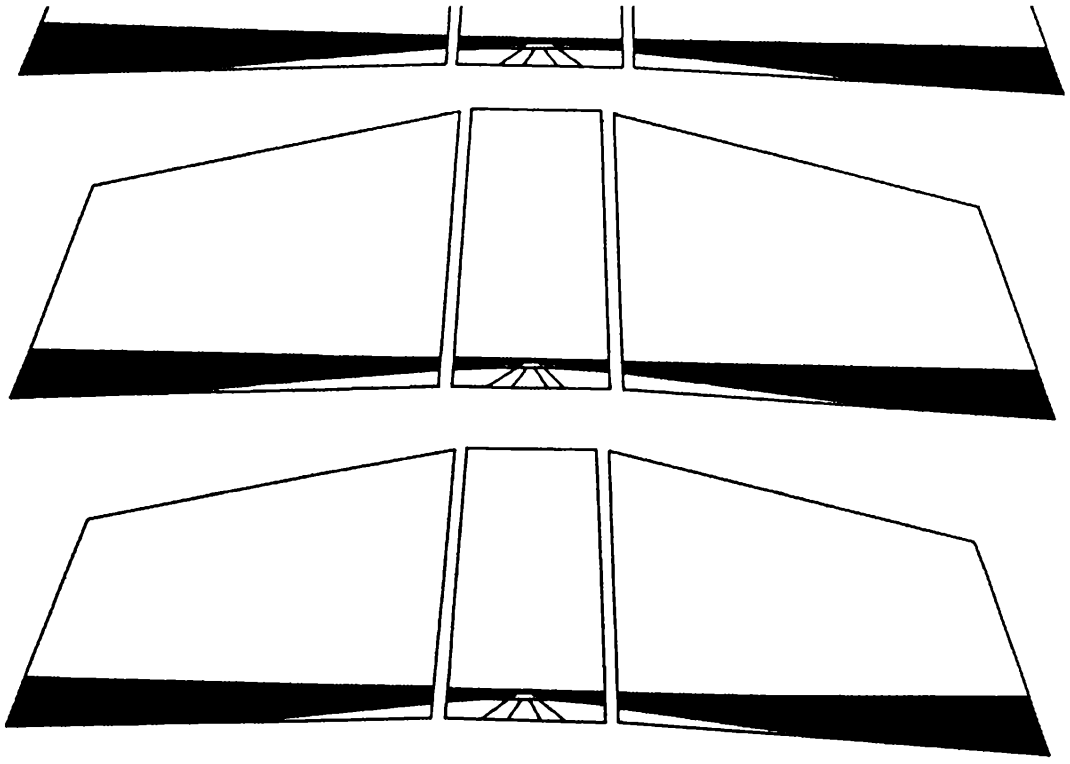


Рис. 3.5-2. Кадры видов через остекление кабины «Бурана», генерируемые управляющей ЭВМ VAX-8600

Перед первым полетом «Бурана» на стенде ПРСО было проведено более 200 реализаций при имитации случайных возмущений и

15 реализаций при разыгрывании виртуальных автоматических посадок при детерминированных возмущениях повышенной интенсивности. Стенд ПРСО в связке с ПДСТ остается одним из основных инструментов моделирования условий работы совместно с бортовыми системами.

Однако для повышения гибкости и адаптации к другим условиям полета и к новому и переменному составу бортового оборудования работа на стенде дополняется применением различных вариантов виртуальных стендов математического моделирования.

Рис. 3.5-3. Виртуальная модель процесса отделения 2-й ступени МАКС от самолета-носителя

Стенды математического моделирования базируются на локальной сети специализированных вычислителей, каждый из которых ответственен за отдельные подзадачи: навигации; нагружения; генерации директивной логики управления бортовыми системами; траекторных расчетов; описания движения вокруг центра масс; задания нагрузочных характеристик, шарнирных моментов рулевых органов; расчета внешних условий включая условия разделения с самолетом-носителем.

Ресурсы сети объединены, контролируются сервером, но логика работы стенда должна ориентироваться на оперативную перенастройку и замену исходных данных, соответствующих тем или иным вариантом бортовых агрегатов, вспомогательных силовых установок, рулевых приводов, опорной кинематики шасси, механизмов манипуляторов и систем эвакуации полезных нагрузок.

Одна из задач стендов математического моделирования состоит в исследовании управляемого движения с учетом колебаний топлива и нежесткости конструкций. В этом случае используются специальные программные комплексы типа «Планер» и «Эйлер», рассмотренные в разделах 4.1 и 4.2.

«Предтечей» стенда математического моделирования и его первым этапом является «электронный полигон».

На рис. 3.5-3 показана виртуальная модель полета комплекса МАКС (рассмотренного в разделе 1.7).

Одно из достоинств стендов математического моделирования – это возможность воспроизвести и проследить развитие нештатных ситуаций при запредельных воздействиях внешних условий.

Таким образом, объединяются технологии моделирования и анализа надежности, это очень важно для многоцелевых авиакосмических комплексов.

3.6. Обеспечение надежности и комплексные программы экспериментальной отработки

... Надежность является одной из важнейших эксплуатационных характеристик летательных аппаратов. Эта характеристика не может быть придана готовому изделию, а заложена еще при проектировании. Расчетная оценка надежности обладает меньшей точностью, чем экспериментальная оценка, но является более дешевой и занимает меньшее время.

А.А. Кузнецов. Надежность конструкции баллистических ракет. – М.: Машиностроение, 1978.

Расчеты в обеспечение надежности начинаются на этапе предварительного проектирования с моделирования целевых задач и вероятности их выполнения. У многоцелевых авиационно-космических систем процесс называется «электронным полигоном», и его значение ничуть не меньше, чем роль общеизвестного «электронного макетирования». Выявляются сценарии полета, формулируются штатные и нештатные ситуации, причем зачастую последние определяют расчетные случаи для большинства бортовых систем, планера и теплозащиты в целом.

К соединению моделей функционирования и надежностных моделей добавляются весовые модели, ибо любое резервирование происходит за счет увеличения массы. В составе моделей надежности авиакосмических аппаратов присутствуют методики интегрального перегрузочного нагружения пилотов и экипажа (см. раздел 1.9).

При поблочном синтезе состава бортовых систем выявляются затраты массы на поблочное или функциональное резервирование отдельных приборов и блоков. Для радиосис-тем, систем управления, измерений и разных двигательных установок приемлемо «горячее» резервирование, так как в программе полета требуется их обязательная работа в короткие промежутки времени.

Некоторые подсистемы и агрегаты жизнеобеспечения, терморегулирования, энергопитания могут рассматриваться в варианте с «холодным» резервом, и включаться при отказе основных элементов. Для этих агрегатов на орбитальном участке возможно проведение ремонтно-восстановительных работ.

Навигационные системы и бортовые вычислители могут использоваться так, как на «Буране», а именно, с восприятием результатов их работы в затроированном горячем резерве по мажоритарной схеме, то есть с оказанием доверия двум из трех значений расчетных характеристик, с отбрасыванием тех значений, которые наиболее отличаются от усредненных величин.

У авиакосмических аппаратов второго поколения вычислители для управления полетом и бортом специализированы, но объединены в сеть с серверным распределением заданий и с использованием резервных ресурсов сети в пиковые режимы работы.

В монографии [51] даны расчетные формулы для оценки вероятностей безотказной работы или отказа цепей разной размерности с горячим, холодным или функциональным резервированием бортовых агрегатов авиакосмических аппаратов. Особый случай для авиакосмических аппаратов – это резервирование запасов топлива. Предполагается, что из задач баллистического проектирования известны математические ожидания и среднеквадратичные отклонения компонент характеристических скоростей для разгона, орбитальных маневров и операций ориентации

при входе в атмосферу. Это позволяет поставить в соответствие друг другу гарантийные запасы топлива и вероятности событий, когда бортового топлива может не хватить на все маневры, соответствующие циклограмме полета.

Все неточности, допущенные в работах «электронного полигона» и при решении задач оптимального резервирования могут быть поправлены для авиакосмических аппаратов работой на стендах математического и полунатурного моделирования работы бортового оборудования и на комплексном полноразмерном стенде. Вопросы работы стендов такого типа рассмотрены ранее в разделе 3.5.

Значительно труднее смоделировать и предсказать аварии и отказы элементов конструкции, механизмов и теплозащиты.

Для многоразовых авиакосмических изделий, в отличие от образцов ракетной техники шестидесятых годов, начиная с работ по «Бурану» принят курс на всестороннюю и многократную предполетную отработку на наземных стендах и летающих аналогах. Для планера «Бурана» и авиакосмических комплексов второго поколения самой важной и неукоснительно соблюдаемой является программа комплексной экспериментальной отработки (КПЭО). Приведем перечень наиболее характерных этапов экспериментальной отработки авиакосмических изделий:

- испытания на отрыв плиток теплозащиты;
- испытания на прочность и вибропрочность элементов планера;
- отработка в специальных стендах процессов раскрытия манипуляторов, створок и опор шасси, руля направления – воздушного тормоза, входных люков и люков шлюзов;
- испытания на акустические нагрузки;
- испытания в тепловакуумных камерах отсеков планера с теплозащитой;

• испытания узлов теплозащиты на плазмотронах и электродуговых установках;
• трибологические испытания трущихся узлов механизмов;
• климатические испытания;
• испытания радиосистем в безэховых камерах;
• испытания на электро- и радиосовместимость на комплексных стендах;
• испытания рулевых органов на моделях в аэродинамических трубах;
• огневые испытания вспомогательных силовых установок;
• морские испытания с проверкой плавучести и средств спасения;
• испытания систем терморегулирования;
• отработка парашютно-реактивных и парашютно-планирующих посадочных систем;
• отработка систем жизнеобеспечения кабины;
• моделирование штатных и нештатных ситуаций с участием работы бортового оборудования и имитаторов, нагружающих агрегаты планера на стенде ПРСО;
• моделирование запредельных ситуаций и взаимодействия наземных и орбитальных систем управления полетом на стендах математического моделирования (начиная с «электронного полигона»);
• отработка приборов и систем автоматической посадки на летающих лабораториях с имитацией летных характеристик авиакосмических объектов на самолетах типа МиГ-25 и Ту-154;
• отработка элементов заправки, слива топлива и эвакуации полезного груза совместно с ракетными блоками;
• летная отработка автоматической посадки на специальном полномасштабном изделии (как на изделии 002 для «Бурана», см. раздел 1.7, или при сбросе с самолета-носителя, как предло-

жено российскими исследователями для Европейского планера, возвращающего центральную ступень «Ариан-5», как описано в разделе 1.11 и показано на рис. 3.6-1 в варианте с использованием самолета 3М-Т).

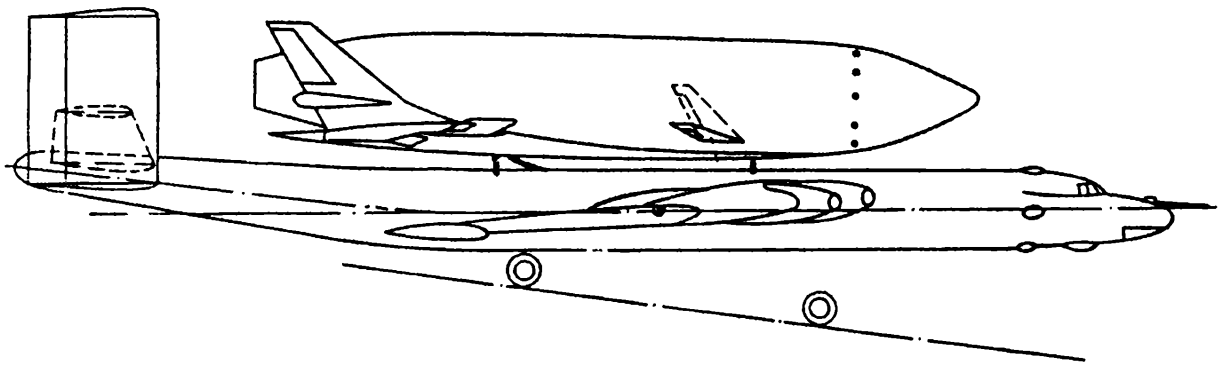


Рис. 3.6-1. Транспортировка с помощью 3М-Т

Семьдесят процентов всех затрат на работы по созданию планера «Бурана» в рамках общей программы «Энергия-Буран» составляют расходы на создание уникальной стендово-лабораторной базы и на проведение на ней и на установках ЦНИИМАШ, ЦАГИ, НИИТП, ИПМ «опережающих» научно-исследовательских, «сопровождающих» конструктивно-доводочных (КДИ) и «зачетных» полунатурных всесторонних испытаний. Эти испытания реализуются в аэродинамических трубах, на плазмотронах, на статических и вибрационных стендах, тепловакуумных камерах, в акустических камерах, в трибологической лаборатории в климатических боксах, в околоземных полетах на летающих стендах, лабораториях и полноразмерных аналогах и в полетах в натурных условиях на малых орбитальных и суборбитальных объектах. Результат налицо: первая и единственная в мире автоматическая посадка орбитального самолета с орбиты на аэродром проведена без замечаний с точностью контакта с полосой в пределах нескольких метров.

3.7. Неразрушающий контроль при разработке и эксплуатации авиакосмической техники. Концепция мониторинга работоспособности авиакосмических систем

... Сейчас здесь готовили к полевым испытаниям портативный универсальный злободробитель и разрабатывали новые марки редчайших сплавов ума и доброты, возгоняли и сублимировали экстракты гореутолителей, не содержащие ни единой молекулы алкоголя и других наркотиков.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Решающим толчком и стимулом для развития методов, а затем и идеологии неразрушающего контроля послужила проблема проверки многочисленных многоразовых плиток теплозащиты без их отрыва и нарушения клеевого слоя в местах соединения плиток с войлочной демпфирующей подложкой и по поверхности прилегания этой подложки к оболочке планера. Затем методы и средства дистанционного и контактного контроля начали интенсивно применяться для анализа заполнения емкостей и трубопроводов, определения остатков топлива, анализа качества покрытия, сварных швов, разъемных и неразъемных соединений, геометрических стыков, микротрещин и факторов старения материалов. Номенклатура методов контроля без разрушения обширна. В их числе:

- рентгеновское облучение и съемка;
- метод вихревых токов;
- метод «протонного резонанса»;
- ультразвуковые методы;
- оценки твердости и плотности наружных слоев материалов;

• диагностика химического состава наружных покрытий и газовых фракций;
• оптические методы с облучением в ультрафиолетовом и инфракрасном диапазонах и в поляризованном свете;
• оптические дифракционные методы;
• голографические методы;
• методы дозированных проб соединений на отрыв;
• акустические методы;
• электростатические замеры.

На рис. 3.7-1 виден вид в плане образца гибкой теплозащиты для автоматического аппарата ARD. Образец сделан германской фирмой MAN для пробной проверки российскими методами неразрушающего контроля дефектов, намеренно «запрятанных» в структуре образца и в композиции его клеевого слоя. Все дефекты выявлены и дополнительно обнаружен даже дефект, неизвестный MAN и связанный с расслоением материалов в месте его соединения объемным плетением на заводе-изготовителе.

Известно применение авиакосмических средств неразрушающего контроля для анализа структуры металла отсеков станции «Мир» с диагностикой старения материалов и прогнозом остаточного ресурса перед затоплением станции, а также применение авиакосмических высокочувствительных детекторов зон с частичной потерей герметичности после удара корабля «Прогресс» по отсеку станции «Мир».

Методы неразрушающего контроля применялись следующих задачах:
• проверка толщины слоя золота на куполе Храма Христа Спасителя;
• проверка прочности мозаичных панелей из бронестекла на полу зала Храма;
• проверка наличия жидких фракций в «пустых» цистернах, пересекающих государственную границу;
• прогноз нарушения целостности продуктопроводов;

• фиксация наличия алмазов в крупных кусках алмазоносной породы перед их дроблением с возможным расколом алмазов.

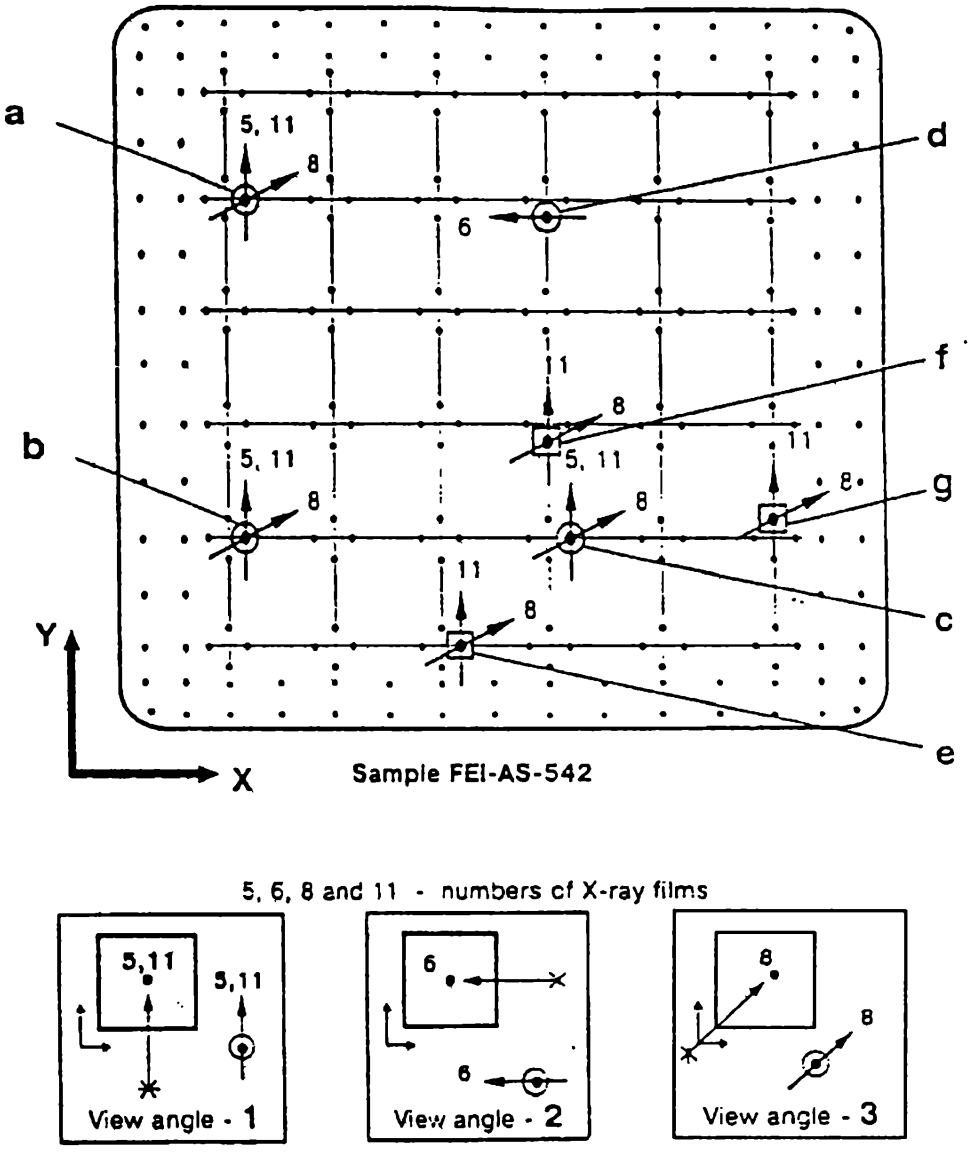


Рис. 3.7-1. Поиск дефектов в теплозащите

Для контроля качества авиакосмических аппаратов при всей обязательности соблюдения стандартов типа ISO–9000, фиксирующих традиционные факторы, обеспечивающие качество изделий, методы неразрушающего контроля имеют важнейшее значение. Оно определяется новациями, которые не охвачены Гостами и составляют более половины технических решений по конструкции

и материалам. Меры неразрушающего контроля охватывают все этапы жизненного цикла. Принципиально новой для авиакосмических изделий является идеология их эксплуатации с постоянной диагностикой работоспособности. Это принцип дефектации «по состоянию».

В отличие от одноразовых ракет и многоразовых самолетов, не требующих тщательного послеполетного контроля, авиакосмические аппараты после каждого полета несут в себе дефекты, полученные в результате экстремальных воздействий акустики, вибраций, нагрева, перегрузок, воздействия плазмы, износа теплозащитных шнуров, частичного окисления и нарушения покрытий жаропрочных носков и прогара плиток теплозащиты, деструкции иллюминаторов, уноса слоев абляционных панелей, нарушения герметичности и чистоты магистралей гидросистем и трактов силовых установок.

Все эти дефекты требуют распознования и послеполетного ремонта. Например, до одного процента теплозащиты «Бурана» и космического корабля «Спейс Шаттл» заменяется после посадки. Отсюда необходимость работы с опорой на прогноз работоспособности и остаточного ресурса планера и такого построения авиакосмической технологии эксплуатации, которая ориентирована на процесс неразрушающего контроля.

Информация, собираемая средствами послеполетного контроля, имеет разнородный характер и должна быть обработана, препарирована до удобного ознакомления с результатами и составлять хронологически пополняемый архив. Архив создается компьютерной сетью, объединяющей все источники данных, с программным обеспечением, фиксирующим и обрабатывающим сведения о дефектах и с базой данных, сопровождающей работу с формуляром и эксплуатационной документацией.

По международным нормам работы с эксплуатационными информационными моделями должна осуществляться в русле информационных технологий (прежде CALS-технологии) с опорой на

стандарты типа ISO–9000 и с применением известных систем каталогизации предметов снабжения вооруженных сил. Для авиакосмических изделий это автоматизированные системы классификации и кодирования комплектующих систем и оборудования. Такие системы приняты в трех странах США, в Европе (для NATO) и в России. База данных неразрушающего контроля ориентирована на российский вариант и ее применение определено федеральной программой развития авиакосмических информационных технологий.

4. АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

... Так называемый «системный подход» современного инженера – это образ действий, направленных на то, чтобы наилучшим образом построить такую систему, которая сама по себе подчас бывает не полностью определена, и не всегда ясно, что именно понимается под словами «наилучшим образом.
Р. Макол. Справочник по системотехнике.

С начала немного философии – относительно реального применения компьютерного проектирования в авиакосмической тематике. Полагаем, что авторы имеют на это право, ибо за 40 лет прошли на авиакосмических предприятиях все стадии зарождения и становления «машинного проектирования», затем АСП, затем САПр. Специализированные журналы, рекламирующие в основном системы геометрического конструирования и подготовки к обработке, только подчеркивают обилие компьютерных технологий проектирования: от тяжелых (UNIGRAPHICS, IDEAS, CATIA, EUCLID) и средних (SOLID EDGE, SOLID WORKS, PRO-ENGINEER, CADKEY, КРЕДО) до легких (T-FLEX, AUTOCAD, КОМПАС и другие), но не отражают реального применения этих технологий в конструкторских бюро. Имеется в виду реальное применение, при котором компьютерное проектирование обязано стать инструментом конструктора, завоевав его рабочее время хотя бы наполовину. Дело в том, что они все до сих пор игрушки, так же как и их предшественники 20...30 лет назад (ГРАФОР, РЕДГРАФ, БПО АСК, ANVIL, CMD-3000, ФАП-КФ). Для того чтобы они стали реальным подспорьем, их нужно сочетать с программами про-

ектного поиска, с методиками расчетов и формирования равнопрочных конструкций, с моделированием динамики упругих деталей, с алгоритмами размещения в отсеках, с позиционными расчетами на обводах, с бесплазовым и даже бесчертежным обменом с заводами. Обо всем этом буде сказано в этой главе.

Авторы перепробовали все названные покупные системы и еще немало других и насмотрелись за много лет на типичные ситуации покупки готовых программных продуктов для «игрушечного» конструирования. Практическая работа как-то шла особняком параллельно с «рисованием» на небольших экранах красивых картинок, в которых заранее продуман и тайком эскизно «вручную» прорисован на большом кульмане замысел конструктора. Даже слово САПр у нас неудачное, ибо в нем акцент сделан на систему, а не на процесс, как в зарубежном CAD – Computer Aided Designing, то есть процесс проектирования с помощью компьютера. Не случайно последние годы крупные авиастроительные фирмы Европы и США идут от электронного макета, то есть от процесса формирования структуры, получаемой после расчетного поискового моделирования, и сами чертежи у них появляются как вырезки и фрагменты компоновочных «макетов», а не путем «фотографирования» Автокадом плоского черновика, сформированного конструктором.

4.1. Синтез равнопрочных конструктивно-силовых схем с опорой на метод конечно-элементного моделирования. Система «Планер» и ее применение

... Аэрокосмическим инженерам свойственно ставить перед собой очень сложные задачи и предъявлять к себе очень высокие требования.
Х. Эшли. Инженерные исследования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1980.

Система, а точнее технология и программный комплекс «Планер», предназначены для создания равнопрочных конструкций с оптимальным распределением массы по силовым элементам планера орбитального самолета. От традиционных в авиастроении балочных и пластичных моделей для авиакосмических аппаратов сложной структуры с крыльями малого удлинения и короткими отсеками фюзеляжа пришлось отказаться сразу даже для этапа предпроектного исследования. Отдельные аналитические решения, например, для кессонных коробок или стержней-подкосов включены в дискретные модели силовых схем с ориентацией на их анализ численными методами. Оптимизируется силовой каркас и оболочка планера с использованием метода конечного элемента совместно с теплозащитой и шасси. Главный критерий – масса, основное ограничение – жесткость, то есть деформация агрегатов. Варьируются размеры сечений силовых элементов, толщины панелей и теплозащиты, типы конструкционных материалов. Предтеча комплекса – Пакет программ Главного конструктора (см. раздел 2.2.). До применения пакета и его аналогов в авиастроительных организациях бытовала «полуручная» технология получения условно равнопрочной конструкции. Конструкторы давали чертеж прочнистам, те разбивали конструкцию на конечные элементы, делали поверочный расчет на одном-двух «гостированных» расчетных случаях и давали рекомендации об увеличении или уменьшении разных сечений и толщин. Тепловики отдельно считали теплозащиту для рассматриваемого типа конструкционного материала.

Так работали и работают сейчас конструкторы и прочнисты с расчетными системами, поддерживающими автоматизированное проектирование самолетов («Рипак», МАРС, «Диана», НАСТРАН, АСКа, ЭНСИС и другие). Особо возрастает длительность и трудоемкость таких «разомкнутых» процедур на этапе детализации конструкции, введении вырезов, люков, перестановке шпангоутов, перемещении внутренних блоков и агрегатов.

Наша революция состояла в автоматизации процедуры распределения массы по силовым элементам. Трудность в том, что более половины силовых элементов работают на устойчивость, и зависимость критических напряжений от размеров сечений существенно нелинейна. На первых порах в автоматической итерационной процедуре получались такие реализации статически неопределимой системы, когда чрезмерно «раздувались» толщины некоторых панелей, или наоборот полки отдельных лонжеронов или шпангоутов.

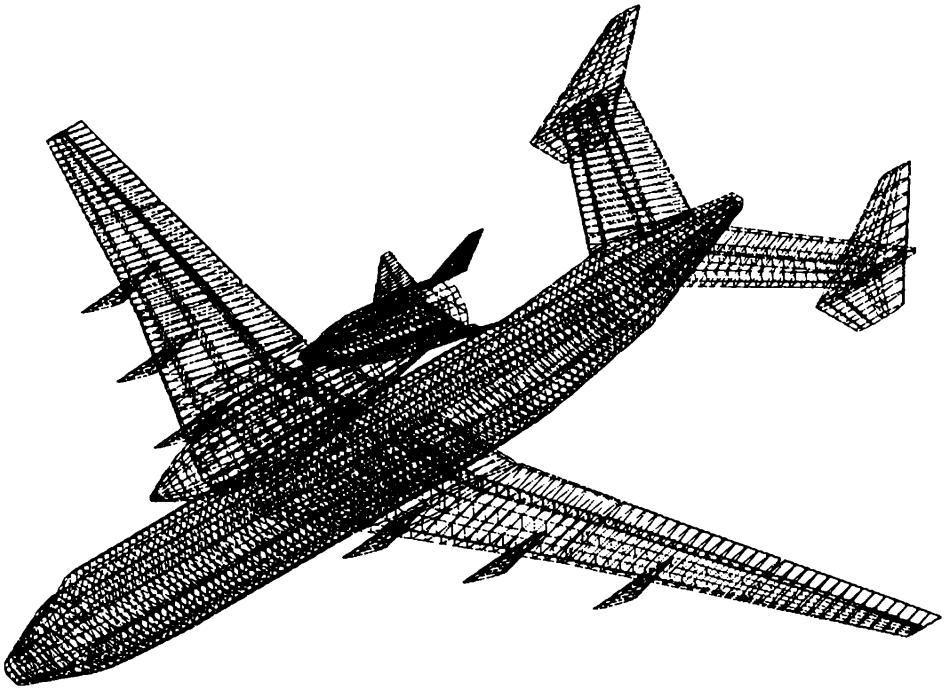


Рис. 4.1-1. Конечноэлементная схема системы МАКС для оптимизации конструкции и моделирования динамики посадки

Недоброжелатели, а среди них было немало маститых прочнистов из солидных организаций, предсказывали неудачу и принципиальную невозможность автоматического получения равнопрочной конструкции всего планера. Значительная трудность состоит также в «сшивании» по деформациям зоны крепления крыла к фюзеляжу из-за различных жесткостей агрегатов. После отладки спе-

циальных обратных связей и ввода процедур, ограничивающих чрезмерные локальные увеличения размеров силовых элементов, комплекс «Планер» стал работоспособен сначала для отдельных агрегатов, затем для планера и всего авиакосмического составного изделия.

На рис. 4.1-1 показана скелетная конечно-элементная схема самого большого в мире самолета-носителя Ан-225 с космической ступенью (то есть орбитальным самолетом и подвесным баком) системы МАКС (см. разделы 1.7 и 1.8). На рис. 4.1-2 показана такая же конечно-элементная схема крылатого разгонного возвращаемого многоразового модуля «Байкал» (см. раздел 1.10).

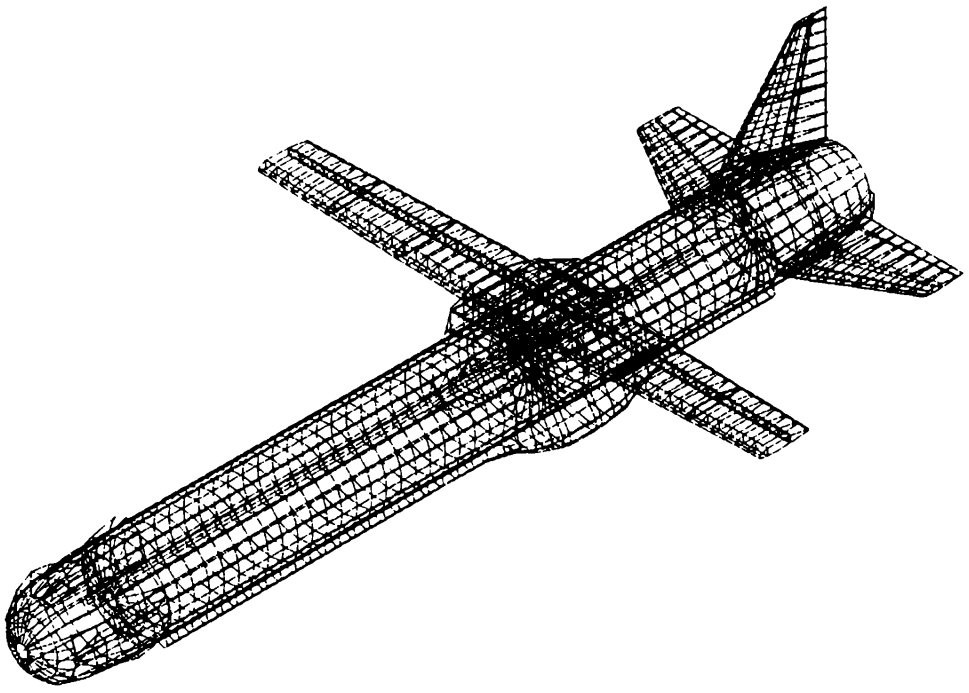


Рис. 4.1-2. Конечноэлементная схема ракетного ускорителя «Байкал» для оптимизации конструкции по программе «Планер»

Очень важно избежать типичной ошибки, которую делают на начальном этапе проектирования. Сравнение силовых схем нужно производить в одинаковых условиях, то есть на одном и том же

множестве условий функционирования. Но предельные температуры могут быть разными, ибо сравниваются различные конструкционные материалы. Помимо материалов варьируются шаги и направления установки силовых элементов (шпангоутов, бимсов, лонжеронов); направления и число слоев раскладки в композитных панелях; толщины и типы несущих сечений силовых полок; то есть все, что отличает одну силовую схему корпуса планера от другой силовой схемы.

Математическая формулировка метода оптимизации с задачей моделирования напряжено-деформированного состояния типового крыла малого удлинения и типовых отсеков фюзеляжа орбитального самолета со всеми принятыми при этом допущениями и ограничениями изложена в монографии [51].

Следует заметить, что в отличие от описанной в следующем разделе системы «Эйлер», комплекс программ «Планер» не является законченным программным продуктом, который можно поставлять «под ключ». Это скорее технология проектирования равнопрочных силовых конструкций для многоцелевых авиакосмических комплексов. При создании программного продукта по специальному заказу работа идет по схеме так называемого «офшорного» программирования, то есть с учетом создаваемой версии программного продукта под требования заказчиков.

Все авиакосмические аппараты и комплексы второго поколения – многоцелевые, они ориентированы на многообразие условий полета в отличие от самолетов и ракет, для которых есть специальные нормы прочности, руководящие отраслевые рекомендации и справочники. Для авиакосмических аппаратов приходится идти вслепую. Поэтому синтез равнопрочных конструкций осуществляется с дрейфом по условиям функционирования с выявлением наихудших режимов для отдельных агрегатов и всего изделия (в соответствии со стратегией проектного поиска, изложенной в разделе 2.4).

В начале применения первой версии «Планера» для оптимизации и проверки силовой схемы «Бурана» сложилась следующая ситуация. На одном из мало подозрительных расчетных случаев (полет в связке с ракетой-носителем при боковом ветре и перед отделением боковых блоков) смещение усилий, приходящих на задние основные узлы крепления к носителю, так перераспределило нагрузки на двадцать второй шпангоут хвостовой части фюзеляжа, что панели и бимсы теряли местную устойчивость. С этого момента началось уверенное распространение технологии работы с «Планером». Были добавлены программные средства, убеждающие пользователей в близости решений к предельно наилучшим. Методика такого структурного синтеза с моделированием уровней оптимальных значений критериев рассмотрена в разделе 2.5. Руководил работами по созданию системы «Планер» доктор технических наук Александр Александрович Панкевич.

Следующая модификация «Планера» связана с моделированием динамически упругих конструкций, к которым относится большинство несущих агрегатов авиакосмических изделий.

Напряженно-деформированная схема, сформированная в ходе применения метода конечных элементов, преобразовывается в пространственную сетку с узлами точечных масс и упругими связями. В этой схеме для отдельных элементов планера поагрегатно формируются их упруго-силовые модели, включающие характеристики органов управления. Это шасси, механизмы раскрытия створок полезного груза, манипулятор, руль направления - воздушный тормоз, элевоны, балансировочный щиток, раскладываемые консоли крыльев. Такая схема называется «динамической компоновкой».

Исследование динамически упругих конструкций также осуществляется на фоне множества случаев функционирования в соответствии с рекомендациями стратегии поиска, изложенной в 2.4.

Исследование динамически упругой конструкции не может быть достоверным без моделирования пространственного движе-

ния с учетом работы системы управления. Используются алгоритмы, описывающие работу системы автоматизированного управления и стабилизации. В участок моделирования предпосадочного снижения вводится модель действий пилота. Такая версия комплекса «Планер» с программными модулями описания распределений аэродинамических нагрузок и численного интегрирования уравнений движения центра масс и вокруг центра масс получила особое название «Димона». В «Димоне» моделируется аэроупругость. Считаются критические скорости флаттера, и в нагрузках на крыло и фюзеляж учитываются отличия «стояночной» от полетных форм агрегатов (см. раздел 3.2). Математические модели обводов задаются упрощенно, как показано в разделе 4.6.

Отработка и верификация первой версии «Димоны» осуществлялась сравнением результатов моделирования с параметрами многократных посадок экспериментального полноразмерного самолета-аналога «Бурана» (см. раздел 1.5).

Комплексы «Планер» и «Димона» позволили оперативно определить взлетно-посадочные режимы с нагрузками на динамически упругие агрегаты самолетов-носителей с грузами на спине и в том числе для транспортировки на космодром (см. раздел 1.6) и для взлета системы МАКС (раздел 1.7). Версия «Планера» без блока моделирования траекторий спуска (для оценки массы теплозащиты при разных конструкционных материалах) применялась и применяется в исследованиях перспективных схем транспортных самолетов. Эта версия стала рабочим инструментом в ряде авиастроительных конструкторских бюро.

В работах по анализу равнопрочности изделий бронетехники (упомянутых в шестом разделе) также с успехом использовался «Планер». На этом этапе разработаны дополнительно программы пространственного описания поверхностей грунтовых аэродромов и танкодромов.

4.2. Расчетно-виртуальное моделирование динамических схем механизмов, упругих конструкций и внешней среды на начальном этапе проектирования. Система «Эйлер» и ее применение

... Теоретические методы основаны на создании математических моделей самой упругой системы и способа передачи воздействий внешней среды на модель.
Авиация. Энциклопедия. – М.: Большая российская энциклопедия.

Программный комплекс «Эйлер» – это не совсем компьютерная система в ее традиционном понимании. Это технология автоматизированного анализа динамических процессов работы упругих конструкций в упругой среде. Но это своеобразная технология. Она нацелена на начальный этап проектирования. Ее корни следует искать в развитии пакета программ Главного конструктора (см. раздел 2.2). Разработчики системы были в числе первых создателей упомянутого пакета.

Отличие комплекса «Эйлер» от известных программных средств анализа динамики конструкций, например от системы ADAMS, от динамического подраздела NASTRAN, – в нацеленности на быстрое освоение пользователем, начавшим создавать новые конструкции самого различного вида и назначения и, в том числе, движущиеся механизмы. Привлекательность этого комплекса в том, что он позволяет еще на ранних стадиях проектирования получить достоверную информацию о динамическом поведении и внутреннем и внешнем силовом нагружении конструкций, а также оперативно проводить исследования нештатных ситуаций, возникающих в процессе эксплуатации.

Рис. 4.2-1 демонстрирует имитацию процесса разделения при воздушном старте самолета-демонстратора гиперзвуковых техно-

логий проекта МАКС (о проекте МАКС см. разделы 1.7 и 1.8). Учитываются колебания топлива в баках и их влияние на управляемое движение обоих объектов. Уже сам рисунок, сделанный средствами «Эйлера» показывает, что предусмотрен современный интерфейс (под Windows) и визуализация механической системы и значений ее характеристик.

Комплекс (также как и его предтеча – пакет программ Главного конструктора) настроен на объединение с другими прикладными программами в единую модель функционирования изделия.

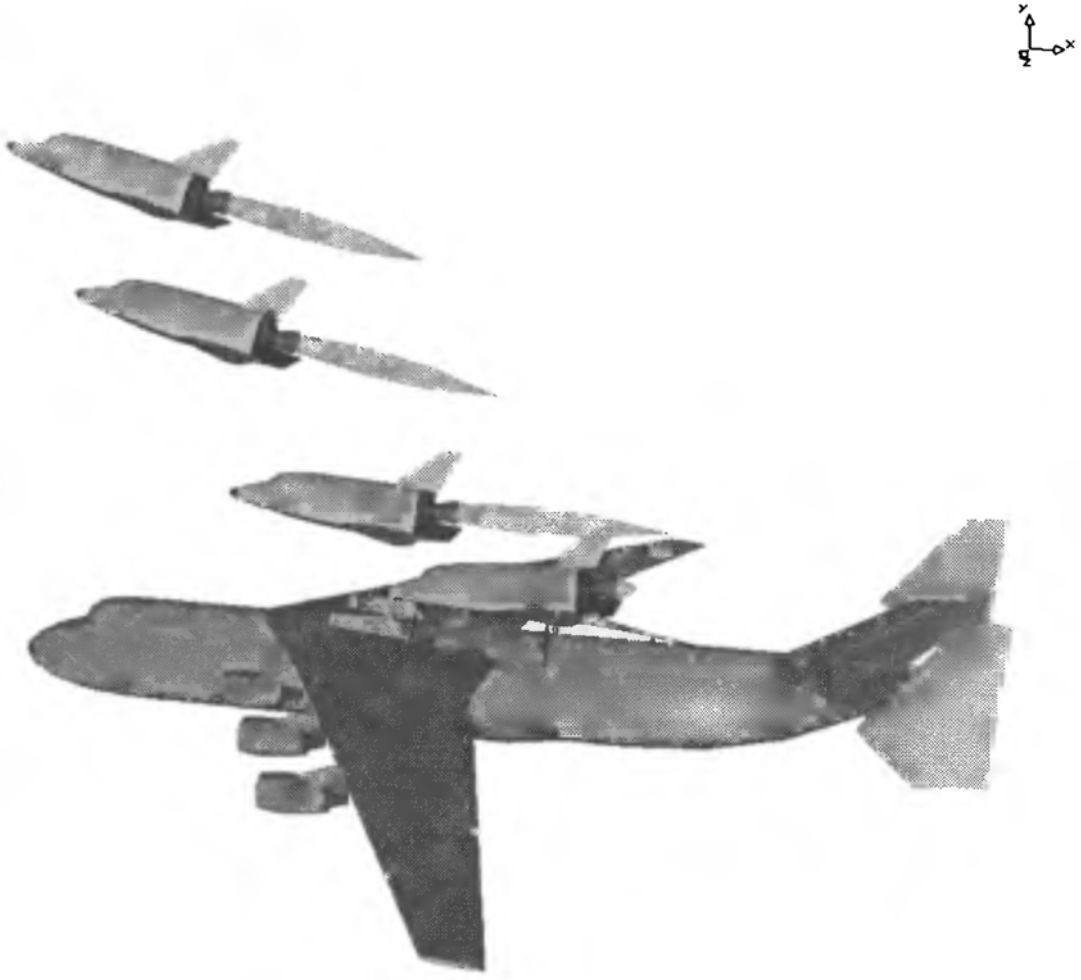


Рис. 4.2-1. Отделение экспериментального самолета-демонстратора МАКС-Д от самолета-носителя Ан-225

Суть технологии работы заключается в формировании самим будущим пользователем математической модели на основании инженерно-технического описания. Уравнения модели формируются автоматически на основе законов классической механики. Объект представляется как совокупность многозвенных механизмов, звенья которых связаны кинематическими связями и упругими демпфи-рующими элементами.

Пользователь при подготовке модели формирует на экране механическую систему, указывает шарниры, силовые элементы, задает по «меню» характеристики связей и описывает воздействие внешней среды. Механическая система движется на экране, и одновременно наблюдаются значения ускорений, скоростей, расстояний, углов и сил, сопровождающих движение.

Освоение технологии пользователем-инженером происходит за 2...3 недели. Результаты исследований оперативно выводятся на визуализирующие устройства, переносятся в текстовый редактор или оформляются в виде компьютерного фильма.

Предусмотрено моделирование движения жидкости в баках с выявлением инерционных нагрузок, влияния их на управление. Используются маятниковые и конечно-элементные модели жидкости. Применяется также моделирование внешней жидкой среды при исследовании движений ракет и торпед в воде с выходом в воздух и входом в воду.

Наиболее интересные и эффектные прикладные применения комплекса:

- динамика поведения самоходного орудия (с детальной моделью корпуса ходовой части и грунтов);
- моделирование стартового участка ракеты «Рокот» с учетом динамики стартовой колонны, пускового стола и транспортного контейнера и с учетом вероятностного характера внешних воздействий;
- моделирование старта тяжелого носителя «Ангара»;
- исследование процесса раскрытия солнечных батарей спутника «Ямал»;

• моделирование процесса стабилизации разгонного ракетного блока;
• моделирование операций перегрузки ракеты с транспортного судна на пусковую платформу перед морским стартом;
• исследование посадки грузопассажирского самолета;
• описание динамики раскрытия решетчатых рулей ракеты.

В рекомендациях авиационного отраслевого института и центра автоматизированного конструирования «Эйлер» предложен в качестве базового продукта для создания комплексных САПр.

Начало разработки комплекса характеризуется его ориентацией на разделение с динамическими подвижными носителями (проекты воздушного старта авиакосмических систем). Поэтому наиболее выгодно и применять его для задач такого рода с целью получения наиболее достоверных результатов с учетом работы бортовых систем управления.

Комплекс «Эйлер» рекомендован отраслевым советом по информационным технологиям для применения на всех аэрокосмических предприятиях. Головной разработчик системы – фирма «Автомеханика» (Генеральный директор Владимир Георгиевич Бойков), ведущие сотрудники и руководители которой являются также специалистами НПО «Молния».

«Эйлер» используется практически во всех проектных авиастроительных и ракетно-космических фирмах, а также в ряде машиностроительных организаций России и ближнего зарубежья. Комплекс оформлен как программный продукт с соблюдением требований рынка компьютерной продукции.

На рис. 4.2-2…4.2-12 показаны фрагменты изображений на экранах при решении задач на разных предприятиях: рис. 4.2-2 – иллюстрирует задачу моделирования режима отделения ракетного космического блока «Бриз»; рис. 4.2-3 – показывает режим раскрутки ветряной энергоустановки; рис. 4.2-4 – позволяет оценить результаты работы систем амортизации шасси самолета; рис 4.2-5 – дает характеристики колебаний изделия и стартовой мачты при

старте ракеты-носителя «Рокот»; рис. 4.2-6 – иллюстрирует динамику раскрытия солнечных батарей спутника дистанционного зондирования Земли; рис. 4.2-7 – это геометрические иллюстрации к задаче перегрузки ракеты «Зенит» при волнении моря на платформу для морского старта; рис. 4.2-8 – более детальная иллюстрация показанного на рис. 4.2-1 процесса «горячего» отделения гиперзвукового самолета-демонстратора системы МАКС от самолета-носителя; рис. 4.2-9 –иллюстрирует процесс сброса пустого топливного бака в полете МиГ-29; рис. 4.2-10 – показывает динамику операций переноса груза на объектах Международной космической станции; рис. 4.2-11 – это фрагмент иллюстрации процесса моделирования старта морской зенитной ракеты; рис. 4.2-12 – это демонстрация параметров процесса посадки транспортного самолета Ту-334.

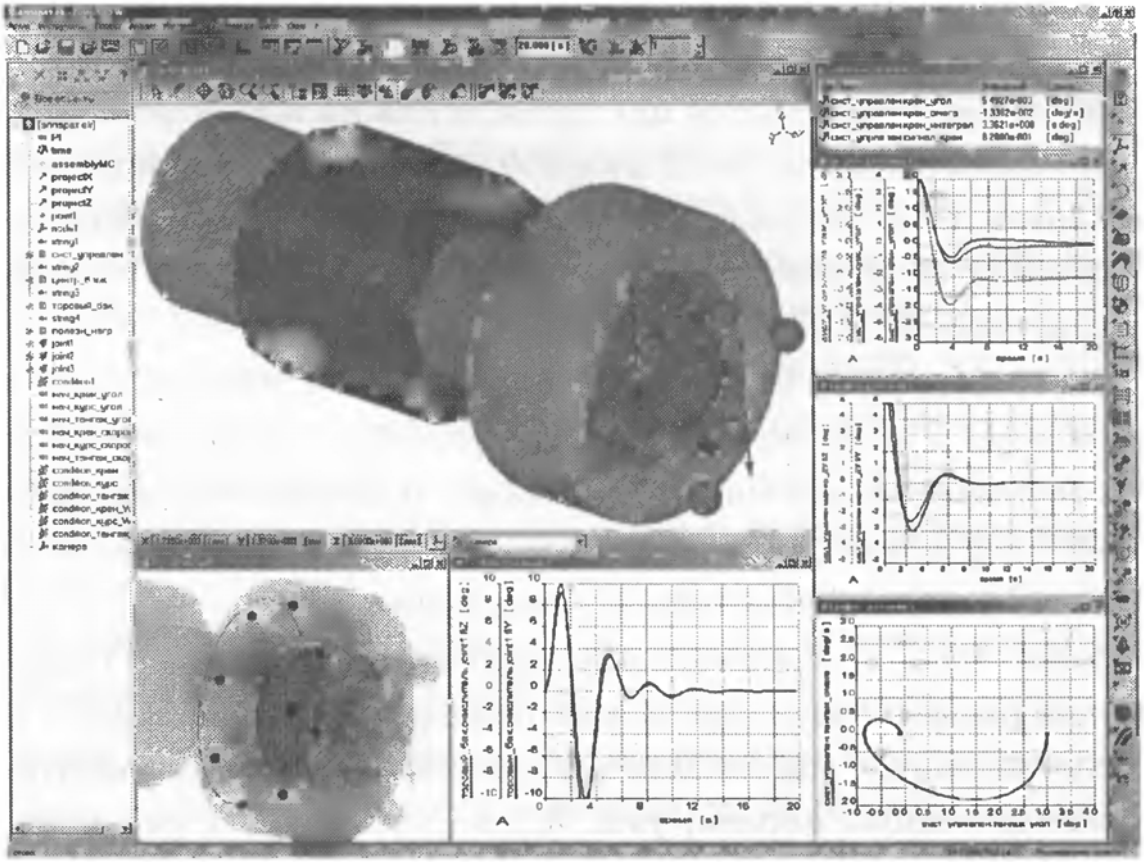


Рис. 4.2-2. Отделение РБ «Бриз»

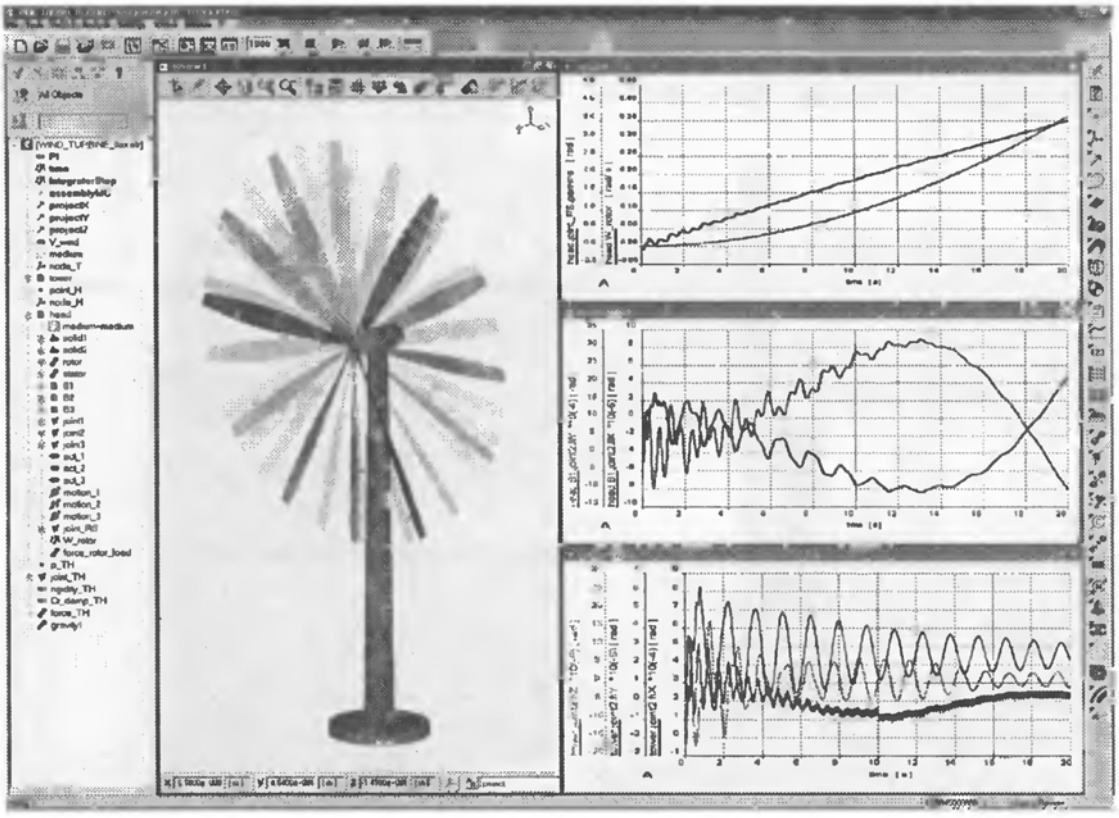


Рис. 4.2-3. Раскрутка энергоустановки

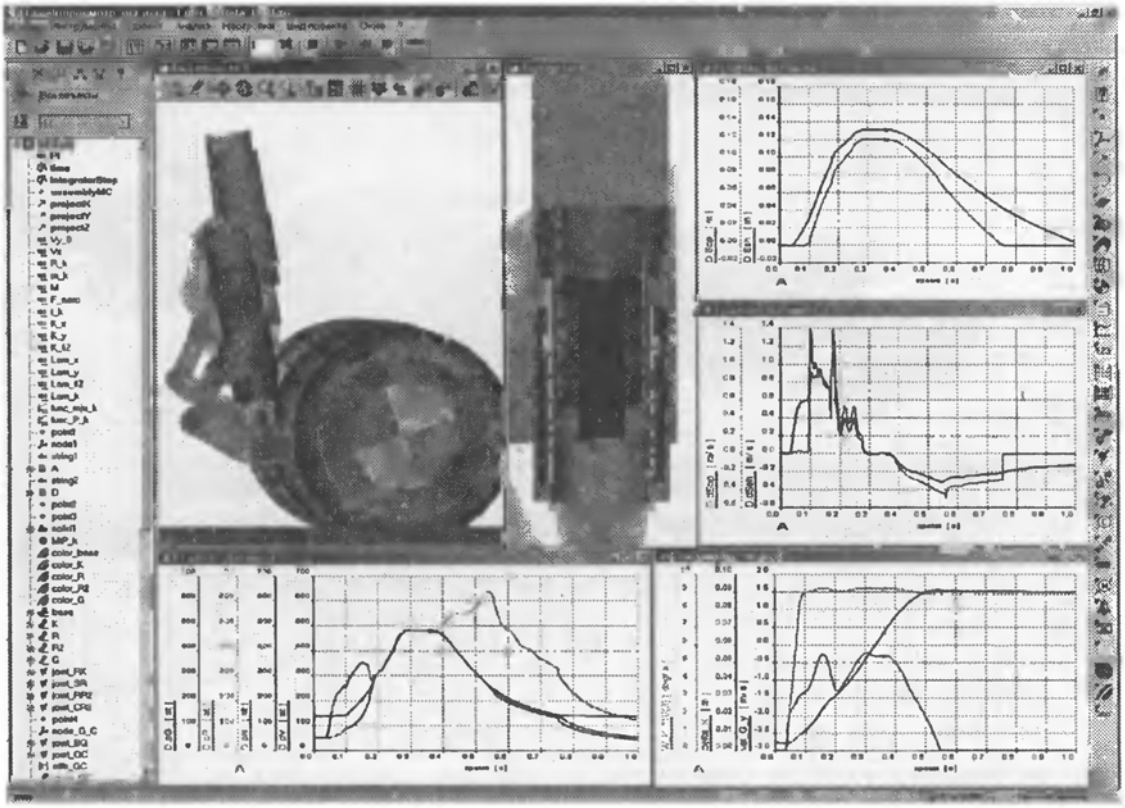


Рис. 4.2-4. Система амортизации шасси самолета

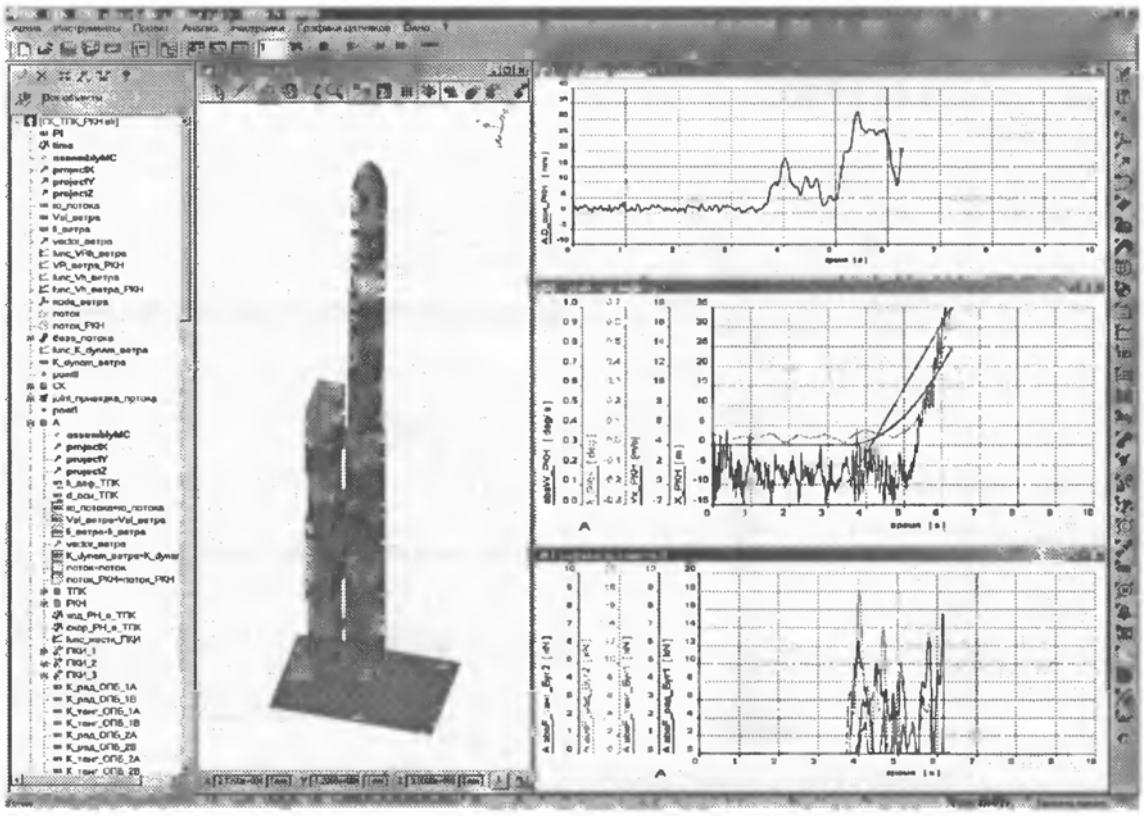


Рис. 4.2-5. Старт РН «Рокот»

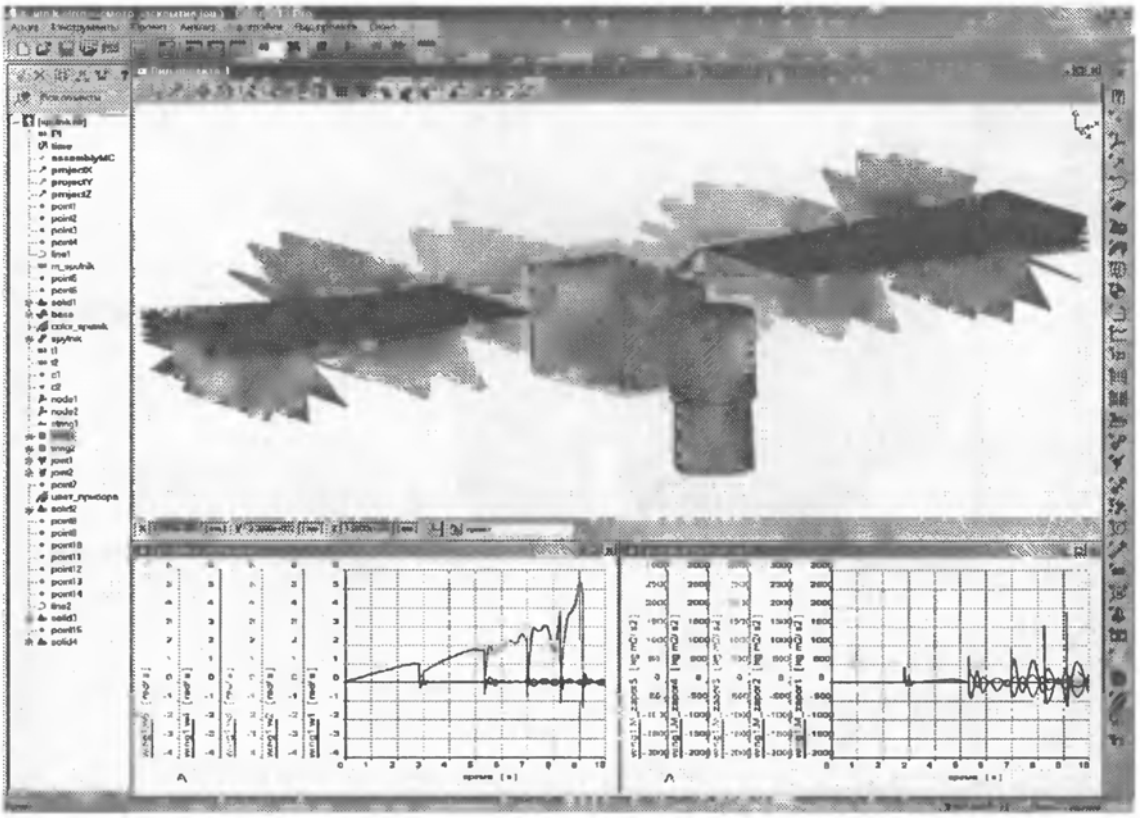


Рис. 4.2-6. Раскрытие солнечных батарей

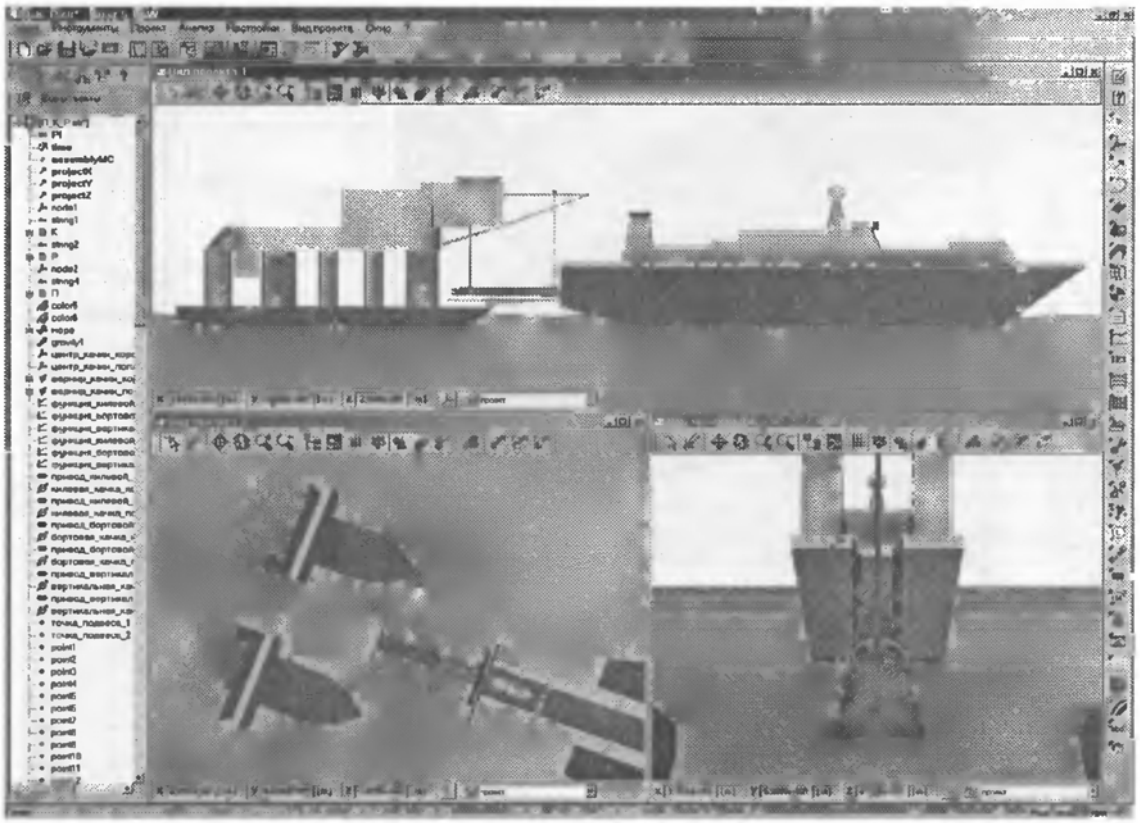


Рис. 4.2-7. Перегрузка РН «Зенит» в системе «Морской старт»

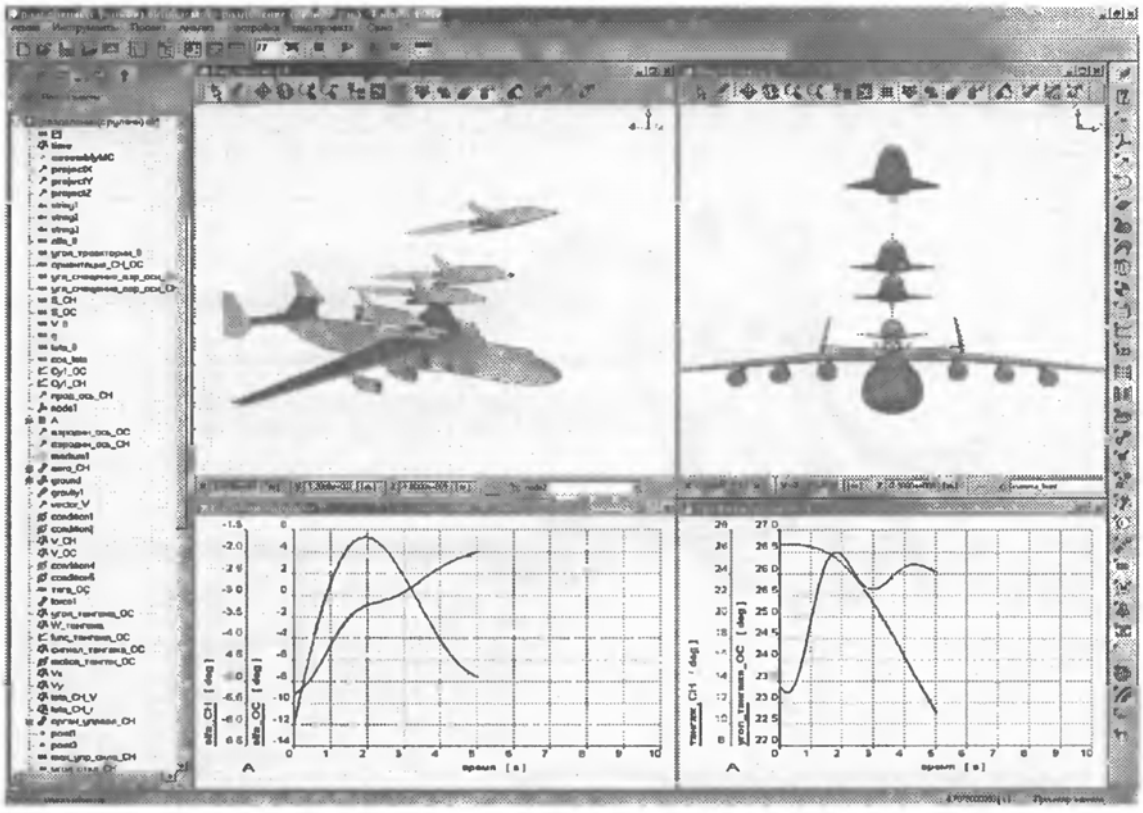


Рис. 4.2-8. Отделение ЭС МАКС-Д

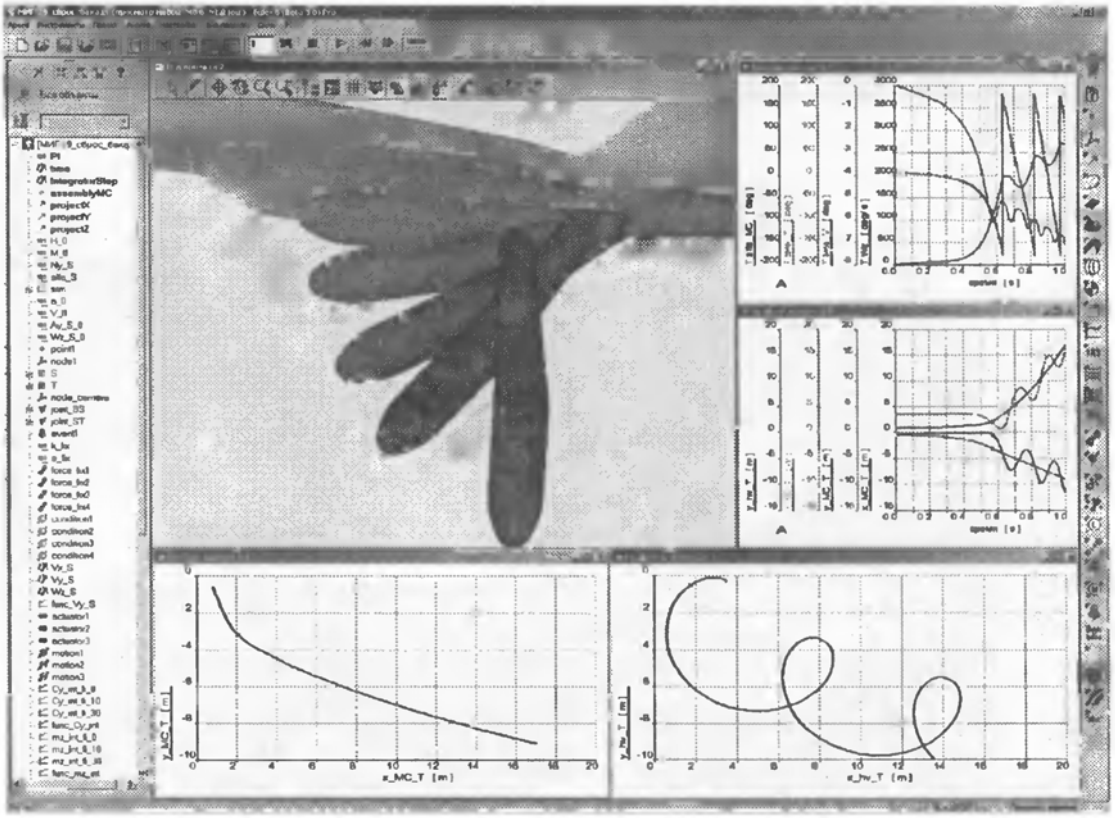


Рис. 4.2-9. Сброс бака МиГ-29 в полете

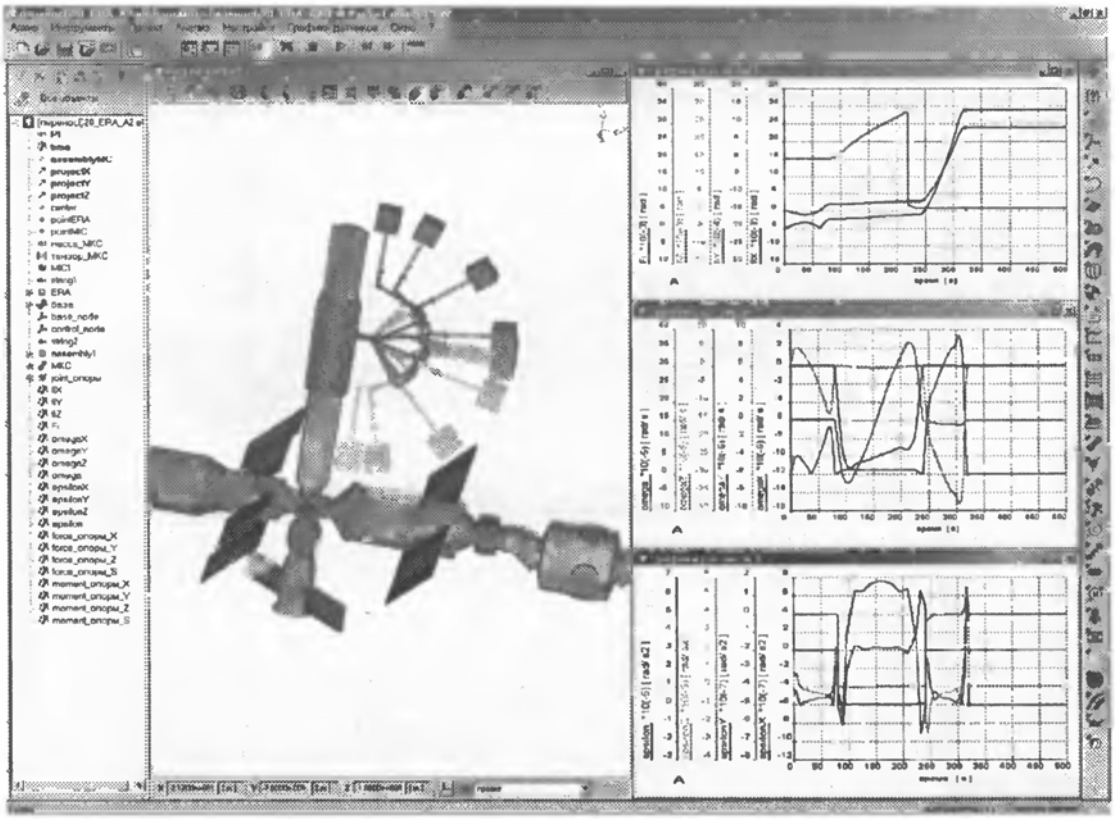


Рис. 4.2-10. Операции на МКС

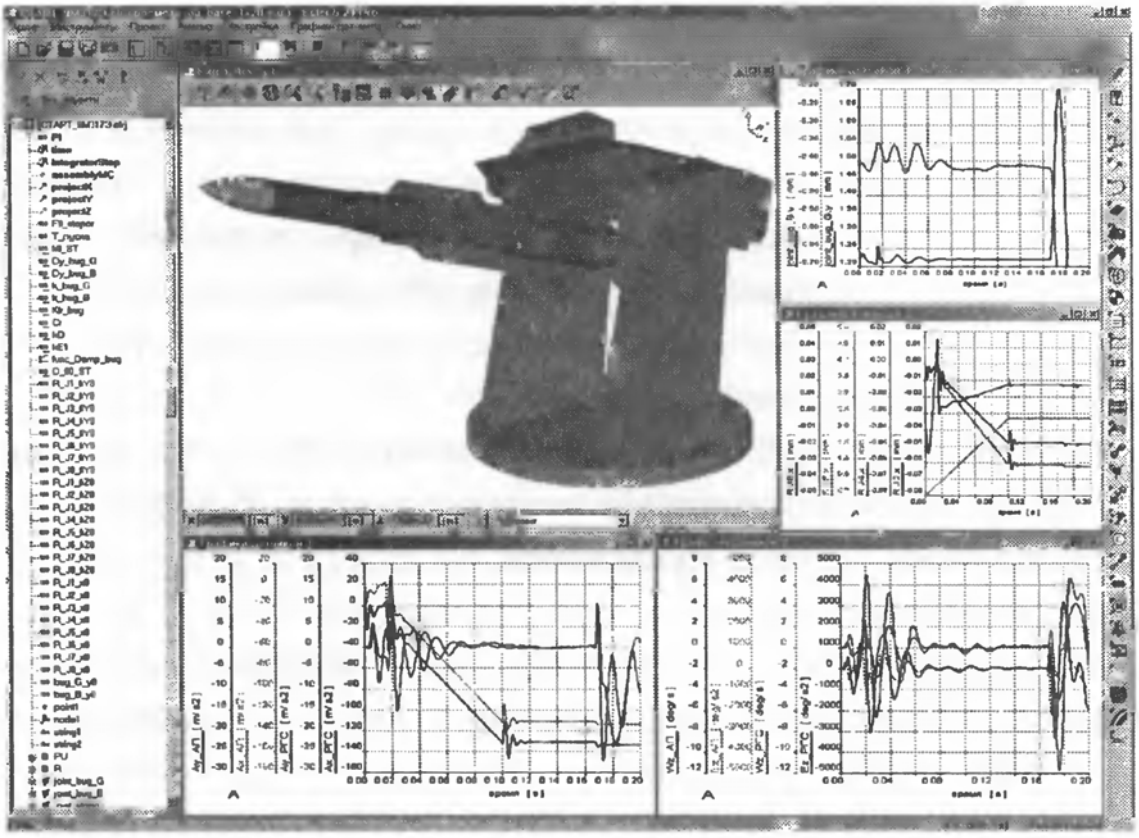


Рис. 4.2-11. Старт морской зенитной ракеты

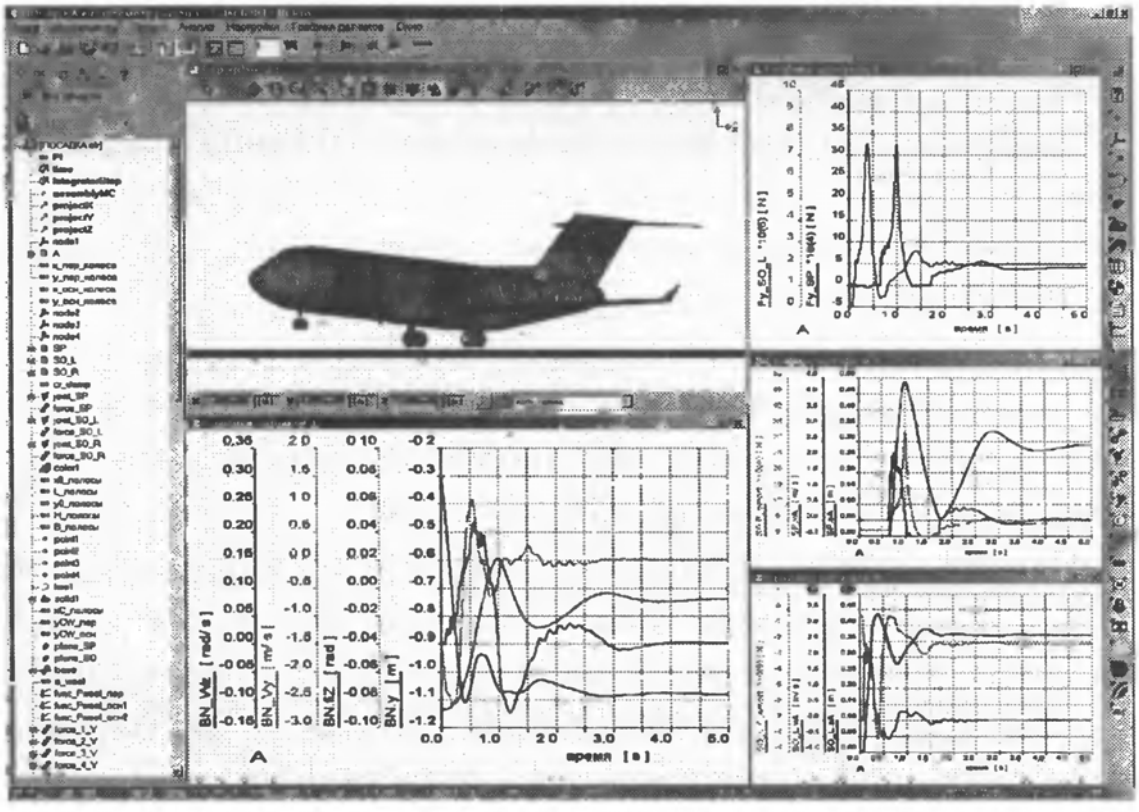


Рис. 4.2-12. Посадка самолета Ту-334

4.3. Переход от чертежного к бесчертежному конструированию деталей планера

... Третий тип технологий – «изменчивая технология» – характеризуется тем, что в течение жизненного цикла наблюдается появление сменяющих друг друга технологий.
В. Гончаров. Руководство для высшего управленческого персонала. (В поисках приемов управления).

В этом разделе речь пойдет о том, как стихийно в ходе создания планера орбитального самолета одна технология автоматизированного конструирования сменила другую. Одновременно спонтанно изменились ценности компьютерного конструирования. Вначале привлекательным казалось эффектное автоматизированное формирование чертежей. Потом выяснилась никчемность и интеллектуальная пустота фотографирования графопостроителем нарисованного вручную черновика конструктора, и прояснились привлекательность и польза поисковых исследований совместно с перспективностью процесса бесчертежного, безбумажного документооборота в общении конструкторских и производственных служб. Но обо всем по порядку.

В ходе работ по планеру «Бурана» объектами для первого процесса автоматизированного конструирования были выбраны стержни-подкосы, соединяющие полки лонжеронов, нервюр и шпангоутов так, как это показано на рис. 4.3-1.

Были сделаны три программы: расчета и оптимизации по массе; формы и распределения толщин трубы подкоса; подбора типовых и унифицированных законцовок «ухо-вилка» и черчения с помощью ФАП-КФ подкоса и его деталей. Почему-то формирование на графопостроителях чертежных изображений было воспринято как главное достижение. Объяснения примитивизма процесса гене-

рации такого чертежа путем «фотографирования» операторами ФАП-КФ черновика, сделанного вручную, не действовало на руководителей предприятия. Не убеждало никого отраслевое исследование головного центра автоматизированного конструирования НИЦ АСК о хронологии рабочего времени конструктора авиастроителя.

По этой хронологии, признанной всеми ведущими КБ, конструктор занят собственно окончательным формированием чертежа не более 10...15 % своего времени. Остальное время он тратит на обдумывание и обсуждение требований к конструкции и перебор вариантов (15...30 %), расчеты на прочность и расчеты размерных характеристик, объемов и массы (10...15 %); обсуждение технологии производства (10...15 %); согласование и запуск чертежей и извещений в производство (10...15 % и сопровождение процессов изготовления и испытаний (15...20 %).

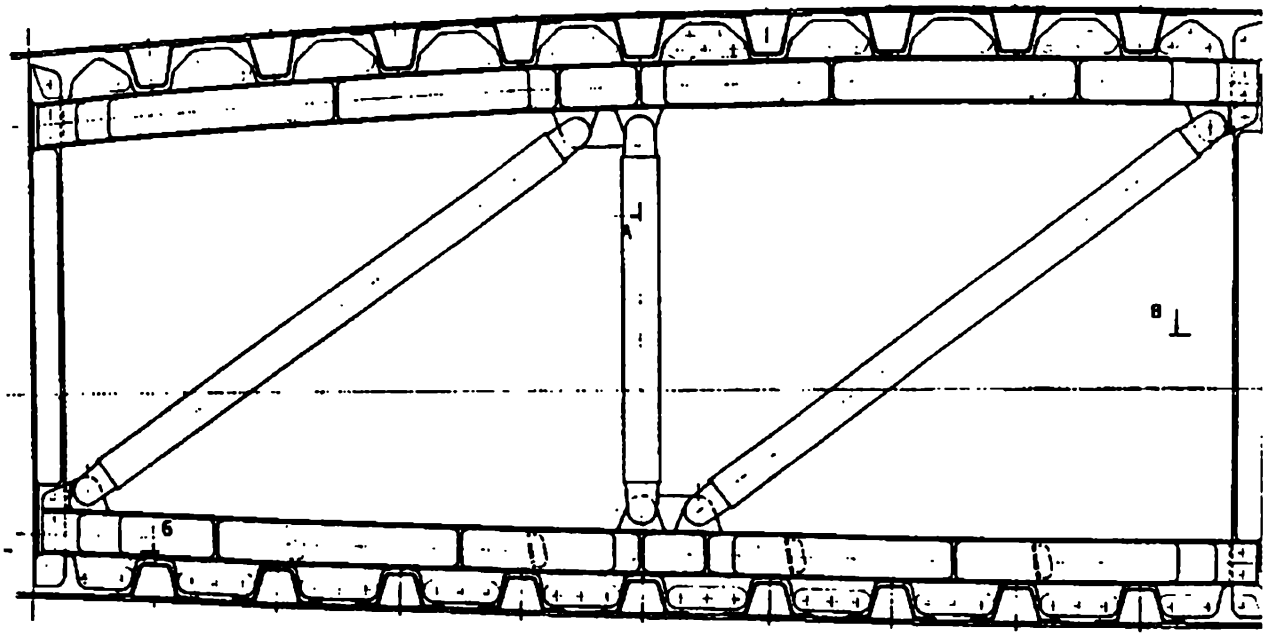


Рис. 4.3-1. Компьютерный чертеж секции нервюры

Поскольку исполнение чертежа казалось главным действием, то чертежи исполнялись четко и красиво, так, как показано на рис.

4.3-2. Работа шла в три смены, графопостроители эксплуатировали как станки, довели их шарниры до неисправимых люфтов. Чертежи зашивали в альбомы с золотым тиснением, Генеральный директор их возил Министру как свидетельство достижений компьютеризации, и премию платили пропорционально количеству альбомов чертежей.

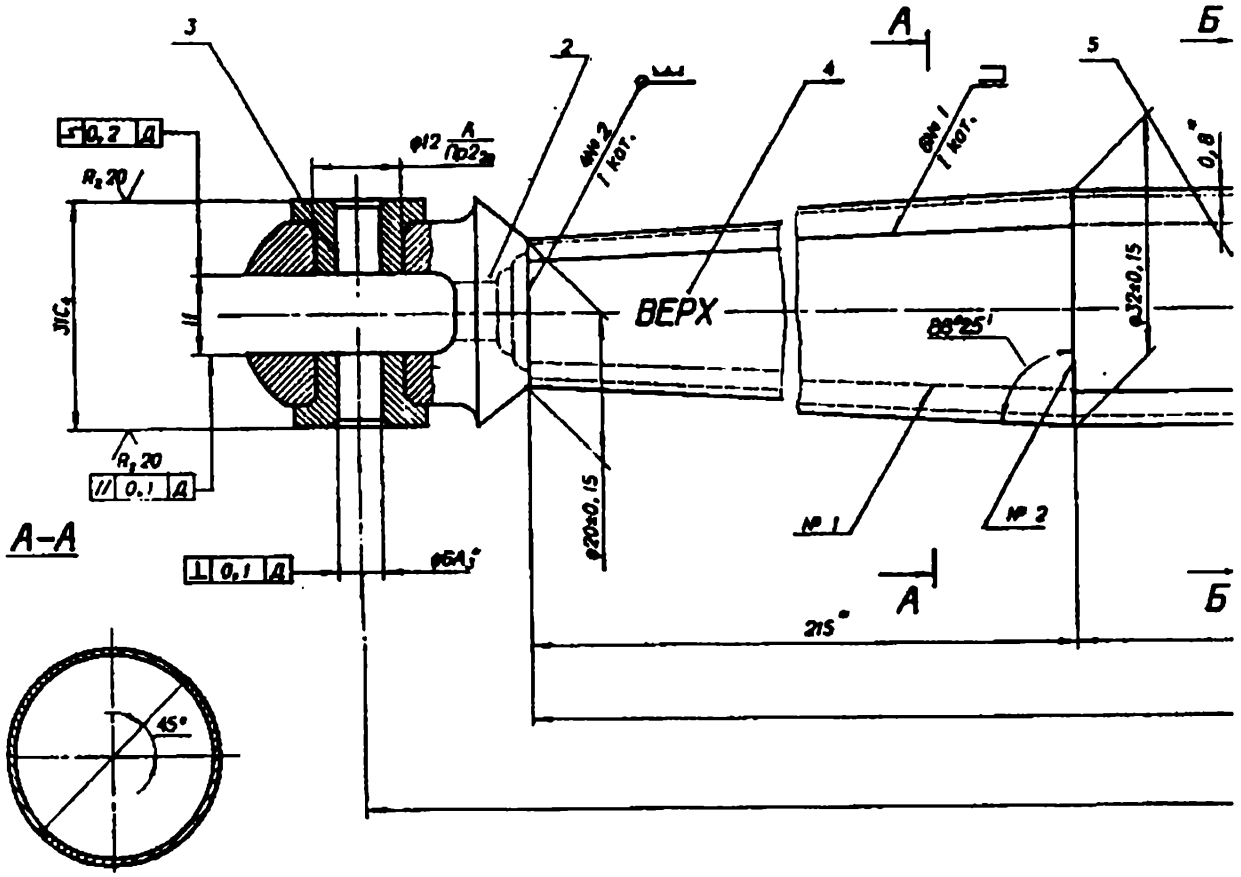


Рис. 4.3-2. Компьютерный чертеж стержня-подкоса

Этот этап работы закончился, когда альбомы отправили на заводы. Но первое сомнение в исключительной важности «чертежеформирования» возникло несколько раньше, когда подкосы начали испытывать на прочность (расчетный случай – продольный изгиб). «Я вас поздравляю, они равнопрочны! Они ломаются в разных местах, но точно при нагрузках больше расчетных на коэффициент запаса прочности» – эти слова Заместителя Главного конструктора,

руководителя проектного отделения, Главного конструктора САПр впервые расставили все по своим местам, определив примат алгоритмов оптимизации.

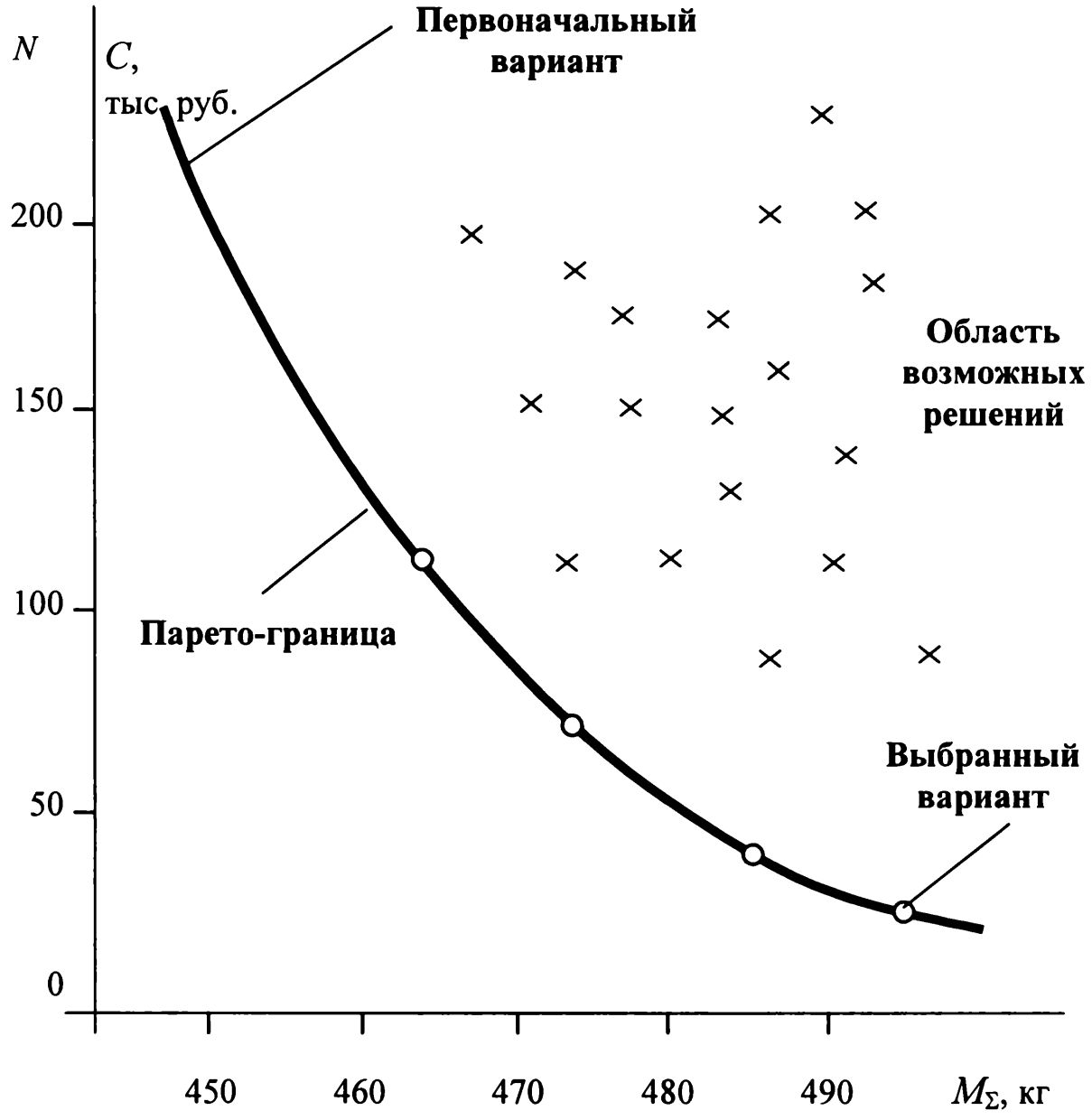


Рис. 4.3-3. Оптимизация количества матриц штампов:
N – число матриц; C – затраты на матрицы

Но окончательно торжество методов проектного поиска было впереди, когда заводчане, уважая «людей науки», осторожно поин-

тересовались: нельзя ли ценой небольшого отступления от минимума по массе уменьшить число штампов.

Оказалось, что труба каждого подкоса, штампуемая своими свариваемыми половинками из титанового сплава, была уникальна по размерам. И началась настоящая работа. По новой технологии конструирования осуществлялся поиск Парето-оптимальных решений (см. раздел 2.1).

Оказалось, что отступлением от строго оптимальных решений и потерей 40 кг (при общей массе «Бурана» 110 тонн) для всей партии из 350 подкосов на один самолет число матриц штампов удалось уменьшить в 5 раз, что показано на рис. 4.3-3.

Появились семейства типовых стержней-подкосов, благо унификацией законцовок предусмотрительно занялись в самом начале работы. За три месяца (что совершенно невозможно при «ручной» работе) проведены исследования возможностей применения других материалов (композитов, алюминиево-бериллиевых сплавов АБМ-4, стальных труб квадратного сечения).

Потребное число чертежей уменьшилось с нескольких сотен до десятков. Премию платили теперь обратно пропорционально количеству чертежей. И, наконец, все дружно пришли к идее одного типового обезличенного чертежа с прилагаемыми таблицами типоразмеров стержней-подкосов. И достойной законцовкой всему стала процедура передачи таблиц в закодированном виде на магнитных носителях в составе фрагмента банка данных деталей планера.

4.4. Задачи трассировки электрожгутов и магистралей

... Дьявольская конструкция, перевитая пестрыми проводами, поднималась за ним до самого потолка, увенчанного наверху подобием мощной направленной антенны.
Г. Парашкевич. Виртуальный герой или закон всемирного давления.

Одного из авторов после лекций по компьютерному проектированию авиакосмических аппаратов в испанской инжиниринговой фирме «Сенер» подвели к экрану, где с помощью системы CATIA изображалась цветная компоновка хвостового отсека Евроистребителя с «кишочками» гидропневмомагистралей и электропроводов, обвивающих воздушно-реактивный двигатель. Отдав дань красивой картинке, пришлось ее создателям задать такие вопросы:

- какая центровка отсека до и после установки двигателя, после заливки магистралей и после выработки топлива?
- какой общий объем и свободный объем отсека?
- какая общая масса трубопроводов, не входящих в поставляемый комплект двигательной установки?
- какая минимальная и реальная общая масса электрожгутов?
- какой разброс координат центра тяжести отсека в полете?
- какая масса узлов крепления трубопроводов и электрожгутов?
- какие ограничения приняты на минимальные зазоры между агрегатами и силовым каркасом отсека?
- сколько сделано вариантов трассировки кабелей?
- имеется ли сводная таблица длин кабелей?
- как генерируются и как выглядят чертежи электрожгутов?
- какая спецификация примененных электроразъемов?
- в каком виде выдаются эталоны длин кабелей?
- какой вид «меню» базы данных типовых и стандартных элементов трубопроводов?
- через какие люки производится пронос инструментов к узлам крепления двигателей?
- как условно вытянуть «в длину» трубопровод или кабель?
- как осуществляется доступ к узлам регулировки при юстировке сопла двигателя?

На эти вопросы ответа не было, да его и быть не могло, ибо цель работы – иллюстрация бездумного использования современной системы геометрического конструирования. Это была типичнейшая ситуация: система была, а процесса ее применения не было.

Если бы эти вопросы были заданы конструкторам, прокладывавшим магистрали и электропроводку по отсекам «Бурана» или авиакосмических аппаратов второго поколения, то ответы последовали бы с помощью информационно-справочной системы, поддерживающей процесс трассировки по отсекам изделий. Для трассировки необходима работа на трех экранах, или даже на трех планшетах кодирования графической информации. Используются твердые копии трех проекций, полученные после работ с электронными макетами отсеков. Заранее заполняется статистическая база данных с типоразмерами электроразъемов и с таблицами типовых деталей стыковки трубопроводов. В работе используются сводные электросхемы и пневмогидросхемы изделия.

Главное правило: обязательно осуществляются несколько вариантов прокладки как жгутов, так и магистралей. Фиксируются и запоминаются элементы крепления, общие короба, кабель мачты, узлы установки гермоплат и петли в местах соединения и разъединения отсеков.

Для ускорения расчетов длин кабелей и трубопроводов применяется «манхеттенская метрика». Одно из новшеств: производится статистическая оценка предельных значений основных показателей по набору проведенных вариантов трассировок. Используется приближенная графоаналитическая методика приближенной оценки предельных значений критериев. На выходе процесса:

- типовые обезличенные чертежи электрожгутов;
- эталоны длин кабелей;
- заполненная база данных комплектующих элементов;
- таблицы типовых элементов соединений трубопроводов;
- база данных для генерации карт управления токарными полуавтоматами для вытачивания панелей, переходников, накидных муфт трубопроводов;
- обезличенные чертежи трубопроводов.

Обучение работе в процессе автоматизированной трассировки занимает одну-две недели для отсеков средней сложности при наличии электронного макета компоновки.

4.5. Анализ и классификация информации, содержащейся в чертеже. Виды и характеристики бесчертежно-бесплазовых процессов проектирования-производства

> *... Чертеж – изображение предметов, главным образом машин, сооружений и технических приспособлений и их деталей, выполненных с соблюдением ряда условных обозначений, особых правил и определенного масштаба.*
> *Большая советская энциклопедия. – М., 1955.*

Прежде чем понять возможность и необходимость отказа от чертежей, как это впервые сделали в отечественном машиностроении для планера и теплозащиты «Бурана», попытаемся осмыслить, какую информацию мы теряем, отказавшись от чертежей, а поскольку терять ее нельзя, то будем искать способ как ее довести до сведения производственников. Впрочем, до работ по «Бурану» бесчертежное производство многочисленных деталей существовало в электронике, и оно опиралось на компьютерное представление узоров печатных плат с последующим формированием фотошаблонов и матриц для печатания плат.

Первоначально для теплозащиты космического корабля «Спейс Шаттл» и для «Бурана» предполагалась работа с упрощенными чертежами. В компьютерных сетях осуществлялась передача и проработка геометрической и текстовой, часто скрытой и завуа-

лированной, информации, которая раньше по традиции вносилась или подразумевалась в поле чертежа.

Первые шаги к упрощению чертежей и освобождению их от точных геометрических данных были сделаны, как это ни странно, довольно давно, до появления компьютеров, и эти шаги были сделаны в авиастроении. В конце тридцатых годов внедрением плазового способа производства конструкторам самолетов была разрешена магическая фраза «делать по плазу». Этой фразой трудоемкость построения чертежных изображений уменьшалась, зато появлялись, как правило, на заводах, скрупулезные операции лекального формирования криволинейных контуров сечений крыла, фюзеляжа и оперения. Собственно, применяемый до сих пор повсеместно и очень медленно вытесняемый другими компьютерными методами метод дискриминантных кривых второго порядка есть следствие привычек работать с контурами сечений на плазу. Однако сам плазово-шаблонный метод, постепенно трансформируясь, стал ориентироваться на средства машинной графики, подготавливая тем самым себе замену в виде универсальных математических и информационных моделей обводов, призванных при общении через компьютеры заменить плаз и теоретические чертежи.

Прежде чем говорить о бесчертежности, следует понять и представить себе, какая именно информация чертежа наиболее пригодна для передачи компьютерным путем. Для этого необходимо провести семантический анализ всей чертежной информации.

В таблицах 4.5-1 и 4.5-2 показаны результаты изучения различных данных, содержащихся в явном или неявном (закодированном) виде в чертежах значительной сложности.

Обобщены чертежи, созданные для:

- корпусов аэрокосмических комплексов;
- самолетов-такси;
- транспортных самолетов;

- пассажирских самолетов;
- блоков ракет-носителей;
- отсеков космических аппаратов;
- механизмов и корпусов автомобилей;
- тракторов;
- подъемно-транспортных машин;
- агрегатов малогабаритных заводов для производства кирпича;
- разгрузочно-погрузочного и разделочного оборудования для овощных хранилищ;
- агрегатов технологической стапельной оснастки;
- щитов-панелей антенн-радиотелескопов;
- механических агрегатов координатографов и чертежных автоматов разных типов.

Почти все виды информации оказывается возможным закодировать и хранить в банках данных (кроме персональных реквизитов - подписей исполнителей). В пятой колонке таблицы показаны приближенные оценки объема информации.

Таблица 4.5-1

Анализ информации, содержащейся на чертежах

Перечень возможной информации	Геометрическая		Смысловая		Г	Х
	И	Д	С	О		
Сборочные чертежи						
- внешние виды узлов и деталей	±	+	–	0.05-0.08	+	+
- сечения узлов и деталей	±	+	–	0.15	+	+
- материалы и покрытия	–	–	+	0.01	+	+

Окончание табл. 4.5-1

Перечень возможной информации	Геометрическая		Смысловая		Г	Х
	И	Д	С	О		
Сборочные чертежи						
- технологические процессы	±	–	+	0.02	+	+
- заготовки деталей	–	+	+	0.01	+	+
- типовые детали	–	–	±	0.15	+	+
- развертки, разметки и разделки	–	+	–	0.10	+	+
- размеры габаритные	+	+	–	0.10-0.15	+	+
- размеры установочные	+	–	–	0.10-0.15	+	+
- форма поверхностей	–	±	+	0.20-0.30	–	–
- точность обработки и сборки	–	–	+	0.10-0.15	–	+
- принадлежность узлов, деталей	–	–	+	0.05	+	+
- общее количество тип. деталей	–	–	±	0.01	+	+
- масса деталей	–	+	±	0.01	+	+
- центровка и моменты инерции	–	+	–	0.01	–	+
- реквизиты	–	–	+	0.01	–	–
- нагрузки	–	+	±	0.01	+	+
- расчет конструкции	–	+	±	0.02	+	+

Таблица 4.5-2

Анализ информации, содержащейся на плазах

Перечень возможной информации	Геометрическая		Смысловая		Г	Х
	И	Д	С	О		
Плазы						
- форма сечений и поверхностей	+	+	±	0.50	–	+
- размеры	+	+	+	0.20	+	+
- проекционные изображения и эталоны длин	+	+	±	0.10	+	+
- дефекты поверхностей (изломы и разрывы кривизны)	–	+	+	0.20	–	–

Обозначения в табл. 4.5.1 и 4.5.2:
И – имеется; Д – получается дополнительно; С – семантическая; О – относительная; Г – возможность генерации данных по отдельным запросам; Х – возможность хранения в базе данных

Это усредненные данные, тем не менее, показывающие, что наиболее выгодно кодировать и передавать на машинных носителях сведения о форме и геометрических параметрах.

Изображения, размещаемые на теоретических чертежах, как правило, показывают форму обводов и условия сборки.

На рис. 4.5-1 показан сформированный по информации электронного макета чертеж носового блока двигателей ориентации орбитального самолета. По объему информации такой чертеж является емким, в нем собраны сведения, представленные обычно на чертеже и плазе. Объем информации в пересчете на одну форматку А-11 в таком чертеже при векторном представлении данных составляет 8000...9000 байт, и показанный чертеж несет в себе примерно 0,1 мегабайта. В растровом способе хранения информации эта цифра увеличится на два порядка.

Представление деталей со сложными криволинейными формами, подкрепленное плазовыми проработками, требует увеличения информации в 3...5 раз.

В таблицах 4.5-1, 4.5-2 специально выделена графа 3, показывающая, какую именно информацию необходимо специально выделить на чертежных данных, поскольку она может быть задана неявно. Часть этих данных просто упомянуты и подразумеваются конструктором и технологом. В процессе производства они реализуются «по умолчанию». Работы этого направления представляют наибольшую трудность, они специфичны для каждого типа изделия, и в сложившихся взаимоотношениях КБ и производства они формализуются по-разному, будучи оговорены во временных стандартах предприятия, в технических указаниях или конструкторско-технологических решениях и соглашениях. Часть этих данных, дополняющих чертеж, содержится в директивных технологических процессах изготовления и сборки, согласуемых с конструкторскими службами.

Сегодняшнее состояние организационного обеспечения проектно-производственных операций, уровень оснащения вычислительной техникой (особенно сетями ЭВМ), степень подготовки конструкторов и технологов не позволяют ориентироваться в обозримой перспективе на такой переход к безбумажной технологии, в котором вся чертежная информация, поименованная в таблицах 4.5-1 и 4.5-2, будет перекодирована с записью в банки данных. Реально только поэтапное решение такой задачи с выделением из чертежей части информации, передаваемой затем в виде фрагментов банков данных.

В качестве примера можно указать практикуемые в интегрированных проектных системах приемы перехода на схематические (обезличенные) чертежи с табличным приложениями (архивами данных) на машинных носителях. Эти приложения дополняют чертежи массивами размеров и перечнем операций обработки.

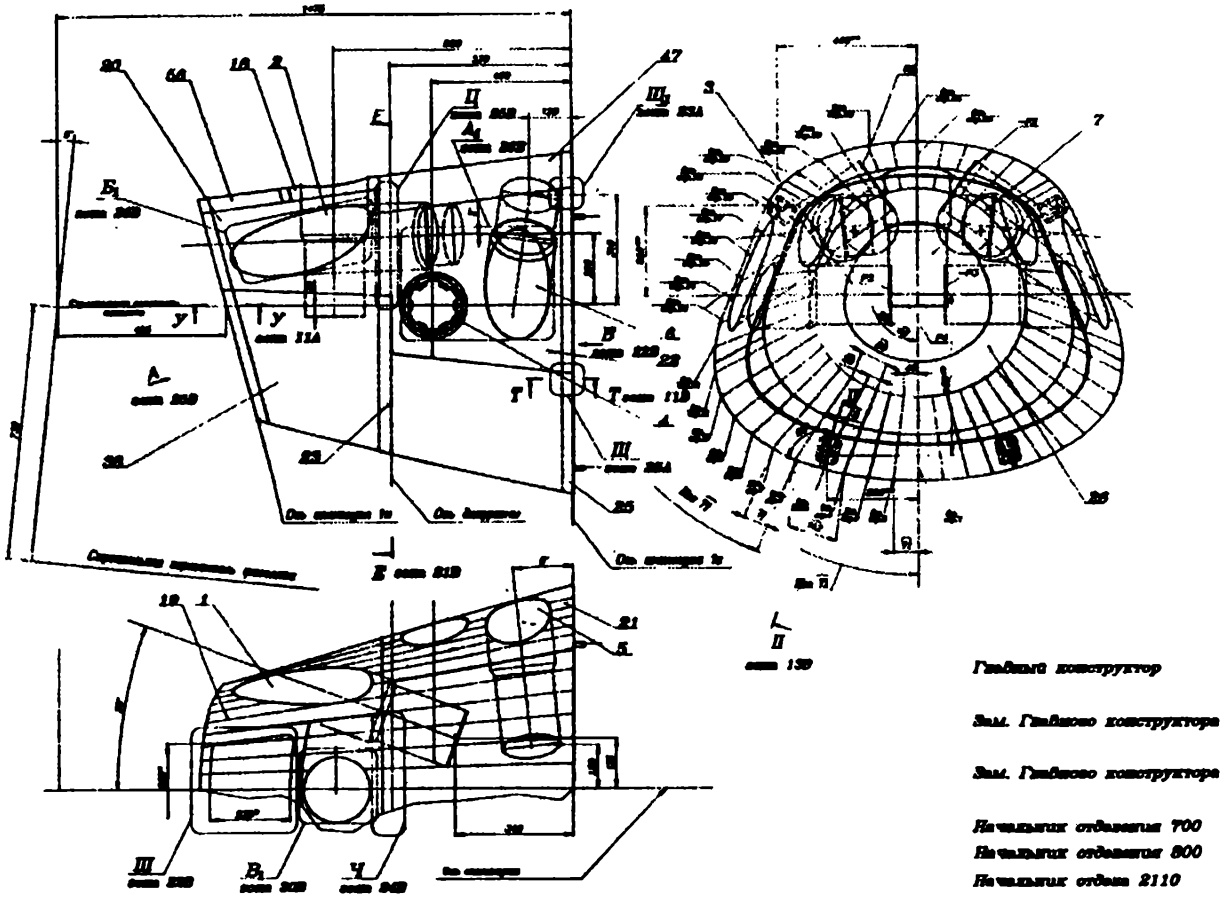


Рис. 4.5-1. Носовой блок двигателей ориентации орбитального самолета

В одном из предыдущих разделов 4.3 показано, как логика развития и совершенствования процесса автоматизированного конструирования стержней-подкосов привела к понятию обезличенных упрощенных обобщенных чертежей с приложением к ним архивов данных, хранящих геометрические индивидуальные параметры унифицированных стержней-подкосов. Уже десятки лет на передовых авиастроительных предприятиях автоматизированное изготовление аэродинамических моделей осуществляется по упрощенным чертежам, из которых изъята сложная геометрическая информация. Она содержится не в дополняющем чертеж плазе, а в отдельных библиотеках подпрограмм.

В ряде случаев практикуется создание нескольких вариантов исходных данных для обводообразующих поверхностей одной и той же модели. Так, при продувках модели в аэродинамической трубе обеспечивается изменение формы крыла и других элементов в соответствии с их деформационными искажениями в полете (стапельная, стояночная и полетные формы).

Сохранение чертежного образа в полном объеме возможно с дополнением самого чертежа в процессе документооборота его фрагментами на машинных носителях. Это могут быть информационные модели отдельных видов или сечений, воспроизведенные средствами машинной графики дополнительно на месте изготовления или сборки. Это также могут быть тексты специальных технологических или материаловедческих дополнений и примечания. И, наконец, это применяемые на ряде предприятий подсистемы параллельного запуска чертежных спецификаций. Ведомости спецификаций чертежей, направляемые параллельно с обычным запуском основного комплекта документации дают возможность на базе специально созданного комплекта программ автоматизировано формировать справки и ведомости покупных изделий, расцеховочные ведомости, ведомости общей сборки, проводить автоматизированный весовой контроль и контроль комплектации изделия. Задачи компьютерного проектирования в этом случае смыкаются с задачами автоматизированной технологической подготовки производства.

Интерфейс конструкторских бюро и заводов может быть построен по таким схемам:

Схема № 1. Для конструкторских бюро, использующих компьютеры, но не имеющих развитых технологий автоматизированного проектирования, и для производства имеющего станки с ЧПУ (наиболее распространенный на практике случай). На стыке между конструкторскими и производственными подразделениями – чертежи, плазы, таблицы и карты кодирования технологической информации. Управляющие программы для станков формируются в производственных службах.

Схема № 2. Для конструкторских бюро, использующих в работе технологию автоматизированного проектирования и для заводов, имеющих оборудование с ЧПУ, но не имеющих компьютеризованных служб технологической подготовки и управления производством. Выходная информация КБ на стыке с заводом – архивы программ для станков. По такой схеме был построен процесс производства теплозащиты для космического корабля «Спейс Шаттл».

Схема № 3. Для оснащенных современными системами компьютерного производства проектных организаций и заводов, имеющих собственные системы компьютерной обработки. Наиболее предпочтителен вариант, при котором производственные службы получают банк данных деталей и формируют по нему все программное обеспечение для изготовления и сборки. Этот интерфейс может быть рекурсивным, по обратным связям с производства поступают на машинных носителях информационные массивы технологических сведений об изготовленных с погрешностями агрегатах, а по ним проектные службы переформировывают банки данных, вновь передаваемые на производство. Так построен процесс проектирования-производства теплозащиты и деталей планера орбитального корабля «Буран».

Схема № 4. При оснащенных вычислительных сетями с развитыми и налаженными процессами компьютерной обработки данных, как в проектной организации, так и в производственных службах заводов целесообразна организация не совсем обычного, на первый взгляд, интерфейса. Результаты детальной проектной и предварительной технологической проработки представляются на производство в составе банка проектных данных с библиотеками программ.

По этой информации на заводе формируются математические и информационные модели деталей, причем в процессе этого формирования участвуют проектные службы конструкторского бюро. Результирующий банк проектно-производственных данных представ-

ляет собой общий результат работы и общесистемное ядро объединенной интегрированной системы проектирования и изготовления.

Так строятся процессы формирования по бесчертежно-бесплазовой технологии деталей планера, теплозащиты и технологической оснастки для авиакосмических комплексов второго поколения. Технические особенности такого процесса описаны в разделе 3.3.

4.6. Методы «спецконтура» и автоматизированное выглаживание обводов с помощью алгоритмов оптимизации

– Так, – сказал Руфак. – И Вы ничего не слышали о семи принципах Командувары?
– Ничего.
– И об алгебре информированных полей, конечно?
– Нет.
– И о фундаментальной теореме диссипации информации?
А. и Б. Стругацкие. Полдень XXI век.

Каждое авиастроительное предприятие старается приобрести и освоить новейшие программы описания обводов. Сейчас, как правило, это комплексы IDEAS, CATIA, UNIGRAPHICS, EUCLID и ряд других. В них кроме описания криволинейных поверхностей формируются модели компоновок, геометрические образы деталей и узлов с реализацией выхода на обработку. Но каждое российское предприятие продолжает параллельно совершенствовать отечественный отраслевой программный продукт и свой задел, особенно в части оперативного описания форм изделий, ориентируясь при этом на свою технологию проектирования.

В работах по «Бурану» и авиакосмическим аппаратам нового поколения были разработаны специфические методы и алгоритмы

формирования и автоматизированного выглаживания обводов. Эти методы описаны в монографии [51]. Здесь имеет смысл кратко изложить их суть, назначение и особенности применения. Главная идея этих методов – дать возможность проектанту автоматически сформировать обводообразующие контуры всего изделия или его главных частей: корпуса и крыльев. Такое представление позволяет быстро определить объемы и поверхности, построить конечно-элементную сетку для расчета давлений на гиперзвуке, то есть оценить аэродинамические характеристики, а значит и траектории с теплообменом, то, что делается в пакете программ Главного конструктора (см. раздел 2.2).

Поскольку облик авиакосмических аппаратов может быть подобен лодке или глиссеру, то формы типа «несущей корпус» (Lifting Body) можно собирать набором тел, поперечное сечение которых суть два полуэллипса. Эллиптичность может меняться линейно по длине. Полуоси эллипсов определяются линиями батокса и средней линией.

Уравнения поверхности каждого тела имеет вид:

- в декартовых координатах

$$\frac{y^2}{b^2(x)} + \frac{z^2}{c^2(x)} = 1;$$

- в цилиндрических координатах

$$\rho^2 \left(\frac{\cos^2 \varphi}{b^2(x)} + \frac{\sin^2 \varphi}{c^2(x)} \right) = 1$$

При этом

$$b(x) = b_0 + \frac{b_к - b_п}{l} x; \quad c(x) = c_0 + \frac{c_к - c_п}{l} x,$$

где $b_п$ и $c_п$, $b_к$ и $c_к$ – значения полуосей эллипсов в начальном и конечном сечении, l – длина тела.

В каждом сечении каждого эллипса определяется эллиптичность

$$\varepsilon_{yz} = b(x) / c(x).$$

Для проектанта летательного аппарата всегда было заманчиво описать одним уравнением (пусть даже приближенно) весь фюзеляж, предварительно нарисовав его набор сечений.

В качестве такого уравнения можно принять:

$$\bar{y} = \pm\sqrt{\frac{1-\bar{z}^2}{1-m\bar{z}^2}},$$

где $\bar{y}$ и $\bar{z}$ – безразмерные координаты по осям базового опорного квадрата, охватывающего поперечный контур; m – параметр формы контура, позволяющий управлять обводами по длине фюзеляжа.

При $m \to 1$ контур приближается к опорному квадрату; $m = 0$ контур – окружность; $m < -3$ контуры имеют участки перегиба, что удобно при описании фонаря.

Диапазон $-3 < m \le 1$ дает многообразие выпуклых контуров. Этот способ удобен для формирования каналов воздухозаборников. Поверхность крыльев с наплывами может описываться одной кусочно-аналитической формой. Нужно так же, как в предыдущем случае, задать функцию поперечного сечения с параметрами, меняющимися по размаху.

Такая функция может иметь вид:

$$y = a\tilde{x}^b e^{c\tilde{x}},$$

где $\tilde{x} = \dfrac{x}{x - x_m}$.

При $\tilde{x}$, меняющемся от 0 до ∞, абсцисса дужки профиля x меняется от 0 до x_m, где x_m – длина хорды в сечении. При этом:

$$\tilde{x}_{max} = -b / c;$$

$$y_{max} = a(\tilde{x}_{max} / c)^b.$$

В зависимости от значений a и b сформируются сверхкритические профили с острым носком.

Методика работы с функциями «спецконтура» детально описана в монографии [51].

Рассмотрим еще один способ задания обводов, рожденный для «Бурана». Этот способ соединяет преимущества архаичного, но наглядного и применяемого в плазовых прорисовках, метода кривых второго порядка и классического метода апроксимации сплайн-функциями.

Для плоской кривой, проходящей через четыре точки $(i-1)$, i; $(i+1)$, $(i+2)$ на интервале $(i, i+1)$ формируется взаимодействие опорной кривой второго порядка, подходящей «слева», проходящей через три точки с ординатами y_{i-1}, y_i, y_{i+1} и подобной ей опорной кривой, уходящей «вправо» через три точки с ординатами y_i, y_{i+1}, y_{i+2}.

В самом простом случае ордината искомой гладкой кривой на рассматриваемом интервале вычисляется так:

$$y_\varepsilon = (1-k)y_{i-1,i,i+1}(x) + ky_{i,i+1,i+2}(x),$$

где $k = \dfrac{x - x_i}{x_{i-1} - x_i}$.

В этой книге основное внимание уделяется технологии работы при автоматизированном проектировании, поэтому рассмотрим методику компьютерного выглаживания обводов. Этой методики нет в алгоритмах современных программ геометрического конструирования. Критериев при выглаживании обводов может быть несколько. Желательно обеспечить такой не очень формализуемый показатель как «наглядность» обводообразующих кривых, особенно линий батокса. В приведенном выше методе лекальных опорных дуг начальный этап поиска состоит в выборе номенклатуры базовых точек таким образом, чтобы между опорными дугами обеспе-

чивалось минимальное рассогласование. Варьируемые параметры в задачах автоматизированного выглаживания:

- порядковые номера тех узловых точек, которые выбираются в качестве базовых, то есть граничных точек сочленяемых интервалов (искомые обводообразующие кривые должны проходить точно через базовые точки, причем оставшиеся опорные точки используются для «подгонки» контура изменением своих ординат так, чтобы контур проходил между ними по принципам усреднения);
- типы обводообразующих кривых второго порядка.

Помимо основного критерия – суммы квадратов отклонений в опорных точках (при ограничениях на амплитуду отклонений) возможно использовать и другие критерии. Они вычисляются конечно-разностным способом, и их важность и влияние выявляются на опыте для каждого типа контура.

Критерий «жесткости» контура:

$$\min \int_{x_n}^{x_k} [y']^2 \, dx.$$

Критерий «устойчивости» контура:

$$\min \int_{x_n}^{x_k} [y'']^2 \, dx.$$

Критерий «точности» апроксимации:

$$\min \max_i \left| \frac{\Delta y_i}{x_i - x_{i-1}} \right|,$$

где Δy – отклонение ординаты опорной точки от обводообразующей кривой.

Алгоритмы поиска могут быть шаговыми, но лучшие результаты при формировании гладких обводов крыла «Бурана» в зоне стыка консоли с наплывом показали методы случайной выборки на

одискреченном множестве, образованном интервальным заданием отклонений ординат опорных точек. Технология работы с алгоритмами случайной выборки детально изложена в монографии [51], а также описана в разделе 2.5 этой книги.

4.7. Позиционные расчеты на обводообразующих поверхностях при раскрое плиток теплозащиты

... Математика – наука, изучающая пространственные формы и количественные отношения действительного мира.
Ф. Энгельс. Антидюринг.

В этом разделе речь пойдет о сложной и красивой математической задаче, связанной с формообразованием и математическим копированием реальных поверхностей планера под подошвы плиток теплозащиты.

Большое количество плиток (более 38640 на один самолет) не позволяет в обозримые сроки формировать и корректировать каждую плитку на экране графической станции. Такая «штучная» работа трудоемка и несколько напоминает архаичные «ручные» способы плазовой работы с обводообразующими деталями. Поэтому созданы и успешно используются оригинальные программные комплексы для пакетных автоматизированных режимов расчета сотен плиток, покрывающих агрегаты или стыки отсеков. Ни в одной из современных системе геометрического моделирования ничего подобного нет.

Расчет теоретических размеров плиток осуществляется путем позиционирования и метрирования следов раскройных поверхностей на поверхности планера. Революционным такой подход можно признать потому, что программы позиционных расчетов сделаны инвариантными к методам математического описания обводо-

образующих поверхностей. Такой подход назван кибернетическим, и он использует любую программу расчета координат обводообразующих поверхностей как «черный ящик». В него посылаются две координаты (x, z) или (x, y), и на выходе получается y или z. Важно, чтобы реакция черного ящика была приемлемой по процессорному времени, безошибочной и однозначной.

Как следует из рисунка 4.7-1, поверхность самолета нарезается поясами с «кирпичной» укладкой, причем пояса должны быть примерно ортогональны местным линиям тока (см. раздел 1.5).

Результаты позиционных расчетов – это сетки двулинейного каркаса равноотстоящих точек на поверхности, эквидистантной корпусу и на наружной поверхности обтекаемой потоком.

Сетки формируют цифровую модель плиточного гнезда.

Для регулярной и простой трапециевидной в плане плитки графическая информационная модель плиточного гнезда показана на рис. 4.7-2.

Цель позиционных расчетов – раскроить поверхность самолета (сделать «паркетирование»), а конечная задача – получить и заслать в банк данных цифровые модели гнезд плиток.

Для этого используются следующие операции:

- расчет по двум координатам, принадлежащим обводам, третьей;
- пересчет из систем координат планера и агрегатов в местные системы координат;
- нахождение семейств точек на следах пересечения с обводами плоскостей общего положения;
- метрирование следов плоскостей;
- нахождение семейств точек на нормалях и бинормалях;
- метрирование нормалей и бинормалей;
- формирование плоскостей, проходящих через нормали ортогонально следам других плоскостей;
- развертки криволинейных поверхностей методом триангуляции.

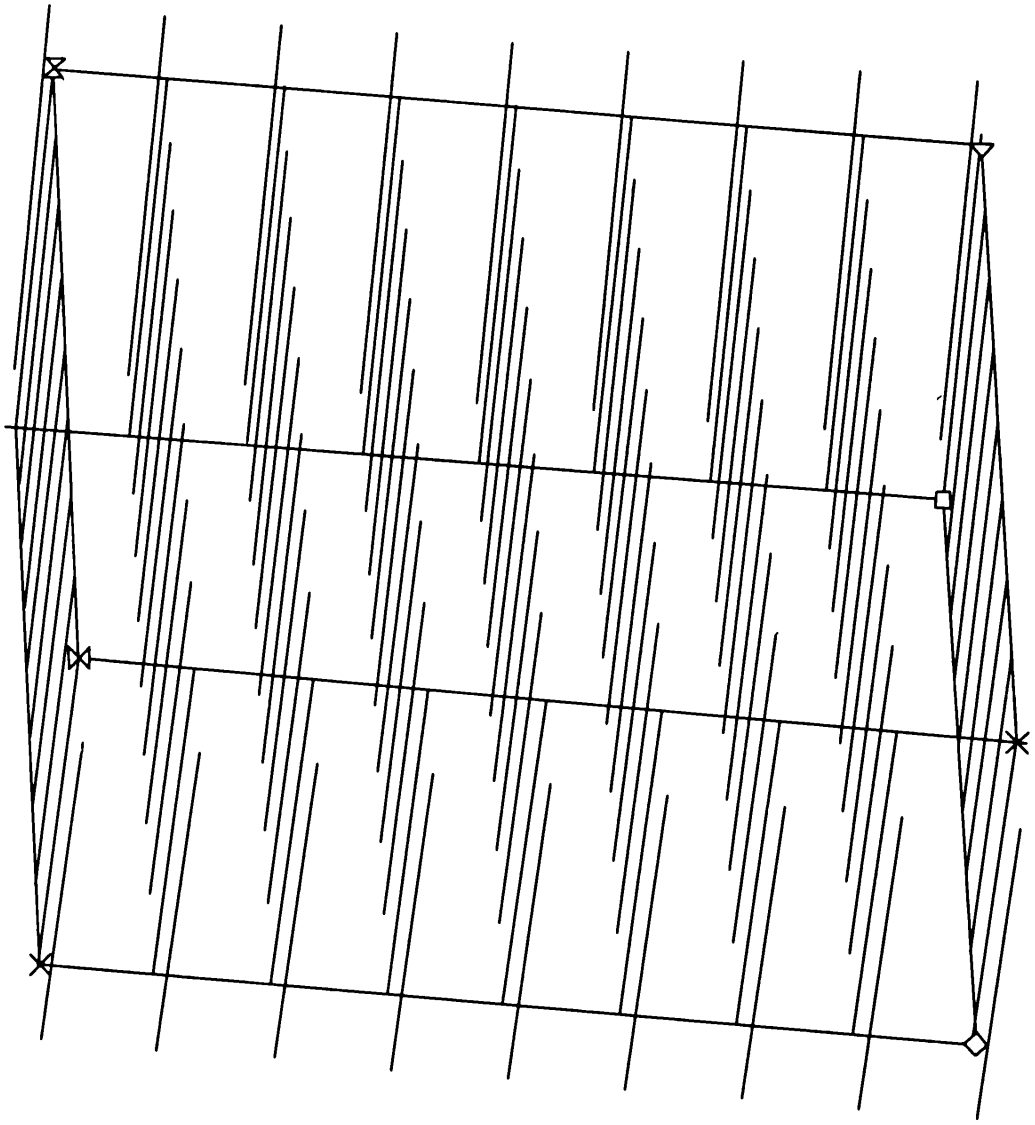


Рис. 4.7-1. Нарезка поверхности самолета поясами с «кирпичной» укладкой

Образно говоря, мы виртуально движемся по следу главной плоскости общего положения и на определенных расстояниях (по хорде) восстанавливаем нормали, проводим через них ортогональные плоскости, находим пересечения следа этой плоскости с соседней главной плоскостью, затем находим места «протыкания» нормалями внешнего теоретического обвода.

Все это делается интерационно с использованием метода дихотомии. Результат – точечная модель плиточного гнезда. Строгая

математическая формулировка задачи синтеза цифровой модели плиточного гнезда с применением алгебрологических понятий изложена в работе [35] и монографии [51].

Рис. 4.7-2. Иерархический граф конфигурации обводообразующей детали

Поверхности и грани «нормальные» малки) реальной плитки не совпадают с поверхностями точечного каркаса, поскольку учитываются размеры инструмента, дополнительные «выбегающие» за контур плитки линии, эквидистантные вторично порождаемые поверхности для укладки демпфирующих подложек и для формиро-

вания межплиточных щелей и внешних антиэррозионных покрытий (см. раздел 3.3).

Геометрический образ сложной по форме многоугольной плитки в виде пространственно ориентированного графа смежности поверхностей, дуг и базовых точек (см. рис 4.7-2).

Одна из наиболее сложных и интересных операций – виртуальная «подгонка» плиточной «подошвы» к реально изготовленной бугристой поверхности размеченного плиточного гнезда, которая измеряется накладными или стапельными координатографами. Точечная модель плитки виртуально совмещается с сеткой замеров и условно ставится тремя угловыми точками рамки «подошвы» (первой, второй и третьей) на угловые точки размеченного поля замеров. Четвертая точка «повисает» в пространстве на величину + δ. Этого нельзя позволить, ибо в угловом стыке плиток будет ступенька, равная размеру несовпадения и «провисания». Совершается виртуальная процедура поворота вокруг линии, соединяющей точки 2 и 3 до достижения отклонений по + $\delta/2$ в первой и четвертой точках. Затем вся модель условно проседает относительно поля замеров на – $\delta/4$. Получаем практическое уменьшение рассогласования в углу в четыре раза, что обычно достаточно. Затем совершается оптимальное выглаживание точечно заданной поверхности подошв, так как это рассказано в предыдущем разделе 4.6.

Двулинейный каркас точек проходит между точками замеров, ибо приходится учитывать неточности обмера. Так создается гладкая математическая модель, отображающая реальную поверхность и не порождающая накапливаемой ступеньки при групповом обмере и выглаживании.

Более сложным, но таким же принципиально образом, осуществляется математическая корректировка и «подгонка» точечных моделей плиточных гнезд на стыках агрегатов по размерам в плане и по толщине плиток. При этом заданы допуски: ступенька между

плитками – не более 0,2; «неприлегание» к реальной поверхности – не хуже 0,2 мм; межщелевой зазор – в пределах 0,8 ± 0,6 мм.

С гордостью можем сказать, что для первого экземпляра планера «Буран» все обмеренные агрегаты имели среднеквадратичные отклонения порядка 2,5 мм с максимальными расхождениями на стыке агрегатов до 7 мм, но ни один агрегат не был забракован. Во всех случаях удалось обеспечить заданные допуски на межплиточную ступеньку в обводах не более 0,2 мм.

Примерно 80 % плиток первой машины переопределялись по прилеганию, размерам в плане и толщине, то есть по наружному обводу. У первого экземпляра космического корабля «Спейс Шаттл» переопределялись 20 % плиток.

4.8. Специфика создания электронных макетов. Методы защитного кодирования компоновок и чертежей изделий

... Оказывается, кроме нашего привычного мира с метрикой Римана, принципом неопределенности, физическим вакуумом и пьяницей Брутом, существуют и другие миры, обладающие ярко выраженной реальностью.

... Сбитый с толку «Ардан» вместо того, чтобы считать в двоичной системе, непонятным мне образом переходил на древнюю шестнадцатеричную, да еще менял логику, начисто отрицая принцип "исключения третьего.

А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Развитие трехмерного или 3D-моделирования с одновременным представлением сложных криволинейных поверхностей перенесло нас в авиастроении в мир виртуального макетирования изделий. Понятие «электронного макета» – весьма расплывчато, и так называют как упрощенные внешние виды изделий, так и действительно сложные структуры с силовым каркасом, трассировкой магистралей и кинематическими моделями механизмов.

Главной задача электронного макетирования – не только демонстрация красивых «внутренностей» самолета руководству фирмы и макетной комиссии, но и создание информационной базы для работы конструкторских и технологических служб.

Конструктор, который раньше «рисовал» и попросту «фотографировал» с черновика программой 2D плоский чертеж, обдуманный заранее, теперь имеет богатые возможности визуализации всех сечений, габаритных расстояний и форм каркаса, оборудования и элементов крепежа. «От электронного макета к чертежу» – именно такой поворот в технологии компьютерного проектирования реализуется во всех передовых авиастроительных организациях, и авиакосмическое объединение не исключение. На рис 4.8-1 показан выполненный в SOLID EDGE электронный макет отсека многоразового крылатого ракетного модуля. Назначение и условия работы «Байкала» рассмотрены в разделе 1.11. Использование твердотельного моделирования для работы с компьютерными моделями компоновки – не обязательное и даже не всегда выгодное дело. Зачастую более простым и наглядным следует считать традиционно в течение двадцати лет применяемую в авиастроении методику моделирования объемной компоновки отсеков полиэдрическими геометрическими моделями. Так удобно и экономно описывать линейчатые обводы агрегатов, коммуникации, каналы и простые агрегаты круглой и коробчатой формы.

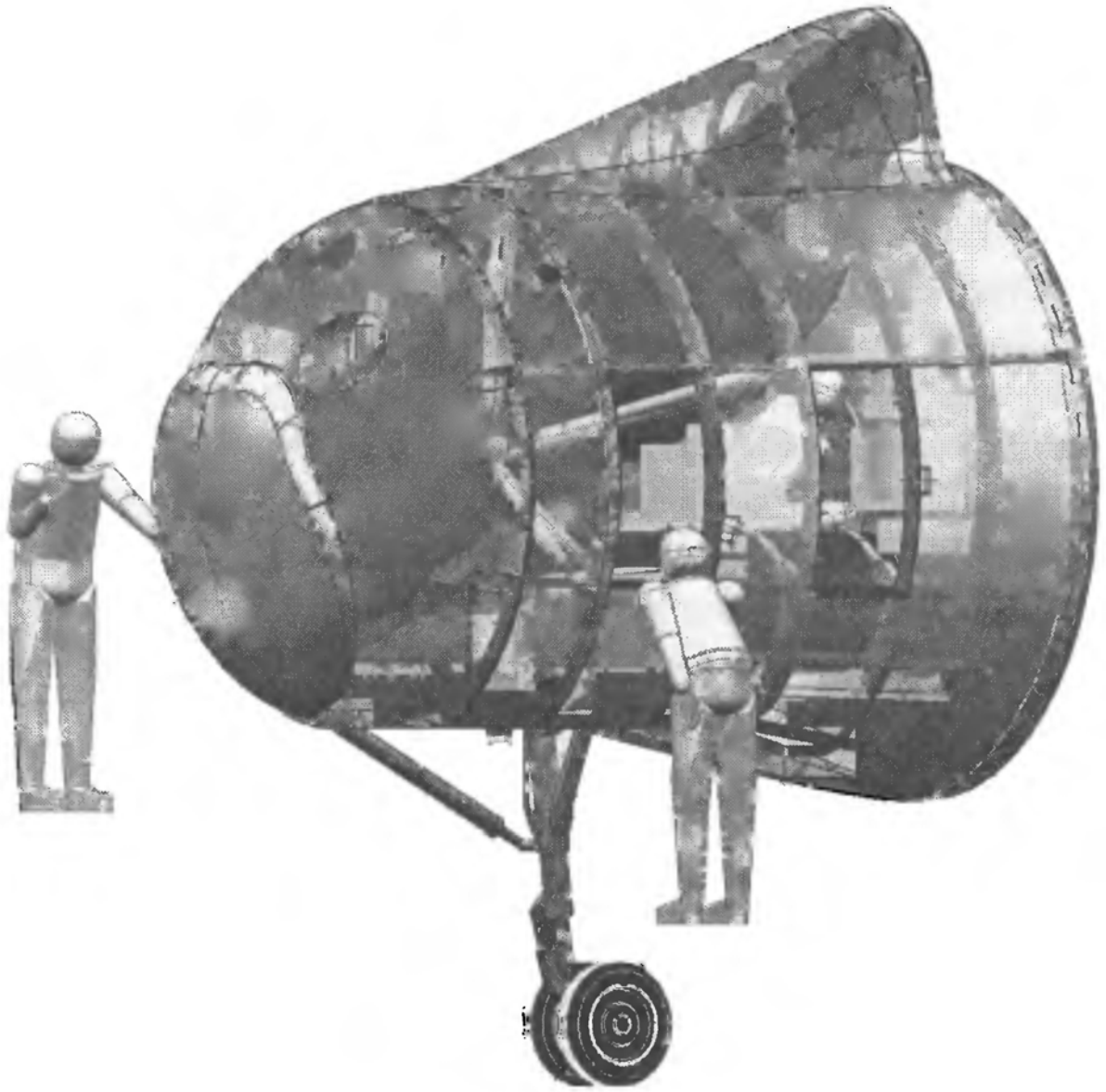


Рис. 4.8-1. Виртуальный фрагмент монтажных работ на носовом отсеке «Байкала»

На рис. 4.8-2 можно видеть сформированную таким образом компоновку опытного образца «Бурана» для горизонтальных летных испытаний. Полиэдрическое описание экономно по объему информации, и показанная компоновка орбитального самолета несет в себе 2,5…3 мегабайта.

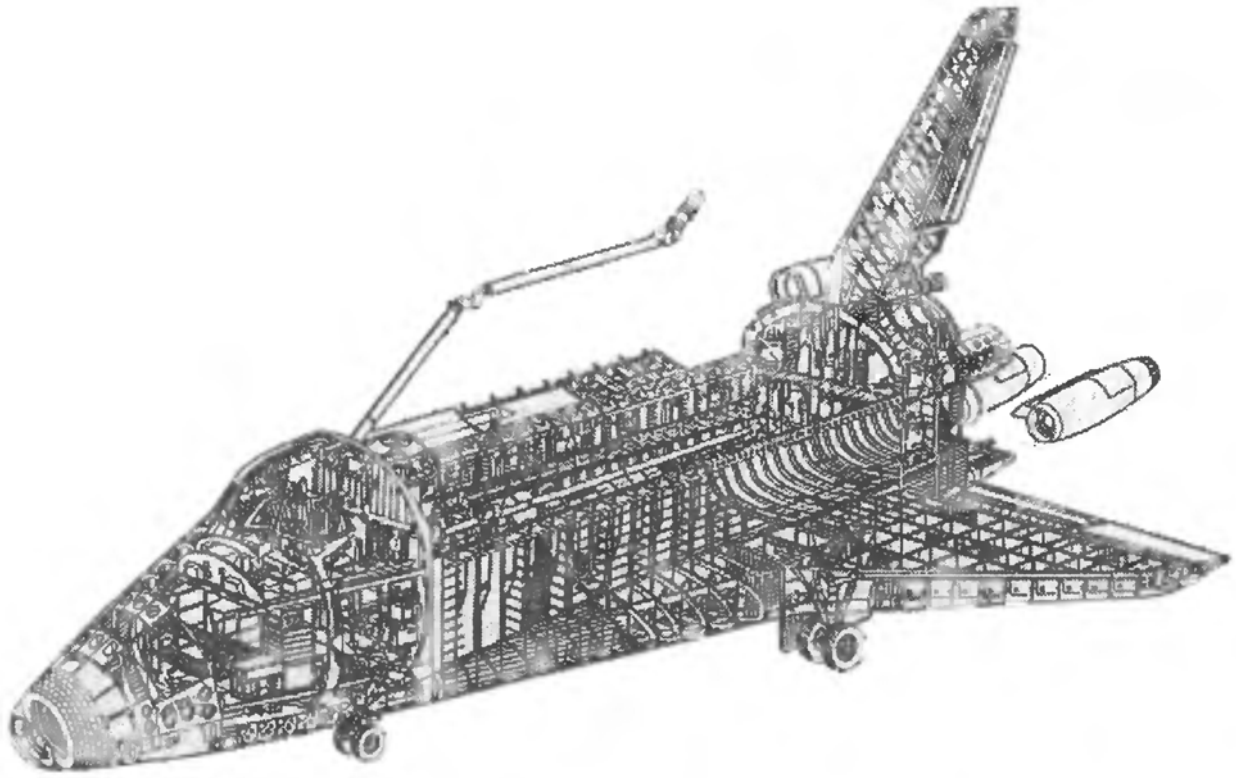


Рис. 4.8-2. Компоновка опытного образца «Бурана» БТС-002

Такой же сложности электронный макет, созданный системами CATIA или UNIGRAPHICS требует сегментирования при вводе в оперативную память современных компьютеров и занимает 50…70 мегабайт.

Отличительной особенностью авиакосмического электронного макетирования следует считать активное применение кинематической модели пилота, оператора, монтажника (семейство программ «Геморобот»). Первые версии моделей пилота и космонавта появились еще при создании «Бурана» и уже в заказных работах в конце 90-х годов были новшеством виртуальные операции продвижения и плавания в невесомости с грузами в скафандрах и без них на борту проектируемых тогда кораблей CTV (рис. 4.8-3).

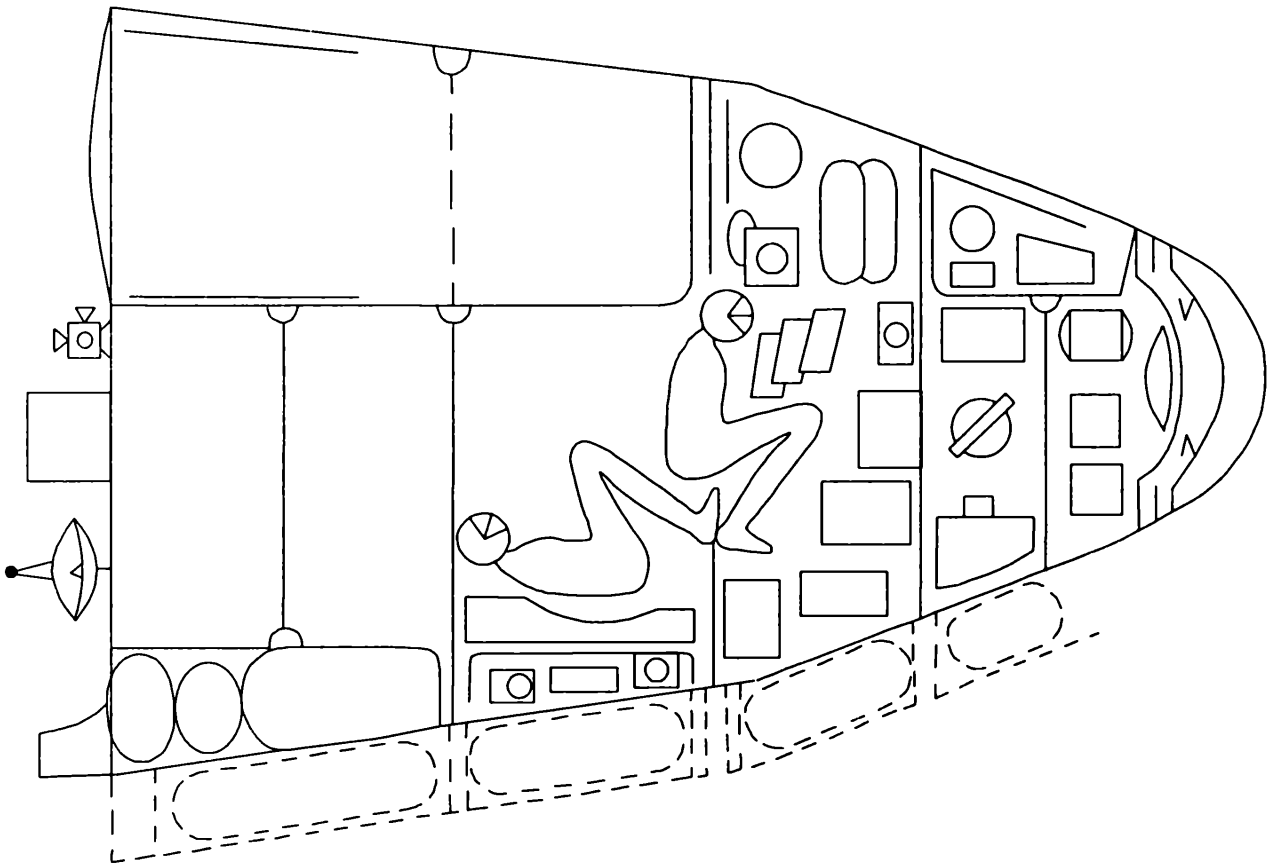


Рис. 4.8-3. Виртуальные операции продвижения и плавания в невесомости

Моделируются эргономические задачи (рис. 4.8-4), задачи обслуживания и юстировки изделий и задачи монтажа оборудования (рис. 4.8-5).

При решении задач испытаний «Геморобот» помогает моделировать действия персонала в тренажерах и в рабочей зоне лабораторных установок. На рис. 4.8-6 можно видеть примеры применения позиционирования кинематических моделей испытателей в воздушном потоке, обеспечивающем свободное парение в тренажере-аттракционе. Тренажеры такого типа рассмотрены в разделе 6.8.

Особо важной является помощь «Геморобота» в вопросах эксплуатационной технологичности авиакосмических изделий.

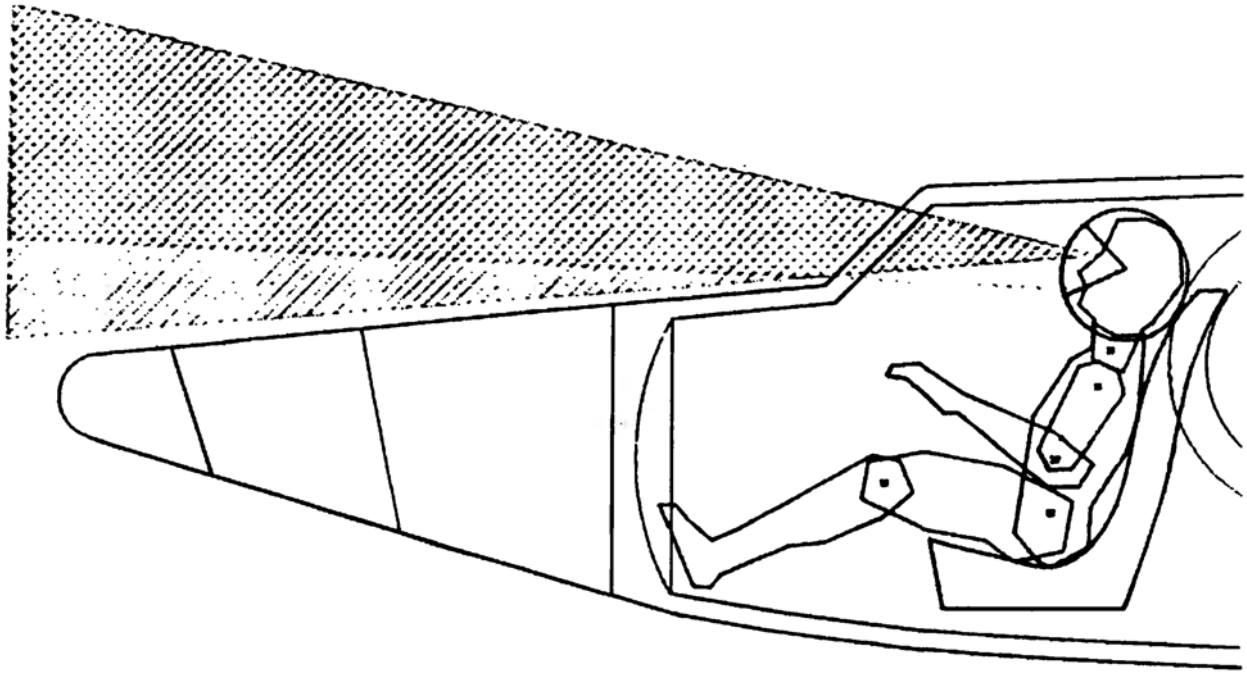


Рис. 4.8-4. Отработка эргономики пилотируемого орбитального самолета

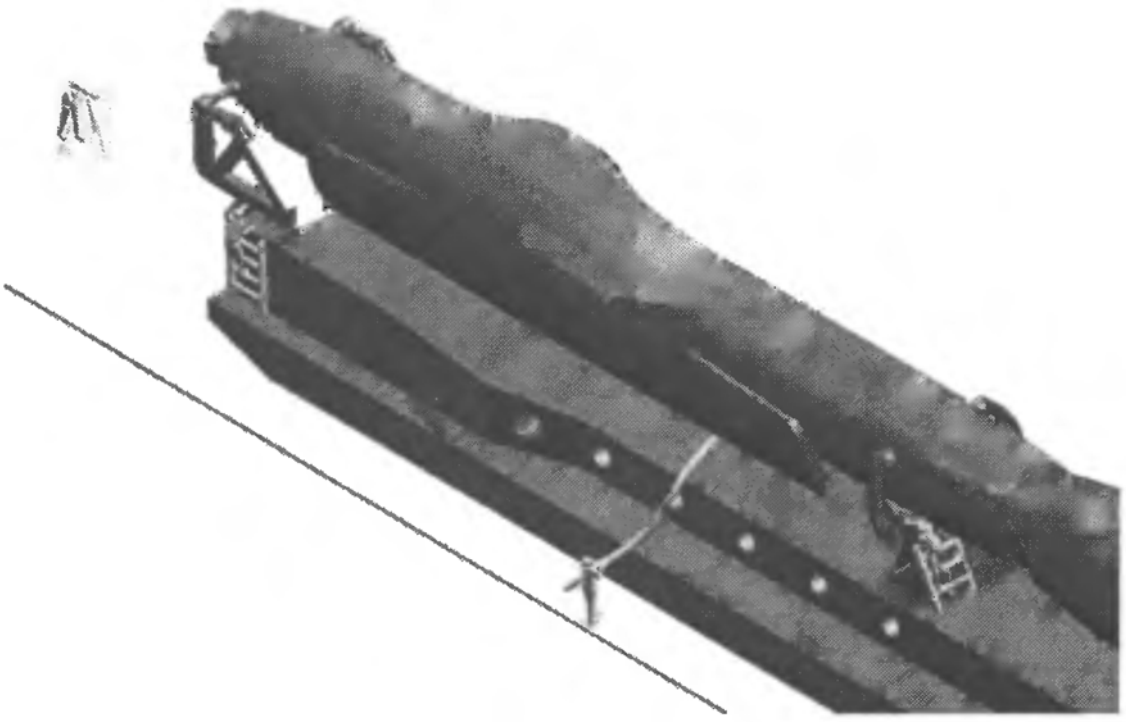


Рис. 4.8-5. Моделирование задачи обслуживания ракетно-космической техники

Необходим набор статистики по определению принципиальной возможности и по затратам времени, требуемого для замены или профилактического обслуживания элементов оборудования в стесненных обстоятельствах на технической позиции. Учитывается не только собственное время замены отказавшего блока, но и характер и визуализация операций и время замены агрегатов-помех, время проноса их через люки в земных условиях и на орбите. Детализация таких операций требует проверки процедур отстыковки разъемов, разъединения магистралей, демонтажа элементов крепления. Для упрощения процедур применения «Геморобота» проектантами-компоновщиками реализуется специальными макрокомандами покадровый набор позиций при типовых действиях пилота-оператора-монтажника (рис. 4.8-7, 4.8-8).

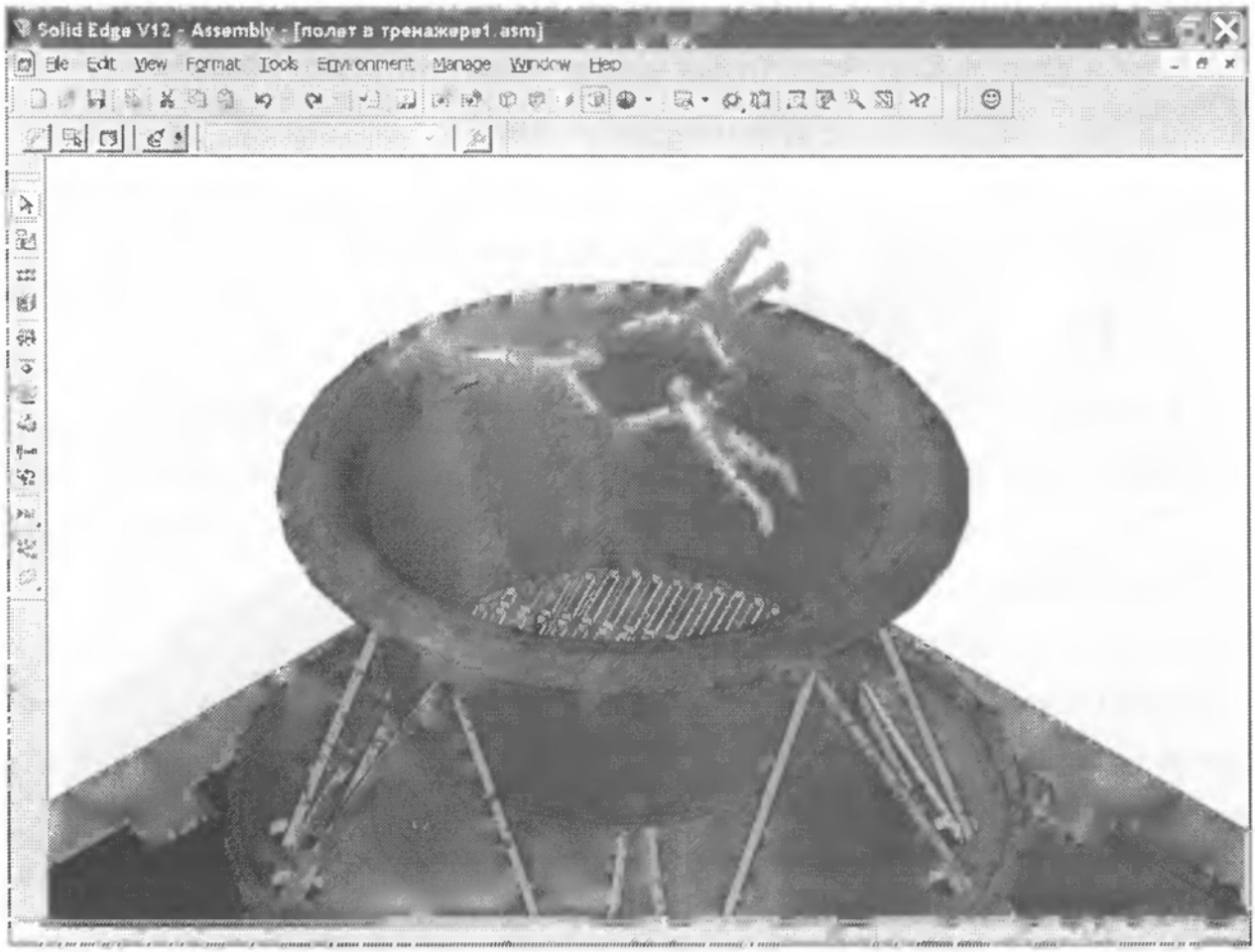


Рис. 4.8-6. Виртуальный макет тренажера-аттракциона для парения на воздушном потоке

Появление в компьютерных сетях и на магнитных носителях компоновки изделий ставит по-новому вопросы защиты их от несанкционированного использования.

Кроме общепринятых паролей и привилегий для специзделий необходимо обеспечить такое кодирование и раскодирование, которое является принадлежностью автора компонвочно-чертежного изображения. Приходится решать проблемы предварительной трансформации информационной модели с целью подготовки ее к перекодировке. Это касается вычленения кодирограммы простановки размеров, вынесения в отдельный массив текстов поля чертежа с последующей их шифровкой и дешифровкой.

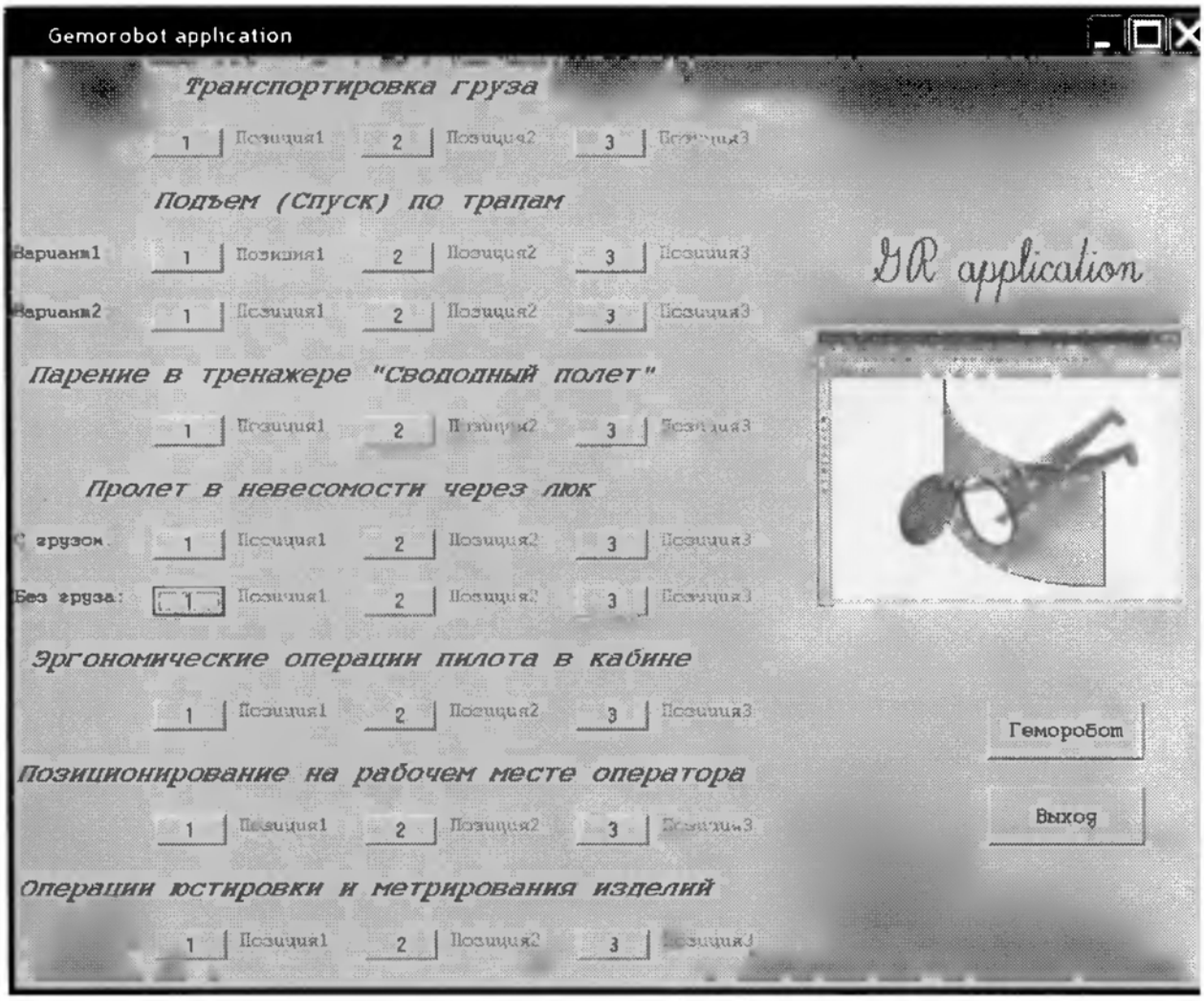


Рис. 4.8-7. Одинарное нажатие кнопки в программе GRapplication

Практически вся информация, содержащаяся в типовом чертеже и проанализированная ранее в разделе 4.5, должна быть подготовлена для безошибочной кодировки и декодировки.

Рассмотренная в разделе 1.16 ракета-мишень имеет целевой отсек, наполнение которого нежелательно демонстрировать лицам, не связанным с его разработкой. Фрагмент сборочного чертежа целевого отсека одного из вариантов изделия показан на рис. 4.8-9. Шифровка и дешифровка осуществляется набором операторов программного комплекса, формирующего чертежные изображения и используемого при архивировании чертежей. Преобразованную конфигурацию целевого отсека можно видеть на рис. 4.8-10.

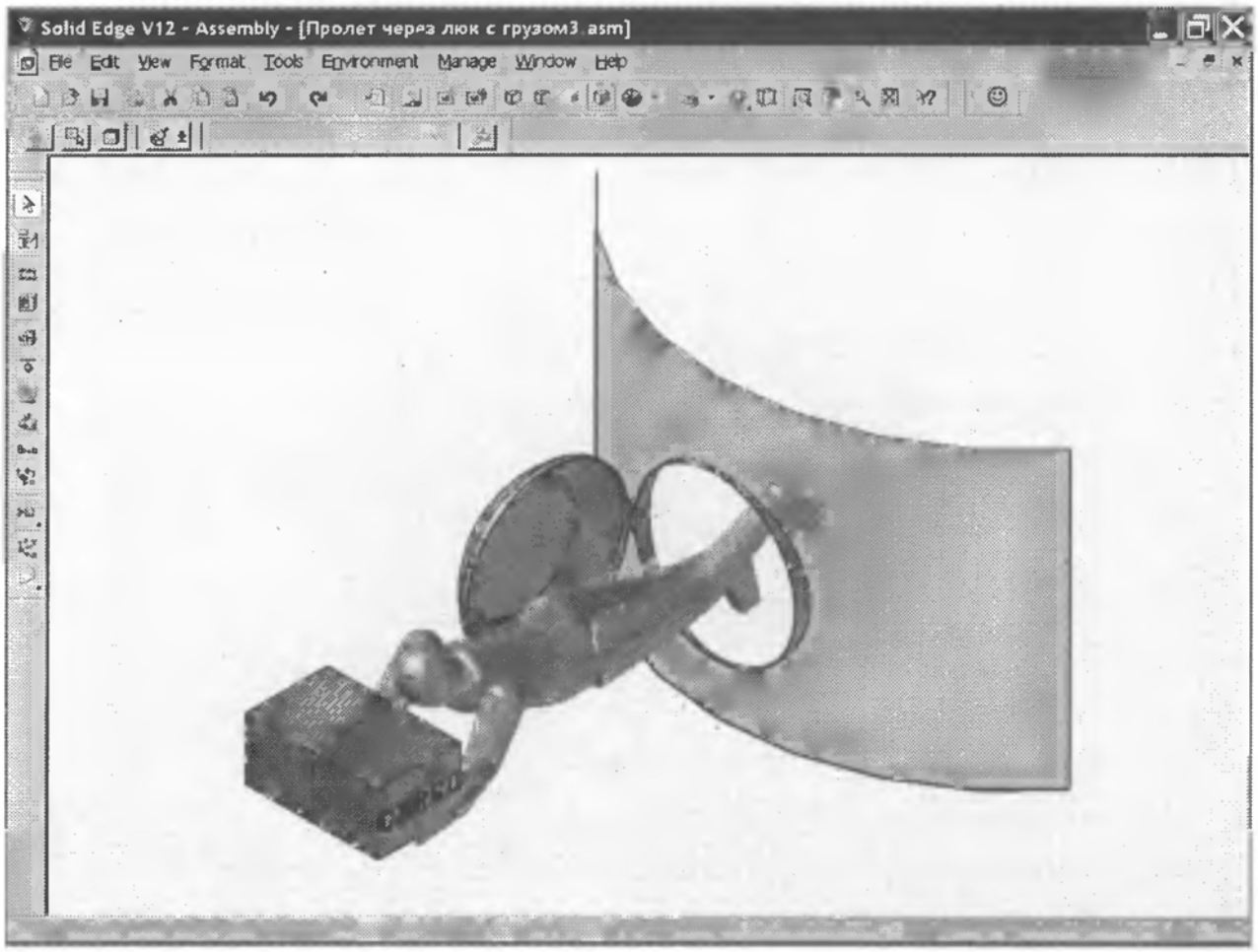


Рис. 4.8-8. Загруженное окно Solid Edge после второго нажатия на кнопку

Показан вариант с искажением отдельных элементов целевого блока в определенном «окне». Специальным набором операторов возвращается первоначальное содержание окна.

Способ защитной кодировки путем искажения чертежных изображений имеет определенные преимущества. Все другие способы защиты (пароли, перекодировки текстов) при их успешном вскрытии и дешифровке демонстрируют результат, дающий уверенность в достигнутом успехе.

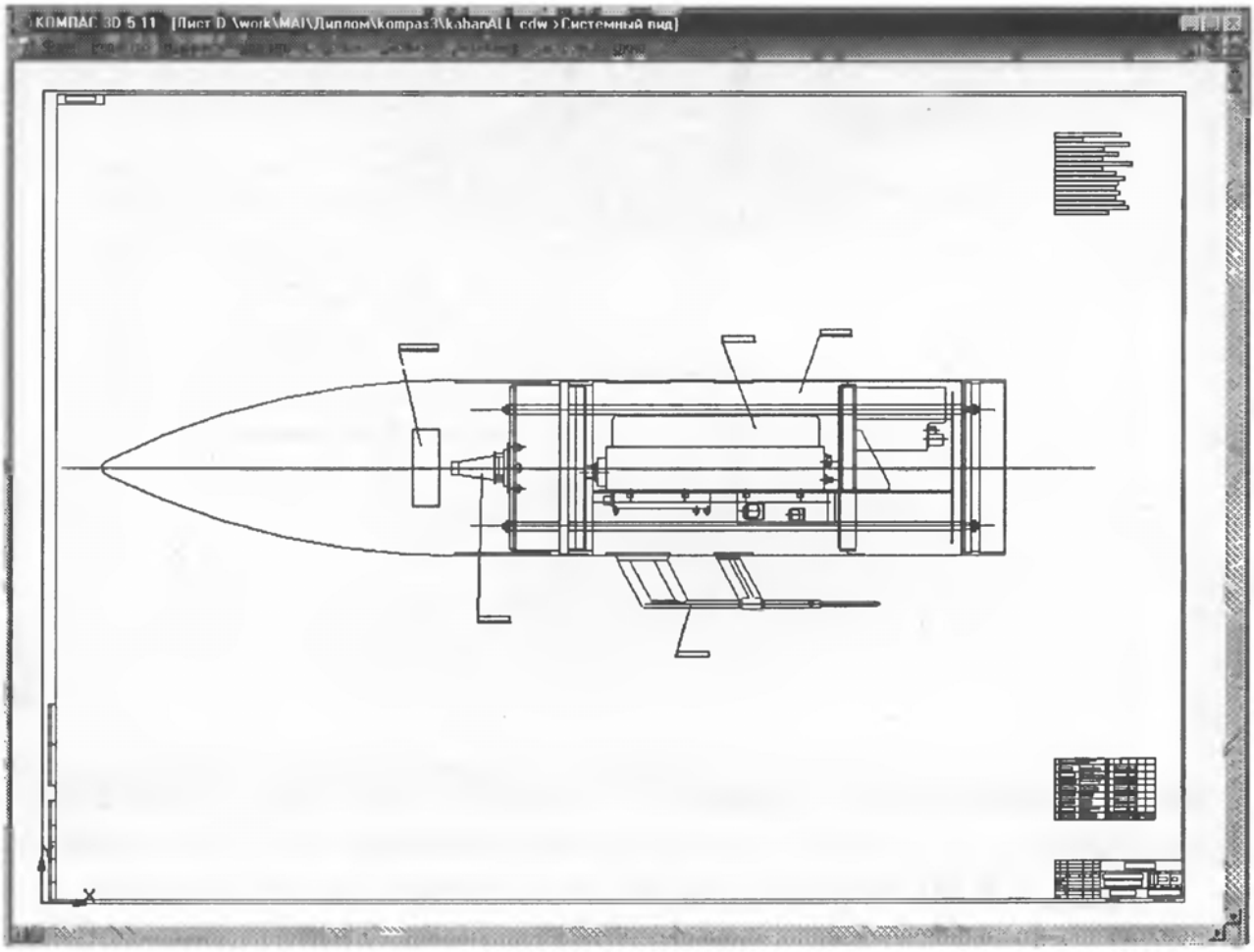


Рис. 4-8-9. Чертеж носового блока разработанного в графической системе Компас v.5.11

У злоумышленника-конкурента нет возможности убедиться, что при его переделке имеющегося в компьютерном архиве чер-

тежного изображения он достиг желаемой цели, ибо он априори не знает, как может выглядеть истинная форма секретного изделия. Поэтому одно из важных требований к защитной трансформации геометрических образов секретных изделий: искаженное изображение должно быть похоже на реальность и скрывать только важнейшие элементы. Возможно также полное искажение изображения.

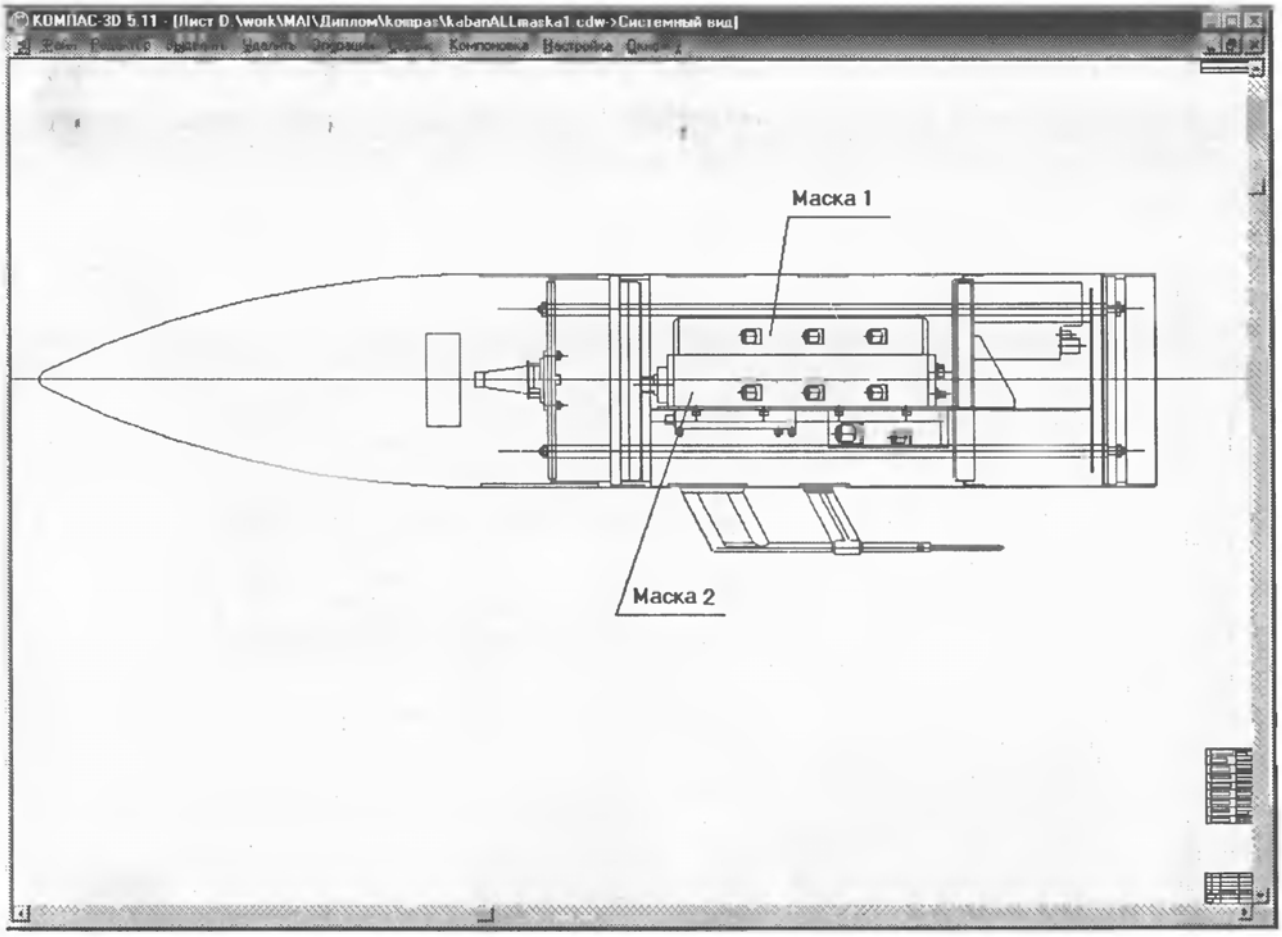


Рис. 4-8-10. Чертеж, полученный после нанесения на него двух масок

Таким образом, искаженное изображение целевого отсека может выглядеть так, как показано на рис. 4.8-11.

Сложнее обстоит дело при защитной кодировке компоновочных 3D-изображений. Передача их через электронный архив осуществляется совместно с «деревом построений», отражающим по-

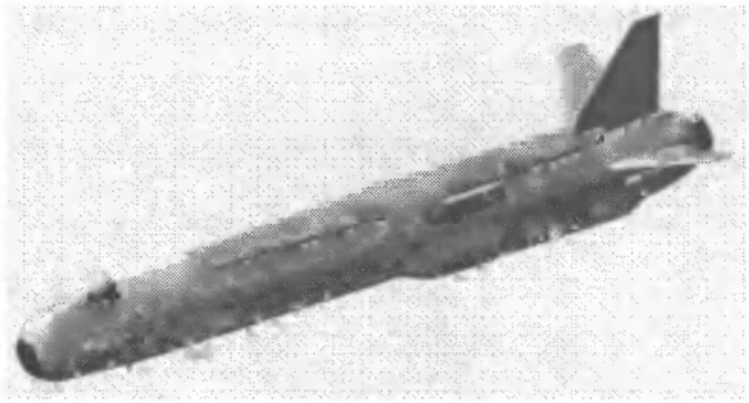
следовательность операций синтеза, что сводит на нет попытки защитной трансформации совокупности геометрических тел.

Злоумышленник, получив доступ к компьютерному архиву, имеет возможность не только рассмотреть компонуемый объект со всех сторон, но и расчленить его, проследить все стадии его синтеза и вычленить все элементы, из которых он собран. При этом он быстро поймет, какие элементы «затемняют» геометрический образ.

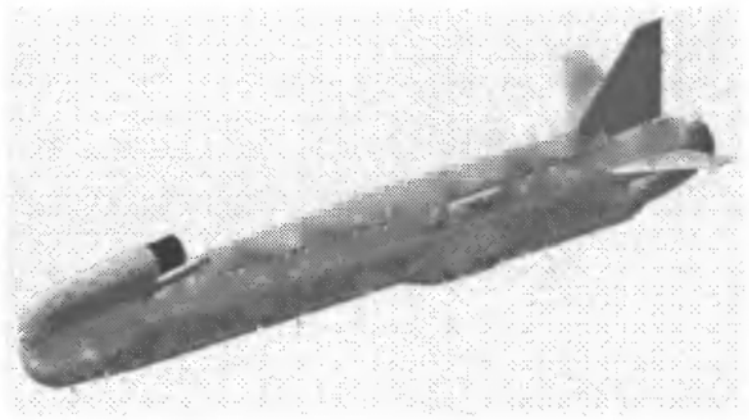
Рис. 4-8-11. Результат отработки программы кодирования

Чаще всего нуждается в защите геометрия обводов, а ее, как фактический аналог изображений теоретического чертежа, можно передавать на заводы без упомянутой последовательности процедур синтеза. Экспортируемая таким образом конфигурация может использоваться на заводах для получения различных сечений при бесплазовом производстве, но ее обводы не могут быть изменены.

По особому соглашению с пользователями на заводах конфигурация при передаче может трансформироваться добавлением других форм, удаляемых в каждом сеансе специальным программным оператором.



а



б

Рис. 4-8-12. Конфигурация ускорителя «Байкал»:
а – форма носового отсека показана правильно;
б – форма носового отсека искажена

Рассмотренная ранее в разделе 1.11 конфигурация крылатой возвращаемой ракетной ступени «Байкал» имеет необычный и оригинальный носовой отсек сложной формы с воздухозаборником и соплом воздушно реактивного двигателя (рис. 4.8-12а). Форма этого отсека может быть особым обтекателем преобразована и храниться в компьютерном архиве вместе с общей конфигурацией из-

делия, как это показано на рис. 4.8-12б. «Лишние» накладки обтекателя удаляются и передаются отдельно программным оператором.

4.9. Задачи оптимизации парка заготовок при массовом производстве деталей планера и теплозащиты

... Истинный талант, даже если он дезинформирован, не способен на отрыв от реальной действительности.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

В разделе речь пойдет о практической задаче минимизации расхода материала, идущего в отходы при обработке. Для плиток многоразовой теплозащиты и типовых деталей крепления панелей оболочки планера возможно обойтись одним типом заготовок большого размера, но тогда более 90 % материала будет срезано, причем под каждую форму детали по-разному. Задача разбивается на две подзадачи:

1. Для каждой детали найти ее оптимальное пространственное положение в бруске заготовки с учетом припусков на зону зажимного крепления к технологическим приспособлениям, используемыми при обработке на станке.
2. Осуществить целенаправленный перебор во всем множестве возможных типоразмеров заготовок для нахождения такого их типажа, то есть совокупности номеров номенклатуры с габаритным размером для каждого номера и количества штук в каждом номере номенклатуры, которое обеспечивает близкую к минимальной массу отходов. Основное ограничение – число матриц штампов для прессовки заготовок (соответствует примерно затратам на изготовление матриц).

Материал плиток – сверхчистое прессованное стекловолокно (заготовки – хрусталь) является очень дорогим, и задача минимизации отходов актуальна, особенно если учесть, что отходы, как правило, не идут в передел и переплавку (см. раздел 3.3).

Задача оптимизации формулируется как типовая задача структурного синтеза, рассмотренная в разделе 2.5. Целочисленные параметры – это номера номеклатуры заготовок. Каждому номеру соответствует свой размер в плане.

Номенклатура: 160 × 160 мм; 170 × 170 мм; 18 × 180 мм; 200 × 200 мм; 220 × 220 мм; 240 × 240 мм; 250 × 250 мм; 280 × 280 мм; 300 × 300 мм.

Значения целочисленных параметров поставлены в соответствие номенклатуре толщин брикетов заготовок: 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 120, 140 мм. Совершается обзор банка данных регулярных плиток (70 % общего числа, то есть 22 000 деталей), и каждая плитка виртуально оптимальным образом вписывается только в те заготовки, которые подходят по размерам в плане (с запасом 15 %) и по толщине (с запасом 30 %).

Осуществляется поиск и комплектация множества предоптимальных вариантов. Найденные предоптимальные решения сортируются с учетом возможного уменьшения потребного количества матриц в случае числа заготовок одного типажа.

Результаты:

Для регулярных плиток теплозащиты «Бурана» (70 % плиток простой трапециевидной формы) исходное при поиске число типов матриц было 120 штук.

Потребное количество матриц равно 49, отходы при этом составляют 20 % (не считая, конечно, брака), а предельно-минимальный уровень отходов оценивается в 15 %. При отходах по причине ошибок станочных программ, порчи материала загрязнениями и боя при монтаже, составляющих более 50 %, полученные результаты оценки типоразмеров заготовок можно считать удовлетворительными.

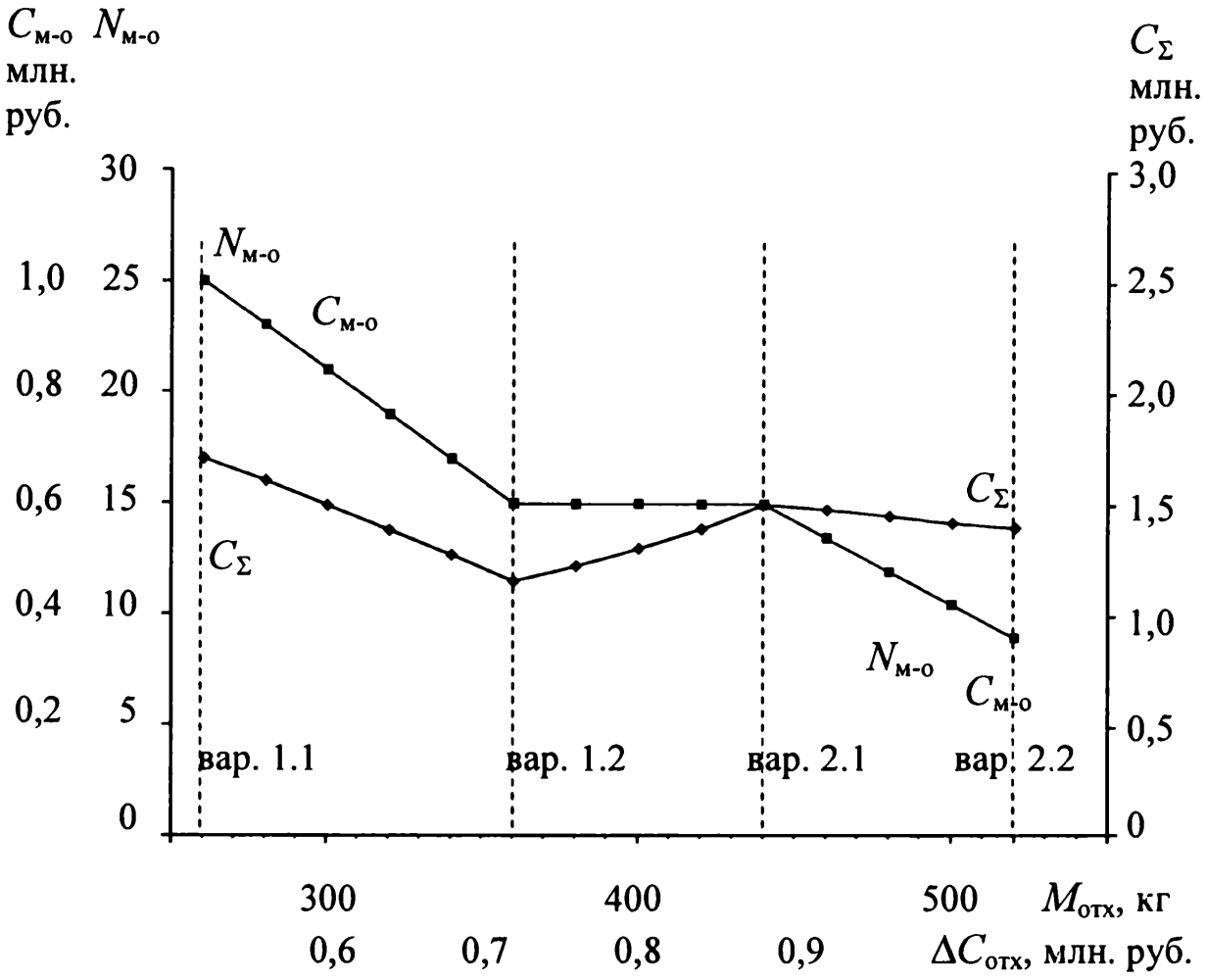


Рис. 4.9-1. Сравнение четырех вариантов комплектации матриц-оправок:

$C_{м\text{-}о}$, $N_{м\text{-}о}$ – стоимость и количество матриц-оправок;

C_Σ – суммарная стоимость; $M_{отх}$, $\Delta C_{отх}$ – масса и стоимость отходов

Крайние представители номенклатуры заготовок выглядят так:

№ 1. Размеры в плане 160 × 160 мм. Толщина 40 мм. Количество 6 800 штук.

№ 49. Размеры в плане 300 × 300 мм. Толщина 120 мм. Количество 1500 штук.

Для орбитального самолета второго поколения (проект МАКС, рассмотренный в разделах 1.7; 1.8 и 1.9) для 6400 регулярных плиток задача решается в упрощенной постановке, и рассматриваются четыре пути типизации парка заготовок. Для каждого из двух вари-

антов градаций размеров в плане штампов с оправками от 160 до 240 мм с шагом 20 и 40 мм предусмотрено сочетание с двумя вариантами градаций толщин от 40 до 120 мм с шагом 20 и 40 мм.

Результаты сравнения четырех вариантов представлены на рис. 4.9-1. Вариант 1.1 – это 25 комплектов матриц-оправок, отличающихся в ряду размеров в плане на 20 мм и в ряду размеров по толщине тоже на 20 мм. Вариант 1.2 представляет собой 15 комплектов матриц-оправок по размерам в плане с той же градацией, что и вариант 1.1, но в размерах по толщине градуированы на 40 мм. Вариант комплектов 2.1 имеет грубую градацию по размерам в плане (через 40 мм), но в размерах по толщине градуированный с шагом по 22 мм. И вариант 2.2 имеет наиболее грубую градацию 40 мм с шагом по толщине и по размерам в плане.

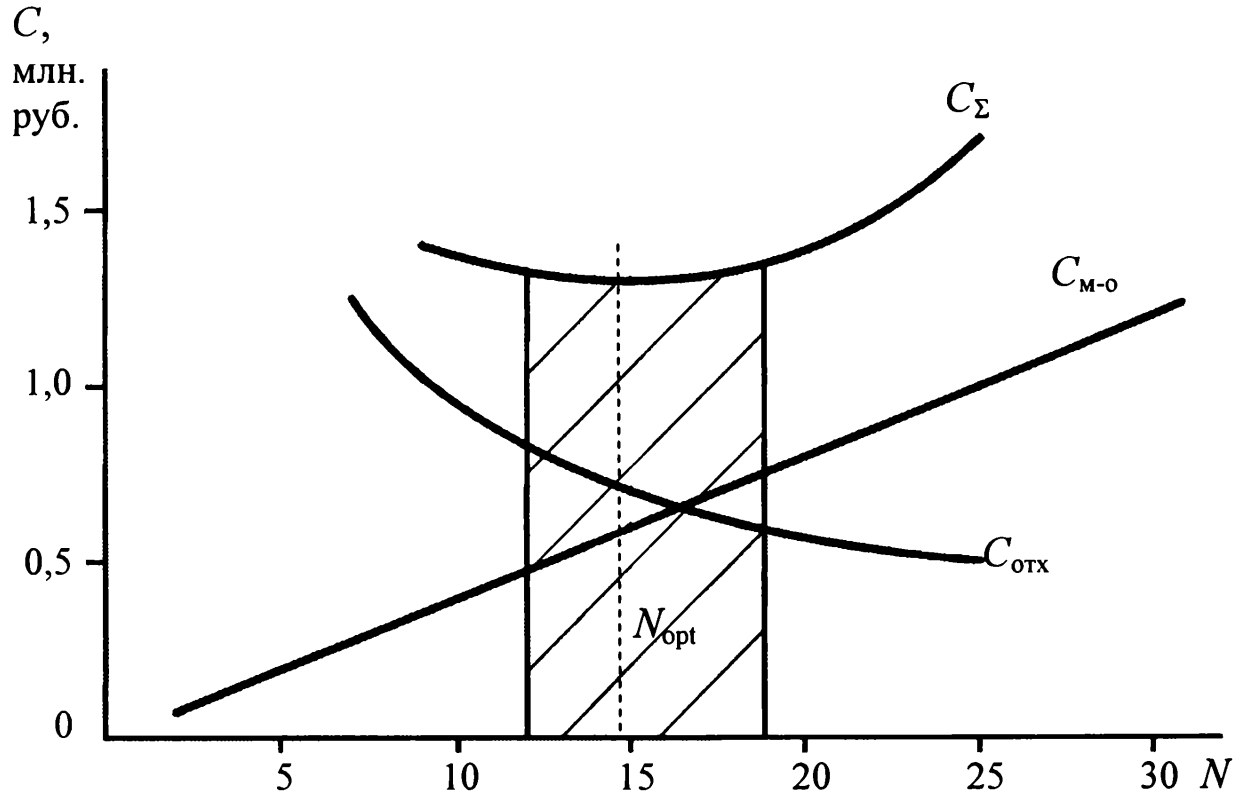


Рис. 4.9-2. Зависимость общих затрат, затрат на матрицы и затрат, понесенных из-за отходов, от количества типоразмеров оснастки:

C_Σ – суммарная стоимость изготовления плитки;

$C_{м\text{-}о}$ – стоимость матриц-оправок; N – количество типоразмеров оснастки

Показаны количество типов матриц-оправок N ценой 40 000 рублей и затраты на них в миллионах рублей (по оси ординат). Можно видеть массу отходов в килограммах по 2 000 рублей за 1 кг и стоимость потерянного материала (по оси абсцисс). Представлено изменение общих затрат C_Σ в миллионах рублей. На рис. 4.9-2 показано изменение общих затрат, затрат на матрицы и затрат, понесенных из-за отходов.

5. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ АВИАКОСМИЧЕСКИМ ПРЕДПРИЯТИЕМ

... Все это означает, что авторы взяли верный тон. К достоинствам очерков можно отнести и то, что авторы не просмотрели глубокого соотношения между законами административными и законами магическими.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

5.1. Ретроспективный анализ вопросов управления процессом создания орбитального самолета «Буран»

На ошибках учимся – старая русская поговорка. Даже если создание системы «Энергия-Буран» было политической ошибкой, как говорят сейчас некоторые руководители, то для нас и для многих связанных с нами инженеров это было рывком вперед к новым материалам, технологиям, методам полета и даже к новым приемам управления сложными проектами. Несмотря на неприемлемые сейчас приемы партийно-хозяйственного руководства, существовали созданные инженерами информационные средства и приемы, обеспечивающие диспетчирование работ. Это те самые средства, которых пока нет и, по-видимому, не будет в широко рекламируемых корпоративных системах.

Управление работами по орбитальному самолету опиралось на периодически корректируемые планы, составленные Военно-промышленной комиссией при ЦК и СМ СССР. Эта же комиссия назначала затраты на этапы работ. Считалось, что эти планы кон-

тролируются по фактам исполнения этапов работ ведомствами, но на самом деле контроль был двояким.

Основные технические вопросы и связанные с ними организационные вопросы решались на Совете Главных конструкторов, там же пытались найти компромиссные решения на стыке «носитель - орбитальный самолет».

Текущие технические проблемы и связанные с ними организационные вопросы, касающиеся работ научно-производственного авиакосмического объединения, обсуждались на совещаниях у Генерального директора, Главного конструктора и их заместителей. Но крупные организационные вопросы, относящиеся к взаимодействию предприятий, делающих планер, выносились на еженедельные «сысцовники». Так назывались оперативные совещания, проводимые по вторникам Генеральным директором в присутствии Министра А.С. Сысцова. На этих совещаниях не занимались качеством и технической результативностью разработок, главное – сроки.

О результатах исполнения значительных работ (ввод в строй корпусов лабораторий, цехов, вычислительных мощностей) судили по степени освоения выделенных денег. Деньги выделены руководством, а оно не ошибается. И если эти деньги не истрачены, значит, работа не сделана. Об экономии и прибыли речь тогда не шла.

Акт о завершении работ есть одновременно и финансовый документ. Практически не было бытующего сейчас зачастую правила «сроки и качество против денег». Зарплата шла сама по себе и почти не зависела от активности сотрудников. Но, однако, большинство инженеров, не считаясь со временем, работали с девяти до восьми и практически без отдыха. Единственным поощрением были целевые премии, выпрашиваемые обычно для нагона сроков, сорванных по вине самих же исполнителей. Угрозы на совещаниях имели место и касались выговоров по партийной линии. Самое предельное запугивание: «Положишь партбилет на стол». Было немало беспартийных, особенно в наукоемких подразделениях. С ними практиковались иногда угрозы увольнения, но чаще проводи-

лись спокойные беседы в узком кругу в кабинетах руководителей. Поощрить сотрудников денежными выплатами (например, прибавкой к зарплате и персональной надбавкой) было сложно, ибо свято соблюдалось равенство, оговоренное должностными окладами. Работы по трудовым соглашениям, или через малые предприятия не практиковались. Понятия кредитов не существовало. Финансовые отчеты носили формальный характер.

Первое время процесс проектирования орбитального самолета буксовал. Многое определялось энергией и работоспособностью Генерального директора - Главного конструктора. Его жесткое отношение к разработчикам (типичное для советских предприятий) вызывало непонятный страх, и на этом страхе поначалу раскручивался процесс завязки компоновки и состава планера «Бурана». Самостоятельность и новаторство поначалу было не в чести, особенно в наукоемких разработках. Считалось выгодным обратиться за помощью в отраслевые НИИ и институты Академии наук, благо делалось это за государственный счет.

Поначалу руководство не считало нас способными на самостоятельные наукоемкие разработки. Совещания у Генерального директора - Главного конструктора (оперативки) и тематические совещания у Главных конструкторов тщательно протоколировались представителями службы координации работ, корректировались ведущими конструкторами по направлениям и иногда по сложным вопросам формулировки заданий согласовывались с исполнителями.

Так было со всеми планируемыми разработками и также было с постоянно возникающими неучтенными ранее работами, объем которых был не менее трети всех официально прогнозируемых этапов проектирования и изготовления. Зарождались эти работы обычно на совещаниях у Генерального директора.

Планировать заранее на неделю или даже на день работу руководителя среднего звена было очень трудно, ибо постоянно появлялись неожиданно новые дополнительные работы. Таков, видимо,

удел всех новаторских разработок, каковым, несомненно, было создание планера «Бурана». Иногда эти работы были следствием каприза какого-либо высокого руководства. Постепенно мы научились игнорировать эти капризы. Работы ставились под контроль, и вот этой процедуре не мешает позавидовать современным менеджерам.

Существовали и в обновленном виде существуют автоматизированные подсистемы централизованного контроля работ (ЦКР) и контроля исполнительской деятельности (КИД). Были не только системы, но был налажен сам процесс контроля с архивом данных, с печатанием контрольных карточек с полной информацией о ходе и результатах исполнения. Эти процессы охватывали КБ, заводы и службы полигона. Параллельно действовали два автоматизированных процесса, охватывающие весь жизненный цикл изделия от проектной завязки до испытаний. Эти процессы детально рассмотрены в разделе 5.4. Они поддерживают и определяют функции диспетчирования хода реализации проекта, и без них (в современном исполнении) невозможна работа по любому авиакосмическому проекту.

Первый процесс обеспечивал текущий контроль технических характеристик, и теперь его называют верификацией или техническим аудитом проекта. Любые изменения исходных данных или результатов работы смежников по бортовым системам раз в неделю обрабатывались и с пересчетом прогнозируемых новых характеристик докладывалось в режиме строжайшего соблюдения утечки информации лично Генеральному директору - Главному конструктору. В этой работе было задействовано всего несколько человек, но в разработке их программного комплекса участвовало в начальной фазе работы больше половины расчетчиков предприятия.

Второй процесс собирал и давал сводную информацию о массе, центровке и моментах инерции изделия. Сначала о прогнозных и директивных лимитных массах, потом о чертежных массах и, наконец, о результатах взвешивания деталей, с периодическим пересчетом центровок и инерционных характеристик. В этой работе участ-

вовали одновременно на этапе рабочего проектирования все проектные и конструкторские службы объединения и основных смежных организаций. Информация не была секретной, но сводная справка о массе всего изделия с поагрегатной комплектацией была секретной.

Методы защиты информации были архаичны. В первом отделе «секретился» пустой лист распечатки, из машинного зала удалялся весь персонал, сводку печатали и уносили. Ничего не стоило умельцам на терминале автоматизированного рабочего места – графстанции, соединенной с центральным процессором, – вывести на экран эту сводку, что и было проделано однажды для демонстрации «защиты» информации сотрудникам службы режима.

Существовали еще два информационных процесса диспетчирования и контроля качества на этапе изготовления с охватом заводов и служб полигона. Процесс диспетчирования базировался на заполнении и оперативном ежедневном отслеживании по цехам завода ведомостей исполнения с фиксацией характеристик, свидетельствующих о прохождении всех основных операций технологического цикла.

Процесс контроля качества строился на основе директивных технологий без должного компьютерного обеспечения, но автоматизировано обрабатывались и фиксировались для отчетности руководству проекта два информационных потока: результаты обмера габаритов и поверхности агрегатов при входном контроле перед приклейкой теплозащиты и сведения из заполненного банка данных, после заноса в него результатов операции неразрушающего контроля. В основном это операции проверки на отрыв смонтированных теплозащитных плиток.

Характерно, что в докладах на оперативных совещаниях часто использовалась субъективная и намеренно неверная информация. Руководство проекта это интуитивно ощущало, и оно использовало по-своему и оригинально техническую информацию, циркулирующую в каналах обмена названных процессов. Например, по по-

ступлению данных о массе изготовленных деталей можно было уверенно утверждать, что они взвешивались, а, значит, действительно сделаны и скоро будут поданы на сборку. Или, например, появление сводок автоматизированных обмеров поверхности агрегатов свидетельствовало о поступлении агрегатов в сборочный цех или о завершении очередного этапа работ в стапеле.

Сводки о результатах проверки плиток теплозащиты на отрыв в разных зонах свидетельствовали косвенно об оставшемся объеме работ по установке теплозащиты. Сводки об обмерах ступени на стыке крыла с жаропрочными носками позволяли уверенно считать, что пробные операции по примерке углеродных носков в монтажно-испытательном корпусе технической позиции полигона проведены, по крайней мере, один раз с установкой всех сорока четырех секций носков.

Все названные выше процессы диспетчирования сейчас обновлены, и в ходе обновления приходится по новому учитывать специфику применения корпоративных систем управления. Детально о пробных работах в этом направлении сказано в разделе 5.4.

5.2. Анализ стратегии защиты и выживания предприятия

... Прежде всего следует отметить, что авторы сумели разобраться в ситуации и отделить прогрессивное в работе института от консервативного.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

... С философской точки зрения наиболее значимым показателем адаптивной системы является способность идентификации.
Р. Макол. Справочник по системотехнике.

Рекомендаций по построению стратегии защиты и выживания предприятия много, особенно в зарубежной литературе. Хотелось бы посмотреть, что делали бы авторы этих рекомендаций, посаженные в наши условия.

Вице-президент фирмы «Рокуэлл», создавшей космический корабль «Спейс Шаттл», Боб Мейсон в 1993 году приехал в НПО «Молния» с предложением о совместной разработке авиационно-космической системы воздушного старта, подобной МАКС (см. раздел 1.7). У них на 30 % снизились госзаказы и на 20 % уменьшилась численность работников. Увидев наши улыбки, он обиделся, пока мы не объяснили ему, что от наших госзаказов осталось не более 10 %, а из-за оттока специалистов предприятие и завод сократились по численности в несколько раз.

– Как же вы собираетесь выжить в такой ситуации? – спросил он. – По нашим законам это крах фирмы!

Оказалось, что выжили и, конечно, не благодаря советам зарубежных аналитиков, хотя некоторую пользу рекомендаций по стратегиям защиты предприятия нельзя отрицать.

Стратегия управления авиакосмическим предприятием должна строиться с учетом российских условий, то есть с детальным анализом внешней и внутренней среды и должна быть нацелена на обеспечение экономической устойчивости научно-производственного объединения.

Сегодняшняя экономическая и политическая нестабильность, сложная и непознанная динамика рынка космических услуг, неопределенности финансирования госзаказа и многодельность конверсионных инновационных проектов требуют стратегических решений с опорой на адаптируемые к внешним воздействиям краткосрочные и долгосрочные программы развития и деятельности предприятия.

Основные факторы, влияющие на результаты работы авиакосмического научно-производственного объединения:

- наличие авторитета и признания предприятия, как носителя высоких наукоемких технологий в России и за рубежом;
- возможности сохранения опыта создания сложных организационно-технических инженерных систем;

• сохранение устойчивого финансово-экономического положения;
• наличие документальных и овеществленных носителей располагаемого научно-технического задела;
• сохранение уникальной и работоспособной экспериментально-лабораторной базы;
• наличие высокопрофессионального кадрового состава;
• неизменная или прогрессивно увеличивающаяся котировка акций на сложившемся стихийном рынке ценных бумаг;
• умелая реклама удачных работ и использование неудач конкурирующих разработок;
• максимальное развитие усилий по маркетингу продукции и интеллектуальных услуг;
• вооружение современными информационными средствами, в том числе:
- в области создания локальных компьютерных сетей для стендов имитационного математического моделирования и задач корпоративного управления;
- в области использования возможностей Internet-технологий;
- в направлениях инжиниринга, включая задачи геометрического моделирования и компьютерного проектирования, использования информационных технологий при эксплуатации изделий.
- в расширении задач менеджмента с развитием аналитических функций в управлении с оптимальным планированием в сфере корпоративного управления всего виртуального предприятия с заводами и другими соисполнителями авиакосмического проекта.

Процедуры стратегического выбора могут быть построены с учетом SWOT-анализа (Strengths Weaknesses Opportunities Threats), то есть учета сильных (Strengths) сторон, слабых (Weaknesses) сторон, возможностей (Opportunities) и угроз (Threats) при исследовании деятельности предприятия.

Сильные стороны характеризуются:
• имиджем в России и за рубежом;
• квалифицированным персоналом;
• опытом наукоемких корпоративных разработок;

- производственными мощностями;
- местоположением в удобном ресурсоемком и богатом регионе;
- прочными связями с традиционными заказчиками;
- многопрофильной кооперацией;
- известностью в государственных и муниципальных структурах;
- экспериментальной базой.

Слабые стороны отмечаются следующими факторами:

- ограниченной номенклатурой и объемом профилирующих госзаказов;
- слабой поддержкой отдельными госструктурами;
- малой долей на рынке космических услуг;
- отставанием в некоторых направлениях НИОКР;
- растущим средним возрастом и прогрессирующим некомплектом персонала;
- слабыми и ненадежными каналами сбыта продукции;
- устареванием отдельных установок экспериментальной базы;
- невысоким уровнем зарплаты;

Возможности предприятия состоят в таких показателях:

- расширение номенклатуры продукции и интеллектуальных услуг;
- улучшение качества и дизайна изделий;
- распространение сферы деятельности в новые инжиниринговые и коммерческие направления;
- развитие услуг по аренде помещений и производственных мощностей;
- сдача в лизинг объектов и изделий;
- привлечение ресурсов смежников (в рамках различных кооперации).

Угрозы деятельности предприятия можно классифицировать как:

- замедление мировых и отечественных темпов развития авиакосмической техники;
- срывы платежей и поставок со стороны соисполнителей;
- дефолт и его отрицательные последствия;
- давление со стороны конкурентов;
- неблагоприятные демографические изменения;

- экономическая и политическая нестабильность общества.

Таблица систематизации стратегий по методике SWOT-анализа или в русском варианте матрицы учета возможностей авиакосмического предприятия выглядит следующим образом:

Использование сильных сторон для увеличения возможностей фирмы:	Мероприятия по преодолению слабых сторон для сохранения возможностей предприятия:
1. Использование имиджа для получения отечественных и зарубежных заказов 2. Применение высокой квалификации для улучшения дизайна и лучших свойств изделий 3. Направление наукоемких проектов и идей на новые инжиниринговые направления 4. Оперирование с производственными площадями и мощностями с целью повышения прибыли и с использованием выгод от местоположения предприятия 5. Укрепление связей с заказчиками для увеличения числа заказов 6.Использование кооперационных связей для объединения ресурсов в масштабах проекта 7. Опора на авторитет в государственных и муниципальных структурах для получения конверсионных заказов 8. Применение экспериментальной базы и методов компьютерного проектирования для участия в масштабных тематических и конверсионных проектах	1. Интенсификация инновационной политики с целью расширения номенклатуры продукции и интеллектуальных услуг 2. Расширение новых направлений деятельности совместно со смежными предприятиями для лоббирования поддержки в госструктурах 3. Проникновение на рынок космических услуг совместно со смежными организациями по новым авиакосмическим проектам 4. Развитие интеллектуальных рабочих мест, привлечение молодых кадров для укрепления возможностей в научных разработках и повышения имиджа предприятия 5. Обновление экспериментальной базы за счет многопрофильной кооперации, в том числе с зарубежными партнерами 6. Стимуляция творческих и перспективных работников различными способами, обеспечивающими финансовый и научный рост

Парирование угроз с опорой на сильные стороны предприятия:	Усилия, защищающие слабые стороны при парировании угроз:
1. Использование имиджа предприятия и опыта наукоемких разработок для проникновения на авиакосмический рынок развивающихся стран (Китая, Ирана, Индии) 2. Использование авторитета в государственных и муниципальных структурах для противодействия неисполнительности заказчиков и смежников 3. Увеличение доли иностранных заказов, как фактор выживания в колебаниях общественно-экономического состояния государства 4. Повышение качества, дизайна и наукоемкости разработок как меры в борьбе с конкурентами	1. Разработка инновационных предложений с целью расширения номенклатуры госзаказов по линии традиционных заказчиков 2. Расширение каналов сбыта продукции в странах ближнего зарубежья 3. Применение мер по обновлению состава предприятия с реструктуризацией подразделений и привлечением молодых специалистов 4. Объединение с конкурирующими предприятиями в инновационных проектах в расчете на зарубежных заказчиков

Нам необходима комбинированная форма стратегии, учитывающая как перспективы развития, так и рыночный спрос.

Специфика сложившегося рынка космических услуг характеризуется:

- доминированием на рынке американских и европейских фирм;
- наличием неплатежеспособных заказчиков;
- вмешательством госструктур в ценовую политику;
- активностью конкурентов из числа бывших соразработчиков;
- утечкой высококвалифицированного персонала в процессе маркетинга и продажи продукции;
- нестабильностью налоговой политики;
- форс-мажорными обстоятельствами.

• наличием предложений по расширению рыночного спроса на Юго-восточном регионе (Китай, Индия).

На нашем авиакосмическом рынке выделяются два крупных сегмента:

• продажа материальной части, изделий, объектов, интеллектуальных продуктов;

• оказание платных услуг по связи, навигации, зондированию и мониторингу поверхности Земли и атмосферы, созданию геоинформационных комплексов, предоставлению бортовых ресурсов и транспортных услуг, включая заказные запуски спутников и трансатмосферных аппаратов.

Нами должен быть детально проанализирован негативный рыночный опыт концерна «Иридиум», провалов маркетинга «Морского старта», падения заказов из-за дороговизны услуг, предоставляемых европейским носителем «Ариан-5», японским носителем Н-2 и американских авиационно-космических комплексов «Пегас».

Одна из необходимых для анализа рынка инжиниринговых задач – обстоятельное изучение негативного опыта создания композитных водородных баков носителя Х-33.

Работая в рамках тем «Призыв», «Сфера-М» Росавиакосмоса, следует обстоятельно изучить перспективы создания глобальных международных авиакосмических сетей для зондирования погодных и озоновых условий в рамках Drop-технологий и получения зарубежных заказов на эти разработки.

Нельзя не отметить растущий интерес к показанной на авиасалоне в Ле-Бурже нашей разработке крылатых средств «Байкал» для возвращения ракетных ступеней многоцелевого носителя «Ангара» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Описание этого проекта дано в разделе 1.11.

По-прежнему демонстрируется заинтересованность в использовании разрабатываемой нами многоцелевой авиационно-космической системы МАКС (см. разделы 1.7, 1.9). Можно упо-

мянуть запросы на более полное описание авиакосмических технологий МАКС со стороны NASDA и ESA.

По заказу Росавиакосмоса проведено специальное исследование особых возможностей обслуживания полезных нагрузок МАКС в течение всего их жизненного цикла (тема «Орел-М», см. раздел 1.9).

Конверсионная продукция имеет свой рынок, отличающийся многотемьем и малыми циклами разработок. Экспертный совет инновационного комплекса НПО «Молния» рассмотрел более двухсот проектов и предложений. В их числе: применение методов неразрушающего контроля для поиска алмазов в породе; безинерционные двигатели-преобразователи мощности (первый приз на выставке в Брюсселе); гидростанции для бесплотинных рек; оборудование для первичной переработки сельскохозяйственной продукции; муниципальный транспорт; аттракционы с космической тематикой; строящиеся и эксплуатируемые в Москве многоэтажные гаражи-стоянки; различные подъемники для инвалидных колясок, создаваемые по заказу правительства г. Москвы (детальное описание в следующей главе книги).

Особо следует отметить строящийся серийно и сертифицируемый самолет-такси «Молния-1», знаменующий собой переход к семейству трипланных конфигураций, которые обладают рядом преимуществ перед конкурентными разработками самолетов обычных схем. Готовность и способность коллектива НПО «Молния» к новаторству сказалась в этой пионерской разработке и в других инжиниринговых проектах авиакосмического и конверсионного направления (см. разделы главы 6).

Многотемье требует особой гибкости для адаптации к новым задачам и обеспечению оперативного планирования и диспетчирования проектных исследований. Известные системы корпоративного управления, такие как R/3, BAAN, «Цефей», Oracle, «Галактика», «Парус», «Босс-корпорация» не могут быть полноценной опорой в реальных отечественных условиях и в наукоемком производстве.

Эти системы традиционно охватывают управление поставками, запасами, финансами, бухгалтерией, складами, персоналом. Они практически не интегрируются с CAD-CAM-CAE-процессами и с управлением финальными этапами жизненного цикла испытываемой и эксплуатируемой авиакосмической продукции.

Еще в ходе создания «Бурана» мы поняли, что центр тяжести корпоративного управления лежит в диспетчировании таких проектно-производственных процессов как:

- информационный обмен исходными данными и результатами сотен организаций в рамках виртуального предприятия;
- реализация оперативного контроля технических характеристик с прогнозированием показателей технического риска;
- контроль текущего и спонтанно возникающего документооборота и исполнительской деятельности;
- управление коллективным обменом данными в распределенных стендах и сетях для математического и полунатурного моделирования;
- мониторинг весового контроля;
- управление летными экспериментами;
- диспетчирование ведомостей исполнения на основных заводах-изготовителях;
- мониторинг операций неразрушающего контроля с процедурами прогноза технического состояния испытываемых и эксплуатируемых изделий;
- синтез и оптимизация сетевых планов.

Последнее из названных направлений работ специфично в силу особенностей российской рыночной экономики.

Необходимо оперативно отслеживать показатели по критериям затраты-сроки, оптимизируя специальным алгоритмом процесс распределения средств в условиях нелинейных дискретных и случайно меняющихся ограничений на ресурсы, поставки, мощности производственной, испытательской и летной базы. Все вышена-

званные мероприятия лежат в сфере корпоративного управления и далее рассмотрены в этой главе.

Прогнозы затрат дополняются сведениями о критериях коммерческого риска. При перевооружении предприятия вычислительной техникой и при создании сетевых структур мониторинга авиакосмического проекта имеет смысл предусмотреть развертывание специального ситуационного центра с одновременным созданием методов и сценариев, определяющих эффективность и последствия организационно-управленческих решений. Задачи такого центра рассмотрены в 5.7.

Одной из внешних сторон деятельности авиакосмического научно-производственного объединения следует считать маркетинговые исследования с обеспечением полноценного участия в интернациональных и федеральных выставках, смотрах продукции и изобретений, авиасалонах, научно-технических конференциях. За последний трехлетний период ОАО НПО «Молния» получило более десятка призов и грамот, премий международных и федеральных конкурсов и выставок за новаторские разработки.

Особо следует отметить такую важную для предприятия с наукоемкой продукцией сторону активности, как разнообразная работа в собственном регионе с активным участием в хозяйственной деятельности округа, префектуры и муниципальных служб.

5.3. Научно-производственное объединение как большая система. Критерии для оценки эффективности работы предприятия

... Слово система и системотехника имеют разный смысл для разных людей.
Р. Макол. Справочник по системотехнике.

Системный подход характеризуется:

1. Определением места исследуемой системы, входящей в другие системы.

Принято решение приватизировать единственное в России авиакосмическое научно-производственное объединение «Молния» и сделать его открытым акционерным обществом. Тем самым НПО получило определенную имущественную, финансовую самостоятельность, возможность проводить свою маркетинговую политику. Но НПО по-прежнему на федеральном уровне организационно (а не административно) подчиняется Росавиакосмосу, Министерству промышленности, наук и технологий. НПО «Молния» тесно связано с муниципальными службами северо-запада Москвы и с Министерством науки Московского правительства. Эта связь не только организационно-политическая, но и экономическая – через займы и контракты по конверсионной тематике. Одновременно НПО «Молния» тематически и организационно постоянно укрепляет связи с изготовителем орбитальных самолетов Тушинским машиностроительным заводом. Оба предприятия находятся на одной территории, имеют одного Генерального директора и общие хозяйственные службы, обеспечивающие жизнедеятельность единой площадки «Молния» – ТМЗ.

2. Анализом связей исследуемой системы с другими взаимодействующими системами.

К числу постоянно обновляемых и совершенствуемых связей можно отнести:

- тематические и финансовые связи с традиционными заказчиками Министерства обороны;
- взаимодействие с политическими органами (думскими комитетами, советами по обороне и безопасности страны);
- связи по необходимости и в соответствии с законодательством с федеральными органами безопасности и режима;
- связи в соответствии с законодательством с зарубежными фирмами и аэрокосмическими агентствами с участием в совместных научных конференциях и программах.

3. Описанием функционального назначения и целевых задач. Эти вопросы есть предмет обсуждений Совета директоров и они строго и точно формируются в уставе ОАО НПО «Молния».

4. Декомпозицией исследуемой системы с разделением ее на составные части. Структура объединения динамична, постоянно обновляется для лучшего соответствия целевым задачам. В структуре преобладают научно-технические службы и по каждой службе есть утвержденное положение, внутренняя структура и особым образом определены связи с другими службами объединения.

5. Формулировкой общих требований к системе и ее частям. Требования изложены в уставе, и они обобщают требования к элементам структуры, оговоренные в положениях по отдельным службам.

6. Исследованием критериальной основы, характеризующей работу и развитие системы. Формулировка критериев, изображающих развитие системы в специфических российских условиях является основой анализа стратегий защиты (см. предыдущий раздел 5.3). Экономические критерии систематизированы в ходе выработки антикризисной политики предприятия и описаны в разделе 5.10.

7. Учет и формализация факторов неопределенности, присущих условиям функционирования современных сложных систем, исследованием системы на устойчивость внешним и внутренним воздействиям.

Учет факторов неопределенности очень важен для авиакосмической тематики и создания новых образцов техники. Поэтому в проектных исследованиях используются критерии технического риска и модели функционирования, учитывающие неблагоприятные условия применения.

Для анализа устойчивости предприятия к внешним воздействиям как большой системы возможно применение минимаксной стратегии сохранения и обеспечения стабильности.

8. Применение методов оптимизации характеристик системы. Методы оптимизации применяются в синтезе сетевых планов (см. раздел 5.8), в построении гибкой стратегии антикризисных мер и в расчетных моделях минимаксной стратегии реагирования на внешние воздействия.

В российских условиях авиакосмическое предприятие с наукоемкими изделиями обязано озаботиться не максимизацией прибыли, а минимизацией расходов C_p.

В условиях трудно прогнозируемых внешних воздействий уместна постановка игровой задачи моделирования стабильности. В теоретико-игровом подходе наиболее безопасной и гарантирующей от проигрыша является минимаксная стратегия обеспечения устойчивости. Формальная логическая запись идеи такой стратегии может выглядеть так:

$$C_p = \min_{\{Y_l\}} \max_{\{Z_m\}} \min_{\{y_n\}} \sum_j C_j(\bar{Y}, \bar{Z}, \bar{y}) ,$$

где $\bar{Y}$ – параметры, описывающие структуру предприятия, включая число основных и вспомогательных служб; характеристики долгосрочных тематических заказов; число сдаваемых в лизинг и в аренду оборудования, объемы приобретаемых корпоративных систем управления, данные о развертываемых вычислительных сетях, показатели планово продаваемых сооружений, параметры долгосрочного строительства, количество обучаемых молодых кадров, количество организаций, участвующих в совместных проектах;

$\bar{Z}$ – прогнозируемые внешние воздействия, включая характеристики минимально возможных инвестиционных планов, данные о мероприятиях на выставках, данные о затратах на аудит, прогнозируемые параметры налогообложения, характеристики утечки персонала; прогнозные данные об авариях теплосетей; величины краткосрочных кредитов; размеры дисконтирования и объемы инфляций;

$\bar{y}$ – параметры, отображающие тактические действия по отражению неблагоприятных влияний, и в том числе данные гибкого штатного расписания, характеристики загрузки лабораторного оборудования и станочного парка, параметры разовых конверсионных заказов, данные об объеме ремонтных работ, объемы сокращений персонала, характеристики эмиссионных процессов при операциях с акциями, параметры выплат по дивидендам, характеристики накладных расходов, данные фондов оплаты труда, переменные величины сетевых графиков.

Логика действий в выборе оптимальной по расходам структуры предприятия, ее состава и систем, определяющих инновативность и наукоемкость.

Необходимо ориентироваться на наихудшие по расходам сценарии развития внешних и внутренних событий и рассматривать как можно большее число вариантов сценариев. При прогнозировании каждой схемы появления и развития неблагоприятной обстановки необходимо минимизировать расходы, используя тактические меры ближайшего действия, оперируя выплатами, загрузкой оборудования и персонала, финансовыми притоками к планам исполняемых проектов.

Таким образом, разделяются действия по развитию и укреплению предприятия и лучшие ответные меры на возможное ухудшение ситуаций экономического и политического характера. Существо такой стратегии еще и в том, что она защищает перспективные устремления от «сегодняшних» злободневных забот.

В теории и практике управления с 90-х годов и с начала этого века активно рассматриваются концепции применения сбалансированных систем оценочных показателей (Balance Scorecard). Эти системы не отвергают применение традиционных экономических критериев, но не рекомендуется их считать единственными и самодостаточными. Они ориентируются на использование различных сведений, отображающих стратегию развития и, в основном, на оценку результативности реализации стратегических планов. Необходимо вести контроль эффективности «на местах» в разных службах корпорации общих устремлений, определяемых генеральной линией перспективного развития предприятия.

В числе нефинансовых показателей рассматриваются такие конкурентные преимущества как совокупность ноу-хау, критические технологии, многопрофильная кооперация в новых инжиниринговых направлениях и нематериальные активы: бренд, характеристики потенциальных потребителей, опыт наукоемких корпоративных разработок. Способность предприятия мобилизовать и использовать свои нематериальные активы стала в рыночных и конкурентных условиях значимым фактором. «Нематериальный» ка-

питал предприятия, воплощенный в знаниях и квалификации сотрудников, их нацеленности на инновации и пионерские разработки должен оцениваться и «работать» на расширение рыночной «ниши» корпорации.

Применительно к авиакосмическому научно-производственному объединению связь оперативного управления и перспективного планирования означает активное отслеживание в подразделениях возможностей исполнения действий, оговоренных в предыдущих разделах (при анализе стратегии развития и выживания предприятия). Контроль достижения генеральных целей деятельности корпорации переносится на операционный уровень, на измерение результатов деятельности сотрудников, групп, секторов, бригад, отделов и комплексов применительно к общим защитным наступательным устремлениям предприятия.

В соответствии с теорией фазовой трансформации бизнеса каждое предприятие проходит определенные стадии эволюции и деградации. Важно воспользоваться результатами ретроспективного анализа ошибок (как это сделано в разделе 5.1).

Система сбалансированных показателей охватывает финансовые перспективы, характеристики рынка и потребителей, «внутренние» процессы проектирования и производства и процессы совершенствования и развития, включая приемы адаптации к ситуациям перепрофилирования.

Рассматриваемая система не нацелена на выработку новой стратегии, она ориентирована на совершенствование способов реализации принятой стратегии. Необходимы постоянные усилия, направленные на реализацию главных целей предприятия. Каждый сотрудник должен понимать свои действия в рамках общих устремлений, должен быть информирован о происходящих изменениях и быть нацелен на совершенствование и создание собственных показателей развития корпорации. Простейшим и наглядным инструментом представления и учета показателей эффективности является общепринятый способ табличного представления оценок с помощью программы Excel (см. например, содержание таблицы 5.3-2).

Система сбалансированных показателей служит внутрифирменным «интегратором», конкретизирующим и объединяющим стратегию с остальными частями системы корпоративного управления. Сбалансированные показатели, спроектированные на организационную структуру должны по-разному группироваться на «приборных панелях» Генерального директора корпорации, руководителей направлений предприятий и отдельных подразделений.

Среди показателей следует различать измерители результатов (например, на таблице 5.3-1) и свидетельства процессов, способствующих получению результатов (таблица 5.3-2). Обе группы показателей увязаны стратегическими устремлениями корпорации.

Таблица 5.3-1

Показатели наукоемких разработок корпорации

Характеристики производственного процесса	НИОКБ	Опытный завод	Серийный завод	Предприятия-смежники
Число тематических проектов	6	4	10	12
Количество инновационных тем	7	3	4	11
Номенклатура изделий	-	15	26	14
Количество «ноу-хау»	17	6	13	18
Номенклатура оригинальных программных продуктов-подсистем	22	-	-	4
Число критических технологий	18	12	36	23
Процент наукоемких разработок	65	10	45	45
Процент исследователей-разработчиков	70	35	50	60

Традиционное для систем сбалансированных показателей понятие «клиент» трансформируется зачастую в присущее предприятиям ВПК понятие «государственный заказчик», под которым понимаются представители главкомов Министерства обороны, муниципальные структуры, управления МЧС, погранслужбы и так далее. Модели взаимодействия с такими клиентами, претендующими на исключительное положение, должны учитывать сложность действий по принуждению к выполнению долговых обязательств.

Потребителями алгоритмических и исследовательских разработок могут быть зарубежные клиенты, предъявляющие высокие требования к продукту, который оформляется и передается на современных электронных носителях информации.

Таблица 5.3-2

Информационные и компьютерные подсистемы управления аэрокосмической корпорацией

Подсистемы, разрабатываемые в корпорации	Где внедряется подсистема?	Состояние	$N_{польз}$	$P_{с.разр.}$, %
ERP-система	НИОКБ	П	3	70
Оптимизация сетевых планов	НИОКБ, серийный завод	СВ	6	100
Моделирующий ситуационный центр	НИОКБ	СР	4	50
Коммуникационные сетевые структуры	НИОКБ	П	8	20
«Электронный полигон»	НИОКБ	СВ	2	70
Стенд математического моделирования	НИОКБ, опытный завод	СР	3	80
Электронный макет	НИОКБ	В	3	60
Весовой контроль	НИОКБ, серийный завод	В	16	100

Окончание табл. 5.3-2

Подсистемы, разрабатываемые в корпорации	Где внедряется подсистема?	Состояние	$N_{польз}$	$P_{с.разр.}$, %
Учет и отчет по бухгалтерским документам	НИОКБ, опытный завод, серийный завод	В	4	10
Управление персоналом	Серийный завод	В	2	10
Документооборот чертежей	НИОКБ, опытный завод	СВ	4	60
Безбумажный документооборот	НИОКБ, серийный завод	В	5	70

Примечания: П – применяется; СВ – стадия внедрения; СР – стадия разработки; В – внедрено; $N_{польз}$ – количество отделов-пользователей; $P_{с.разр.}$ – доля собственных разработок

В целом система сбалансированных показателей может быть полезной для авиакосмической корпорации, где с ее помощью осуществляется мониторинг стратегических инициатив и мобилизация персонала на использование нематериальных активов.

5.4. Принципы построения процессов автоматизированного мониторинга текущего состояния авиакосмических проектов. Методы верификации проектов

... Информационный менеджмент является подсистемой принятия решения и направлен на управление процессами создания, обработки и распределения информации.
В. Гончаров. Руководство для высшего управленческого персонала. (В поисках совершенства систем управления).

Подсистемы мониторинга текущего состояния проектов предназначены для двух целей:

- сопровождение и поддержка процессов проектирования;
- контроль состояния проекта и выполнение заданий руководства.

Эти подсистемы нельзя рассматривать изолированно от организационно-технической среды, поэтому будем говорить об автоматизированных процессах и операциях по выполнению задач мониторинга проектов. Можно выделить два наиболее важных автоматизированных процесса, поддерживающих и обеспечивающих проектирование по современной авиакосмической технологии.

Первый процесс охватывает конструкторское бюро, заводы и организации, создающие бортовые системы и нацелен на весь жизненный цикл изделий. В этом процессе в локальной сети предприятий собираются сведения о массе элементов и прогнозируется суммарный вес, центровка и моменты инерции. Основной принцип работы – непрерывное (раз в неделю) обновление информации сначала о лимитных массах, потом о «чертежных», а затем о результатах взвешивания деталей, приборов, узлов и агрегатов.

Большинство авиакосмических изделий в процессе полета изменяют конфигурацию и угол атаки, поэтому для их весовой балансировки важно точно определять центровку на разных фазах полета. Для примера в таблице 5.4-1 представлена типовая генеральная сводка крылатого ускорителя «Байкал», рассмотренного в разделе 1.9 книги. В этой сводке приведены характеристики заправленного ускорителя, в момент его отделения, при входе в атмосферу и на посадке.

Авиакосмические комплексы очень чувствительны к точности весовых оценок, и риск не выполнить проектное задание по массе полезного груза очень велик. Поэтому в течение рабочего проектирования осуществляются пять-семь итераций по снижению массы.

Таблица 5.4-1

Массово-инерционные характеристики многоразового ускорителя «Байкал»

Этап полета	m, кг	Центровка, м		
		X	Y	Z
0. Сухая масса	18610	17.08	0.27	–0.01
1. Заправленный ускоритель	151374	14.27	0.68	–0.01
2. После отделения	23694	16.31	0.39	–0.06
3. При входе в атмосферу	22624	16.56	0.41	–0.01
4. На посадке:				
- максимальная масса	20194	16.49	0.23	–0.01
- номинальная масса	19204	16.90	0.22	–0.01
Этап полета	m, кг	Осевые моменты инерции (в системе СГС)		
		I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
0. Сухая масса	18610	7496	144638	141051
1. Заправленный ускоритель	151374	24781	619709	629930
2. После отделения	23694	4273	166986	167829
3. При входе в атмосферу	22624	9882	165841	161038
4. На посадке:				
- максимальная масса	20194	7913	163975	160261
- номинальная масса	19204	7543	151458	147871
Этап полета	m, кг	Центробежные моменты инерции (в системе СГС)		
		I_{xy}	I_{yz}	I_{zx}
0. Сухая масса	18610	1726	–24	142
1. Заправленный ускоритель	151374	4348	–245	–208
2. После отделения	23694	2407	–196	105
3. При входе в атмосферу	22624	3040	–207	127
4. На посадке:				
- максимальная масса	20194	2725	–24	125
- номинальная масса	19204	1979	–24	133

Окончание табл. 5.4-1

Этап полета	m, кг	Плоскостные моменты инерции (в системе СГС)		
		I_{ycz}	I_{zcx}	I_{xcy}
0. Сухая масса	18610	139096	1954	5542
1. Заправленный ускоритель	151374	610929	16001	8780
2. После отделения	23694	165271	2558	1715
3. При входе в атмосферу	22624	158498	2540	7342
4. На посадке:				
- максимальная масса	20194	158161	2100	5813
- номинальная масса	19204	145893	1978	5565

По авиационной традиции исполнительная часть процесса называется АСВК – Автоматизированная система весового контроля. Но раз мы заговорили о риске, то следует вспомнить о втором процессе.

Этот процесс осуществляет верификацию проектных характеристик или проводит технический аудит. В сборе и поставке данных участвует вся организация вместе с основными соразработчиками, но в обработке информации и построении прогноза принимает участие узкий круг специалистов вместе с техническим руководителем. Результаты работы особенно ценятся на начальной стадии проектирования, при неопределенности условий функционирования и режимов работы бортовых систем. Скважность обновления данных об уточненных значениях энергетических, весовых и прочностных характеристиках не реже одного раза в месяц. Используется пакет программ Главного конструктора, рассмотренный в разделе 2.2. Основной принцип работы – постоянное уточнение расчетных моделей и насыщение их реальной информацией о результатах проработанных проектных вопросов.

По авиационной традиции исполнительная часть процесса называется АСКТХ – автоматизированная система контроля технических характеристик. Методика верификации изложена в том же разделе 2.2. Но в отличие от системы АСВК, где доступ к банку данных является массовым (особенно по процедурам заполнения) и ограничен паролями и привилегиями для разных пользователей, в локальных сетях предприятия доступ к базе данных АСКТХ строго лимитирован даже для просмотра.

Результаты процесса верификации есть собственность технического руководителя проекта. Только ему должны быть известны оценки технического риска и вероятности того, что заявленные в проектном задании значения критериев (суммарной массы, массы и объемов полезных нагрузок, дальностей полета) выйдут за пределы, оговоренные с заказчиком.

В обеспечение контроля состояния разработок и выполнения заданий руководства предприятия в авиакосмическом и научно-производственном объединении функционируют также два организационно-технических процесса.

Первый – это процесс контроля работ по существующим планам. Одной из важных подсистем, обеспечивающих этот процесс, следует считать компьютерную корректировку с полной перестройкой сетевых планов. Методика ее изложена в разделе 5.8.

Первый принцип контроля – его непрерывность и пооперационное отслеживание каждой работы до ее завершения. Процесс охватывает все основные разрабатывающие и изготавливающие предприятия, службы испытаний, техническую позицию полигона.

Второй принцип контроля – обеспечение интерфейса с аналогичными процессами, контролирующими создание ракет и самолетов-носителей.

Третий принцип – совмещение процедур контроля с операциями координации работ и периодическим сбором сведений об орга-

низационных неувязках, задержках в поставках и о необходимости выпуска регламентирующих документов, приказов, распоряжений, стандартов предприятия.

База данных содержит названия всех документов, обеспечивающих увязку работ между собой. Это организационно-технический процесс и штат контролеров-координаторов может составлять для такого изделия как орбитальный самолет несколько десятков специалистов (включая ведущих конструкторов по темам).

Второй процесс – процесс текущих заданий и исполнительской деятельности. Он охватывает более тридцати процентов всех работ, не предусмотренных заранее сетевыми графиками и возникающих спонтанно при рассмотрении технических вопросов на оперативных совещаниях.

Этот процесс контроля опирается на архив данных, включающий помимо организационно-технической информации сведения об исполнителях.

Основной принцип процесса – опора на контрольные карточки, в которые автоматически заносятся смысл поручений, исполнители, сроки, текущее состояние дел по порученной работе, задания соисполнителям и реквизиты их тематических карточек.

Карточки снимаются с контроля только после доклада контролеров руководителям проектов. Карточки автоматически формируются и печатаются по определенному трафарету.

Доступ к базе данных процесса контроля текущих заданий имеют только контролеры (как на просмотр, так и на ввод данных).

Это организационно технический процесс и периодическое поступление контрольных карточек организуется ежедневно по кольцевой или электронной почте.

Штат контролеров невелик: это два-три человека, имеющие постоянный доступ к руководству авиакосмических и конверсионных проектов. По ряду исполнителей работ ведется статистика результативности исполнительской деятельности.

Рассмотренные в этом разделе процессы являются основой диспетчирования авиакосмических проектов, и они должны иметь «дружественный» интерфейс с системами корпоративного управления, занимающимися, финансовыми потоками, бухгалтерским учетом, работой с персоналом, маркетингом, поставками и складированием комплектующих изделий.

На серийных изготавливающих авиакосмических предприятиях целесообразно применять одновременно с использованием данных, полученных от упомянутых процессов особые контролирующие процедуры. Обычно это организационно-технические мероприятия по автоматизированному отслеживанию внутризаводских ведомостей исполнения работ по каждому изделию.

5.5. Менеджмент процессов безбумажной технологии. Управляемый документооборот при бесчертежном производстве

... Система – это связное целое, образованное взаимоподчинением и вообще согласованностью составляющих частей
Энциклопедический словарь. Издательство «Большая советская энциклопедия», 1955.

Проблема управления безбумажным документооборотом на авиакосмическом научно-производственном объединении может быть условно разделена на два направления, а именно:

- направление, нацеленное на работу с документами, подлинники или копии которых функционируют в компьютерных сетях;
- Направление, ориентированное на исключение ряда документов (например плаза и чертежа) из документооборота с заменой их информационными моделями, передаваемыми на производство в составе копий банков данных.

В первом направлении главной проблемой является преодоление требований ЕСКД и признание электронной подписи официальным реквизитом подлинности документа. До тех пор, пока это не будет решено, будет двойственное положение, при котором бумажные подлинники хранятся в обычных архивах и их электронные копии тиражируются, если это необходимо, внутри конструкторских бюро и для передачи в производство. Возможное искажение электронных копий просто проверяется сопоставлением с подлинником.

В работе по такому принципу авиакосмическое научно-производственное объединение «Молния» накопило опыт со времен разработки «Бурана». Пример работы по такому организационному сценарию рассмотрен в разделах 4.3 и 4.4.

На всех ведущих авиастроительных и моторостроительных предприятиях, в том числе на авиакосмическом объединении, решается задача перехода на электронные подлинники в обход ЕСКД с узакониваем электронной подписи (как это принято во многих финансовых структурах!). Компьютерный архив данных чертежей (с неизбежным приложением – базы данных электронных макетов) должен сопровождаться не только компьютерным архивом электронных подписей, но и архивом «персоналий» с занесением в него постоянно обновляемых сведений о полномочиях, должностях и о документах, подтверждающих полномочия «фигурантов» подписей, то есть соответствующих приказов и распоряжений.

Информационно-справочная система архива документов и чертежей обеспечивает пользователя спецификацией изделия с показом иерархической структуры комплектующих сборок, подсборок, узлов и деталей. Каждый документ сопровождается «кортежем» хронологических данных о его запуске в производство, включая извещения и предварительные извещения с реквизитами электронных подписей. Фрагменты сообщений информационно-справочной системы архива чертежей и компоновок показаны на рис. 5.5-2…5.5-3.

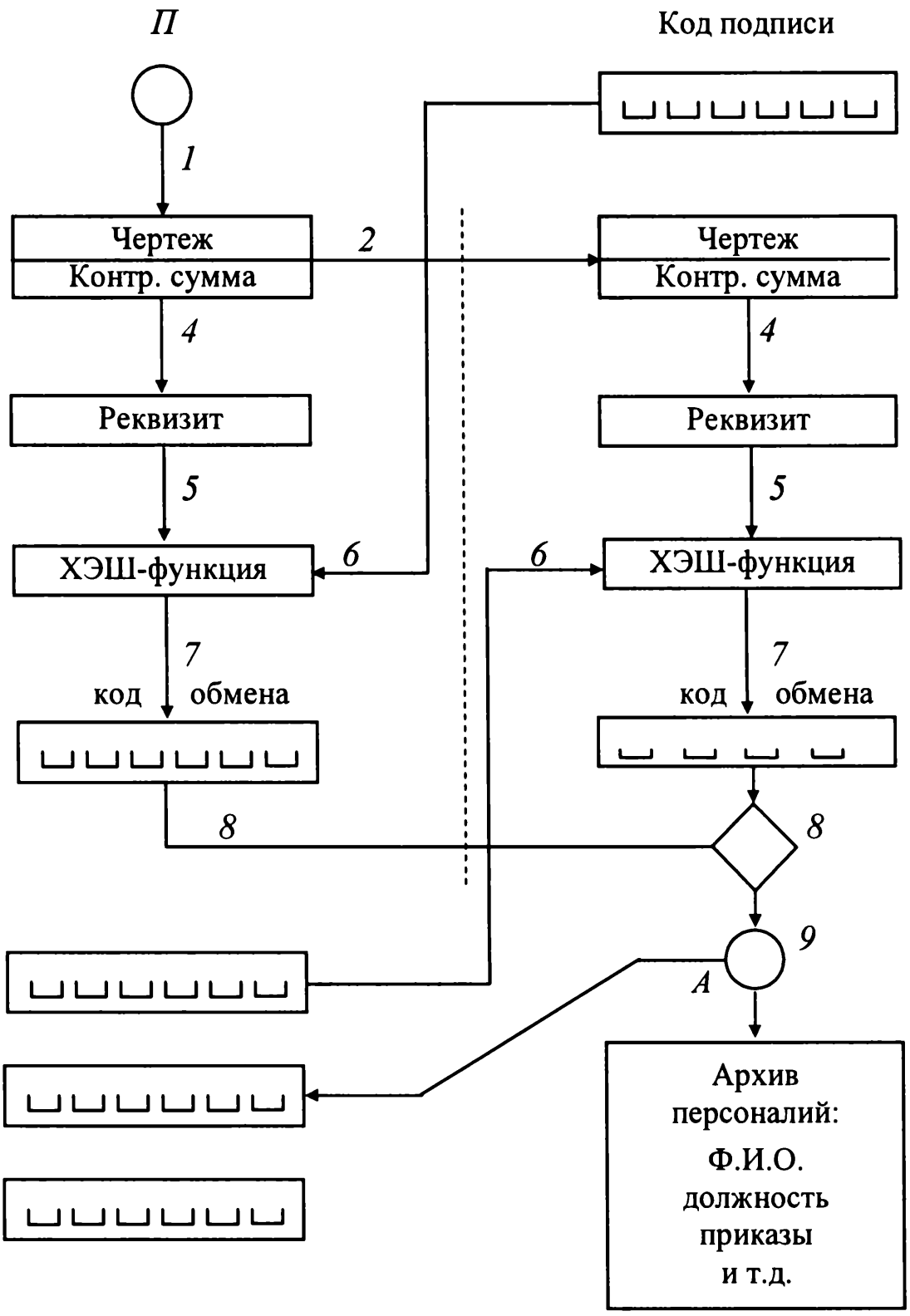


Рис. 5.5-1. Схема работы с электронными подписями чертежей

При ориентации на исключение чертежа и плаза из документооборота, как это сделано для деталей теплозащиты и некоторых деталей каркаса планера «Буран» или как это делается для деталей теплозащиты и для элементов технологической оснастки орбитального самолета МАКС приходится вообще исключить из процедур передачи информации для изготовления понятие извещений о запуске. Вместо них вводится протокол передачи банка данных с реквизитами, подтверждающими идентичность копий банка и с подписями лиц, ответственных за заполнение и содержание банков данных.

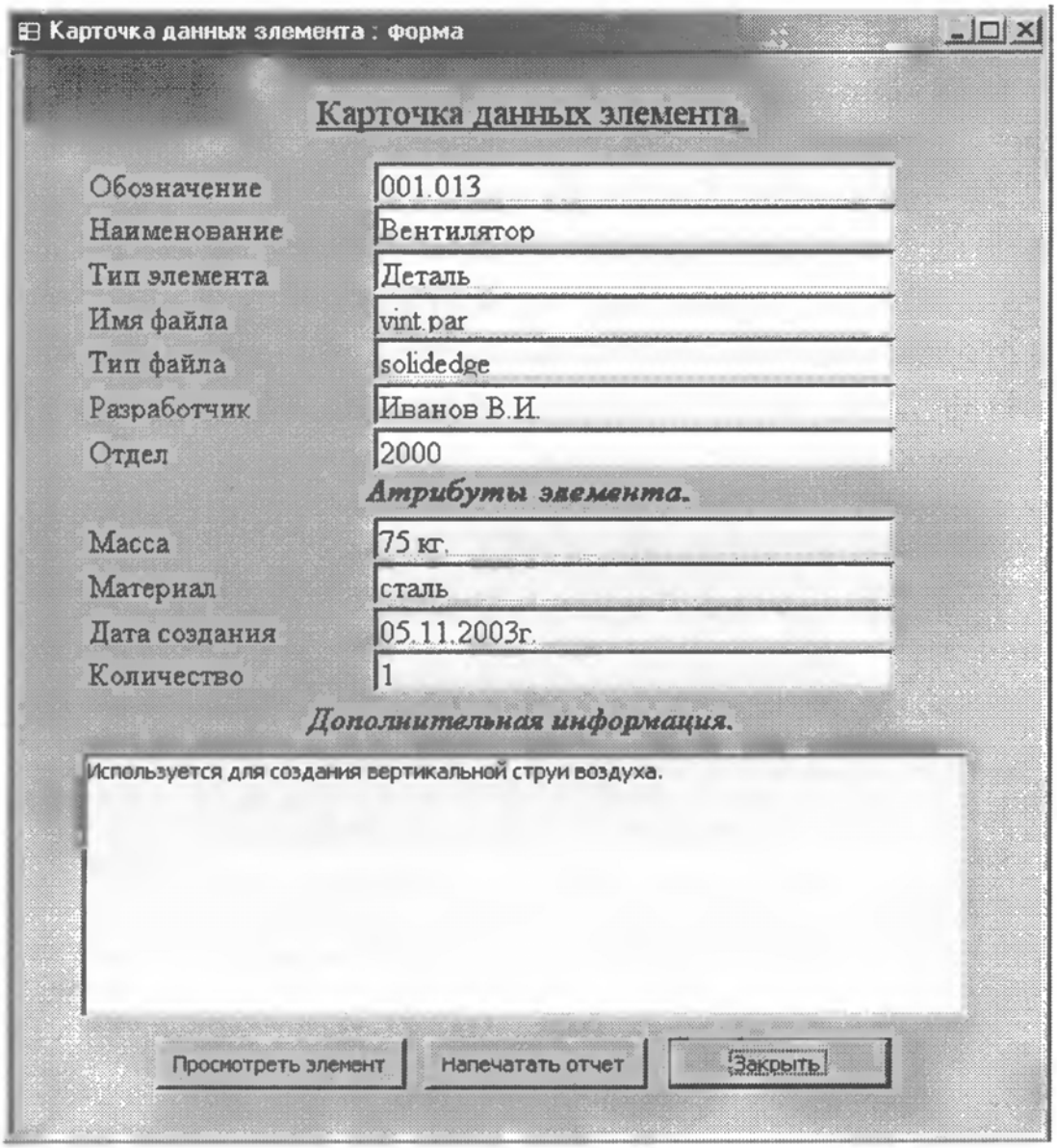


Рис. 5.5-2. Фрагмент сообщения информационно-справочной системы архива чертежей и компоновок

Одновременно с копиями содержания банков данных может передаваться на заводы по акту алгоритмическое и программное обеспечение для самостоятельного формирования конфигураций деталей и технологической оснастки. Такой тип интерфейса рассмотрен в разделе 3.4. Банки данных являются общесистемным ядром проекта – производственного бесчертежно-бесплазового процесса и основой интерфейса «конструкторское бюро - серийные заводы».

Важную роль в управлении документооборотом по бесчертежной схеме играет информационно-справочная система, позволяющая оперативно получить объективные сведения о передаче продукции конструкторского бюро на заводы и о возможных корректировках содержания банков данных на заводах, создающих для каждого изделия свои технологические банки данных. Лицами ответственными за управление бесчертежным проектно-производственным документооборотом являются администраторы баз данных. Их функции и меры защиты информации банков данных рассмотрены ранее.

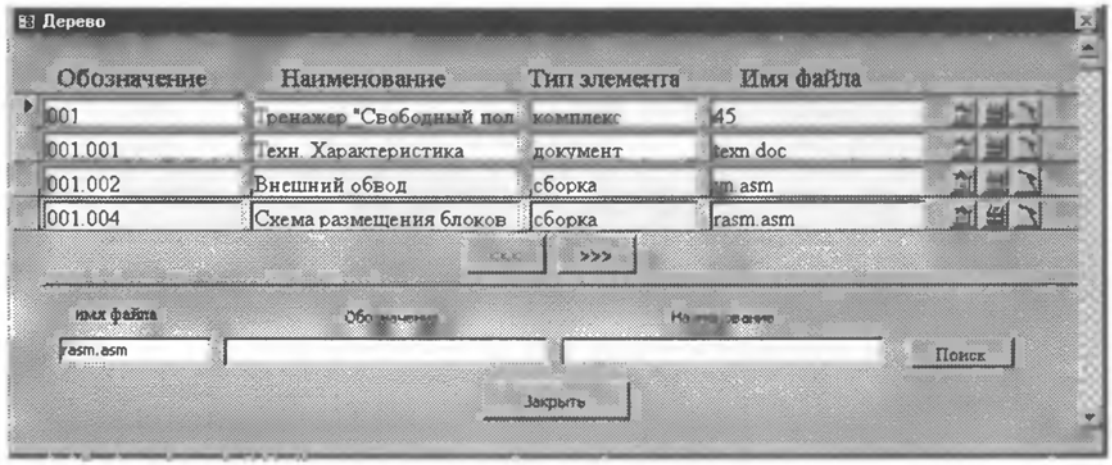


Рис. 5.5-3. Фрагмент сообщения информационно-справочной системы архива чертежей и компоновок

5.6. Управление потоками инновационных предложений

... Наукоемкость – один из важнейших показателей инновативности компании... Показатель инновативности – характеризует инновативность фирмы. Под этим понимают время с момента осознания потребности или спроса на новый продукт до момента его отгрузки.

В. Гончаров. Руководство для высшего управленческого персонала. (В поисках совершенства управления).

В «портфеле» инновационных предложений авиакосмического научно-производственного объединения более двухсот рассмотренных идей. Примерно половина из них рекомендована к разработке, а половина отклонена до лучших времен. Перечень уже разработанных инновационных проектов содержится в разделе 6.1, а наиболее интересные и важные проекты описаны в шестой главе.

Существует порядок: каждое инновационное предложение подвергается обстоятельной экспертизе, для чего создана специальная экспертная комиссия из ведущих специалистов по разным проектным дисциплинам. Критерии, по которым вырабатываются рекомендации, носят оценочный и описательный характер и ранжируются так:

1. Наличие тематического «созвучия» авиакосмическим, проектно-моделирующим и технологическим разработкам.
2. Степень технического риска. Наличие факторов неопределенности и потенциально нерешенных технических проблем.
3. Наличие потенциальных инвесторов. Степень коммерческого риска.
4. Потребный объем инвестиций.

5. Наличие прототипов, сходных и апробированных технических решений.
6. Наличие конкурентных разработок.
7. Морально – общественный эффект от применения разработки с точки зрения авторитета предприятия.
8. Возможность будущего тиражирования разработки в других странах и регионах.
9. Оригинальность предлагаемых технических решений.
10. Степень научно-технической новизны.
11. Временной цикл разработки. Моменты и величины возврата кредитов.
12. Наличие поддержки государственных или муниципальных структур.
13. Ожидаемая трудоемкость проектных работ.
14. Ожидаемая загрузка экспериментально-лабораторной базы.
15. Ожидаемая трудоемкость производственных работ.
16. Количество организаций-соисполнителей и сложности в координации работ.
17. Поддержка предложений традиционными заказчиками министерства обороны

В базу данных инновационных предложений заносятся: наименования; потребные затраты; ожидаемый объем работ предприятия (трудоемкость); время разработки; оценки интервала возврата кредитов; названия потенциально нерешенных наукоемких проблем; конкурирующие фирмы.

Обилие общих лозунгов о поддержке инновационных разработок со ссылками на зарубежные примеры разительно контрастирует с реальной помощью государственных органов. До сих пор нет, и не ожидается закона об инновационной деятельности. Муниципальными органами в плане поддержки инновационных разработок обсуждались проекты законов, посвященных инновационным проблемам. Проводятся периодические семинары-совещания с ознакомлением опыта работы «технопарков».

Комплекс проектного поиска и анализа инноваций тесно сотрудничает с отраслевым центром инновационных разработок и через него с Международными инновационными бюро и информационными службами в области изобретательства.

При участии в создании отраслевого «инкубатора» инноваций, предложения авиакосмического научно-производственного объединения получили высшую оценку, обсуждены на отраслевых совещаниях в Росавиакосмосе, Министерстве промышленности наук и технологий и направлены в европейский «клуб» инновационных разработок в аэрокосмической промышленности.

Госкомстат ведет специальный учет инновационной активности предприятий. В отчетности, к сожалению, преобладают формальные количественные показатели (число изобретений, число наград на международных выставках изобретателей, объем затрат на инновационные разработки, количество рассмотренных инноваций в год). При государственной аккредитации предприятия как научной организации особо учитывается инновационная активность и количество реализованных инновационных проектов. Можно назвать такие механизмы стимулирования инновационного проектирования и производства:

- налоговое стимулирование;
- стимулирование через амортизационную политику;
- прямые финансовые дотации дочерним компаниям, или подразделениям, осваивающим новые технологии, материалы или конструкции.

Реализуются они в мероприятиях по персональным поощрениям изобретателей и по снижению арендной платы соисполнителям и фирмам-филиалам, участвующим в поиске, разработке и поставках новой наукоемкой продукции, в разработке новых технологических процессов и в рекламе новаторских разработок.

Существуют также косвенные меры стимулирования инновационных разработок. Практика объединения показала, что наиболее действенны из них следующие:

• подготовка кадров из числа техников и студентов, то есть из категории людей склонных к новаторству, поиску нововведений и нацеленных на использование современных информационных технологий;

• расширение информационного поля для активных и ведущих сотрудников предприятия с посещением основных международных федеральных и муниципальных выставок, аэрошоу, чтений по космонавтике, конференций и симпозиумов;

• участие в системе международных поощрений ученых (грантов или заказных разработок, обычно сопровождающихся обсуждениями новаций на презентациях результатов).

Инновационная деятельность в значительной мере концентрируется в нашей стране в «технопарках». Поэтому координаторы инновационных разработок активно сотрудничают с ведущими технопарками региона и в частности с «Курчатовским технопарком». Области общей деятельности: высокоточный обмер изделий и автоматизированное управление экспериментом. Практикуется также конкурс инновационных проектов студентов и молодых специалистов.

Определить степень инновативности проектов очень трудно. Здесь необходима коллективная и объективная оценка, для чего и организованы заседания отраслевых комиссий по инновациям.

Следует различать инновационные проекты и инновационные процессы (технологии). По сути дела весь процесс деятельности НИОКБ авиакосмического НПО носит инновационный характер. Особенно это касается применения оригинальных методов компьютерного проектирования, автоматизированного синтеза равнопрочных силовых конструкций, расчетного моделирования этапов полета по «ветвящимся» траекториям, включая выведение, возврат, доразгон до круговой скорости, орбитальные операции, возвращение. Это направление баллистического проектирования детально описано во многих научно-технических статьях Э.Н. Дудара.

Инновационными принято считать реально применяемые методики, не имеющие равноценных российских и европейских аналогов, то есть аналогов в ареале, где постоянно существует информационный обмен на конференциях и симпозиумах, посвященных наукоемким аэрокосмическим разработкам и исследованиям.

Примеры таких методик:

- программный комплекс оптимизации ветвящихся траекторий;
- методы и алгоритмы структурного синтеза (раздел 2.5);
- методы верификации и технического аудита проектов (разделы 2.1 и 5.4);
- процессы бесчертежного проектирования - производства по безбумажной технологии (разделы 3.3 и 5.5);
- применение приемов и технологии неразрушающего контроля (раздел 3.7);
- алгоритмы позиционных расчетов на обводообразующих поверхностях (раздел 4.7);
- создание триплан-тандемных самолетов (раздел 6.3);
- технология производства панелей для радиотелескопов (раздел 6.6);
- солнечно-ветровые вихревые энергоустановки (раздел 6.9).

5.7. Внедрение систем корпоративного управления

... Информационный менеджмент является подсистемой принятия решения и направлен на управление процессами создания, обработки и распределения информации.
В. Гончаров. Руководство для высшего управленческого персонала. (В поисках совершенства систем управления).

Большинство руководителей банковских структур, организаций, занимающихся различным бизнесом, продажей сырья, электроэнергии, медикаментов, производством и продажей продукции массового потребления, транспортных услуг знакомы с системами корпоративного управления. На мировом рынке этих систем доминируют R/3, BAAN, Oracle, «Цефей», SAC, Axapta. На отечественном – менее представительные и развитые системы и отдельные программные продукты фирм АЙТИ, «Галактика», КСТ, «Парус» и ряда других менее известных организаций, занимающихся бухгалтерским учетом, системами планирования поставок, управлением финансовыми потоками.

Именно с задач логистики, управления запасами, поставками продукции и автоматизированного бухгалтерского учета начали свою деятельность создатели таких систем в конце восьмидесятых годов. Затем появились подсистемы учета финансовой деятельности; сбора данных о персонале предприятий, оказания транспортных услуг. Все это сейчас есть в арсенале таких, например, систем, как R/3 фирмы SAP, или ее российского аналога М3, рекомендованного Росавиакосмосом для внедрения на аэрокосмических предприятиях.

В таблице 5.7-1 показаны три «поля» деятельности любого наукоемкого предприятия и, в том числе, разрабатывающей организации военно-промышленного комплекса. Левое поле – это инструменты инжиниринга, собственные или заимствованные. Это поле деятельности проектно-конструкторско-расчетно-моделирующе-испытательных служб.

Правое поле – программно-методические инструменты, для финансово-хозяйственной деятельности и, в том числе, для планирования поставок, закупок и продаж. Это и есть поле, обеспечиваемое приобретаемыми корпоративными системами управления.

Таблица 5.7-1

Составляющие процесса управления проектированием и производством

Computerized Engineering	Design Information Management at Framework of Virtual Enterprises	Plan-Finance-Logistic-Book-Keeping
- CAD - CAM - CAE - Results of semi-natural tests - Results of experimental flight tests - Intellectual product - Directive technologies	- Control on documentation at the plants - Account of Russian standards, laws and conventions - Verification of quality and execution of projects at the process of production - Operative planning, organization of meetings, verification of executive discipline	- Book-keeping account - Production planning - Product data management - Finance - Personnel - Logistics - Warehouses - Transport
Компьютерный инжиниринг	Информационный менеджмент проектов в рамках виртуальных предприятий	Планово-товарно-финансовая деятельность
- САПР - АСТПП - Имитационное моделирование - Результаты полунатурных испытаний - Результаты экспериментальных полетов - Патенты, «ноу-хау» - Директивные технологии	- Диспетчирование проектной документации на заводах - Учет российских стандартов, законов и условий - Проверка исполнения и качества проектов в процессе производства - Оперативное планирование, организация совещаний, проверка исполнительской дисциплины	- Бухгалтерия - Планирование производства - Управление данными о продукции - Финансы - Кадры - Логистика - Склады - Транспорт

Примечание: в верхней части таблицы термины приведены в соответствии с общепринятыми европейскими стандартами

Но есть еще и среднее «поле» деятельности, важное для разрабатывающих предприятий и крайне важное для наукоемких проектных организаций, создающих единичные изделия и крайне важное для авиакосмических проектно-производственных корпораций. Это поле – арена деятельности систем диспетчирования проектов.

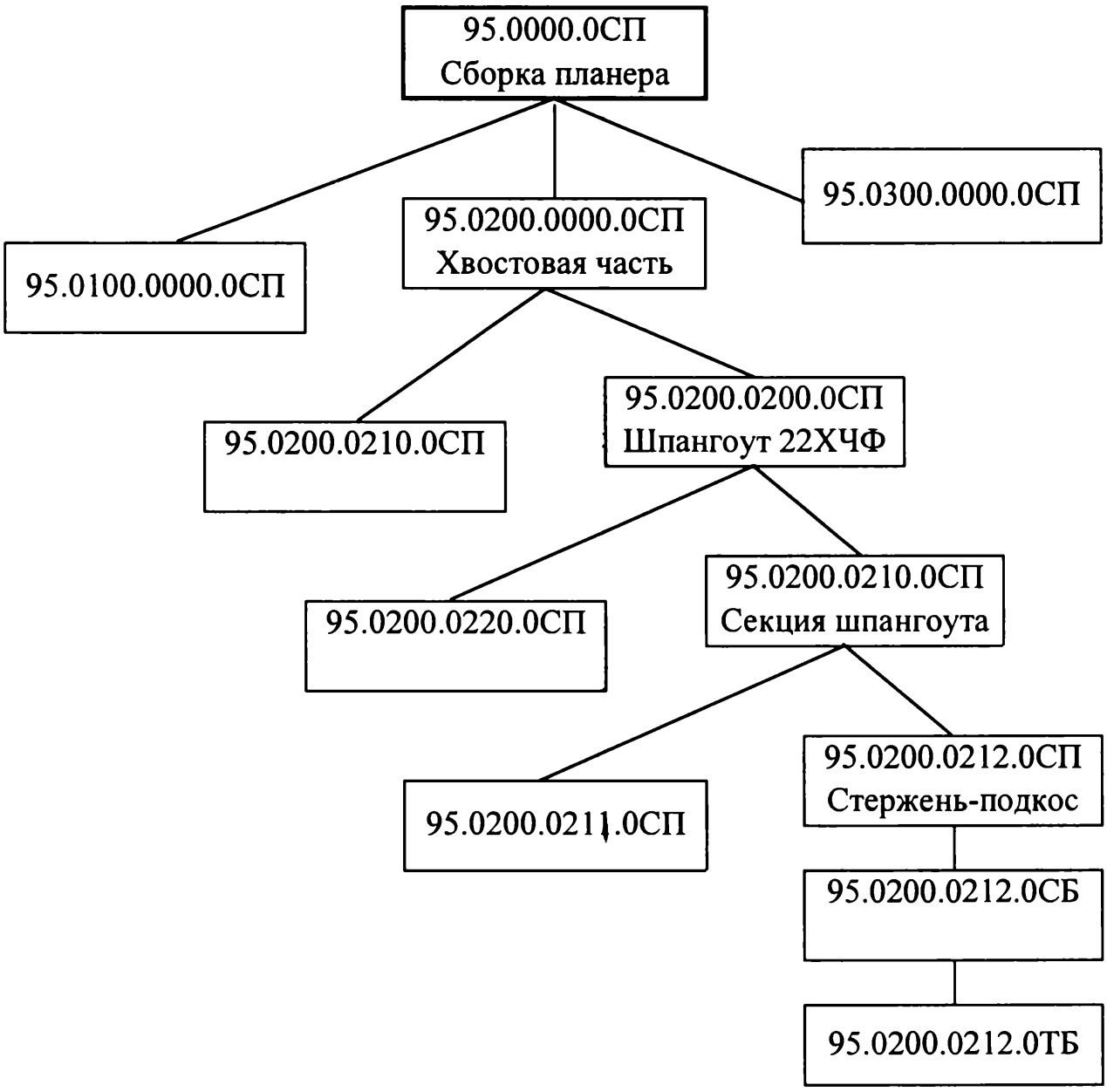


Рис. 5.7-1. Сборка планера

Эти системы обеспечивают управление предприятием, и через эти системы соединяются инжиниринговые работы «левого» поля и планово-финансово-организационно-маркетинговые усилия, предпринимаемые на правом поле.

Подсистемы и процессы диспетчирования описаны в разделах 3.1; 3.4; 5.1; 5.4; 5.5. Они специфичны и на каждом предприятии, разрабатывающем наукоемкие проекты, они имеются. Их функции и цели иногда подобны. Они необходимы каждому руководителю технических работ на предприятии.

Таблица 5.7-2

РЕГИСТРАЦИОННО-КОНТРОЛЬНАЯ КАРТА

№ 1200/118 **экз.** 2

Дата регистрации	Принадлежность Директивного указания	Реквизиты	Карточку выписал
04.02.1999	Указание Главного конструктора от 03.02.1999	Протокол оперативного совещания у Главного конструктора № 21 от 03.02.1999	Ведущий инженер ЦККР Сергеев И.К.
Краткое содержание требуемой и исполняемой работы: Доработать стержни-подкосы 22 шпангоута по результатам испытаний (протокол испытаний № 21 от 12.01.1999)			
Сведения о подразделении-исполнителе	Ф.И.О., должность исполнителя	Срок исполнения	Отметка о получении карточки (дата, подпись)
Конструкторский отдел № 710	Нач. отдела Наклонов Н.А.	26.03.1999	04.02.1999
Директива подразделению: Провести проверку кондиционности подкосов и доработать чертежи стержней-подкосов 22 шпангоута			

Окончание табл. 5.7-2

ОТМЕТКИ ОБ ИСПОЛНЕНИИ			
Дата	Наименование подразделения	Ф.И.О., должность принимающего работу	Подпись
26.03.1999	о. 710	Ведущий конструктор Котов И.И.	
Документы, подтверждающие исполнение: Извещение об изменении чертежной документации 5.36.99			

Их не могут заменить ни широко известные системы PDM (Product Data Management) – системы управления данными о продукции; ни программные средства существующих ERP (Enterprise Result Planning) – средства планирования результатов работы предприятий. Не могут, ибо эти программные продукты ориентированы на складирование, учет, поставки, продажу, рыночные операции и коммерческо-финансовые действия с услугами и продукцией массового производства и потребления с ориентацией на максимизацию прибыли, а не на минимизацию расходов. Единственная реальная польза для авиакосмических фирм может быть от программ работы с информацией о персонале, но и тут зарубежные программные продукты не учитывают специфики режимных мероприятий.

Таблица 5.7-3

Сводная ведомость исполнения

№ п/п	Наименование Виды работ	Код Сроки работ
1.	Изделие	101
2.	Агрегат	5.000
3.	Узел	00200

Окончание табл. 5.7-3

№ п/п	Наименование Виды работ	Код Сроки работ
4.	Постановка на изготовление узла	03.01/03.01
5.	Передача на монтаж узла	20.01/21.01
6.	Неразрушающий контроль узла	29.01/30.01
7.	Выходной контроль узла	21.02/23.02
8.	Промежуточные испытания узла	26.02/27.02
9.	Входной контроль сборки изделия	28.02/28.02
10.	Выходной контроль сборки изделия	15.03/18.03
11.	Поставка на испытания	11.03/20.03
12.	Поставка заказчику	20.03/
13.	ЛКИ	

Еще одно, безусловно, важное и крайне необходимое программное средство – это базы данных и алгоритмы бухгалтерского учета. На всех наших предприятиях десятилетия реально используются только российские программы, ибо зарубежные их аналоги не позволяют производить следующие специфические для нашей страны действия:

- производить взаиморасчеты;
- корректировать отчетные документы после их утверждения и аудиторских проверок «задним числом» после запоздалого ознакомления с потоками взаимно противоречивых и неясных инструкций и подзаконных актов по налоговым вопросам и имущественным расчетам;
- фиксировать задержки и неполные выплаты зарплаты;
- совершать оценки поступлений и задержек кредитных сумм;
- дорабатывать формы бухгалтерских документов для обеспечения интерфейса с другими подсистемами, управляющими финансовыми потоками;
- учитывать невозвращаемые государственные долги и совершать финансовые операции с «продажей» и управлением долгами.

Рис. 5.7-2. Схема доработки аэрокосмического проекта

Наши российские промышленные финансовые системы должны быть, в отличие от западных, ориентированы не на увеличение прибыли (она облагается налогом), а на уменьшение затрат (без сокращения объема работ и особенно НИОКР).

Одним из инструментов сокращения затрат и повышения качества работ является автоматизированное диспетчирование. Чтобы на практике подтвердить это положение и попытаться проверить возможность создать на современной основе опытные подсистемы диспетчирования предпринята попытка использовать типовые программы финансового менеджмента («правое» поле в табл. 5.7-1).

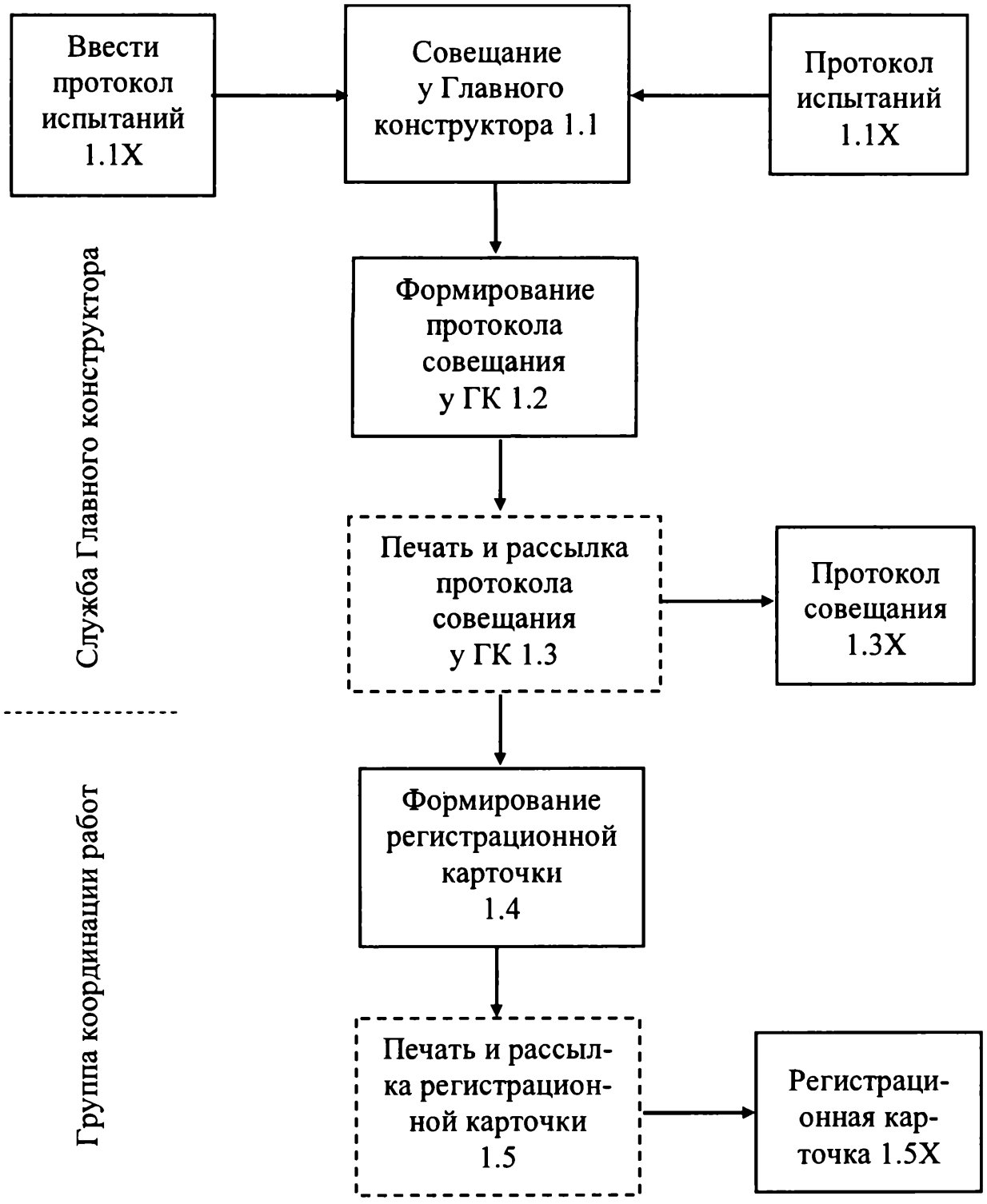


Рис. 5.7-3. Формирование решений на доработку

Рис. 5.7-4. Корректировка проектной документации (конструкторское бюро)

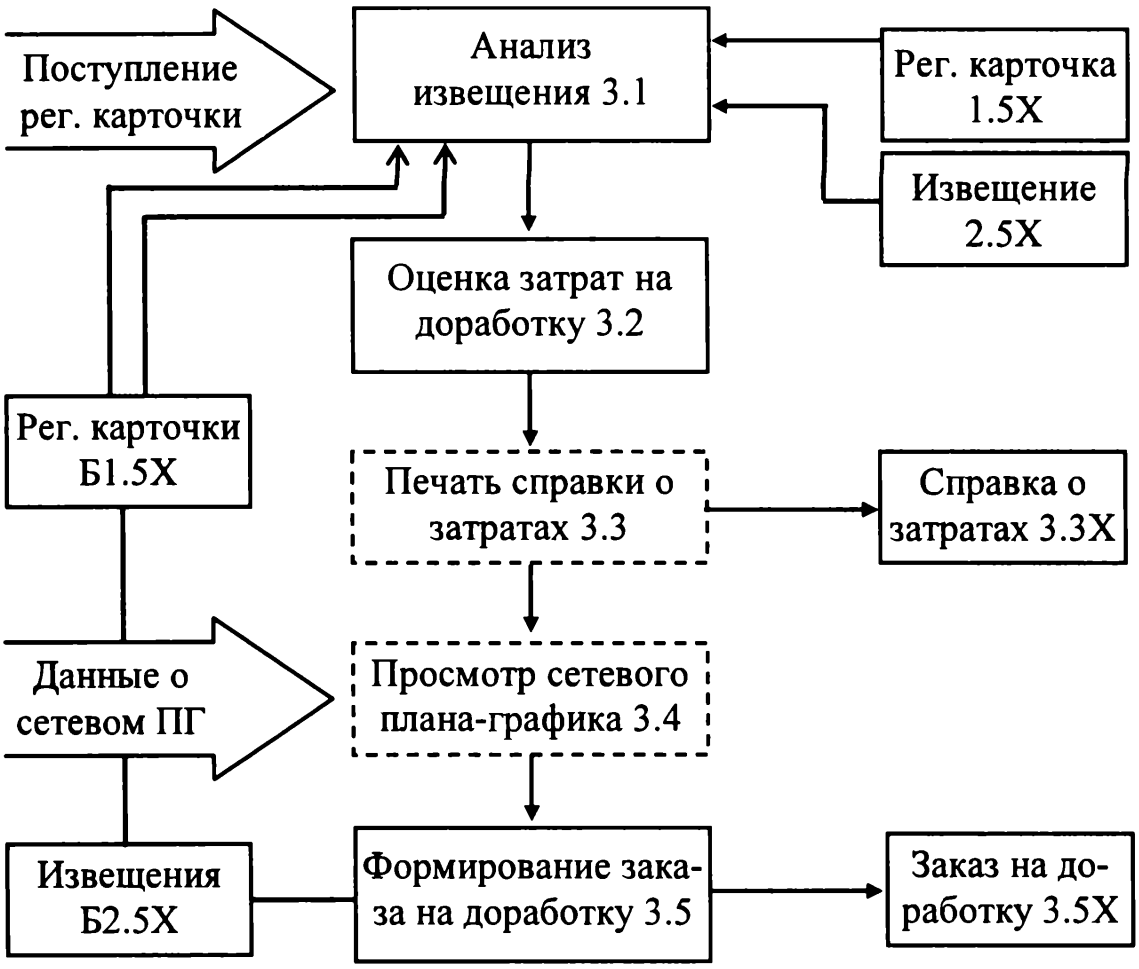


Рис. 5.7-5. Корректировка планов и заказов (службы планирования КБ и завода)

Разработчики упомянутых ранее зарубежных и отечественных подсистем утверждают, что в их арсенале достаточно программных средств, чтобы на их основе «собрать» подсистемы диспетчирования. Почти у всех подсистем даже имеются специализированные модули под названием «управление проектами». Но на самом деле это либо примитивные «меню», открытые для расширения, либо программные средства для управления финансовыми потоками.

За основу был взят такой типовой модуль «Босс-корпорация» фирмы АЙТИ, и на примере его применения для управления грузопотоками аэропорта (подсистема «Шереметьево-Карго») проведено исследование возможности и способа создания программы диспетчирования авиакосмического проекта.

Рис. 5.7-6. Производство и испытания (производственные и испытательские лаборатории)

Создавалась макетная упрощенная демонстрационная подсистема. Функции подсистемы ограничивались рамками операций по доработке одного из агрегатов будущего изделия.

Этапы и исполнители работ:

1. Экспертиза предприятия. В течение недели ознакомления с предприятием эксперты не дали ни одной рекомендации, и оплата их услуг прекращена по инициативе фирмы АЙТИ.
2. Разработка логической схемы взаимодействия подразделений НИОКБ, испытательного центра и завода. Поскольку эту логику знают лучше сотрудники инновационной службы объединения, то они эту логическую схему и составили в терминах, привычных к работе в КБ.
3. Разработка схемы документооборота с выделением подразделений, разработчиков документов, потребителей и контролеров. Эту схему применительно к структуре предприятия разработали также сотрудники подразделения автоматизированного проектирования.
4. Создание типов, формы, образцов, информационных полей и массивов документов, включая: протоколы испытаний и протоколы совещаний у Главного конструктора; образцы уведомлений о корректировке планов работ; образцы контрольных карточек; протоколы фрагментов электронных макетов; извещения об изменениях чертежей; типовые формы счетов-фактур на оплату списываемого задела; формы заводских ведомостей исполнения; карточки контроля качества и акты о передаче изделий на испытания. Образцы этих документов разработали сотрудники авиакосмического объединения, взяв за основу аналогичные документы, используемые в созданных ранее подсистемах диспетчирования (рис. 5.7-1, табл. 5.7-2, 5.7-3).
5. Оформление «бизнес-проекта» в специфических терминах и обозначениях, отображающих сначала укрупненно, а потом детализировочно схему обмена документами через базу данных. Способ применения терминов освоен за неделю сотрудниками подразде-

ления автоматизированного проектирования и за месяц «Бизнес-проект» с процедурами вызова и засылки в базу данных документов составлен ими и затем отредактирован сотрудниками АЙТИ на рис. 5.7-2... 5.7-6.

6. Написание в системе Oracle программ записи и вызова документов как отдельных файлов. Эта работа сделана сотрудниками АЙТИ.

По согласованному мнению работа п. 6 и часть работы п. 5, выполняемые фирмой, якобы поставляющей готовую корпора-тивную систему составляет по трудоемкости не более 10 % от общего объема работ по созданию макетной программной подсистемы диспетчирования авиакосмического проекта.

Вывод: приобретение «готовой» корпоративной системы приводит к необходимости создания подсистем диспетчирования авиакосмических проектов усилиями специалистов предприятия, закупающего систему.

В целом корпоративная система, охватывающая деятельность авиакосмического научно-производственного объединения вместе с серийными заводами (информационный менеджмент в «виртуальной корпорации») должна обеспечивать следующие процессы:

1. Формировать и отслеживать структурное представление виртуальной корпорации и отдельных предприятий.
2. Обеспечивать планирование работ с оптимальной корректировкой сетевых планов (функции ERP). Специфика этих операций показана в следующем разделе 5.8.
3. Осуществлять интерфейс с существующими российскими системами бухгалтерского учета и расчета зарплаты.
4. Диспетчировать ход исполнения инженерных проектов как в конструкторских бюро, так и на заводах и в испытательных центрах.
5. Управлять информационными потоками в процессах безбумажного документооборота, включая бесчертежно-бесплазовое проектирование и производство.

6. Управлять финансовыми потоками.
7. Управлять складами и запасами.
8. Позволять работать с персоналом в традициях российской кадровой политики.
9. Реализовывать информационные потребности служб режима и охраны.

В состав систем корпоративного управления авиакосмического научно-производственного объединения входит ситуационный моделирующий и коммуникативный центр.

Центр представляет собой инструмент, вооружающий руководство информацией о внутренних процессах и внешних связях и дающий возможность построить прогнозные сценарии развития экономико-социальных ситуаций и хода разработки технических проектов. Работа центра поддерживается экспертной группой специалистов по анализу и моделированию производственных отношений, конъюнктуры рынка и возможностей получения новых заказов. Центр адаптирован в городскую муниципальную и отраслевую информационную среду.

Средствами центра обеспечивается решение следующих задач:

• моделирование операций для рассмотрения целевых задач при функционировании авиационно-космических систем – «электронный полигон» (примеры отображения режимов функционирования приведены в разделе 3.5);
• исследование конъюнктуры рынка космических услуг;
• анализ портфеля возможных социальных заказов по конверсионной тематике;
• оптимальная перенастройка сетевых планов в условиях нестабильного финансирования (описание методики работы представлено в разделе 5.8);
• многофакторный учет структуры и динамики взаимодействия всех предприятий технопарка;

• исследование инновационного рейтинга и инвестиционной привлекательности проектов и коммерческо-технических предложений; экономический мониторинг состояния и прогноз устойчивости финансового положения предприятий;

• анализ мероприятий в обеспечение антикризисной политики при многопрофильном потоке заказов;

• оценка сбалансированных показателей эффективности деятельности предприятий (см. раздел 5.5);

• моделирование транспортных потоков при парковках в автостоянках и с парковкой на улицах (фрагменты виртуальных моделей представлены в разделе 6.4).

5.8. Корректировка планов с учетом нестабильного материального обеспечения

... Рисковое инвестирование – инвестирование собственных, а не заемных средств на освоение производства новых видов продукции.

В. Гончаров. Руководство для высшего управленческого персонала. (В поисках совершенства систем управления).

Одна из задач, решаемых подсистемами ERP и MRP в известных зарубежных системах корпоративного управления, – формирование сетевых планов-графиков вместе со средствами их анализа и препарирования информации для руководителей технических разработок. При оптимизации сетевых планов эти подсистемы используют обычно диаграммы Ганта, которые не пригодны для российских авиакосмических предприятий, ибо ориентированы

на частичную корректировку (то есть пересмотр) только критических и подкритических путей. Они не дают возможности получать резервные заемные средства за счет пересмотра некритических путей и применяют линейную аксиоматику в учете материальных, ресурсных и производственных ограничений.

Технология работы с сетевыми планами в российских условиях специфична. Нужно учитывать следующие обстоятельства:

• перерывы в инвестициях и необходимость маневрировать наличными ресурсами;

• нелинейность и даже вероятностный характер ограничений на:

- поставки комплектующих смежниками;
- загрузку лабораторно-исследовательских установок;
- высвобождаемые производственные мощности и оборудование;
- транспортные возможности, особенно для использования речного транспорта и авиасредств для перевозок и летных испытаний;

выход из строя производственных сооружений и внеплановые ремонтные работы;

- загрузку центра управления полетами и наземных измерительных пунктов;
- временные прекращения энергоснабжения.

Нетрадиционен гибкий подход к соотношениям сроков и объема каждой из планируемых работ. Фиксируются номинальные прогнозы, предельно короткие сроки, потребные и минимально возможные затраты с соответствующими им циклами работ.

На рис. 5.8-1 показан в ленточном виде сводный план-график процесса создания и отработки универсального орбитального самолета-спасателя, используемого в проекте МАКС (см. разделы 1.7, 1.8 и 1.9). Различные виды работ на графике обозначены следующими индексами:

А1 – разработка ТЗ на корабль;

А2 – моделирование целевых задач

А3 – доработка ТЗ на подсистемы;

А4 – доработка эскизного проекта;

А5 – расчетное моделирование режимов функционирования;

А6 – рабочее проектирование;

А7 – изготовление моделей;

А8 – подготовка производства;

А9 – доработка рабочего проекта;

А10 – аэродинамические продувки;

А11 – проектирование лабораторных установок и тренажеров;

А12 – эскизное проектирование подсистем ВСУ;

А13 – рабочее проектирование подсистем ВСУ;

А14 – изготовление подсистем ВСУ;

А15 – испытание подсистем ВСУ;

А16 – доработка подсистем ВСУ;

А17 – изготовление штатных изделий;

А18 – изготовление экспериментальных изделий;

А19 – наземные испытания;

А20 – летные испытания аналогов;

А21 – изготовление лабораторных установок и тренажеров;

А22 – имитационное моделирование;

А23 – испытание теплозащиты;

А24 – полунатурное моделирование;

А25 – доработка штатных изделий;

А26 – разработка эксплуатационной документации;

А27 – испытательные полеты по штатной программе;

А28 – эксплуатация;

А29 – доработка по результатам эксплуатации.

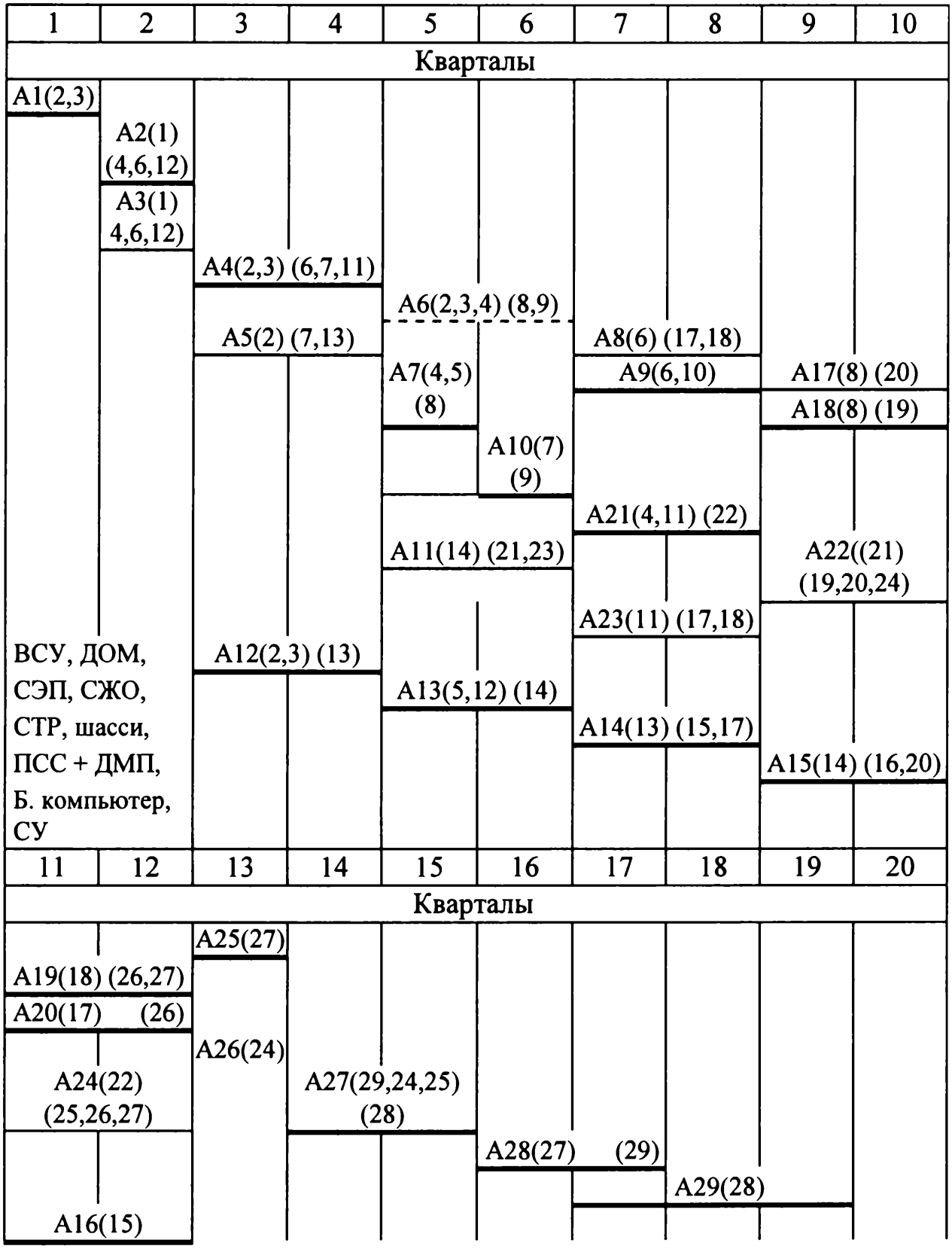


Рис. 5.8-1. Сетевой сводный план-график процесса создания и отработки универсального орбитального самолета-спасателя

По каждой работе показаны ее нумерация, нумерация работ, которые она порождает (во вторых скобках) и нумерация работ, которые ей необходимы (в левых скобках), корректировка плана при угрозе срыва сроков осуществляется не только путем рефинансирования критических и подкритических путей, но и с пересмотром всего графика с перераспределением затрат на все работы. Используются алгоритмы оптимизации, созданные для задач структурного синтеза (см. раздел 2.5).

Каждой работе ставится в соответствие формальный параметр, а дискретные значения его соответствуют соотношениям между возможными циклами и оплатой работ. Фактически во имя продолжения работ осуществляется самофинансирование за счет уменьшения финансовых потоков в некритические по срокам работы, увеличения их продолжительности. Не должны, например, прекращаться производственные работы, ибо возобновить остановленные однажды работы очень трудно. Производится статистическая оценка предельно-возможных сроков при разных затратах. Используются алгоритмы, рассмотренные в разделе 2.5 и в книге [51].

Рис. 5. 8-2. Зависимость затрат от сроков создания крылатого модуля

Для разных ограничений на финансирования находятся предельно-оптимальная продолжительность работ.

На рис. 5.8-2 показан итоговый результат исследований возможных затрат и сроков на программу создания крылатого модуля с целью возврата центрального ракетного блока «Ариан-5» к месту старта. Эти результаты заказной работы по теме, рассмотренной в разделе 1.12.

5.9. Применение антикризисных мер в работе авиакосмического предприятия

... «Консорциумы» (исследовательские) – организация форм сотрудничества промышленных фирм и других организаций, используемая при проведении крупномасштабных работ.
В. Гончаров. Руководство для высшего управленческого персонала. (В поисках совершенства систем управления). – М.: Сувенир, 1993.

Непростое положение авиакосмических предприятий есть следствие всеобщей трансформации экономической системы. Она выражается в снижении традиционных государственных заказов, ограниченностью бюджетного и внебюджетного финансирования трудностями привлечения заемных источников. Вспомним и сопоставим расходы на космонавтику в 2001 году. Мировой бюджет – 38 млрд. долларов США, в том числе военные программы – 14,7 млрд. долларов. При этом: бюджет NASA – 12 млрд. долларов; бюджет Минобороны США – 10 млрд. долларов.

Планируемые расходы российского авиационно-космического агентства составляли около 5 млрд. рублей. Это около 200 млн. долларов. Общие затраты России – менее 2 % расходов США. Авиакосмические предприятия занимают особое место. Некоторые самолеты и двигателестроительные организации имеют валютные поступления от импорта, для ряда ракетостроительных предприятий доступны хотя бы частично отчисления от коммерческих запусков спутников. Направление авиакосмической тематики на рынке космических услуг сузилось до редких и ненадежных заказов на научно-исследовательские разработки. К тому же имеют место неоправданные ведомственные запреты даже на работы по

авиакосмическим НИОКР в силу их инновативности и уникальности. Хотя инновационные разработки государство должно поддерживать в первую очередь, однако в действительности по данным Госкомстата за 1992...2000 годы удельный вес предприятий, осуществляющих разработку нововведений, сократился в 3,4...3,5 раза. В то же время особенностью развития аэрокосмической промышленности всех развитых зарубежных стран является переход к непрерывному инновационному процессу: проведение НИОКР занимает все больший вес в инвестиционных расходах, превышая расходы на капитальные вложения. В России главным источником финансирования для внедрения инноваций в аэрокосмической промышленности являются собственные средства предприятий, на долю которых приходится четыре пятых общего объема таких затрат. Все предприятия отрасли лишились льготы по налогу на прибыль, направляемую на развитие производства. Если раньше в бюджет отчислялось 17,5 % прибыли, то теперь, как бы она ни расходовалась, приходится платить 24%.

Впереди у нас реконструкция научной сферы, которая не может быть без инвентаризации ее. Первой попыткой такой инвентаризации была введенная в 1997 году процедура государственной аккредитации научных организаций. Определенные льготы при этом даются без учета наукоемкости и новаторского характера продукции. Принципиально важным является положение с затратами на НИОКР в новом налоговом законодательстве. Оказалось возможным тогда исключить их из налогооблагаемой базы и переносить на себестоимость продукции. Кризисные явления порождаются противоречиями между попытками снизить затраты или получить прибыли и возможностями оценить технический риск при принятии новых организационно-экономических мероприятий. В основе финансовой несостоятельности лежат вероятность появления дефицита наличных средств и перебои в возобновлении кредитования. Финансовый менеджмент в антикризисной политике должен учитывать и прогнозировать: структуру баланса денежных

средств; платежеспособность предприятия; ликвидность бюджета; соотношение собственных и заемных средств; инвестиционную привлекательность предприятия; структуру имущества.

Последние два фактора особо важны для авиакосмических организаций, где к обычному понятию недвижимости присоединяется пока еще трудно раскрываемое понятие интеллектуального продукта. Попытки доказательно продемонстрировать его объем и ценность сбиваются на нет ростом налога на имущество. Оценка положения предприятия только по наличию денежных средств на счетах может быть объективным показателем предкризисного положения. Безусловно, нежелательно резкое уменьшение их, но чрезмерное увеличение может свидетельствовать о неэффективности инвестиционной политики.

Тревожный признак – это повышение доли дебиторской задолженности, то есть долгов покупателей или заказчиков. Причиной могут быть их неплатежеспособность и неразумная политика увлечения коммерческими кредитами.

Антикризисный менеджмент начинается с анализа баланса предприятия с изучением первичной бухгалтерской отчетности. Ликвидность баланса, то есть превышение доходов над расходами косвенно свидетельствует о том, насколько в данный момент предприятие работоспособно.

Пассив баланса может отображать источники средств (собственных и заемных). Актив баланса дает возможность выявить направления использования средств из названных источников и структуру имущества предприятия.

Здесь мы опять сталкиваемся с характерной именно для авиакосических научно-проектно-производственных организаций сложностью учета интеллектуальной собственности. Сложностью анализа баланса является учет кредитов под проекты до окончания их реализации, в этом случае кредиторской задолженности противостоят незавершенные капитальные вложения.

Ряд российских предприятий и, в том числе, авиакосмические находятся в специфических условиях, связанных с долговыми обязательствами государственных заказчиков. В таких условиях возникают неприбыльные мотивации и соблазнительно отклониться от цивилизованных методов хозяйствования, то есть перейти временно на стратегию выживания, не нацеливаясь на прибыль, максимизируя накопление имущества и средств.

Для развитых акционерных обществ понятие корпоративного управления сводится к балансированию между интересами акционеров (прибыль), требованиями персонала по оплате труда, заявлением со стороны заказчиков и потребителей (объем, цены и качество выходного продукта).

Вопросы стратегического планирования, рассмотренные в разделах 5.2 и 5.3, также являются неотъемлемой частью антикризисного управления. Правильное формирование бизнес планов есть одна из основ антикризисного управления.

Для авиакосмических предприятий с их значительным багажом инновативности бизнес-планы должны строиться по-особому – с упором на новаторство, опыт, авторитет, с тем чтобы эти планы были реальной заявкой на кредит от потенциальных инвесторов.

Такое особое построение бизнес-планов детально описано в статье «Рекомендации по составлению бизнес-планов на смежные технические проекты» (журнал «Проблемы авиационной и космической техники», № 2, 1994). В бизнес-плане необходимо дать квалифицированную оценку степени риска и факторов неопределенности в ходе реализации проекта (см. раздел 2.3), перечень «ноу-хау» и новых технологий, указать собственные нестандартные приемы обеспечения высокого качества изделий, привести план испытаний и отработки, сценарии возможных процессов эксплуатации (имитационные модели функционирования).

Риск должен быть прояснен для инвесторов максимально, это повышает уровень доверия к предприятию. Риск производственный должен объяснять возможные нарушения технологии и поставок с

применением технического аудита для прогнозирования выхода за рамки проектного задания.

Коммерческий риск необходимо увязать с возможным сокращением рынка, активностью конкурентов, ростом себестоимости изделий. Финансовый риск касается проблем всеобщих неплатежей, несостоятельности инвесторов и заказчиков, колебаний валютного курса и изменений налоговой политики и законодательных актов, связанных с оценками имущества и недвижимости. В специфических российских условиях к недвижимости относятся не только здания и оборудование, но и воздушные и морские суда и даже космические объекты (Гражданский кодекс РФ ст. 130).

В последнее время делаются попытки считать, что к недвижимости относится и «иное имущество», под которым возможно имеет смысл понимать интеллектуальный продукт, столь важный в наукоемком авиакосмическом производстве, в маркетинге и при заявках на инвестиции.

В целом можно заключить, что проблема антикризисного управления авиакосмическим предприятием является комплексной, и она опирается на стратегию обеспечения устойчивости к внешним воздействиям, анализ и прогноз финансового положения фирмы, успешный менеджмент разрабатываемых проектов и действия, основанные на рекламе инновативности и направлении на повышение инвестиционной привлекательности организации с целью получения выгодных заказов.

6. АНАЛИЗ КОНВЕРСИОННОГО РАЗВИТИЯ АВИАКОСМИЧЕСКОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

... Конверсия – политический, экономический и технический процесс обеспечения упорядоченного перевода экономических ресурсов, используемых в настоящее время в военных целях, на гражданские нужды.
В. Гончаров. Руководство для высшего управленческого персонала.

Конверсия, однако, не стала «упорядоченным переводом экономических ресурсов»... Бывшие экономические ресурсы наполовину испарились в момент резкого и неожиданного краха госзаказов. Оплата заказных работ, выполняемых не по традиционной авиакосмической тематике, постоянно «висит на волоске» решений заказчиков, разбогатевших на продаже сырья. Но нельзя сказать, что желающих заказать работы по «гражданской» тематике мало. Их много, и у них немало фантастических идей. Они желают реализовать эти идеи именно на самых наукоемких, новаторских, ответственно подходящих к работе и умеющих доводить дело до конца авиакосмических предприятиях. Но среди этих заказчиков едва ли можно насчитать половину таких, которые имеют инвестиционные ресурсы, а не находятся в поисках займов. А среди имеющих деньги еще меньше тех, которые готовы и приучены эти деньги платить без проволочек. Большинство предложений – инновационные, и их необходимо тщательно и профессионально проверить и оценить на возможность реализации (см. раздел 5.6 этой книги).

Обилие заманчивых на первый взгляд предложений, вызвало необходимость хоть как-то оценивать риск и выбирать тематическую направленность, отдавая предпочтение наукоемким работам, сохраняющим и даже стимулирующим традиционные тематические направления: математическое и полунатурное моделирование,

динамику полета, аэродинамику, теплообмен и тепловакуумные испытания, прочность, механику, управление сложными приборными системами, безбумажные и высокоточные компьютерные технологии. В рассматриваемых ниже примерах особо отмечаются возможности применения опыта создания орбитальных самолетов.

6.1. Общая концепция и направления развития конверсионных работ на авиакосмическом предприятии

... Правда, иногда бывает трудно – когда случайный ветер вдруг доносит до нас через океан неизвестно странные лепестки с материков неопознанного. И особенно часто так бывает, когда находишь не то, что ищешь.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Мы раньше даже не предполагали, чем придется заниматься в нахлынувшем потоке конверсионных заказов.

Первая неожиданность: из более чем четырехсот «ноу-хау», новаций, материалов, технологий, созданных для «Бурана», «пристроить» в конверсию, а проще говоря продать, почти ничего не удалось. Говорится почти, потому, что для некоторых компьютерных подсистем, заранее приспособленных к товарному виду и специально ориентированных на адаптацию к изменению постановки задачи и требований новых пользователей, удалось найти нишу на рынке наукоемкой продукции. К ним относятся, например, программные средства для синтеза равнопрочных конструкций с опорой на метод конечного элемента. Это подсистема «Планер», рассмотренная ранее в разделе 4.1 книги и распространенная ныне

практически во всех крупных проектных авиастроительных организациях.

Это также подсистема расчетно-виртуального моделирования механизмов и динамики упругих конструкций – подсистема «Эйлер», описанная в разделе 4.2. Ареал ее распространения еще шире: практически все авиационные проектные организации России и СНГ, большинство ракетно-космических предприятий, и ряд танко- и автомобилестроительных фирм. Подсистема «Эйлер» рекомендована в качестве образцовой и базовой системы динамического анализа отраслевым центром автоматизированного конструирования в авиастроении (НИЦ АСК).

Но множество других наукоемких авиакосмических разработок и технологий напрямую не стали товаром. Как правило, каждый новый конверсионный заказ требует от нас новой постановки задачи, переориентации и существенной переделки под неожиданные требования. Конечно, при этом используется опыт и настрой на новаторство, приобретенные в работах по «Бурану», привычка к компьютерному проектированию, умение моделировать изделия расчетным способом и испытывать их на богатой экспериментальной базе.

В направлении компьютерного проектирования основную ориентацию приходится делать на «офшорное программирование», то есть на разработку программных комплексов под требования заказчика. Зачастую одновременно с поставкой программы требуется разработка технологии проектно-расчетно-моделирующих операций.

Отнюдь не всегда конверсионные заказы требуют работы «под ключ» с обязательными этапами изготовления и испытаний. Часто инвестор хочет только исследовать проблему, чтобы принять решение, стоит ли ею заниматься дальше, причем иногда пытается это делать даром, без заказа и оплаты. И это вторая неожиданность конверсии.

Потенциал авиакосмического научно-производственного объединения, оказывается, может быть востребован лишь частично, да

и то его наиболее ценная часть – мыслительные и проектно-исследовательские усилия. Заказы такого рода иногда приходят от нефтяников, газовиков, а также из дальнего и ближнего зарубежья. В этих заказах нами практикуется встречная инициатива, направленная на совместные с заказчиком усилия по выработке единых принципов, стандартов и соглашений на применение наукоемких продуктов и совместное обобщение результатов исследований (см. разделы 3.2, 3.4, 5.5). Таким образом, по своему стилю и целевой направленности (помимо поиска заработка) наши конверсионные работы являются инновационными.

Третья неожиданность – большое количество так называемых конверсионных заказов, оговариваемых (не всегда обоснованно) строгими условиями конфиденциальности или секретности. Почему «так называемых» конверсионных? Да потому, что они делаются или прямо по оборонной тематике или по заданиям организаций других силовых министерств России и стран СНГ. То есть для нас это не авиакосмическая тематика, но для общества это отнюдь не переход на производство гражданской продукции.

Часто условие конфиденциальности оговаривается в договорах на работы «мирного» плана, и обусловлено защитой от конкурентов потенциального заказчика. Рассказать о таких работах в этой книге мы не можем. Чтобы показать диапазон работ такого плана назовем лишь их тематическую направленность. Среди них:

- синтез равнопрочных конструктивно-силовых схем бронекоробок танков и самоходок;
- минимизация материалоемкости силовых конструкций карьерных роторных экскаваторов;
- создание равнопрочных и близких к минимальным по массе агрегатов ходовой части колесных бронетранспортеров с моделированием наихудших условий функционирования;
- конечно-элементное моделирование воздействий запредельных ударных нагружений на корпуса спецавтомобилей;

• формирование обводов, идеальных по первой и второй степени гладкости вдоль и поперек линии тока, для корпусов гоночных катамаранов;

• позиционирование и юстировка чувствительных элементов на обводообразующей поверхности подводных лодок;

• разработка проекта и строительство аттракциона для имитации полета на маховых крыльях;

• создание энергоустановок, работающих на перепаде давлений в ответвлениях газовых магистралей;

• проектирование принципиально новых эффективных паросиловых установок;

• проектирование гидропреобразователей мощности для энергоустановок разного типа;

• применение средств неразрушающего контроля для дистанционной проверки цистерн с топливом, рефрижераторов и емкостей с токсичными веществами;

• участие в разработке минизаводов по производству бензина из нефти;

• активизация использованных нефтяных скважин путем кумулятивного пробоя;

• применение методов неразрушающего контроля для поиска алмазов в породе до дробления конгломератов;

• создание и исследование работоспособности необычных тепловых вихревых насосов с высоким коэффициентом полезного действия;

• создание системы тренажеров для реабилитации после травм и болезней;

• разработка экологически чистого технологического процесса переработки автомобильных шин для изготовления контурных покрытий на стыках железнодорожных и автомагистралей;

• компьютерный раскрой и расчетное моделирование ударных разрушений для многослойных кевларно-фарфоровых бронежилетов;

• проектные исследования малоразмерного многоцелевого самолета-грузовика нового поколения с конвертируемыми в аэродромных условиях отсеками полезного груза, шасси, силовыми установками; с перенастройкой триплан-тандемных аэродинамических и рулевых органов; с предполетной регулировкой центровки для взлета с укороченных грунтовых площадок и с акваторий озер и заливов;

• проектные исследования двухдвижительного малоразмерного самолета-амфибии;

• создание и испытания малогабаритного вертикально взлетающего малозаметного дистанционно-пилотируемого аппарата для регионального обзора земной поверхности;

• создание банка данных для позиционирования объектов на суборбитах и на поверхности земли на фоне географической обстановки с возможностью визуализации во всех применяемых картографических проекциях;

• заказное исследование проблем входа зондов в атмосферы планет-гигантов (заказ ЕКА);

• заказное исследование проблем входа в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями при возврате из Марсианских экспедиций (отдельные результаты показаны в разделе 1.13);

• исследование по заказу ЕКА проблем возврата вторых ступеней ракет-носителей типа «Ариан-5» (отдельные результаты показаны в разделе 1.12);

• сравнение отечественных и зарубежных математических моделей объединенного внешнего и внутреннего обтекания многоразовых авиационно-ракетно-космических систем (заказ ЕКА);

• систематизация и описание математического обеспечения для разработки орбитальных самолетов, математические и информаци-

онные модели обводов и банки данных аэродинамических характеристик (заказ ЕКА);

• формирование по специальным алгоритмам на базе автоматизированного обмера конфигураций и обводов черепных коробок и построение соответствующих им лицевых покровов для задач криминалистики.

В некоторых из названных работ пришлось сохранить традиционный в авиастроении принцип и традиции контроля качества по сложившимся стандартам с участием органов специальной приемки с применением уникально, рожденной для авиакосмической тематики методики неразрушающего контроля (см. раздел 3.12)

6.2. Конверсионно-инновационные центры, их взаимодействие с международными программами на рынке наукоемкой продукции

... Это была необычайно сложная и весьма самостоятельная счетно-логическая машина. В ее этажах, помимо миллиардов ячеек памяти и логических элементов, помимо всевозможных преобразователей и фильтров информации, имелись собственные мастерские, которыми она сама управляла... В настоящее время она, например, вела дополнительно всю калькуляцию австралийской экономической сферы, использовалась для решения многих общих задач кибернетики, выполняла функции тончайшего диагностика, имея при этом отделения во всех крупнейших городах планеты и на некоторых внеземных базах.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

При авиакосмическом научно-производственном объединении существует конверсионно-инновационный центр. Развитие авиакосмической тематики захватило в свою «орбиту» практически все основные наукоемкие направления страны, в том числе достижения академических организаций и ведущих НИИ и КБ девяти бывших оборонных отраслей. Эта тематика стала генератором десятка разнообразных направлений техники и технологии. Все новации и достижения этой тематики нуждаются в рынке сбыта, поэтому и более двухсот предприятий-смежников, создавших «Буран», стремятся в ходе конверсии «поделиться» совместными наработками. Для координации этих усилий, с охватом старых и новых связей и создан конверсионно-инновационный центр. Порождение новых взаимодействий связано с охватом запросов иностранных фирм и авиакосмических агентств. Эти запросы удовлетворяются как путем прямых контрактов с участием маркетинговой службы и центра внешнеэкономических взаимодействий, так и через международные программы, субсидирующие научные исследования.

Для авиакосмического научного направления взаимодействие с Европейскими странами осуществляется через международные фонды и программы, такие как фонд «Евразия», МНТЦ, TASIS и INTAS.

Сотрудничество через TASIS нацелено на работы инновационного характера, а взаимодействие в рамках INTAS сосредотачивается в проектно-поисковых и экспериментальных направлениях. Исследовательские работы такого плана требуют объективного и грамотного определения стоимости и новаторского характера интеллектуальной собственности.

Проведение патентных исследований и показ результатов изобретательства – еще одна задача конверсионно-инновационного центра. За десять лет работы (с 1993 года) центром получено на международных выставках изобретателей в Брюсселе, Берлине, Женеве более двадцати гран-при, памятных медалей и грамот отметивших «ноу-хау» авиакосмического научно-производственного

объединения. Например, неоднократно отмечалась оригинальность практически безинерционного и высокоэффективного двигателя-преобразователя мощности, первым прототипом которого был блок управления передачей усилий от вспомогательной силовой установки к приводам рулевых органов орбитального самолета «Буран».

Центр конверсионно-инновационных работ тематически связан с конверсионными программами Министерств и агентств, ведающих работой промышленности, освоением новых технологий. Ряд таких программ носит международный характер.

6.3. Разработка многоцелевых гражданских самолетов массового применения. Триплан-тандемные конфигурации, их преимущества и проверка на практике

... Эти пугливые люди, думал я, похожи на некоторых ученых экспериментаторов, очень упорных, очень трудолюбивых, но начисто лишенных воображения и потому очень осторожных. Получив нетривиальный результат, они шарахаются от него, поспешно объясняют его нечистотой эксперимента и фактически уходят от нового, потому что слишком сжились со старым, уютно уложенным в пределы авторитетной теории.

А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Именно «осторожно» встречали многие «мэтры» и идеологи аэродинамики, а также исследователи режимов полета из ЦАГИ и Академии наук появление (сначала в чертежах, а потом в продувочных моделях) самолетов триплан-тандемных форм. На-

строй на новаторство и «техническая» смелость создателей орбитального самолета «Буран» позволил грамотно построить прогноз свойств таких трипланов и реализовать их на практике.

Ярлык «не может быть» долго приклеивался к нашим гражданским самолетам, даже после подтверждения прогнозов аэродинамическими продувками. Главное и очень важное достоинство правильно сделанных триплан-тандемных самолетов – это проверенная в полете устойчивость от сваливания в штопор.

Но лучше обо всем по порядку. Сначала о требованиях к многоцелевым гражданским самолетам нового поколения:

1. Главное требование: надежность на этапах взлета и посадки. Необходимо исключить сваливание на крыло при энергичных маневрах с выходом на большие углы атаки. Аварии такого характера составляют до 40 % при резких уходах с полосы и при промахах при заходе на аэродром.
2. Простота в управлении и доступность пилотам средней квалификации в расчете на массовое применение на местных авиалиниях.
3. Удобство для пассажиров с грузами. Конвертация целевых грузопассажирских отсеков в аэродромных условиях с максимальным соблюдением принципа доставки груза «от порога до порога».
4. Особое внимание обращается на операции взлета-посадки – главные участки полета на местных авиалиниях.
5. Обеспечение по возможности плавного полета без болтанки при прохождении атмосферных возмущений.
6. Полная автоматизация бортовых систем и операций посадки (с опорой на опыт создания орбитальных самолетов).
7. Использование авиакосмических средств неразрушающего контроля для прогноза работоспособности и остаточного ресурса планера и бортовых систем.
8. Простота эксплуатации в условиях грунтовых аэродромов. Максимальное приспособление к мало комфортным условиям применения, что всегда выгодно отличало российскую технику.

9. Невысокая себестоимость изготовления и реализации мероприятий, минимизирующих стоимость владения самолетами.

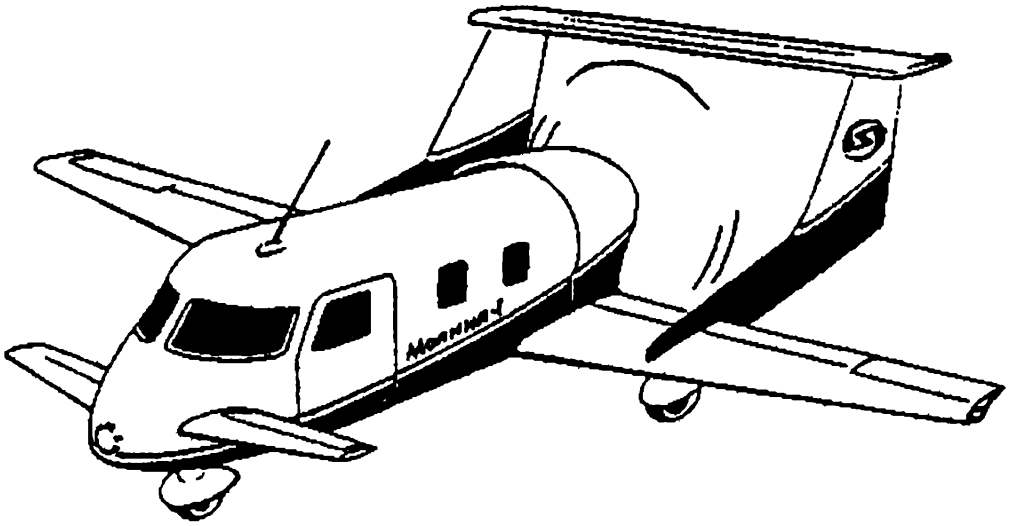


Рис. 6.3-1. Шестиместный самолет-такси «Молния-1»

Первенец семейства трипланов показан на рис. 6.3-1. Это самолет-такси «Молния-1». Он успешно летает, строится серийно, сертифицируется, неоднократно и успешно демонстрировался на Аэрошоу, и в том числе в Ле-Бурже, куда летал самостоятельно. Фотография самолета представлена на рис. 6.9-2.

Основные преимущества самолета-триплана «Молния-1»:

- повышенная безопасность полета (практически исключается сваливание в штопор);
- высокая устойчивость при больших внешних возмущениях;
- простота, легкость и удобство пилотирования;
- компактность конструкции, размеры и масса которой уменьшается на 20 % по сравнению с традиционными схемами, что обусловливает снижение расхода топлива и стоимости всего самолета.

Условия эксплуатации:

- может выпускаться в вариантах, приспособленных для работы в тропиках, в арктических условиях и на море;

• применение пневматиков низкого давления и достаточный запас мощности позволяют использовать не только аэродромы с искусственным покрытием или грунтовые аэродромы, но и любые ровные площадки длиной до полукилометра;

• колесное шасси может быть заменено на лыжи или поплавки.

Назначенный ресурс самолета составляет 3000 часов налета и 6000 посадок. Серийное производство «Молнии-1» освоено АО «Авиакор» в Самаре. К 1996 году выпущены первые 20 самолетов.

Разрабатывается модификация самолета «Молния-1-012Н» с улучшенной аэродинамикой, основные характеристики которой приведены в таблице 6.3.1.

Таблица 6.3-1

Основные характеристики самолета «Молния-1-012Н»

Общие данные		
Число мест (пилот + пассажиры)		1+6 / 2 + 4
Двигатель		М14П
Мощность,	л.с.	360
Геометрические характеристики		
Длина самолета,	м	8,6
Высота самолета,	м	2,5
Размах крыла,	м	12,0
Размах ПГО,	м	5,0
Длина кабины,	м	3,7
Ширина кабины,	м	1,27
Высота кабины,	м	1,35
Объем багажников,	$м^3$	0,95
Массовые характеристики		
Масса максимальная взлетная,	кг	2000
Масса коммерческой нагрузки,	кг	460
Масса топлива максимальная,	кг	260

Окончание табл. 6.3-1

Летно-технические характеристики		
Скорость полета крейсерская,	км/ч	170 - 240
Практическая дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой и АНЗ на 30 мин полета,	км	800
Практическая дальность полета с максимальной заправкой и АНЗ на 60 мин полета,	км	более 1200
Длина разбега,	м	285
Длина пробега,	м	240

Летными испытаниями подтверждены следующие преимущества триплан-тандемных самолетов:

1. Невозможность при приближении к запредельным углам атаки сваливаться в штопор. Пилоты, тренирующиеся на шестистепенном динамическом стенде, поначалу предполагали неадекватное моделирование характеристик в момент выхода на большие углы атаки, но в полетах убедились в правильности предсказанных свойств и в успешном действии предупреждающего срыва потока с переднего оперения и потери этим оперением несущих свойств раньше, чем у крыла.
2. Приемистость управления при маневрах по тангажу за счет совместного действия рулей переднего и заднего горизонтальных оперения.
3. Два указанных преимущества обеспечивают удобство взлета и посадки. Аналог самолета «Молния-1» самолет Як-58 имеет те же размеры, ту же двухбалочную схему и толкающий винт с тем же мотором М-14, но не имеет переднего оперения и имеет на 30% большую площадь крыла.

При правильном выборе увеличенного местного угла атаки переднего оперения при «перебирании» по тангажу происходит не

столько клевок носом вниз, сколько плавное замедление роста угла атаки.

4. Меньший, чем у самолетов нормальной схемы, размах и вес основных консолей крыла.

5. Меньшие нагрузки на фюзеляж и снижение его массы из-за снятия изгибных инерционных нагрузок подъемной силой переднего оперения. (оно дает до 15 процентов общей подъемной силы).

6. Оптимальная по использованию подъемных сил балансировка, все плоскости несут, включая даже заднее оперение, дающее примерно 1…2 % общей подъемной силы.

7. Рациональная силовая схема, в которой на один силовой шпангоут приходят силы от шасси, от крыла и от двигателей с толкающими винтами.

Рис. 6.3-2. Самолет-такси «Молния-1» на аэродроме

Недостатки триплан-тандемных схем это: скос с переднего оперения на крыло; возможные элементы вихревого бафтинга и возмущений на вертикальное оперение; несколько меньшее аэродинамическое качество на малых углах атаки при крейсерском полете (на 3…5% из-за дополнительного индуктивного сопротивле-

ния от переднего оперения, стоящего под большим углом атаки, чем основное крыло) хорошо известны. Они подтверждены полетами и являются при грамотном проектировании умеренной платой за возможности практически безаварийного полета без сваливания в штопор.

На рис. 6.3-3 показана компьютерная конфигурация с аэродинамическими органами управления новой модификации самолета, а на рис. 6.3-4 – фрагмент электронного макета этого самолета.

Работа по гражданским самолетам трипланных схем обладает многими важными свойствами преемственности авиакосмических наукоемких технологий. Практически все расчетные и проектно-конструкторские дисциплины нашли применение, что нельзя, к сожалению, сказать о других усилиях в области конверсии.

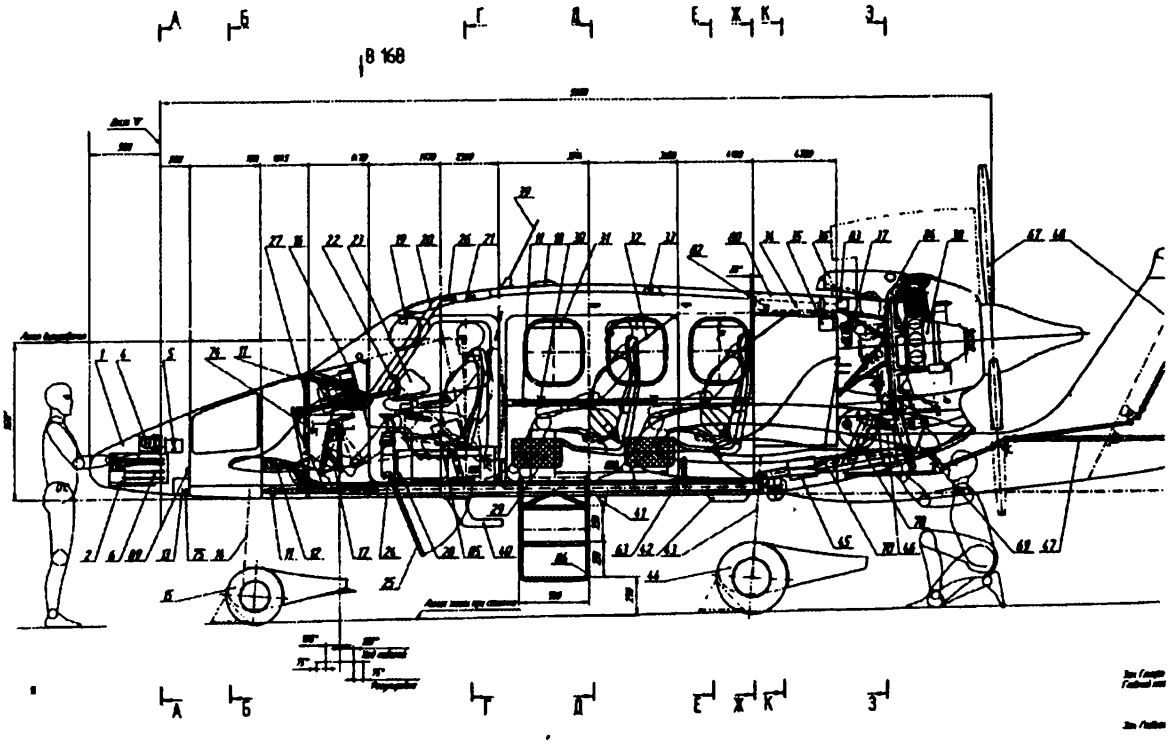


Рис. 6.3-3. Компьютерная конфигурация новой модификации самолета «Молния-1»

Рис. 6.3-4. Фрагмент электронного макета новой модификации самолета «Молния-1»

6.4. Многоэтажные гаражи – реализация заказа современного мегаполиса

… Меня обогнал большой грузовик с грохочущим трейлером. Шофер, высунув в окно локоть и голову, устало смотрел на булыжную мостовую. Улица понижалась и круто заворачивала направо… Интересно, куда девался тот грузовик? Подумал вдруг я. Спуска с обрыва не было. Я стал оглядываться, ища ворота по сторонам улицы, и тут обнаружил странный дом, стиснутый между двумя угрюмыми кирпичными лабазами. Окна нижнего этажа его были забраны железными прутьями и до половины замазаны мелом. Дверей же в доме вообще не было.

А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Проектирование и строительство высотных автоматизированных гаражей-стоянок – это один из типичных и в значительной мере успешных примеров конверсионного направления работ авиакосмического научно-производственного объединения. В отличие от работ по авиационной тематике, рассмотренных в предыдущем разделе, в этой работе не применяется, к сожалению, аэро-термо-баллистическая тематика, но с успехом используется опыт конструкторско-технологических разработок и умение создавать автоматизировано управляемые механические системы.

Потребность в таких гаражах для крупного современного сильно застроенного города трудно переоценить. Все мы устали от хаотического расположения автомобилей на проезжей части и даже тротуарах. Не лучше смотрятся нагромождения вокруг домов гаражей-ракушек. Известны также потребности в экономии площади в центре мегаполисов. Поэтому предложение строить многоэтажные гаражи нашло свою нишу на рынке градостроительства. Привлекательной оказалась быстрота эвакуации и постановки машины (не более одной минуты).

Можно отметить также умеренную материалоемкость (3,5 тонны на машину); быстроту возведения и ввода в действие (порядка двух-трех месяцев).

Главным «ноу-хау» является маятниковая система расстановки поддонов с автомобилями от оси лифта.

На рис. 6.4-1 показана фотография типового высотного гаража на двадцать машин. На первом этапе работ этот вариант был типовым и основным (обозначение МАС-251М). На втором этапе появились гаражи с заглубленными боксами. Третий этап – это модернизация действующих стоянок и создание пристраиваемых к жилым строениям полуиндивидуальных сооружений коллективного пользования на десять и менее машин. Одновре-

менно созданы нестандартные грузовые лифты для подъема автотранспорта. В лифтах автоматизирована работа дверных механизмов.

Рис. 6.4-1. Автоматизированная высотная стоянка

Рис. 6.4-2. Один из эксплуатируемых высотных гаражей

Опыт успешной эксплуатации в течение пяти лет разных многоярусных гаражей показал надежность их автоматики, прочность конструкции и продемонстрировал простоту обслуживания. Фотография одного из эксплуатируемых гаражей показана на рис. 6.4-2, на рис. 6.4-3 – размещение машин в этом гараже.

Имеются заказы на проекты таких гаражей и на их строительство из крупных городов России и ближнего зарубежья, а также из Китая. Характерным является выигрыш тендера, объявленного правительством Москвы на очередную серию гаражей. В тендере принимали участие фирмы Германии и Швеции.

Рис. 6.4-3. Размещение автомобилей внутри автоматизированного гаража-стоянки

Рис. 6.4-4 демонстрирует виртуальные модели потоков автомашин в одном из регионов центра Москвы (пересечение Бульварного кольца и Б.Никитской улицы) с парковкой на обочинах дорог (выделено зачернением несколько пробок и малые скорости движения) и с парковкой в двух высотных автостоянках (отсутствуют пробки и вдвое возросла средняя скорость движения).

Картины транспортных потоков реализованы в ситуационно-моделирующем центре авиакосмического научно-производственного объединения (см. раздел 5.7).

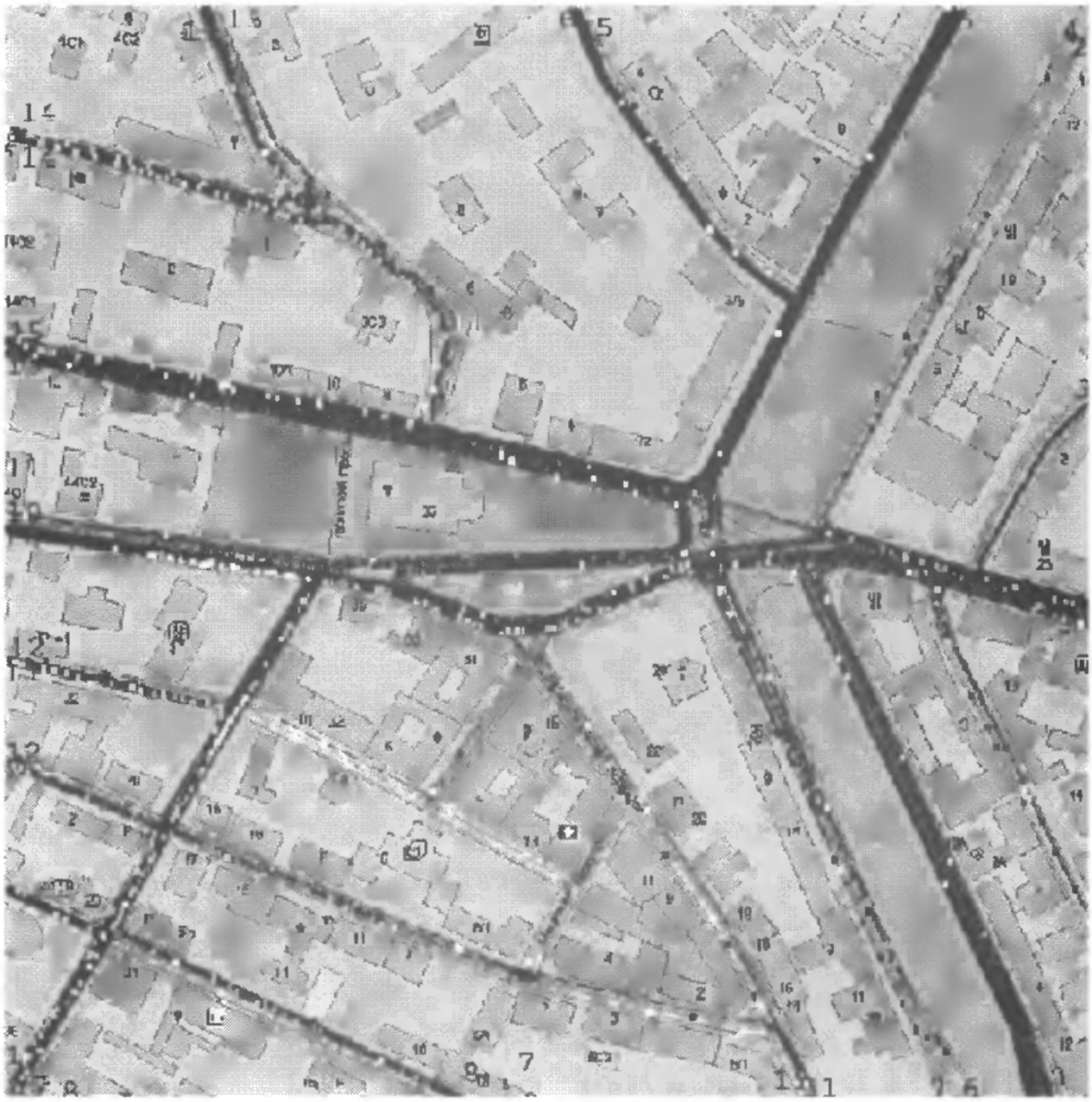


Рис. 6.4-4. Моделирование возможных ситуаций с транспортными пробками в районе Большой Никитской улицы

6.5. Семейство подъемных устройств для инвалидов – неотъемлемая часть оборудования общественных и культурных центров

… У нас лозунг: лифт для всех. Невзирая на лица. Лифт должен выдерживать прямое попадание в кабину самого необученного академика.
А. и Б. Стругацкие. Сказка о тройке.

Программа создания и освоения подъемных устройств для инвалидов – это часть работ в обеспечение современной градообразуюшей политики, направленной на обеспечение комфортных условий жизни для всех категорий населения. В современном мегаполисе все основные культурные и административные учреждения можно обеспечить подъемниками и индивидуальными лифтами для инвалидных колясок. На исполнение этой цели направлена одна из конверсионных программ авиакосмического научно-производствен-ного объединения. Первый подъемник установлен на Курском вокзале (рис. 6.5-1 и 6.5-2).

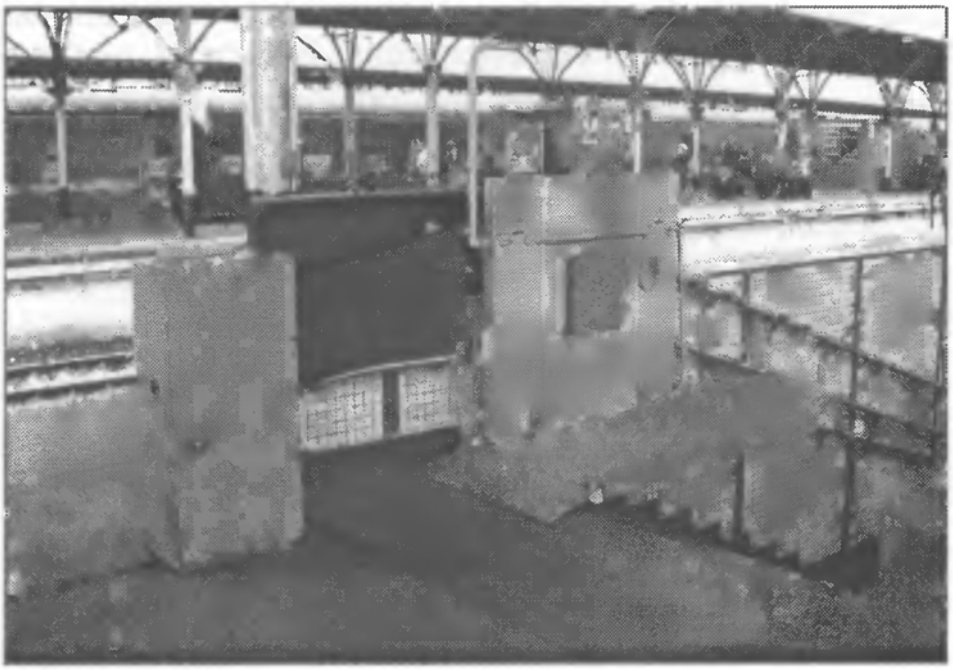


Рис. 6.5-1. Подъемник для инвалидных колясок

В составе каждого подъемно-транспортного устройства есть универсальные или типовые узлы, обеспечивающие передачу мощности и двигательные функции, но есть и специфические элементы, обеспечивающие крепление к разным типам перил, ограждений лестничных маршей, наклонных пандусов, лифтовых площадок.

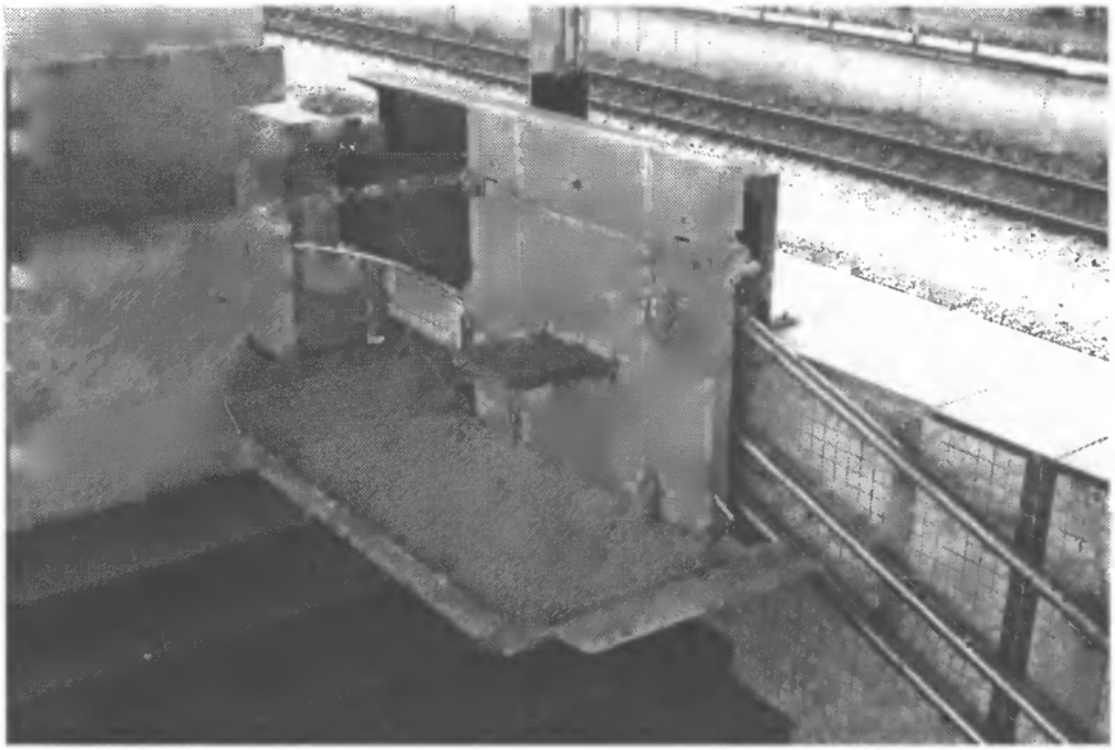


Рис. 6.5-2. Подъемник для инвалидных колясок

Используются, как правило, две принципиальные схемы подъема-спуска груза: вдоль лестничных маршей и вверх-вниз в лифтовой коробке. Исследуются различные типы приводов.

Менее всего создатели авиакосмической техники, взявшиеся за лифты и агрегаты-подъемники для колясок с инвалидами, ожидали, что одной из важных задач будет противодействие вандализму, процветающему в общественных местах России.

Требование максимальной простоты управления для необученного простого посетителя обернулось перегрузками от массового использования не по назначению: для подъема грузов на вокзалах,

для катания школьников в музеях и на выставках. Пришлось спешно закрывать все щели, отверстия и технологические разъемы, чтобы в них не запихивали окурки и жвачки. Эта проблема стала особенно важной и неожиданной для конкурентов из Германии, традиционно ориентированных на дисциплинированную и культурную публику и обслуживающий персонал.

В числе других проблем следует отметить: обеспечение прочности элементов крепления и тягово-подъемных устройств; сохранение долговечности, ресурса и надежности механизмов двигателей и движителей; обеспечение низкой металлоемкости и себестоимости, не позволяющей применять высокопрочные и сверхлегкие материалы. Трудно разрешимыми для России традиционно оказались обеспечение эстетики, внешнего вида, чистоты от неизбежной смазки механизмов. Забота об инвалидах для России является новой проблемой, но в Европе ей уделяется давно внимание с созданием повсюду мелких и крайне важных удобств, особенно в общественных местах.

Поэтому конкурентами российского авиакосмического предприятия оказались опытные разработки подъемников с Запада. Наши преимущества: приспособленность к отечественным не самым лучшим условиям эксплуатации и среды обитания (кстати, издавна характерная для Российской техники); минимальная себестоимость; возможность организации недорогого постоянного обслуживания, оперативность ремонта и модернизации под индивидуальные требования разных заказчиков.

Умелое использование этих преимуществ позволяет и дальше надеяться на продолжение заказных работ по оборудованию общественных учреждений и жилого фонда мегаполисов лифтами и подъемниками для инвалидов.

Необычным в этом конверсионном заказе является, с одной стороны, стремление к массовому производству и, с другой, – обязательная модернизация каждого нового изделия по сравнению с семейством базовых вариантов из-за уникальности размеров в мес-

тах установки, специфики крепления, подключения энергетики и пультов управления. Общая потребность в разнообразных подъемниках для инвалидных колясок для публичных общественных мест, учреждений и жилого фонда практически безгранична и этот рынок долго будет насыщаться. Наша задача насыщать его отечественными образцами лифтов-подъемников.

Для авиакосмической корпорации конструирование подъемно-транспортных устройств стало тем полигоном, на котором отрабатывается документооборот с компьютерным архивированием чертежей. На рис. 6.5-3 можно видеть «окно» автоматизированной системы в задаче выборки типовых и нормализованных деталей для одного из вариантов подъемно-транспортного устройства.

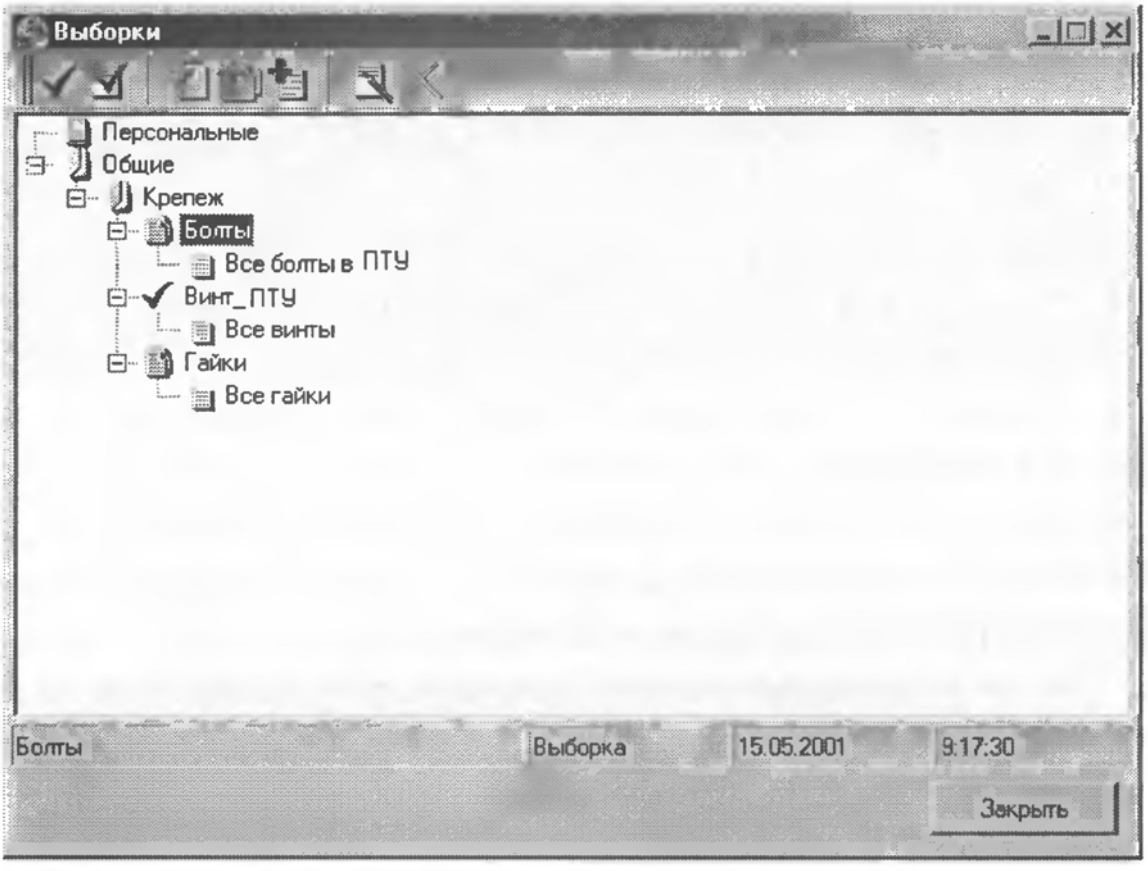


Рис. 6.5-3. «Окно» автоматизированной системы выборки типовых и нормализованных деталей подъемников

6.6. Высокоточное производство по авиакосмической технологии панелей антенн радиотелескопов

... Он смотрит на планету,
Как будто небосвод
Относится к предмету
Его ночных забот.
И страшным, страшным креном
К другим каким-нибудь
Неведомым вселенным
Повернут Млечный путь.

Б. Пастернак

Существующие в развитых технически странах наземные радиотелескопы для наблюдения за космическими объектами и получения сигналов от галактических источников имеют размеры десятки метров в поперечнике и используют радиоволны сантиметрового и миллиметрового диапазона. При таких частотах излучения и приема точность исполнения параболических чашек рефлекторов должна быть сопоставима с длиной волны, то есть среднеквадратичное отклонение обводов должно быть в пределах 0,2...0,3 мм.

Российские наземные радиотелескопы, предназначенные для зондирования дальних частей вселенной и создания сверхточной системы единого времени на основе фиксации излучений атомарного межзвездного водорода, должны исполняться с высокой точностью. Для эффективной работы отечественных радиотелескопов РТФ-32 с диаметром зеркала более 30 метров необходимо, чтобы точность фиксации рефлектора не выходила за погрешность 0,2 мм. Рефлектор имеет регулируемую форменную основу, на которой крепятся на юстируемых регулируемых узлах щиты-панели размером порядка двух метров. Предусмотрен специальный механизм

перенастройки узлов ферменной основы для компенсации весовых и ветровых нагрузок и деформаций от солнечного нагрева.

Для покрытия рефлектора радиотелескопа РТФ-32 необходимо более 400 панелей-щитов, а при десяти подлежащих покрытию радиотелескопах и при нескольких десятках антенн меньшего диаметра общее потребное число панелей составляет несколько тысяч.

Речь идет о серийном производстве высокоточных по обводам деталей с криволинейной поверхностью.

Авиакосмическому научно-производственному объединению «Молния» в соответствии со специальной программой Академии наук, ее объединением «Научно-промышленный центр» была поручена работа по созданию принципиально новой технологии высокоточного изготовления щитов-панелей, покрывающих поверхность чашек-рефлекторов. Щиты крепятся в четырех точках на регулируемых потайных винтах с термомостами. В этой работе были использованы опыт, материальная часть и измерительная техника, созданные для высокоточного изготовления многоразовых плиток теплозащиты орбитальных самолетов. Для исследования деформаций панелей использован компьютерный процесс конечно-элементного моделирования рабочих форм отражающей оболочки и силовой рамы панели при температурных деформациях, весовых, ветровых и климатических нагрузках (от дождевой влаги). Одновременно та же задача решалась инженерами США, Японии и Германии. Выполнить требования по точности (уходы не более 0,2 мм) удалось только российским и германским инженерам.

Российские панели в опытном производстве оказались в два раза легче и в пять раз дешевле, чем немецкие (10...12 долларов США за один комплект щита панели). Отечественные высокоточные станки, стапельные и накладные измерительные машины фиксируют общую топологию и микронеровности обводообразующей поверхности двойной кривизны.

В числе пяти разработанных, изготовленных и испытанных вариантов конструкции щитов были композитные сэндвичевые пане-

ли, аналогичные створкам отсеков полезного груза орбитальных самолетов, композитно-металлические панели с клеевинтовой сборкой, как на обтекателях носовой части «Бурана», варианты с тонкой оболочкой, подкрепленной задней фермой из регулируемых стержней с опорой на узлы монтажа щита на ферменной основе рефлектора и два варианта с жесткой рамной основой, на которую с помощью регулируемых стержней-тендеров устанавливается подкрепленная обводообразующая оболочка.

Чертеж не является обязательной принадлежностью серийного производства на авиастроительном заводе, изготавливающем орбитальные самолеты. Применение чертежа необходимо только на начальном этапе проектирования при обсуждении конструкции механизмов сборки, регулировки и юстировки щита. Чертеж используется при обсуждении требований заказчика.

Обводы панели образованы вращением параболы вокруг оси рефлектора при вертикальном положении его оси (ориентация «в зенит»). Но это в первом приближении. В сечениях азимутального направления добавлено специальное приращение в виде коррелирующей функции, учитывающей неконтролируемую деформацию опорной фермы при наклоне оси рефлектора.

Оценки искажения обводов от ветровой нагрузки делаются для скорости ветра 20 м/с и при одностороннем боковом солнечном нагреве. Одновременно соблюдаются требования сохранения прочности при предельных ветровых нагрузках в 50 м/с, а также ограничения по массе для щита размером 1,5 × 2 м не более 45 кг (15 кг/м^2). Анализ точности производства авиационных и ракетных конструкций, сделанный на основе статистики обмеров отсеков четырех комплектов орбитальных самолетов «Буран», четырех экземпляров планера «Бор-4», а также баков и отсеков орбитального самолета МАКС показал, что макроотклонения достигают 5...7 мм, а микронеровности могут быть до одного миллиметра на базе одного метра (см. раздел 3.7 и 4.3 книги). Точность изготовления клепанных панелей-щитов радиотелескопов ранее составляла

1,5мм (средне квадратичное отклонение). Поэтому потребовались названные выше принципиально новые активные методы, развязывающие проблемы «формообразования» и «формостабилизации».

Напряженно-деформированные формы панели при разных сочетаниях расчетных случаев анализировались с применением автоматизированной системы оптимизации конструкций «Планер» (см. раздел 4.1). При этом осуществлялась минимизация деформаций с дрейфом по всем случаям нагружения и при ограничениях на массу панели (см. раздел 2.4).

Плодотворной оказалась запатентованная оригинальная идея построения напряженных конструкций, адаптируемых к погрешностям сборки и регулируемых по обводам в процессе сборки и при климатических сезонных температурных воздействиях. Применяется принцип сочетания жесткой рамно-ферменной основы с «плавающей» гибкой оболочкой, подтягиваемой или распираемой регулируемыми упорами-тендерами, используемыми для крепления гибкой оболочки. Регулировка производится с точным отслеживанием результирующего профиля на сборочной матрице и с последующим обмером стапельными и накладными координатографами. При базировании, обмере обводообразующих поверхностей и в ходе автоматизированного регулирования формы использовались поисковые программы.

Цель поиска – минимум суммы квадратов отклонений в точках обмера от теоретического квазипараболоида при ограничениях на максимальную величину отклонений. Постановка и математическая формулировка задачи та же, что и при обмере и подгонке прилегающих плат теплозащитных плиток к искаженной поверхности орбитального самолета. Детально эта проблема рассмотрена в разделе 4.7. По результатам конечно-элементного моделирования сборочной, стояночной и нагруженных форм щитов-панелей средствами машинной графики в увеличенном масштабе воспроизводятся формы микронеровностей обводообразующих оболочек.

Отлаженная технология сборки, наладки и испытаний щитов-панелей сопровождается пакетом документации, описаниями результатов отладочных испытаний, образцами оснастки, комплектом автоматизированных рабочих станций для обмера, теплового и силового нагружения. Весь комплект неоднократно демонстрировался на выставках и конкурсах инновационных технологий и отмечался призовыми грамотами и памятными медалями.

6.7. Аттракционы с авиакосмической тематикой. Опыт разработки и применения

... Были созданы генеральные проекты супер-самолета «Галактион», разработан устав и принят совершенно секретный знак, по которому члены экипажа должны были узнавать друг друга – особым образом сложенные пальцы на правой руке.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Создание «Бурана» опередило время и как бы шагнуло в будущее нашей космонавтики на тридцать-сорок лет. Поэтому возникла идея – использовать образ орбитального самолета для имитации будущего космоплана. Сразу ответим на многие инсинуации на эту тему: гордость российской космонавтики, «Буран» не «стал на прикол» в увеселительном парке, как писали в некоторых газетенках, не сделался дискотекой, рестораном или другим развлекательным салоном. Настоящие «Бураны», летавшие и подготавливаемые к полету, полностью или частично укомплектованные, находятся в монтажных корпусах, в цехах или служат для тренажа, изучения и обучения. Но один из списанных корпусов планера, предназначенный на слом и переплавку после испытаний

на прочность, после поломки на этих испытаниях под действием запредельных нагрузок был очищен от лент и тяг, передающих усилия нагрузок на крыло и фюзеляж. Затем он был подвергнут изучению с целью спроектировать авиакосмический аттракцион – имитатор будущих полетов.

Этот набор отсеков планера (порядковый номер в ряду испытательных макетов – «машина № 001-011») представлял собой соединенные корпуса носовой, средней и хвостовой части фюзеляжа, без вкладной кабины, без двигателей, без оборудования, с покрытым штатной теплозащитой правым крылом, с неубираемыми опорами шасси и с заплатами над трещинами в корне консолей крыльев.

Приступая к проекту, сформулировали два назначения будущего аттракциона: служить научно-познавательным целям, показывая отечественную авиакосмическую технику; сделать притягательный для молодежи рекламно-фантастичес-кий образ космоплана будущего. Фактически в оболочке «Бурана» разместился обитаемый отсек звездолета будущего. Отсек полезного груза изъят, и весь внутренний объем занят под воображаемый салон пассажиров-космо-летчиков. Телевизионные экраны стали иллюминаторами, носовая часть перекомпонована под кабину управления и появился сменный экран – информационное поле с возможностью визуализации отдельных действий в ходе полета.

Интересные научно-технические новации в аттракционе:

- кресла, снабженные привязной системой и специальными выдвижными и надувными заспинными имитаторами давлений (кресла имеют особую централизованно управляемую систему фиксации и расфиксации положений в пространстве);
- акустико-колебательные устройства, сообщающие вибрации, толчки и гул, имитирующие внешние воздействия при старте и входе в атмосферу, стыковке и посадке.

Сочетаются элементы виртуальной и атрибутивной реальности, чтобы участник «полета» смог не только увидеть изнутри и как

бы «со стороны» все события, но и ощутить воздействия, подобные действию перегрузок, потери опор и ориентации в невесомости. Внешняя атрибутика дополняется «завтраком» из комплекта тюбиков и галет для космонавтов, сертификатами участников полета и персональными медальонами «из материала корпуса «Бурана».

Вход в аттракцион осуществляется через специальное купольное здание, в котором развернута выставка космического снаряжения. Всем желающим предлагается пройти экспресс-диагностику. По методике института медико-биологических проблем с помощью датчиков на запястьях определяется частота, наполнение, синусный ритм пульса и печатается обработанный компьютерной программой вердикт о готовности к полету с оценкой в баллах общего состояния здоровья посетителя. Затем будущие «космонавты» попадают на нижнюю палубу корабля через «камеру чистоты», используемую в штатных полетах. Посетители занимают места в креслах и с помощью стюардесс пристегиваются. После краткого ознакомления с правилами поведения в полете, которое делает стюардесса, она представляет пилотов в скафандрах.

Начинается имитация подготовки к старту с трансляцией реальных записей с технической и стартовой позиции Тюратама. Старт сопровождается видами в иллюминаторах и на общем переднем экране с характерным грохотом, вибрациями и всполохами пламени сквозь дымовую завесу. Работают прижимы со спины, которые при привязной системе воспринимаются как воздействие инерционных сил, вдавливающих в кресло. Имитируются основные операции и переговоры с Землей на участке выведения. В иллюминаторах появляются изображения Земли, соответствующие реальным полетам: виды на горные регионы, острова, вулканы, города. Кресла разориентируются и посетители как бы теряют опору, получая свободу в трех угловых положениях. После космического завтрака имитируется сближение и стыковка с орбитальной стан-

цией. Затем имитируется нештатная ситуация с частичной разгерметизацией одного из отсеков корабля и ремонтными операциями вне салона. На спуске имитируется характерный гул, языки пламени плазмы, перегрузки и посадочный контакт.

После виртуального полета посетители могут приобрести утвержденный планетарием сертификат с указанием своего имени, якобы присвоенного звезде, «под которой» родился посетитель (одна из восходящих на востоке звезд в полночь в день рождения посетителя).

Отсутствие «головокружительных» эволюций дополняется для некоторых посетителей на той же площадке виртуальным полетом на экранах компьютеров и имитацией ускорений на трехстепенном стенде-тренажере, заимствованном из штатной программы тренировки пилотов и космонавтов. Линейные и угловые ускорения и смещения кабины стенда синхронизированы с фильмами посадки «Бурана» и эволюциями, снятыми из-за заголовника пилота при маневрах учебного самолета. Посетители смогут примерить перчатки, шлем и даже кирасу скафандра и сфотографироваться на фоне «Бурана».

Особым сеансом осуществляется экспресс-лекция специалистов НПО «Молния» о характеристиках «Бурана», режимах полета и посадки, вопросах управления бортовыми системами, и по особому желанию посетителя с разбором аварий орбитальных самолетов «Челленджер» и «Колумбия». На базе аттракциона неоднократно проходят юбилейные заседания Федерации космонавтики и Российской академии космонавтики.

За шесть лет группу аттракционов-имитаторов космического полета посетило более 200 тысяч человек из Москвы, Подмосковья, ближнего и дальнего зарубежья. Большая часть из них дети. Американские астронавты были в восторге от посещения аттракционов.

6.8. Аттракционы и тренажеры для парения в воздушном потоке

… Как всегда с утра, он был бодр, энергичен и даже благодушен. Он хлестнул меня по спине мокрым полотенцем и принялся летать по комнате, делая руками и ногами движения. Как будто плывет брассом.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Создание тренажеров для парения на воздушном потоке спортсменов парашютистов и одновременно аттракционов для получения у посетителей ощущений свободного полета – одна из немногих конверсионных работ, в которых частично используется профессионализм аэродинамиков, прочнистов, акустиков, расчетчиков винтов и сложных профилированных обводов, тепловиков, энергетиков, управленцев и конструкторов-механиков и корпусников.

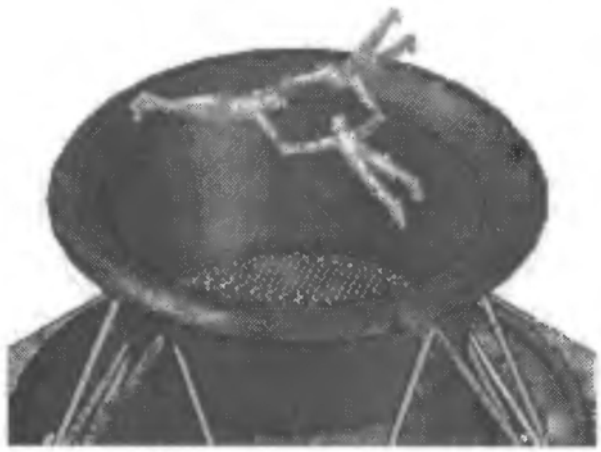


Рис. 6.8-1. Аттракцион для парения в воздушном потоке

Применяется опыт других конверсионных работ по строительству высотных автостоянок, специальных лифтов, аттракционов, троллейбусов и самолетов-такси. Положение тренирующихся показано на рис. 6.8-1.

На рисунках 6.8-2 и 6.8-3 показаны схемы компоновок сооружений тренажеров с разомк-нутым и замкнутым воздушным контуром.

На схеме (рис. 6.8-3) дан вариант тренажера – аттракциона с разомкнутым контуром воздушного потока объемом 600 $м^3/с$ и зданием каркасного облегченного типа. На рисунке показаны: фундамент силового агрегата *1*; блок электромоторов с редуктором *2*; внутренний силовой каркас здания *3*; профилированный канал *4*; силовой рамный остов здания *6*; заякоренные опоры *7*; кольцевая рабочая площадка вокруг канала *8*; воздушные внутренние каналы для перетекания потока *9*; шатровое навершие здания *10*; балка для крана *11*; силовой и защитный каркас крыши *12*; кран *13*; окна в крыше *14*; окна-заборники потока *15*; профилирующий поддон *16*.

В работе использован задел по системам компьютерного проектирования с применением программных комплексов проектных расчетов (см. раздел 2.2); оптимизации (см. раздел 2.5); создания равнопрочных конструкций (см. раздел 4.1); расчетов динамики, вибраций и акустических нагрузок (см. раздел 4.2). Реализуются два режима работы: на скорости потока 50 м/с для группового парения и на скорости 70 м/с для парения на «скай-бот».

Установки используют электродвигатели переменного тока с частотной регулировкой оборотов. При компьютерном синтезе состава и структуры тренажеров-аттракционов рассмотрены энергосистемы с вынесенными в отдельные заглубленные боксы блоками отработавших ресурс танковых дизелей и вертолетных турбореактивных двигателей (рис. 6.8-4).

Проработаны варианты накопления энергии блоками маховиков, гидросистемой с гидронасосами и гидромоторами и с передачей мощности по гидроканалу, или по низкооборотной трансмиссии. Использован опыт создания для орбитального самолета «Буран» системы преобразования мощности вспомогательной силовой установки с гидроприводом для рулей и элевонов. Применяется уникальная система «безинерционного» управления оборотами вентилятора, созданная в работах по орбитальным самолетам и отмеченная на международных выставках изобретателей.

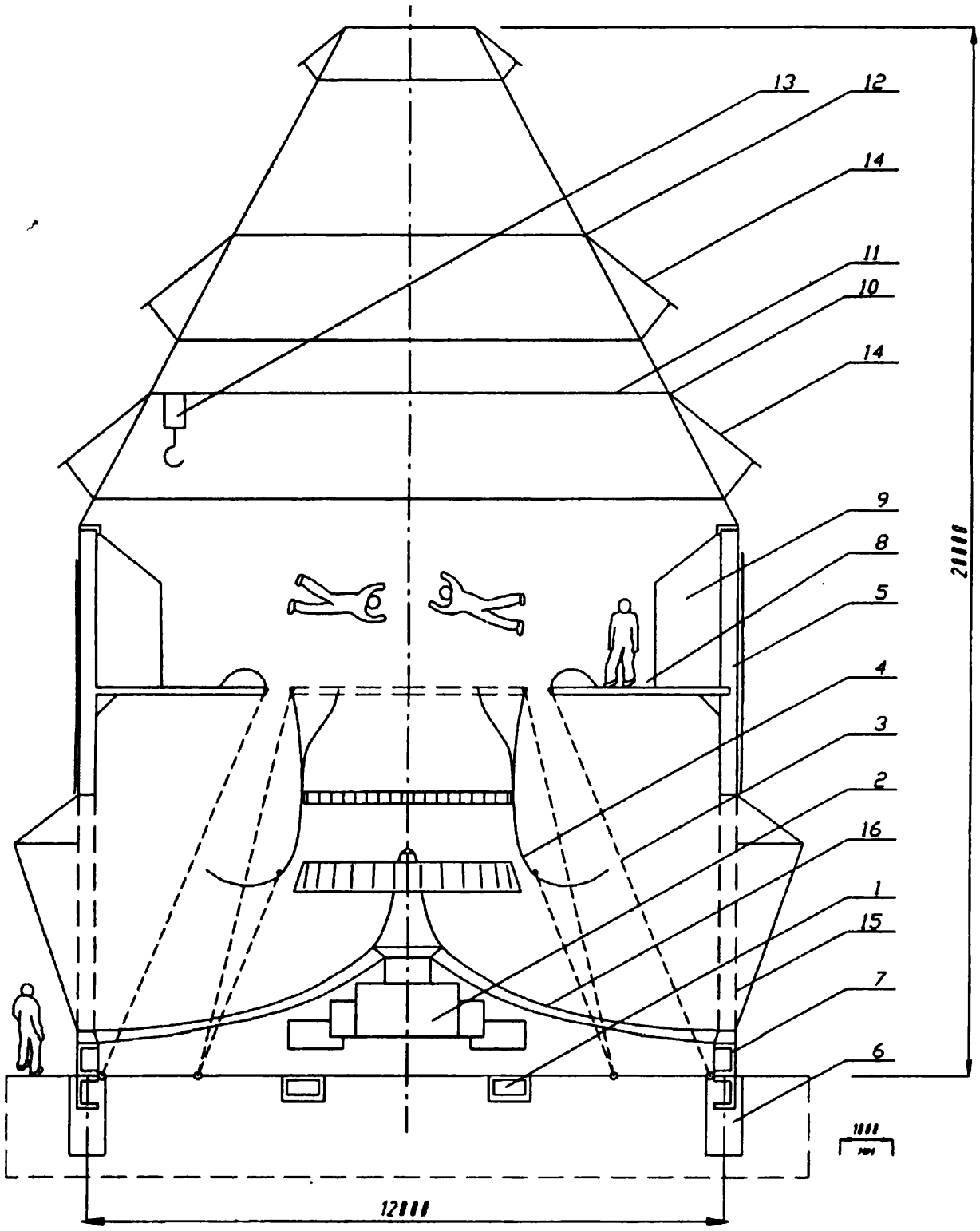


Рис. 5.8-2. Тренажер с разомкнутым воздушным контуром

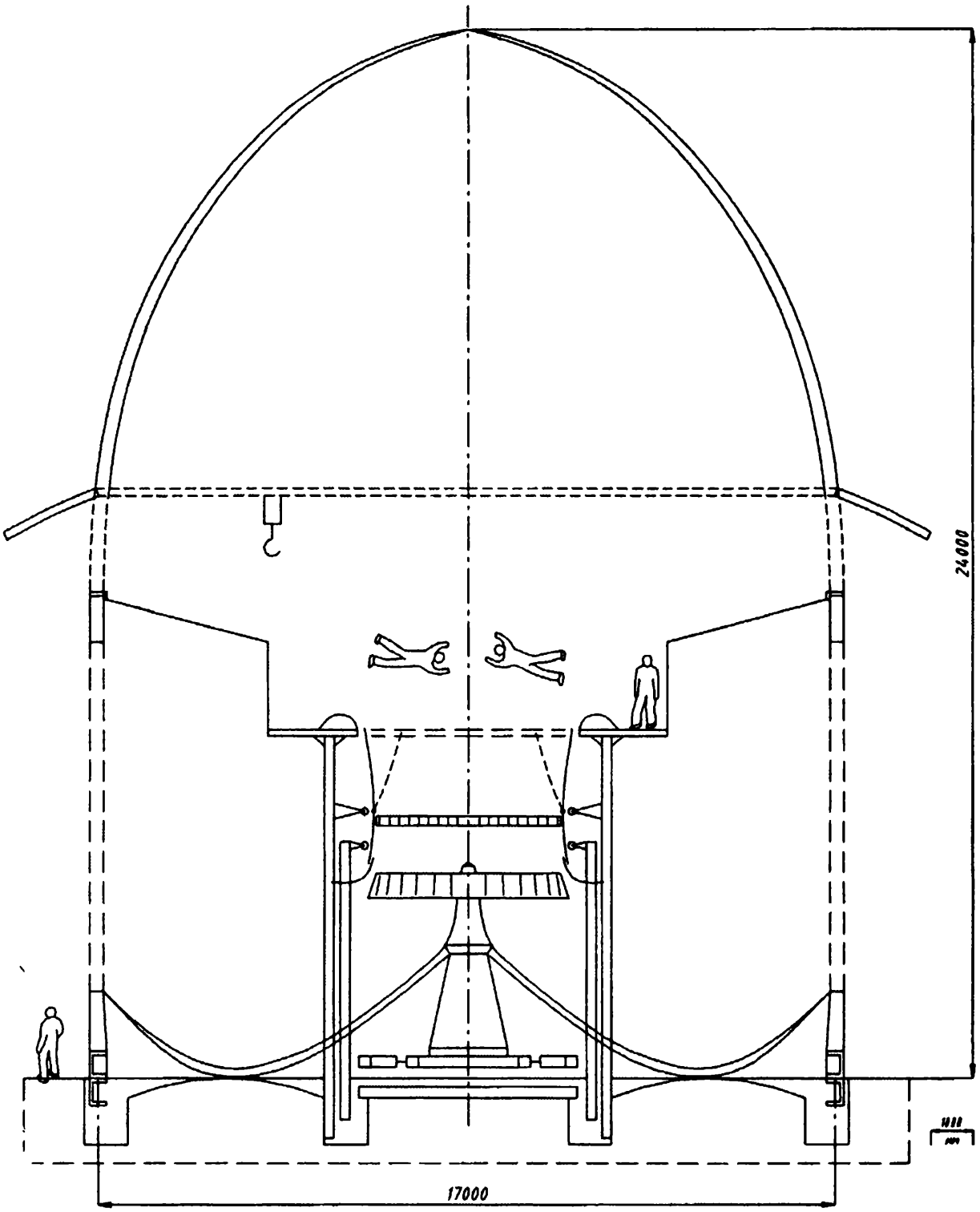


Рис. 5.8-3. Тренажер с замкнутым воздушным контуром

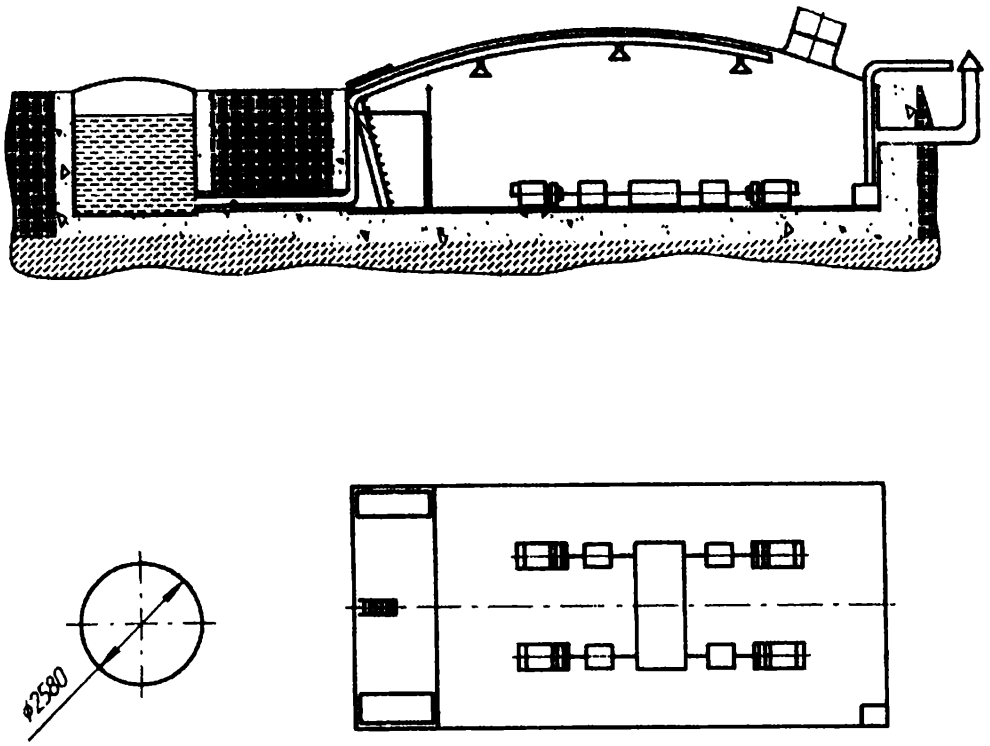


Рис. 5.8-4. Энергосистемы для тренажера с замкнутым воздушным контуром

6.9. Энергоустановки на ресурсосберегающих принципах

... В ясную погоду ленинградцы могли видеть над городом блестящие шары гигантских энергоприемников, установленных на крайних островах Котлинского архипелага... Энергия выделялась в неизвестной пока форме, например, в виде неизвестного науке поля для улавливания и учета которого еще не существовало приборов.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Большинство ракетостроительных и вертолетостроительных организаций России в период обвала госзаказов направили свои конверсионные усилия на создание ветроэнергетических установок. Появились винтолопастные установки с мачтами и гори-

зонтальной осью вращения винтоколеса, а также установки с вертикальной осью вращения платформ с установленными на них крыльями самолетов. Самые большие из винтолопастных установок мощностью 1 мегаватт (при ветре 12 м/с) строятся на Тушинском машиностроительном заводе по проекту МКБ «Радуга» и имеют размеры лопастей 25 м и высоту до оси вращения 35 м.

НПО «Молния» разработало для этой установки проект преобразования оборотов с помощью гидронасосов и гидромоторов. Все усилия отечественных оборонных предприятий построить ветроустановки дешевле и лучше, чем на затоваренном зарубежном рынке, привели, после разработки двух десятков проектов, к повторению тех же характеристик: 1,5...2 доллара за ватт и 10...20 центов за киловатт/час при ресурсе (до ремонта лопастей и винтомоторной группы) примерно 3...4 лет. Материалоемкость оценивается в 20...40 кг за киловатт. К тому же эти установки обмерзают зимой (особенно на побережье), работают в наших широтах 7...9 месяцев в году, дают помехи радиотелевидению.

Инфразвуковые колебания концов лопастей имеют частоты, не комфортные для человека и любых живых существ. Их мощность зависит от скорости ветра в третьей степени. Поэтому в степной зоне, где сосредоточены потребители, при средних ветрах 5...7 м/с эти установки имеют номинальную мощность в семь-восемь раз меньше, чем в малонаселенных горных районах и на побережье озер и морей при средних ветрах 10...15 м/с.

Настрой на новации и опыт разработки необычных конструкций, полученный в работах по авиакосмической тематике, позволили направить усилия НПО «Молния» на создание вихревых, или как их называют в США, «смерчевых» энергоустановок. В ходе проектных исследований было установлено, что эти установки по принципу их работы выгодно делать солнечно-ветровыми. В США. Германии и Японии к этому выводу пришли только после не очень успешных экспериментов на построенных и дорабатываемых образцах.

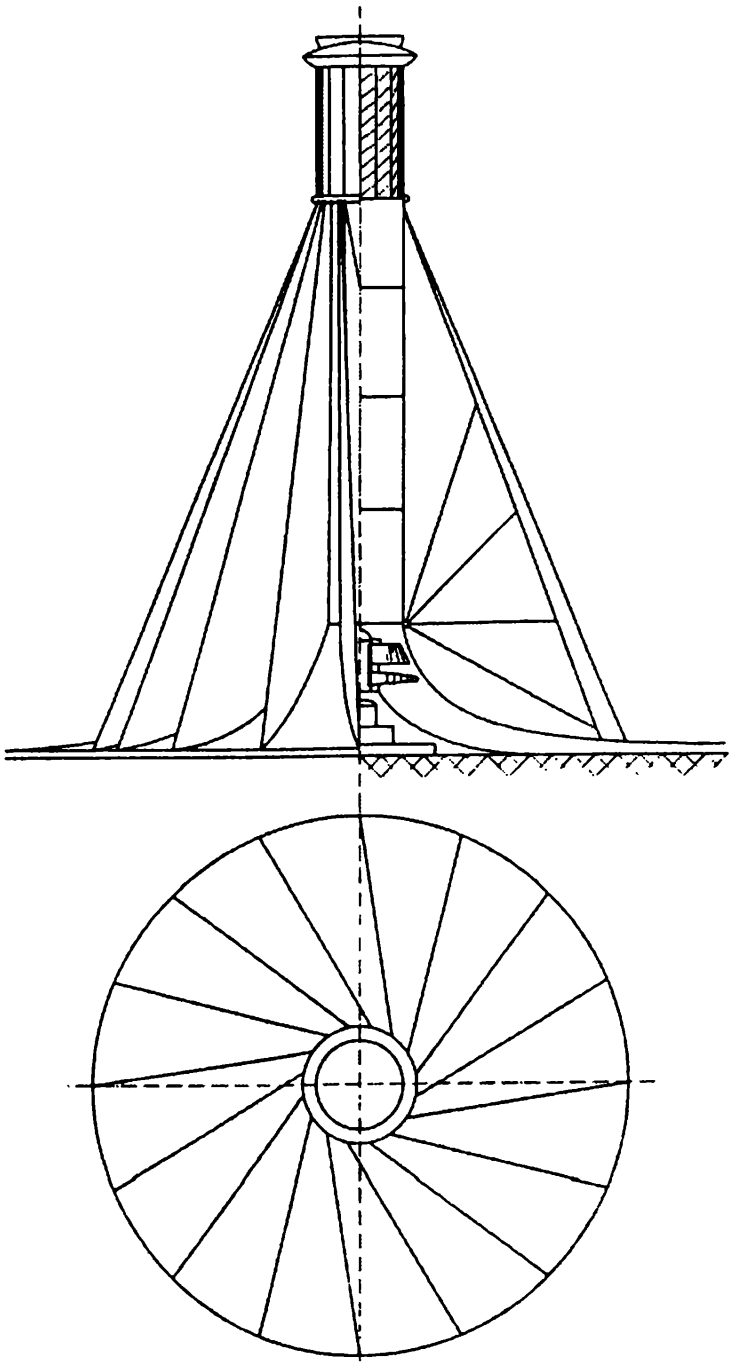


Рис. 6.9-1. Солнечно-ветровая энергоустановка

По рисунку 6.9-1 можно понять, какой внешний вид и внутреннее устройство имеет такая установка. Ряд ее конструктивных узлов, способы профилировки каналов ветропотока до сих пор являются «ноу-хау» и остаются предметом переговоров о закупке авиакосмических конверсионных технологий Японией и Китаем.

Эти установки экологически безвредны, работают на высоких широтах и в маловетренных регионах могут обеспечить цены в 50 центов за ватт и 5 центов за киловатт-час при среднем ресурсе 7...10 лет с использованием диапазона ветров от 1 до 40 м/с при средней материалоемкости 4...7 кг на киловатт. К таким прогнозам пришли на совместном со специалистами США совещании, где отмечена также простота обслуживания и монтажа (все электроагрегаты размещены в боксе у земли).

Группой российских исследователей и разработчиков установки такого типа запатентованы в сорока странах. В них используется не только энергия ветропотоков (являющихся на самом деле порождением энергии Солнца), но и прямая энергия солнечного нагрева, аккумулируемая восходящим потоком от нагретой солнцем подошвы установки.

Разработка опирается на российскую теорию вихревых шнуров в смерчевых структурах. В миниатюре имитируется свойственный смерчу подсос воздуха в вихревую камеру и на пути подсосного течения монтируется двухконтурная турбина.

В числе наиболее важных «ноу-хау»: создание подошвенной зоны с парниковым эффектом; устройство профилированных ветроканалов, закручивающих вихревой шнур; управление вихревым шнуром путем манипулирования створками в полупроницаемой оболочке вихревой камеры-башни. Именно эта башня трижды переделывалась в экспериментальных установках Массачусетского университета. Остов башни стержне-винтовой конструкции имеет регулируемые по натягу расчалки, на которых закреплены зарифованные полужесткие композитно-тканевые парусные поверхности с латами.

Используются запатентованные «безинерционные» управляемые маховиковые гидроприводы, созданные для передачи мощности от турбин вспомогательных силовых установок «Бурана» к приводам элевонов, балансировочного щитка и руля направления - воздушного тормоза.

В солнечную погоду при расчетной скорости ветра 12 м/с мегаваттная вихревая установка имеет высоту вихревой камеры 70

метров, диаметр 11 метров и габаритный размер по нижним вантам 120 метров. Подобная по расчетной мощности немецкая установка имеет высоту более 100 метров и не приспособлена к ветрам более 20 м/с (при ветре 20 м/с произошла авария с завалом установки, смонтированной на плоскогорье в Испании).

Разработаны технологии сборки, монтажа и демонтажа установок, собираемых из унифицированных узлов и деталей. Строительные работы минимальны, нет необходимости в фундаментах. Для семейства установок осуществляется общее управление утилизацией внешнего ветропотока и обвязка общей вантовой системой. Но коэффициент полезного действия трактов турбины в лучшем случае составляет 0,35 в противовес 0,5 у винтолопастных установок.

В России имеется около 1 % площади в малонаселенных районах Камчатки и в Причерноморье с ветрами 10...20 м/с (при паузах до 10...20 %) и около 2 % площади в предгорных и степных районах с ветрами 7...10 метров в секунду (при паузах в 20...30 %). Вместе с тем порядка 20 % площади страны – это не снабженная энергосетью площадь вблизи долин больших и малых северных рек.

Проблема создания бесплотинных гидроустановок не нова, но широкого распространения эти установки пока не получили. В рамках международной программы содействия конверсии оборонных предприятий по контракту с МНТЦ (на средства Японии и США) в НПО «Молния» проведены проектные исследования бесплотинных гидростанций. Результаты обсуждены на совещаниях и конференциях в России и в США, и принято решение продолжить проектные разработки.

Предпроектными исследованиями совместно с ведущими отечественными гидростроителями сделано обобщение гидрорежимов северных рек и дано описание типовых энергопотребителей. В проекте необычно решены проблемы защиты электроразъемов и энергоустановок за счет того, что гирлянды трехкиловаттных установок расположены на расчаленных самоцентрирующихся плотинах-понтонах, приспособленных к частой смене русла, к заиливанию фарватера, наносам плавника, к ледоставу, ледоходу, межени и паводкам. Приводные регулируемые лопастные колеса (ротор Дар-

нье) с вертикальными осями вращения защищены обтекателями и работают под плотами-понтонами, передавая мощность через упомянутый выше гидропривод по гибким трубопроводным устройствам на генераторные блоки в специальных боксах-подстанциях на берегу. Рассмотрены способы накопления и утилизации энергии для выдачи типовых мощностей. Привлечен опыт создания для авиакосмической техники маховиковых систем и опыт накопления энергии в гидросистемах. Рассмотрены (со сравнением результатов американских исследователей) проблемы использования природных емкостей и электролитического разложения воды с последующим созданием запасов «связанного» водорода в химических соединениях с металлами.

Проекты свободнопоточных гидростанций размещены в «инкубаторе» инноваций в МНТЦ и в отраслевых базах данных конверсионных разработок. Итоговые результирующие показатели таких энергоустановок для рек со средней скоростью потока 2...4 м/с составляют 2...4 доллара за ватт и 10...20 центов за киловатт-час при средней материалоемкости порядка 40...60 кг за киловатт. Эти оценки практически совпадают с аналогичными данными американских и японских исследователей.

6.10. Региональные геоинформационные комплексы

... При необходимости эта гигантская машина сама настраивала себя, создавала новые элементы, строила модели и вырабатывала собственную информацию.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Авиакосмические аппараты и комплексы дали возможность осуществлять дистанционное зондирование Земли с низких орбит разных наклонений с оперативным возвратом результатов на Землю в управляемых капсулах и в самом орбитальном самолете. Речь идет о гиперспектральном зондировании с комплексным и

взаимоувязанным использованием оптико-электронных и радиолокационных и контактных методов для наблюдения и анализа земных и атмосферных объектов и процессов. Дистанционное наблюдение ведется в ультрафиолетовых, инфракрасных диапазонах, в области видимого спектра в поляризованном свете, с использованием стереоэффекта. Снимки с высокой разрешающей способностью оцифровываются или консервируются для централизованного сбора и изучения в геоинформационных центрах. В эти центры поставляется информация об атмосферных процессах, собранная путем озоно-метео-нуклонного зондирования в рамках дроп-технологий (см. раздел 1.14). Для таких центров могут передаваться данные не только со специализированных спутников и авиакосмических средств, но и высотных самолетов, аэрокосмических аппаратов с дистанционным управлением, воздушных шаров и по сети наземных и морских стационарных и подвижных зондов и анализаторов.

Возникает проблема грамотной обработки этой огромной по объему и разнородной информации. Для такой обработки, а также для координации всей сети сбора данных целесообразно создание региональных и в будущем федеральных геоинформационных комплексов.

В их составе могут быть не только аппаратурно-компьютерные сети для обработки данных, но и методико-программные средства для моделирования и прогнозирования процессов на Земле и в атмосфере. Например, типовой муниципальный заказ геоинформационному комплексу на создание земельного кадастра предусматривает не только построение традиционной картины, описывающей местоположение, характер и состояние почвенных покровов, растительности, но также и сбор и обобщение сведений о целевом назначении почв, о правовом положении участков собственности, о наличии прочно связанных с Землею объектов. К этому добавляются требования создать модели для прогноза развития отдельных участков, подлежащих застройке и продаже. Функции геоинформационных комплексов дополняется работой ситуационных региональных центров, предназначенных для оперативного анализа,

описания и моделирования экологических проблем, демографических процессов, антропогенных воздействий и управления при экстремальных ситуациях. Заказные проектные исследования по созданию региональных центров, или их фрагментов для Москвы, Подмосковья и для Причерноморского региона показали, что многочисленным потребителям информации необходимы данные о таких процессах:

- состояние водных запасов;
- характеристики почвы и растительности;
- сведения о лесных потравах и лесных пожарах;
- данные о землепользовании для земельных кадастров;
- погодные условия и прогнозы штормовой обстановки;
- загрязнение атмосферы и земных покровов в области промышленных выбросов, вокруг больших автомагистралей и в долинах рек;
- прогнозы рыбных ресурсов;
- прогнозы урожая и состояние посевов;
- загрязнения и аварийные ситуации в зонах трубопроводов;
- прогноз селевой и лавинной опасности;
- данные об использовании автотранспорта в больших городах;
- состояние береговой полосы на морях и водохранилищах;
- результаты радиологических исследований вблизи атомных станций и зон захоронения отходов;
- состояние зон захоронения мусора вокруг крупных городов;
- загрязнение рек и водохранилищ.

Геоинформационные комплексы первоначально считались только сборниками и накопителями информации. Результаты системных исследований показывают, что это центр имитационного моделирования всех земных процессов. В составе программного обеспечения, созданного для геоинформационных комплексов, модели поверхности Земли, с ландшафтными особенностями и типовыми ориентирами. Их зарождение связано с авиакосмической тематикой, а именно с математическим моделированием внешней обстановки в шестистепенных динамических тренажерах для отработки

посадки, взлета и навигации. Для тех же навигационных задач, но в планетарном масштабе, созданы для авиакосмического применения и включены в состав программного обеспечения геоинформационных комплексов банк данных фрагментов географических объектов и программы для генерации изображений и совмещения их с авиакосмическими снимками в проекциях Меркатора, при параллельном визировании и при центральном проектировании.

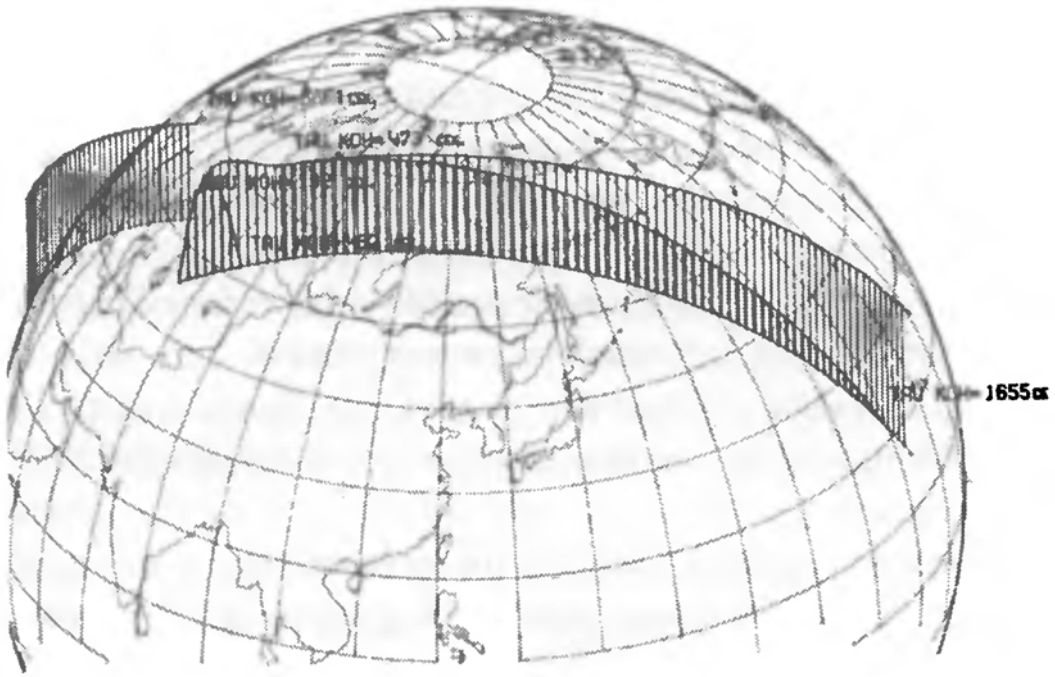


Рис. 6.10-1. Исследование задач и планирование типовых полетов МАКС

Рисунок 6.10-1 показывает на фоне Земли трассы при моделировании операций многоцелевого авиационно-космического комплекса (см. раздел 1.5) на фоне географических ориентиров Земли.

На изображениях фиксируются линии терминатора, формируются зоны видимости телекоммуникационных и навигационных спутников, зоны сбора информации озоно-метео-нуклонными зондами, области ответственности региональных геоинформационных комплексов.

6.11. Многопрофильное оборудование для переработки сельскохозяйственной продукции

... Все вместе они составляли основу изобилия – гигантский предельно автоматизированный комбинат. производящий продукты питания, все, начиная от свинины и картофеля и кончая устрицами и манго.
А. и Б. Стругацкие. Полдень. XXI век.

Создание оборудования для первичной переработки сельскохозяйственной продукции на авиакосмическом предприятии началось с использования тепловакуумных установок для сублимации фруктов, получения лидазы, создания технологии высушивания бычьего семени, изучения возможностей термообработки овощей. Попутно были сделаны первые агрегаты для измельчения, резки, складирования и фасовки продукции. Затем созданы средства механизации и автоматизации процесса обработки овощей и фруктов.

Результатом явилось сначала проектирование, а затем изготовление и испытания опытных установок для резки и бланширования овощей и картофеля; очистки; паровой обработки; вакуумной сушки и обезвоживания; консервации; термообработки, захолаживания и фасовки овощей и фруктов.

Опытное оборудование прошло сертификационные испытания, были налажены на нескольких заводах автоматизированные линии по серийному производству бланширователей, агрегатов первичной вакуумной сушки; устройство для термообработки. Все технологические процессы и оборудование одобрены и приняты соответствующими государственными службами и рекомендованы для осуществления первичной обработки сельхозпродукции без потери вкусовых качеств, витаминов и в местах, приближенных к сбору урожая. Вся проектно-конструкторская работа заняла два года (с учетом испытаний) и проведена силами отдела, занимающегося электромеханическими бортовыми системами орбитальных самолетов. В рабо-

те принимали участие службы опытного завода и сотрудники тепловакуумного лабораторно-испытательского комплекса.

6.12. Моделирование конфигураций, динамики движения, силовых схем и картин обтекания изделий автотракторной промышленности

... Все должны быть на своих местах – продолжал Модест Матвеевич – Всегда. У Вас вот высшее образование, и очки, и бороду вот отрастили, а понять такой простой теоремы не можете.
А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

В начале работ с предприятиями автотракторной промышленности сказывалось отсутствие у авиакосмических специалистов опыта в этой новой области. Богатый конструкторский задел и сложившаяся специфика работы автостроителей мало сообщали оптимизма в получении наукоемких заказов. Но после ознакомления с технологией разработки автомобилей и тракторов стало ясно, что научно-технический уровень расчетного моделирования, оптимизации и экспериментально-лабораторной отработки у авиакосмических предприятий неизмеримо выше. Это касается не только российской промышленности, но и промышленности развитых стран, например, фирмы «Фиат» и ее научно-исследовательского департамента, взаимодействие с которым дало основной толчок разработке прикладных программ для автостроителей. В числе этих программ:

- описание обводов и пространственное «выглаживание» в местах зализов в зонах потенциального срыва потока;
- описание струйного обтекания на разных режимах, оценка местных давлений и зон, подозрительных на зарождение вихрей.

На рис. 6.12-1 показаны контур и линии тока для одного из предельных скоростных режимов автомобиля «Москвич-2142». Особо важной оказалась заказная работа по вероятностному исследованию поведения кузова при запредельных инерционных нагрузках, включая удары с местными разрушениями каркаса и панелей. На рис. 6.12-2 представлена конечно-элементная модель кузова той же машины для задачи исследования упруго-пластических деформаций в различных фазах ударных воздействий.

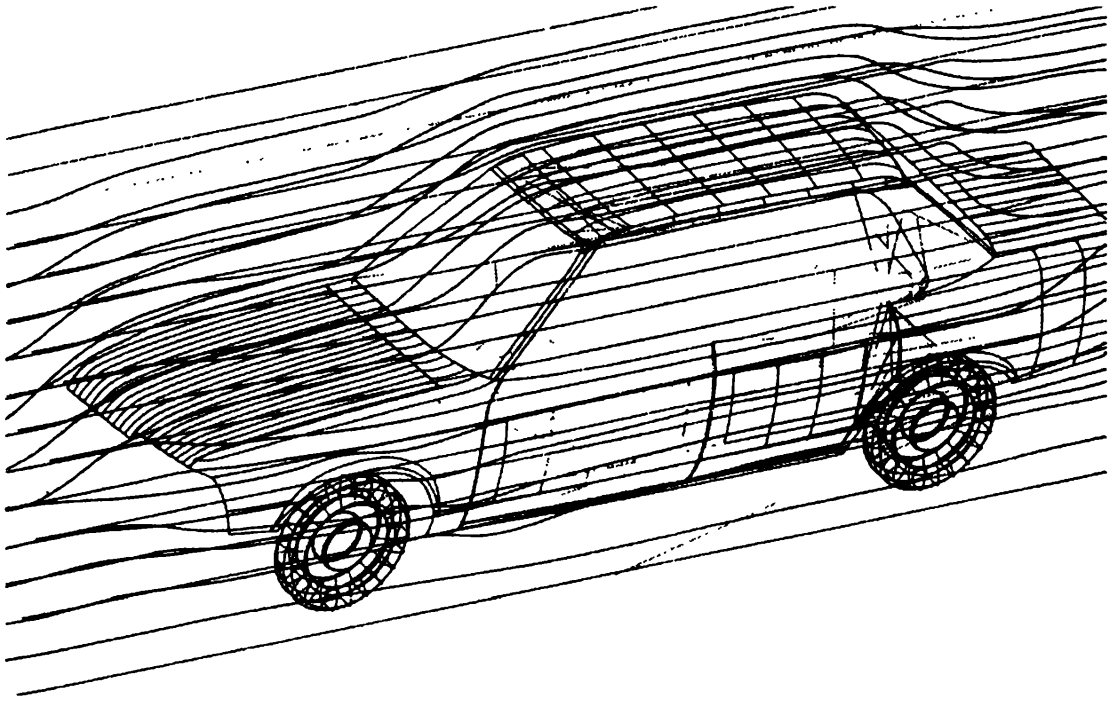


Рис. 6.12-1. Моделирование обтекания автомобиля «Москвич-2142»

Моделирование работы ходовой части оказалось востребованным для тракторов и колесных бронетранспортеров. В программном комплексе присутствует сделанная совместно с тракторостроителями модель грунтов, дорожных покрытий и препятствий разного вида. На рис. 6-12-3 показана конечно-элементная силовая схема корпуса. Удивительным для авиастроителей оказалась неравнопрочность конструкций корпуса, рамы и узлов ходовой части танков, тракторов и бронетранспортеров. Запасы прочности с учетом статического и динамического нагружений отличаются в 5...7

раз для разных элементов конструкции (исключая бронекоробки, для которых расчетные случаи формируются особо).

Отдельные программные модули комплексов «Планер» и «Димона» (см. раздел 4.1) поставлены в расчетные подразделения головного предприятия завода Харьковских танкостроителей.

По методике моделирования нагружений и оптимизации силовых схем авиакосмическими специалистами прочитаны циклы лекций в АЗЛК на ЗИЛе, и в Центре «Фиат» в Турине.

Ряд программных комплексов (в загрузочных модулях) передан для апробации в учебные центры АЗЛК, завода ЗИЛ и Минского тракторного завода. Группа специалистов НПО «Молния» обеспечила в течение года сопровождение работ по внедрению методов автоматизированного проектирования на АЗЛК.

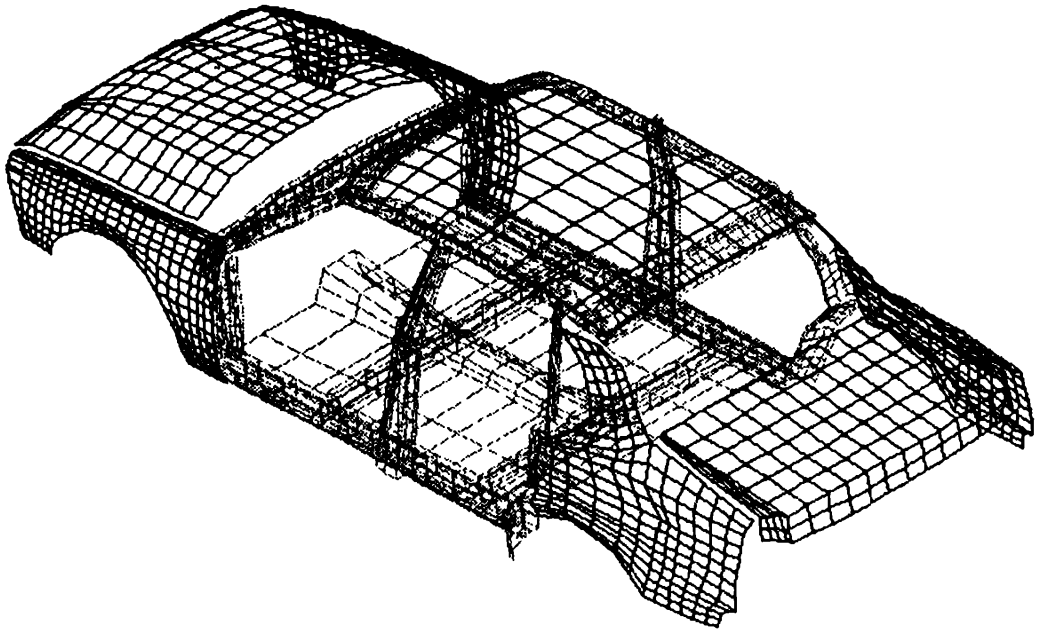


Рис. 6.12-2. Конечно-элементная модель кузова автомобиля «Москвич-2142»

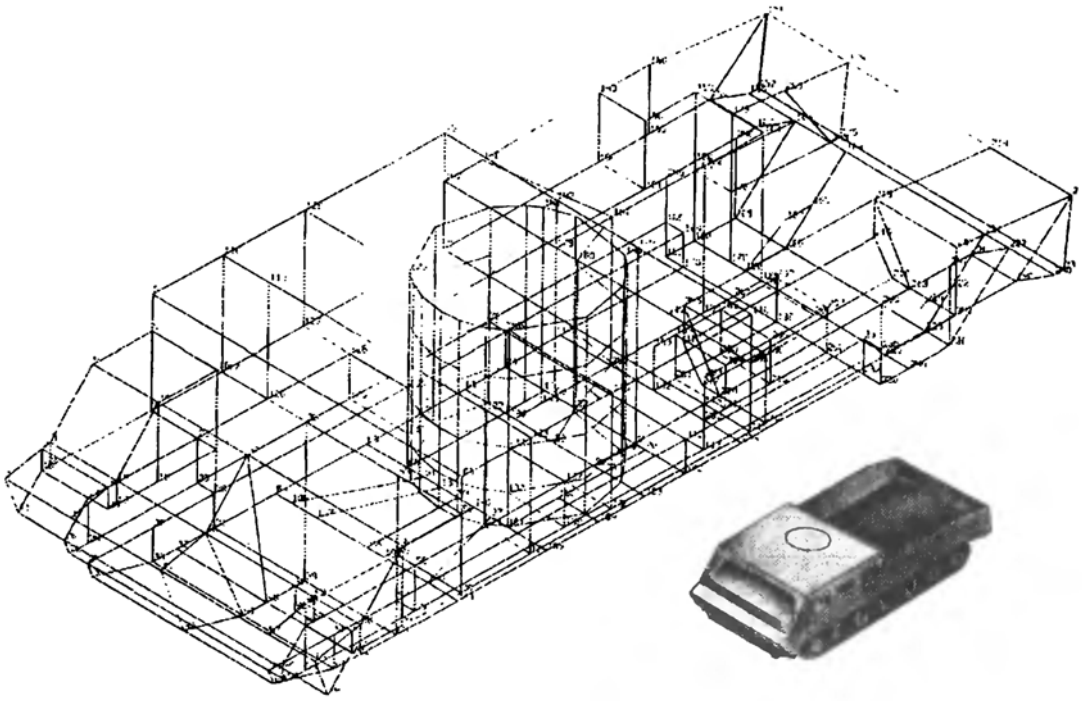


Рис. 6.12-3. Конечно-элементная модель корпуса трактора

6.13. Автоматизированный раскрой одежды и раскрой заготовок обуви

– Да, – проговорил я, – пожалуй, все на месте. Даже инициаторные разведчики на месте, обычно их некомплект…. А вот этого я не понимаю. Что такое: «Ремонтный робот, переоборудованный в шьющее устройство?»

– Яков, объясните, – распорядился Комов. Вандерхузе задрал голову и выпятил челюсть.

– Понимаешь ли, Стась, – как бы в задумчивости произнес он.

– Трудно тут что-либо объяснить. Просто ремонтный кибер, превращенный в шьющее устройство. В устройство, которое шьет, понимаешь? У кого-то из них, видимо у Женщины, было несколько необычное хобби.
А. и Б. Стругацкие. Малыш.

Речь пойдет о попытках применить в ходе конверсии аэрокосмические компьютерные технологии, методы и алгоритмы математического моделирования форм и методику раскройных позиционных расчетов для задач получения выкроек одежды и обуви.

Ознакомление с существующими, но пока не реализованными в виде программ методиками получения выкроек показало, что существует две проблемы, которые можно рассматривать условно независимо, а именно: проблема математического моделирования и формообработки средствами машинной графики пространственных образов вариантов одежды и обуви и проблема генерации по заданному канону типоразмеров и контуров чертежей выкроек.

В соответствии с заказами современных ателье поставлена задача создания сквозной системы. Она должна увязывать на графической станции синтез конфигурации нового варианта одежды или обуви с рациональным раскроем по индивидуальным обводам заказчика, а не по набору типоразмеров, с последующей генерацией нестандартного набора выкроек, по которым автоматически монтируются и вырезаются лекала, а также комплектуется операционный техпроцесс пошива или склейки при сборке.

Работы в этом направлении ведутся за рубежом и в нашей стране, но до массового применения таких систем дело пока не дошло.

Применение раскройно-моделирующих расчетно-разделочных подсистем возможно, и оно осуществляется по частям. В компьютеризации конструирования одежды это применение сводится к апробации трех реально возможных компьютерных подсистем, обеспечивающих последовательно основные этапы технологического цикла пошива, а именно:

- подсистемы пространственного моделирования средствами машинной графики конфигурации фасонов одежды с последующим переходом для отдельных известных ранее фасонов к построению по нестандартным алгоритмам заготовок чертежей выкроек;

• подсистемы формирования чертежа выкроек с переходом к автоматизированному получению лекал для набора типоразмеров фасонов одежды;

• подсистемы массового раскроя одежды типовых и стандартных образцов с использованием настильно-разделочных автоматов.

Для моделирования работы настильно-разделочного автомата использован чертежный координатограф, примененный для формирования в большом масштабе раскройных сеток плиток теплозащиты «Бурана» с размерами стола 3 × 8 м.

Аналогичным образам компьютерное конструирование обуви мажет быть разделено на два направления, обслуживающие начальный и основной этапы пошива обуви:

• подсистемы представления и синтеза пространственной формы модели обуви и оправок, с выбором идей и способов членения модели на составляющие элементы (для такой подсистемы необходима графическая станция);

• подсистемы расчета размеров выкроек (для типовых формопараметров моделей обуви с подготовкой оптимальных раскладок заготовок выкроек на листовом исходном материале).

По-видимому, наибольший интерес в соответствии с прагматическими проблемами сегодняшнего дня вызывают те подсистемы, которые ориентированы на освоение типовых моделей при массовом производстве, тем более что для их реализации не нужны мощные графические станции, и их повсеместное применение возможно на персональных компьютерах в мастерских и ателье без особой переподготовки обслуживающего персонала.

Программное обеспечение для таких подсистем создано в простом отечественном варианте, и оно не требует закупок дорогостоящего графического оборудования и программ геометрического моделирования.

В подсистеме, ориентированной на построение заготовок чертежей выкроек по пространственным представлениям фасонов

одежды, должен осуществляться размерный переход от конфигурации фасона к вариантам матриц мерок.

Одним из наиболее простых и экономных по памяти и быстродействию способов представления антропометрической конфигурации является разработанный как в аэрокосмическом объединении «Молния», так и по заказу НПО «Молния» для задач компьютерной компоновки (см. раздел 4.10) кинематико-геометрический алгоритм «Геморобот», реализованный в простом кнопочном варианте программы для персонального компьютера. Последний вариант «Геморобота» реализован в среде Solid Edge (в двенадцатой версии).

Конфигурации, полученные от Заказчика, и конфигурации «Георобота» совмещаются, и визуальные изображения фигуры преобразовываются в масштабе для расчета основных параметров, заменяющего традиционное снятие мерок.

На изображении «Геморобот» фиксируются основные реперные точки и отрезки (линии талии, положение седьмого шейного позвонка, размеры «в шагу» и так далее). Формируется обвязно-кинематическая форма человека, по сделанным замерам осуществляется уточнение фасонов по облеганию, корректировка основных и снятие дополнительных мерок при смене положений «Геморобота»: приседаниях, подъемах рук и ног и наклонах. Типовые контуры «Геморобота» и положение антропометрических «шарниров» автоматически специальной программой корректируются под конфигурацию заказчика, учитывая его габариты, размеры конечностей и полноту.

Подготовленные варианты матриц мерок корректируются и дополняются с учетом особенностей фасона. Процесс получения наиболее удобных матриц мерок труднее всего алгоритмизировать, и результативность работы здесь в значительной степени определяется опытом, талантом модельера, его навыками в профессии закройщика, и при этом не последнюю роль играют опыт работы со

средствами машинной графики и полнота данных об антропометрии заказчика.

Получение матриц мерок позволяет перейти к решению следующей из названных выше задач, связанных с построением чертежей выкроек.

Задача автоматизированного получения выкроек и лекал представляет интерес для ателье индивидуального и массового пошива. Эта задача может рассматриваться независимо от предыдущей. Создано программное обеспечение, позволяющее в работе на персональных компьютерах формировать информационную модель чертежа выкройки. Каждая такая модель строится по общим канонам и единой методике, но разделяется на варианты и подварианты, характерные для определенных групп фасонов.

Методики перехода от совокупности снятых мерок к моделям чертежей выкроек являются типовыми и их варианты рассматриваются в учебных процессах институтов легкой промышленности.

Каждая группа фасонов характеризуется определенным массивом исходных мерок. Типовая информационная модель чертежа формируется с опорой на базовую и исходную параметрированную геометрическую фигуру. От базовой фигуры, как правило, описанной вокруг будущей конфигурации, выкройки формируют в соответствии с алгоритмом, характерным для данного фасона, с использованием массива исходных мерок, основные базовые точки и линий чертежа выкройки. Размерность базовой фигуры определяется в соответствии с массивом исходных мерок.

Для каждого фасона и его информационной модели чертежа выкройки назначаются шаблонные модели, по которым формируются наборы лекал. Прорисовка чертежей выкроек и наборов лекал осуществляется чертежным автоматом с использованием массива исходных мерок.

От чертежа выкроек дальнейший переход возможен к наборам лекал (для ателье массового пошива) или к безлекальному автоматизированному раскрою одежды стандартных конфигураций.

Такие конфигурации характерны, например, для выкроек бронежилетов из кевларовой ткани; плащ-палаток, спецовок рабочей одежды, рюкзаков и другого спортивного инвентаря. Стандартный раскрой целесообразно автоматизировать с прицелом на промышленное производство с разрезкой тканевых пакетов на автоматизированных раскройно-настилочных комплексах. Создание таких комплексов – это один из примеров конверсии аэрокосмических компьютерных разработок.

Проблемы компьютерного конструирования обуви решаются аналогично рассмотренным проблемам для нестандартной и стандартной одежды, поэтому обратимся к названным в начале главы подсистемам, обслуживающим начальный и основной этапы пошива обуви.

Моделирование геометрических параметров пространственных оправок и внешних форм моделей обуви может осуществляться методами математического представления обводообразующих поверхностей, разработанных в ходе компьютерного проектирования и раскроя плиточной теплозащиты аэрокосмических аппаратов.

Развертка на плоскость заготовок, а также анализ разворачиваемости может осуществляться с помощью программ, использующих метод касательных конусов и триангуляции и разработанных первоначально для получения разворачиваемых демпфирующих подложек плиток из синтетического фетра и матов гибкой теплозащиты планера «Бурана».

Диалоговая подсистема, разработанная специально для раскроя заготовок резиновой обуви, реализована на персональной ЭВМ фабрики спортивной обуви.

Программа расположения многосвязных по форме выкроек нескольких контуров в листовом материале заготовки использует алгоритм размещения с поиском вариантов, обеспечивающих минимум площади отходов.

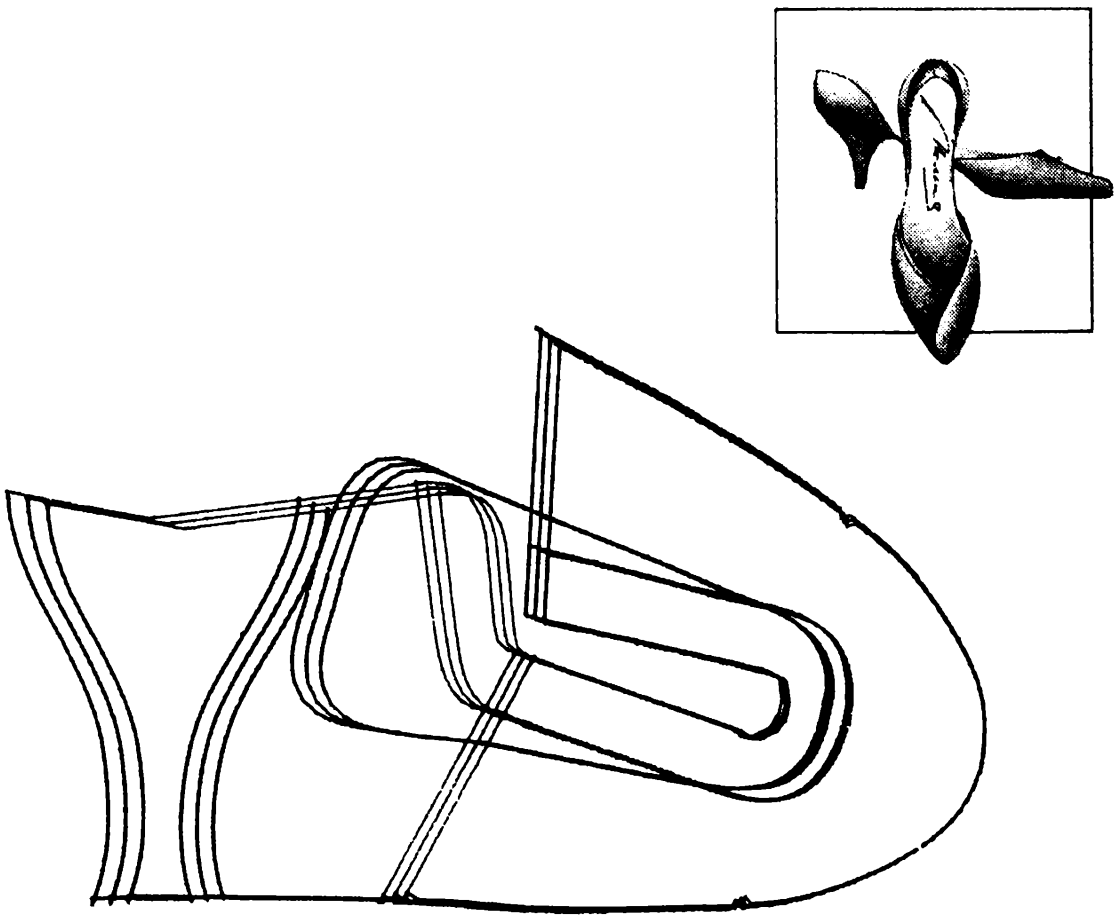


Рис. 6.13-1. Контуры модели, полученные на графической станции (основа для выкроек заготовок резиновой обуви)

На рис. 6.13-1 представлены полученные на графической станции контуры грунд-модели, являющейся основой для выкроек заготовок резиновой обуви. Подсистема диалогового формирования выкроек с оптимальным их расположением на раскраиваемых прямоугольных листах материала разработана сотрудниками НПО "Молния". Подсистема ориентирована на неподготовленного пользователя и использует рекомендации и исходные данные предприятий резино-технической промышленности.

6.14. Исследование и автоматизированный синтез состава и компоновки транспортируемых по воздуху специализированных медицинских операционных модулей для сращивания переломов методом металлосинтеза

... Я заглянул в хирургическую. Постоянно включенный и готовый к действию киберхирург - огромный белый спрут, подвешенный к потолку, холодно глянул на меня зеленоватыми глазищами и с готовностью приподнял манипуляторы.
А. и Б. Стругацкие. Малыш.

В основе исследований, проводимых в рамках конверсии с применением аэрокосмических компьютерных технологий по проекту транспортируемых целевых операционных модулей, лежит идея, предложенная М.Г. Йеги, руководителем лаборатории САПР клиники им. А. Сеппо (г. Таллинн).

Идея заключается в создании передвижного операционно-инструментального центра, оборудованного современными средствами компьютерной диагностики и управления операционной и автоматизированного формообразования протезов и имплантантов.

Основное направление медицинской помощи, оказываемой высококвалифицированными хирургами и медицинским персоналом: реабилитация и фиксация переломов конечностей. Возможна также ожоговая терапия в малогабаритных барокамерах.

Вспомогательные функции по оказанию медицинской помощи: шоковая терапия, первая помощь при различных травмах и увечьях. При массовых поражениях населения в районах стихийных или экологических бедствий переоборудованный в походный вариант операционный модуль разворачивается в полевой госпиталь с ориентацией на различную операционную помощь.

Модуль в транспортируемом законсервированном положении представляет собой контейнер с размерами 2,5 × 2,5 (3) × 11 м, и мобильность его такова, что он может доставляться самолетом, вертолетом, баржей, автомобилем-трайлером. Снаряженный модуль массой 13 тонн размещается в фюзеляже таких самолетов, как Ил-76, Ан-74, Бе-12, Ан-70, Ан-124, Ту-334.

Модуль разворачивается в операционный комплекс-госпиталь с раскладными поддуваемыми отсеками для санобработки и амбулаторного лечения.

Сеть таких госпиталей призвана заменить планируемые к созданию операционные отделения местных клиник в городах и поселках, удаленных от крупных центров страны. Планируется работа по заказам зарубежных клиник в местах, приближенных к горнолыжным курортам. Эффективность и оперативность применения сети таких госпиталей высока.

Исследования по проблеме создания и применения таких модулей показали, что на конкурентоспособность и эффективность решающим образом влияют: профессиональный уровень хирургов; наличие автоматизированных систем генерации имплантантов; мобильность по доставке в разные регионы Земли; гибкость и адаптация к возможной смене целевых задач; качество; уровень интеграции; надежность всего комплекса оборудования, обеспечивающего проведение операций. Отсюда важность задач выбора состава и увязки всего комплекса бортовых целевых и служебных систем, задач, решаемых методами компьютерного проектирования.

В проектной завязке такого госпиталя необычно наличие специальных инструментальных средств и развертывание автоматизированного процесса проектирования и изготовления имплантантов по методике лабораторий клиники им. А. Сеппо. В обеспечение такого процесса и для качественной подготовки операции создается ряд автоматизированных подсистем и, в частности, «компью-

терная» система диагностики. Система может применять щадящее бессеребряное рентгеновское просвечивание с воссозданием компьютерными средствами пространственной картины перелома. Одно из важных применений названных систем и средств – оперативное протезирование суставов. Мастерская по изготовлению имплантантов и протезов использует компьютерную сеть и энергетику модуля и имеет банк типовых деталей и сборочных соединений. Возможно также применение освоенных центральными российскими медицинскими организациями методик чрезкостного остеосинтеза с наружным фиксированием переломов (приспособления, создаваемые в НИРФ, и аппарат Иллизарова).

Автоматизированный синтез состава модуля начинается с классификации комплектующих систем и ранжирования их по очередности проектного расчета.

Цель синтеза – путем периодической расчетной сборки модуля из отдельных систем найти вариант, обладающий близкой к минимальной массе при ограничениях на энергопотребление, объемы, запасы рабочего тела (воды, топлива, кислорода, закиси азота). В ходе каждой расчетной сборки модуля из разных вариантов систем должны быть учтены путем обратных связей зависимости систем разного назначения друг от друга через общие запасы рабочего тела, энергосеть и энергопотребление, тепловыделение (методика оптимизации в ходе такого синтеза рассмотрена в разделе 2.5).

Все бортовые системы делятся на две группы: целевых систем и обеспечивающих систем.

В группе целевых систем специализированное оборудование операционной (включая агрегаты переливания крови, снабжения кислородом, оборудование анестезии и средства инвазивного мониторинга). В той же группе пункт автоматизированной бессеребряной оперативной диагностики с рентгеновской установкой; графическим монитором и плоттером. К этим системам принадлежит

расположенная вне гермоконтура мастерская для изготовления имплантантов и протезов с тигелем для выплавки скрепляющих скоб и архивом соединительных деталей и узлов.

Порядок определения характеристик (объемов, энергопотреблений, тепловыделений, запасов газов, размерно-массовых характеристик целевых систем) может быть различным, и выборка информации из базы данных организуется в любой последовательности.

Иное дело – обеспечивающие системы, по которым существует определенный порядок их расчета. Опрос и вычисление их характеристик производится в следующей последовательности:

1. Системы связи с внутренне-внешним переговорным устройством, приемниками-передатчиками с антенной спутниковой радиосвязи и мачтовой антенной связи с самолетом-транспортировщиком.
2. Системы обеспечения пациентов и персонала медицинскими препаратами, запасами воды, пищи, подсистемы бытового и рабочего электропитания и освещения. В числе этого обеспечения специальные съемные боксы стерилизации, а также навесные контейнеры утилизации, установка санобработки и размещаемая вне гермоконтура кислородная станция и подсистема очистки воды.
3. Системы кондиционирования, наддува, вентиляции и очистки атмосферы с управлением поддувов шлюзов и раскладных отсеков санобработки и амбулаторного лечения. Сведения о тепловыделениях и потребных хладоресурсах названных систем передаются через базу данных в расчеты следующей системы.
4. Система терморегулирования, охлаждения и подогрева. В системе возможно использование экологически чистых установок на вихревых трубках; холодильных установок на фреоне и антифризе; выносных агрегатов струйно-водяного охлаждения.
5. Система централизованного компьютерного управления модулем с постом контроля работы бортовых систем, средствами пожаротушения. Данные об энергопотреблении, типовой мощности, размерах и характеристиках электрожгутов кабельной сета пяти названных систем передаются через базу данных в расчеты следующей системы.

6. Система энергообеспечения. В ее составе источник электроэнергии (дизель-генератор, вспомогательная силовая установка самолета-транспортировщика, или трансформаторная станция с подключением к местным линиям энергоснабжения, блоки стабилизации, преобразователи и блоки защиты; аварийная энергетическая установка, а также энергоподстанция с запасами топлива. Данные о размерах массовых характеристиках, потребных объемах, габаритах, ограничения по ориентации при размещении, длины и рабочие сечения воздуховодов и магистралей пневмогидросистем обрабатываются и в виде свободно-конвертируемых данных передаются через базу данных в расчет следующей системы.
7. Конструкция корпусов и общего оборудования отсеков и агрегатов модуля, включая двери-люки тамбуров-шлюзов, средства фиксации и передвижные ложементы операционного блока, а также подвесные ложементы в блоке санобработки и амбулаторном блоке. Масса конструкций и размеры отсеков зависят от типа компоновочной схемы, и рассматривается сеть вариантов компоновок модулей в развернутом рабочем положении. Вариации компоновок дополняются вариантами применяемых материалов и панельных конструкций (композиты-углепластики и стеклопластики, алюминиевые подкрепленные оболочки, стальные трехслойные тонкостенные оболочки с заполнителем), а также вариантами силовых схем (монококковые, шпангоутные с продольными бимсами; раскладные со сборным арочным остовом).
8. Опорные механизмы и монтажно-транспортировочные узлы со средствами развертывания и разконсервации, включая автономные агрегаты подъема, нивелировки и крепления траверс при перегрузке с самолета на трайлеры и баржи.

Отдельную группу составляют подсистемы стыковки с бортовыми обеспечивающими агрегатами самолета и узлы крепления в самолете-транспортировщике.

В расчетах систем в дополнение к основному режиму работы в развернутом положении рассматривается особый режим вы-

полнения задач в частично расконсервированном состоянии на борту самолета-транспортировщика в полете и на стоянке. В таких расчетах синтез состава модуля объединяется с автоматизированным выбором конвертируемого отсека полезного груза транспортного самолета.

Задача автоматизированного поиска оптимального состава модуля формулируется как задача дискретного программирования. Методы и алгоритмы для ее решения описаны в разделе 2.5 книги. Допустимому множеству вариантов ставится в соответствие таблица-матрица, объединяющая системы разного назначения с подвариантами каждой системы.

Результирующие поисковые расчеты показали, что для наиболее простой схемы, общая масса в минимальном по комплектации варианте составляет 11 тонн (для времени автономной работы в одну неделю). При обеспечении энергетики вспомогательной, силовой установкой самолета и при использовании местных запасов очищенной воды и кислорода масса снижается примерно на 1,5 тонны. Этот же модуль с ресурсом автономной работы один месяц снаряжается и дополняется до массы в 13 тонн. Работа в частично расконсервированном режиме на борту самолета-транспортировщика общей массой 35...42 тонн позволяет снизить массу модуля примерно до 9 тонн. Ориентация на полностью автономную двухмесячную работу в режиме полевого госпиталя на местном снабжении водой и электроэнергией с комплектацией холодного резервирования диагностических подсистем, подсистем обеспечения операционного блока, оборудования анестезии, запасных холодильников и кислородной станции означает увеличение транспортируемого груза до 15 тонн.

Методика расчета и программное обеспечение передано смежникам из клиники А. Сеппо и поставлено по заказу через МНТЦ российско-американскому консорциуму-инкубатору инновационных конверсионных работ.

6.15. Расчетное моделирование и выбор режима ускоренного обжига кирпичей

... Один раз дым вдруг рассеялся на несколько мгновений и Кондратьев увидел довольно сложную машину, похожую на паука-сенокосца. Машина подпрыгивала на месте, словно пытаясь выдернуть ноги из вязкой огненной массы или месила своими длинными блестящими сочленениями эту кипящую массу.
А. и Б. Стругацкие. Полдень XXI век.

Среди многих результатов инжиниринговых исследований, выполняемых по заказам хозрасчетных предприятий, для этой книги была выбрана задача поиска оптимального режима нагрева, прокаливания и охлаждения в печи блоков кирпича-сырца, превращаемого после термообработки в пригодный для строительства материал.

Эта задача – типичный пример применения в рамках конверсии программно-методических разработок аэрокосмических технологий. Методы расчета уноса и прогрева теплозащиты спускаемых аппаратов были видоизменены с доработкой алгоритмов, отражающих нестационарные процессы теплообмена в печи, а также внутри прогреваемого блока кирпича. К этим процессам относятся фазовые превращения материала, освобождение и выпаривание воды, спекание фракций, прокаливание с усадкой, сопровождаемой термическими напряжениями. Разработчики малогабаритных кирпичных заводов при привлечении специалистов компьютерного проектирования в числе первоочередных проблем формулировали именно определение и расчетное исследование оптимального по времени и затратам топлива и энергии процесса обжига, ибо печи обжига являются, как правило, узким место технологического цик-

ла приготовления кирпичей. Эти печи определяют производительность и качество продукции.

Моделирование режима обжига на компьютере – не единственный инструмент исследований. Главные и окончательные результаты получаются обычно в эксперименте: сначала в малых горнах и экспериментальных установках и затем в ходе подбора режима нагрева и охлаждения в печах для обжига. Поисковые моделирующие расчеты служат как бы ориентиром для проектирования печей; выбора параметров горячих конструкций и скорости движения транспортера в туннельных и кольцевых печах, а также для определения объема блоков и кассет с построением профиля фоновой температуры в камерных печах.

В наиболее нагретой рабочей зоне современных печей от газовых, или мазутных горелок, а в передвижных установках от устройств радиационного нагрева сообщается обжигаемым блокам тепловая энергия, причем во всех зонах поддерживается оптимальный профиль фоновой температуры. Надо выбрать такой цикл теплового воздействия, который обеспечивал бы минимум расхода топлива ила электроэнергии в расчете на единицу продукции. При близком к минимальному расходе топлива или энергии необходимо обеспечить наибольшую производительность печи. Это достигается двумя действиями: увеличением до возможного предела съема продукции с единицы объема печи и увеличением выхода продукции в единицу времени. Для достижения этих целей необходимо до допустимых пределов улучшить теплообмен в печи (поступление тепла от продуктов сгорания или источников тепла) и подобрать такой график изменения рабочей температуры в печи, который позволил бы при минимальных затратах топлива и энергии сократить время обжига.

В туннельных и кольцевых печах предельное сокращение времени обжига означает выбор максимально возможной скорости движения лотков с обжигаемыми блоками по поду печи (в кассетах-вагонетках или на подающем транспортере).

Речь идет о соединении задач моделирования и оптимизации, то есть о поиске оптимума при наличии ряда ограничений. Основные ограничения: максимальные градиенты изменения температуры по глубине прогреваемого или охлаждаемого материала; максимальные сжимающие и растягивающие термические напряжения; предельная температура на поверхности обжигаемого блока; предельные температуры на элементах конструкций транспортирующих устройств; градиент изменения температуры по времени на поверхности обжигаемого образца; минимальный интервал времени, отводимый на высвобождение и выпаривание влаги; минимальный цикл выдерживания при прокаливании; максимально-возможная скорость обдува образцов горячим воздухом; минимальный цикл выдерживания при охлаждении для обеспечения усадок материала.

Оптимизируемый критерий: общее время обжига, включая время предварительного подогрева и высушивания в печи, или время высокотемпературного обжига (при высушивании в отдельных установках).

В числе исходных данных, неизменных при поисковых расчетах и варьируемых при исследованиях в силу разброса их значений - теплофизические характеристики кирпича-сырца, процентное содержание воды, габариты обжигаемых блоков, положение и размеры отверстий в щелевом и дырчатом кирпиче. Определение термических напряжений производится в программе пространственного конечно-элементного моделирования напряженно-деформированного состояния при задаваемых температурных полях.

Расчетное моделирование распределения температур по времени и по глубине прогреваемого блока получается в ходе решения нестационарной задачи теплопроводности. Сначала решается контрольная двумерная задача, а затем несколько одномерных. Для двумерной краевой задачи используется метод сеток, а для одномерной – метод прогонки. Удельная теплоемкость, теплопроводность и удельный вес принимаются зависимыми от температуры. Затраты энергии на выпаривание и высвобождение воды учитыва-

ются фиктивным увеличением теплоемкости. При интегрировании уравнения Фурье шаг по времени выбирается из условия получения устойчивого счета. Тепловой поток к наружной стенке вычисляется в ходе решения задачи «внешнего» теплообмена, то есть теплоотдачи в печи от окружающей среды к прогреваемому блоку.

В модели нестационарного переноса тепла учитывается радиационный тепловой поток от раскаленного свода печи и радиационный перенос тепла движущимся потоком горячего газа (с учетом переизлучения с поверхности образца). Конвективный теплообмен в наиболее нагретой зоне печи определяется в квазистационарном и нестационарном режиме по корреляционным зависимостям, полученным из экспериментов на плазмотроне при нагреве образцов теплозащиты. Результаты уточняются в экспериментах на модельном стенде-горне. Методика расчета и проектные параметры малогабаритных кольцевых печей были переданы инновационным центром внедрения компьютерных технологий ИНЕКС в российско-финские организации-заказчики, занимающиеся строительством и наладкой мини-заводов для производства кирпича в северных районах европейского региона.

6.16. Электромотоблок для подсобных загородных хозяйств

... Кособокие трехколесные велосипеды на паровом ходу. Гремящие жестью тарелкоподобные аппараты от которых летели искры и смердило горелым...Паукообразные механизмы на длиннейших проволочных ногах, корыми они то и дело спутывались.
А. и Б. Стругацкие. Полдень XXI век.

Появление фермерских хозяйств и перенос усилий инженеров авиастроителей в совершенствование механизмов для работы на дачах стали причиной разработки малогабаритных бензиновых мотоблоков авиадвигательными предприятиями. Авиакосми-

ческое направление сосредоточило усилия на создании и испытаниях электромотоблоков. Их достоинства: экологическая чистота, малошумность, многоцелевое применение, значительный ресурс, небольшая мощность и компактность. Ориентирован электромотоблок на садоводов-дачников, имеющих на своих участках доступную электросеть.

Электромотоблок «Мечта», внешний вид которого показан на рис. 6.16-1 имеет мощность 1,2 квт. Пронумерованные на рисунке узлы и детали: 1 – электрооборудование; 2 – мачта; 3 – цепь; 4 – редуктор; 5 – электродвигатель; 6 – рама; 7 – фреза-культиватор; 8 – колесо; 9 – сошник; 10 – подвеска колесная.

Особенность электромотоблока в том, что он (как и основная авиакосмическая продукция НПО «Молния») создан многоцелевым и конвертируется под разные направления использования. Он может быть плугом, культиватором, резчиком овощей, насосом, смесителем, резчиком древесины. Для некоторых из названных задач он оборудуется дополнительными узлами и агрегатами. При продаже применяется система чеков-опционов, растягивающая кредитование по времени с поэтапным внесением равнопроцентных долей стоимости, причем каждая доля высчитывается, исходя из текущей стоимости мотоблока. Чековые опционы страхуются.

В приборе регулировки и управления тяговым усилием движителя использовано новаторское техническое решение переключателем для безинерционного реверса и плавного изменения мощности и оборотов, примененное для управления приводами рулевых органов орбитальных самолетов. Эксплуатация электромотоблока не сложнее, чем эксплуатация типовой электрогазонокосилки. Габариты 550×500×250 мм являются наименьшими из применяемых отечественных и зарубежных мотоблоков. Масса блока 25 кг, что также рекордное значение для компактных мотоблоков.

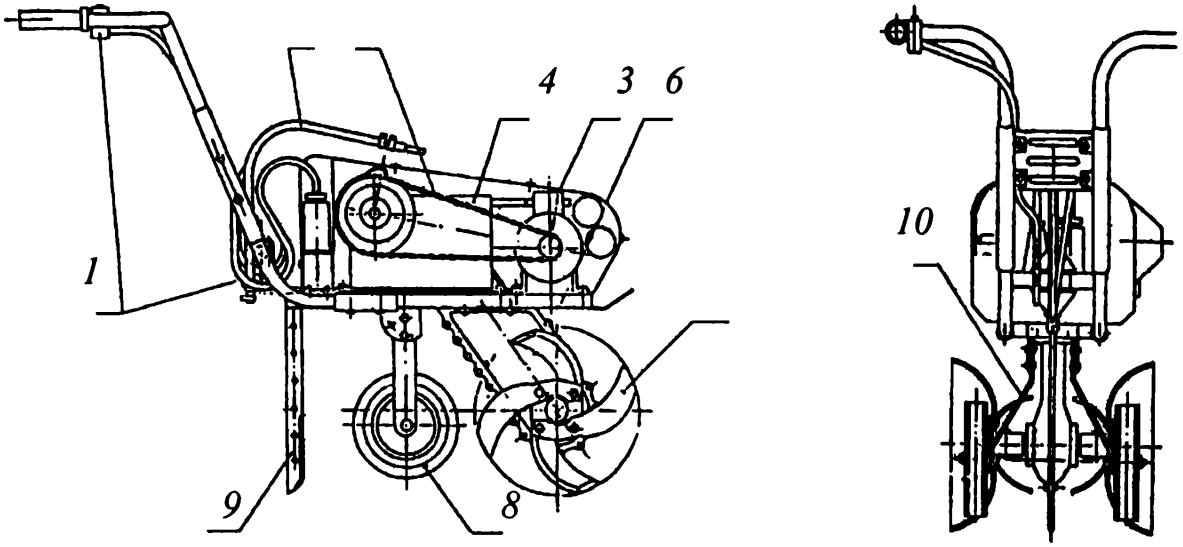


Рис. 6.16-1. Электромотоблок для фермеров «Мечта»

ВМЕСТО ПОСЛЕСЛОВИЯ И ЗАКЛЮЧЕНИЯ

... Впрочем, я надеюсь, чувство юмора... не позволит возбуждать литературно-критическое преследование за диффамацию, дискредитацию, дезинформацию и отрыв от....

А. и Б. Стругацкие. Понедельник начинается в субботу. Сказка для научных работников младшего возраста.

Авторы надеются, что читатель прочел хотя бы «по диагонали» книгу. Этого достаточно, чтобы составить представление о сложности, многоплановости и как сейчас говорят «наукоемкости» авиакосмической тематики. Она, эта многогранность сейчас еще и обогатилась оригинальными конверсионными работами. Умение справляться с такими проблемами – это наш неразменный главный багаж. И не беда, что мы временно обеднели, не имеем блестящей демонстрационной техники. Ее имеют сейчас те, чьи способности и инженерный интеллект оставляют желать лучшего, да они, инженеры-сметчики водоканалстроя, рынков, коттеджей, продавцы лекарств не виноваты, что их сложные задачи – это модель процесса работы бригады из пяти человек при двух экскаваторах для совершения в течение недели действий по созданию типовой траншеи.

Выслушав на семинаре в течение часа серьезных разработчиков этой «математической» модели, каждый из нас в течение следующего часа выступлений «экспертов» невольно «рисует» постановку одной из очередных задач, на два порядка сложнее обсуждаемой. Время все поставит на свои места. Отточенность интеллекта, умение по-новому «раскрутить» необычную разработку будут востребованы. Не случайно на лекциях в Европе нас по-прежнему внимательно слушают, спешно переводят и публикуют наши ста-

тьи, пытаются в работах по грантам собрать «ноу-хау» и методики создания и испытаний авиакосмической техники.

Когда-то только в «оборонке» СССР, в основном в России, Украине и Белоруссии занималось САПРом более 400 тысяч ученых, инженеров и рабочих.

Пусть даже десятая часть их занималась конкретным применением компьютерного проектирования для создания своих изделий. Это наши единомышленники. Это золотой фонд страны и он должен уцелеть и продолжить то, благодаря чему мы стали великой державой. Мы надеемся, что их ряды пополнят некоторые из читателей. Мы готовы их принять в свою среду, как уже принимали студентов-дипломников, остающихся потом у нас инженерами.

В работах по авиакосмической и конверсионной тематике принимали и принимают участие не мало специалистов из ОАО «НПО «Молния», ОАО «Тушинский машиностроительный завод», НИАТ и других организаций. Отметить их вклад и упомянуть их всех практически невозможно. Авторы считают своим приятным долгом назвать отдельных разработчиков, выразить им благодарность за предоставленные материалы и высказать признательность некоторым из них за критические замечания. Это: Абасов М.Н., Антонов Б.П., Балашов М.П., Бойков В.Г., Бурлаков В.М., Гусинский И.И., Дроздов В.В., Дудар Э.Н., Жулин Н.И., Зверев И.К., Звягин О.Ш., Коннов В.В., Кочанов А.И., Константиновский С.Г., Корнилов В.А., Коробов А.И., Кузнецов А.С., Левит Е.Н., Лехов П.А., Макарова Н.А., Матвейкин Ю.В., Микоян С.А., Мишина О.Н., Охотников О.И., Панкевич А.А., Певзнер С.М., Петрова Т.А., Пилипенко Д.В., Поляков Б.Д., Родин А.Б., Рахимова Т.А., Саенко В.И., Сенозацкий В.И., Соколов А.П., Тарасов А.Т., Трандин А.В., Тимошенко В.П., Усов Г.Г., Фельдман И.П., Шибанов В.А.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Баженов В.И., Осин М.И.* Посадка космических аппаратов на планеты. – М.: Машиностроение, 1978.

2. *Баженов В.И., Осин М.И., Захаров Ю.В.* Моделирование основных характеристик и процессов функционирования космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1983.

3. *Башилов А.С.* Конструктивно-технологическое совершенствование летательных аппаратов за счет применения алюминиево-литиевых сплавов. // В сборнике «Технологические проблемы производства летательных аппаратов и двигателей». – М.: КАТУ, 1993.

4. *Башилов А.С.* Отработка технологии изготовления профилей и панелей из листовых заготовок алюминиево-литиевых сплавов. // В сборнике «Технологические проблемы заготовительно-штамповоч-ного производства». – Самара: СГАУ, 1994.

5. *Башилов А.С.* Конструктивно-технологическое совершенствование летательных аппаратов при использовании перспективных материалов. // Журнал «Авиационная промышленность», № 8. – М., 1994.

6. Ба*шилов А.С., Колганов И.М., Богданов Б.В., Федорченко М.П.* Изготовление и испытание экспериментальных панелей из алюминиево-литиевых сплавов. // Журнал «Авиационная промышленность», № 9. – М., 1994.

7. *Башилов А.С.* Развитие производственной базы НПО «Молния». // В сборнике «Труды НПО "Молния"», № 7. – М., 1986.

8. *Башилов А.С.* Директивные технологические материалы на изготовление, монтаж и испытание модуля бакового агрегата Ф-1 изделия БТС. НПО «Молния», НИАТ. № 1-18-85, № 1-19-85. – М., 1986.

9. *Башилов А.С.* Директивные технологические материалы на изготовление, монтаж и испытание модуля бакового агрегата 814 изделия БТС. НПО «Молния», НИАТ. – М., 1985.

10. *Башилов А.С., Якушкин И.А., Ковязина С.И.* Директивные технологические материалы изготовления вертикального оперения изделия БТС по разделу «Кузнечно-штамповое производство». НПО «Молния», НИАТ. № 5.524.8603. – М., 1985.

11. *Башилов А.С., Якушкин И.А., Ковязина С.И.* Директивные технологические материалы изготовления ЭВТИ изделия БТС. НПО «Молния», НИАТ. № 33-6-85. – М., 1985.

12. *Башилов А.С., Проскуряков Г.В., Богданов Б.В.* Способ формообразования профилей из сплава АБМ. Авт. св. № 245344,1986.
13. *Башилов А.С., Проскуряков Г.В., Богданов Б.В., Москвин А.С.* Способ изготовления корытообразных профилей. Авт. св. № 270883, 1988.
14. *Башилов А.С., Колганов И.М., Богданов Б.В., Проскуряков Г.В., Собисевич Л.Е.* Способ изготовления листовых профилей из алюминиево-бериллиевых сплавов и стан для его осуществления. Авт. св. № 297579, 1989.
15. *Башилов А.С., Колганов И.М., Богданов Б.В., Филимонов В.И., Вшивкин Л.К.* Способ изготовления корытообразных профилей и устройство для его осуществления. Авт. св. № 1775762, 1992.
16. *Башилов А.С., Колганов И.М., Богданов Б.В., Москвин А.С., Ометский И.Н.* Способ изготовления гнутых профилей из труднодеформируемых алюминиевых сплавов. Патент РФ № 2019335, 1994.
17. *Башилов А.С., Якушкин И.А., Ковязина С.И., Богданов Б.В.* Директивные технологические материалы изготовления механообрабатываемых деталей из новых материалов. НПО «Молния», НИАТ. № 33-5-85. – М., 1985.
18. *Башилов А.С.* Аэрокосмические предприятия России: состояние и перспективы. // Журнал «Проблемы авиационной и космической техники», № 13. – М.: Радиоэлектроника, 1995.
19. *Bashilov A.S.* Methods of Forming of Control Processes for Aerospace Vehicles Production. // The Third International Aerospace Congress. Moscow. Pub. MGTU, 2001.
20. *Башилов А.С., Осин М.И.* Обслуживание спутников многоцелевой авиационно-космической системы. // Труды конференции «Малые спутники. Новые технологии. Миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». – Королёв: ЦНИИМАШ, 2002.
21. *Башилов А.С.* Авиакосмические технологии двадцать первого века. // Труды конференции третьего международного форума «Высокие технологии оборонного комплекса». – М.: РАН, 2002.
22. *Башилов А.С., Осин М.И.* Орбитальный самолет «Буран» – начало применения авиакосмических технологий. // Труды XXXVI научных чтений, посвященных развитию научного наследия и развитию идей К.Э.Циолковского. – Калуга, 2001. – М.: РАН, 2002.

23. *Башилов А.С.* Создание инфраструктуры аэрокосмического научно-производственного объединения. // Журнал «Авиакосмическая техника и технология», № 1. – М.: Российская инженерная академия, 1996.
24. *Башилов А.С.* Этапы и результаты работы Научно-производ-ственного объединения «Молния». // Журнал «Авиакосмическая техника и технология» № 1. – М.: Российская инженерная академия, 2001.
25. *Башилов А.С.* Применение автоматизированных технологий управления созданием авиакосмических изделий. // Журнал «Авиакосмическая техника и технология», № 2. – М.: Российская инженерная академия, 2001.
26. *Башилов А.С. Г.Е.Лозино-Лозинский* – основатель Научно-производственного объединения «Молния». // Журнал «Авиакосмическая техника и технология», № 4. – М.: Российская инженерная академия, 2001.
27. *Башилов А.С.* Организационно-техническое обеспечение авиакосмического производства в условиях конверсии и рынка космических услуг. // Журнал «Авиакосмическая техника и технология», № 4. – М.: Российская инженерная академия, 2001.
28. *Башилов А.С.* Опытный завод НПО «Молния» – основные направления деятельности. // Сборник статей «Авиационно-космические системы» под ред. Лозино-Лозинского Г.Е. и Братухина А.Г. – М.: МАИ, 1997.
29. *Башилов А.С., Лозино-Лозинский Г.Е., Осин М.И.* Информационные проблемы технологии проектирования аэрокосмических изделий (на примере создания орбитального самолета «Буран»). Книга «Информационные технологии в наукоемком машиностроении. Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса» – Киев: Техніка, 2001.
30. *Башилов А.С.* Использование наукоемких технологий при создании «Бурана. // Труды чтений по космонавтике, посвященных памяти С.П. Королева. – М.: ИИЕИТ, 2003.
31. *Башилов А.С.* Вопросы управления авиакосмическим научно-производственным объединением. // Труды Четвертого международного аэрокосмического конгресса. – М.: МГТУ, 2003 (в печати).
32. *Башилов А.С., Лехов П.А., Осин М.И.* Применение авиакосмической техники для решения экологических проблем. // Труды Четвертого международного аэрокосмического конгресса. – М.: МГТУ, 2003 (в печати).
33. *Bartholomew C.S.* Risk Appraisal for Pprogram Planning and Management Annals of Reliability and Maintainability. Vol. 6, 1967.

34. «Буран». Устройство орбитального корабля и его первый полет. – М.: Машиностроение, 1993.
35. *Бурлаков В.М., Осин М.И., Сенозацкий В.И.* Сквозной проектно-производственный процесс формообразования по безбумажной технологии плиток теплозащиты планера «Буран». // Журнал «Вестник московского авиационного института», том 1. – М.: МАИ, 1994.
36. *Венцель Е.С.* Исследование операций. – М.: Советское радио, 1972.
37. *Гончаров В.В.* В поисках совершенства управления. Руководство для высшего управленческого персонала. Опыт лучших промышленных стран фирм США, Японии и стран Западной Европы. – М.: Сувенир, 1994.
38. *Гулебель Э.* Статистика экстремальных значений. – М.: Мир, 1965.
39. Дабин В.И., Осин М.И., Сидоров И.М. О разработке численных методов поиска для решения задач оптимизации с дискретными переменными. // Труды Научных чтений по авиации и космонавтике. – М.: Наука, *1978.*
40. *Dementiev G.P., Petrov B.N., Ossin M.I. and others.* Computer Search Variants for Vehicle System Composition Synthesis. // XXXI Congress of the International Astronautical Federation. Tokyo, Japan. Sent. 1980.
41. *Касти Дж.* Большие системы. Связность, сложность,катастрофы. – М.: Мир, 1982.
42. *Lozino-Lozinsky G.E., Ossin M.I.* Multipurpose Aerospace Systems. Part of Book "Multicriterria Design Optimization and Identification" by R. Statnicov. // Kluver Academic Publisher Dordrecht / Boston, London 1999.
43. *Мишин В.П., Баженов В.И., Осин М.И.* Развитие представлений о критериях, используемых при выборе проектных решений в условиях неопределенности. // Труды Двенадцатых чтений, посвященных К.Э. Циолковскому. – М.: ИИЕИТ РАН, 1979.
44. *Моисеев Н.Н.* Элементы теории оптимальных систем. – М.: Наука, 1975.
45. *Осипов В.А.* Машинные методы проектирования непрерывно-каркасных поверхностей. – М.: Машиностроение, 1979.
46. *Осин М.И.* Автоматизированные системы проектирования, математического моделирования и изготовления орбитального корабля «Буран». // Сборник статей «Авиационно-космические системы» под ред. Лозино-Лозинского Г.Е. и Братухина А.Г. – М.: МАИ, 1997.
47. *Осин М.И.* Безбумажная технология формирования плиток теплозащиты планера орбитального корабля «Буран». // В книге «Проблемы создания авиационно-космических систем». – М.: НПО «Молния», 1990.

48. *Осин М.И., Балашов М.П.* Влияние компьютерных моделирующих и информационных систем на технологию проектирования аэрокосмических аппаратов. // Журнал «Авиакосмическая техника и технология», № 4. – М.: Российская инженерная академия, 1998.
49. *Осин М.И.* Возможности маневренного полета в атмосфере с суборбитальными скоростями и с большим гиперзвуковым аэродинамическим качеством. // Журнал «Проблемы авиационной и космической техники», №2. – М.: Зарубежная радиоэлектроника, 1994.
50. *Осин М.И.* Конверсия аэрокосмических технологий. // Журнал «Проблемы авиационной и космической техники», №4. – М.: Радиоэлектроника, 1995.
51. *Осин М.И.* Методы автоматизированного проектирования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1984.
52. *Осин М.И.* Неоконченная история «Бурана». // Журнал «Наука и жизнь», № 7. – М.: Пресса, 1994.
53. Осин *М.И., Панкевич А.А.* Автоматизированное проектирование агрегатов, узлов и деталей планера орбитального самолета «Буран». // Журнал «Зарубежная радиоэлектроника», № 2. – М.: Зарубежная радиоэлектроника, *1993.*
54. Осин М.И., Пименов В.Б. Применение дискретного программирования в задачах структурного анализа больших систем. – М.: *ЦНИИМАШ, 1972.*
55. *Осин М.И.* Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. // Под редакцией академика Мишина В.П. – М.: Машиностроение, 1978.
56. *Осин М.И.* Применение компьютерных интегральных перегрузочных критериев при исследовании режима движения в атмосфере Земли. // Книга «Исследование припланетных операций». – М.: ЦНИИМАШ, 1974.
57. *Осин М.И.* Проблемы реализации морского старта для выведения на орбиты коммерческих грузов. // Журнал «Проблемы авиационной и космической техники», № 3. – М.: Зарубежная радиоэлектроника, 1994.
58. *Осин М.И.* Результаты предпроектных исследований возможности создания трансатмосферных аппаратов. // Труды первой международной авиакосмической конференции. – М.: Футурум, 1995.
59. *Осин М.И.* Результаты проектных исследований по выбору конфигурации и режимов движения спускаемых аппаратов межпланетных комплексов. // Труды первой международной авиакосмической конференции. – М.: Футурум, 1995.

60. Осин М.И., Сенозацкий В.И., Старков С.И. и др. Автоматизация проектирования изделий машиностроения. – М.: Знание, 1991.
61. *Осин М.И., Соловьева А.В.* О методах машинного проектирования марсианских спускаемых аппаратов. // Книга «Исследование припланетных операций». – М.: ЦНИИМАШ, 1974.
62. Осин *М.И., Смирнов О.Л., Тюрин Ю.Н. и др.* Автоматизация проектирования. Проблемы и перспективы. – М.: СЭВ, 1980.
63. Russian Arms. Catalog. Volume V. Air Defense. Magazine Military Parade. 1996-1997.
64. *Смирнов О.Л., Падалко С.Н., Пиявский С.А.* САПР: формирование и функционирование проектных модулей. – М.: Машиностроение, 1987.
65. Справочник по системотехнике. – М.: Советское радио, 1970.
66. *Старков С.И., Осин М.И.* Обработка и хранение информации в процессе автоматизированного проектирования компоновок летательных аппаратов.// Сборник научных трудов. Методы конструирования новых форм поверхностей и их модификаций. – М.: МАИ, 1990.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 5
Введение 7

1. ПУТИ ПРИМЕНЕНИЯ И ЦЕЛЕВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ АВИАКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ 11
1.1. Специфика целевых задач, структуры, аэродинамических конфигураций, конструкций и режимов управляемого полета авиакосмических систем 12
1.2. Степень многоразовости конструкции, и ее влияние на стоимость создания и эксплуатации 16
1.3. Экономические критерии, характеризующие авиационно-космические системы 18
1.4. Экспериментальные летательные аппараты «Бор-4» и «Бор-5» 22
1.5. Орбитальный самолет «Буран» и его экспериментальные аналоги 28
1.6. Транспортировка аэрокосмических грузов самолетами-носителями 42
1.7. Многоцелевая авиационно-космическая система МАКС 47
1.8. Обслуживание полезных нагрузок на всех этапах жизненного цикла 59
1.9. Модули интегрального воздействия перегрузок на детренированный экипаж. ОС МАКС как корабль-спасатель 62
1.10. Задачи выбора параметров парашютно-реактивных систем 70
1.11. Средства возврата многоразовых ракетных блоков. Крылатый возврат ракетного блока «Байкал» 73
1.12. Возврат центральных блоков и вторых ступеней ракет-носителей 76
1.13. Спасения при возврате из межпланетных экспедиций 82
1.14. Решение экологических проблем при глобальном озоно-метео-нуклонном зондировании 85
1.15. Использование авиакосмических средств для спасения на море 90
1.16. Высокоскоростные мишени и их применение 93

2. МЕТОДЫ ОПТИМИЗАЦИИ АВИАКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ 96
2.1. Критериальная основа проектирования авиакосмического комплекса 104
2.2. Пакет программ Главного конструктора 111
2.3. Факторы неопределенности и критерии риска при выборе проектных решений 122
2.4. Задача оптимизации облика многоцелевого аэрокосмического комплекса 130
2.5. Алгоритмы структурного синтеза. Объединение процедур оптимизации и математического моделирования 133

3. АНАЛИЗ И ПРИМЕНЕНИЕ НАУКОЕМКИХ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ И ОТРАБОТКИ АВИАКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ 146
3.1. Информационные потоки при разработке авиакосмического проекта 148
3.2. Представление информационных и физических моделей агрегатов в процессе проектирования и производства 152
3.3. Проблемы обеспечения высокоточного производства деталей теплозащиты и технологической оснастки 161
3.4. Информационные модели и базы данных, поддерживающие авиакосмические проекты 171
3.5. Математическое и полунатурное моделирование авиакосмических комплексов 179
3.6. Обеспечение надежности и комплексные программы экспериментальной отработки 186
3.7. Неразрушающий контроль при разработке и эксплуатации авиакосмической техники. Концепция мониторинга работоспособности авиакосмических систем 191

4. АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 196
4.1. Синтез равнопрочных конструктивно-силовых схем с опорой на метод конечно-элементного моделирования. Система «Планер» и ее применение 197
4.2. Расчетно-виртуальное моделирование динамических схем механизмов, упругих конструкций и внешней среды на начальном этапе проектирования. Система «Эйлер» и ее применение 204

4.3. Переход от чертежного к бесчертежному конструированию деталей планера 214
4.4. Задачи трассировки электрожгутов и магистралей 218
4.5. Анализ и классификация информации, содержащейся в чертеже. Виды и характеристики бесчертежно-бесплазовых процессов проектирования-производства 221
4.6. Методы «спецконтура» и автоматизированное выглаживание обводов с помощью алгоритмов оптимизации 230
4.7. Позиционные расчеты на обводообразующих поверхностях при раскрое плиток теплозащиты 235
4.8. Специфика создания электронных макетов. Методы защитного кодирования компоновок и чертежей изделий 240
4.9. Задачи оптимизации парка заготовок при массовом производстве деталей планера и теплозащиты 253

5. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ АВИАКОСМИЧЕСКИМ ПРЕДПРИЯТИЕМ 258
5.1. Ретроспективный анализ вопросов управления процессом создания орбитального самолета «Буран» 258
5.2. Анализ стратегии защиты и выживания предприятия 263
5.3. Научно-производственное объединение как большая система. Критерии для оценки эффективности работы предприятия 272
5.4. Принципы построения процессов автоматизированного мониторинга текущего состояния авиакосмических проектов. Методы верификации проектов 280
5.5. Менеджмент процессов безбумажной технологии. Управляемый документооборот при бесчертежном производстве 286
5.6. Управление потоками инновационных предложений 291
5.7. Внедрение систем корпоративного управления 295
5.8. Корректировка планов с учетом нестабильного материального обеспечения 310
5.9. Применение антикризисных мер в работе авиакосмического предприятия 315

6. АНАЛИЗ КОНВЕРСИОННОГО РАЗВИТИЯ АВИАКОСМИЧЕСКОГО ПРЕДПРИЯТИЯ 320

6.1. Общая концепция и направления развития конверсионных работ на авиакосмическом предприятии 321
6.2. Конверсионно-инновационные центры, их взаимодействие с международными программами на рынке наукоемкой продукции 326
6.3. Разработка многоцелевых гражданских самолетов массового применения. Триплан-тандемные конфигурации, их преимущества и проверка на практике 328
6.4. Многоэтажные гаражи – реализация заказа современного мегаполиса 335
6.5. Семейство подъемных устройств для инвалидов – неотъемлемая часть оборудования общественных и культурных центров 341
6.6. Высокоточное производство по авиакосмической технологии панелей антенн радиотелескопов 345
6.7. Аттракционы с авиакосмической тематикой. Опыт разработки и применения 349
6.8. Аттракционы и тренажеры для парения в воздушном потоке 353
6.9. Энергоустановки на ресурсосберегающих принципах 357
6.10. Региональные геоинформационные комплексы 362
6.11. Многопрофильное оборудование для переработки сельскохозяйственной продукции 366
6.12. Моделирование конфигураций, динамики движения, силовых схем и картин обтекания изделий автотракторной промышленности 367
6.13. Автоматизированный раскрой одежды и раскрой заготовок обуви 370
6.14. Исследование и автоматизированный синтез состава и компоновки транспортируемых по воздуху специализированных медицинских операционных модулей для сращивания переломов методом металлосинтеза 377
6.15. Расчетное моделирование и выбор режима ускоренного обжига кирпичей 383
6.16. Электромотоблок для подсобных загородных хозяйств 386
Вместо послесловия и заключения 389
Литература 391

A.S. BASHILOV, M.I. OSSIN

APPLICATION OF SCIENCE CONSUMING TECHNOLOGIES IN AEROSPACE INDUSTRY

Educational Supply

Publishing House of MATI – Russian State Technological University named after K.E. Tsiolkovsky

Moscow
2004

401

UDK 629.782

Alexander S. Bashilov, Michael I. Ossin

Application of science consuming technologies in aerospace industry

Educational Supply

The problems of designing, simulation, tests and production of aerospace complexes are considered as well as structure's peculiarities of aerospace flying vehicles. This book generalizes the experience in project optimization methods and structural synthesis taking into account uncertainty and technological risk. The specificity of computerized mock-upping and process of production without drawings by means of paper-less technology is shown. The questions of reliability ensuring are also considered. The analysis of management problems for modern aerospace company is done. The authors have applied the experience of BURAN orbital spaceship and it's experimental analogues creation as well as the experience of new aerospace complexes development. The experience of lectures for students and engineers on the problems of computer aided designing in aerospace industry has been also applied. The book is intended for the specialists and engineers from aerospace companies, the post-graduates and students of aircraft building and rocket-space specializations.

UDK 629.782

ISBN 5-93271-228-7

© A.S. Bashilov, 2004
© M.I. Ossin, 2004

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexander S. ***Bashilov,*** General Director of OAO NPO MOLNIYA Scientific and Production Aerospace Company and General Director of OAO Tushinsky Machine Building Plant. He was a participant of development, production and tests of BURAN orbital spaceship. He is the USSR Government Prize Winner, the author of more than 30 scientific papers, doctor of technical sciences, real member and academician-secretary in Aerospace Section of Russian Academy of Engineering and real member of Russian Academy of Cosmo-nautics named after K.E. Tsiolkovsky. He is the Chairman of Directors Board of Industrial Companies in Northern-Western District of Moscow.

Michael I. ***Ossin,*** Deputy General Director on Innovations, Director of Project Research Complex and Chief Designer on Computerized Designing Processes in OAO NPO MOLNIYA Scientific and Production Aerospace Company. He was a participant of SOYUZ spaceship descending vehicle development and vehicles for descent into planets' atmospheres, a participant of designing and production of BURAN orbital spaceship. He is the USSR Government Prize Winner, the author of more than 120 scientific papers, doctor of technical sciences, the author of lectures course on aerospace vehicles' computerized designing, real member of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky.

Башилов Александр Сергеевич,
Осин Михаил Иванович

ПРИМЕНЕНИЕ НАУКОЁМКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Редактор *Э.Н. Дудар*
Оригинал-макет выполнил *Э.Н. Дудар*
Технический редактор *А.Б. Седов*
Компьютерная верстка *Д.Н. Муфтаховой*
Макет обложки выполнил *А.Б. Седов*

Подписано в печать 21.12.04. Формат 60x84/16
Печать офсетная. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 25,5. Уч. изд. л. 17,68.
Тираж 500 экз. Заказ № 107.

Издательский центр МАТИ
109240, Москва, Берниковская наб., 14.

Типография Издательского центра МАТИ
109240, Москва, Берниковская наб., 14.