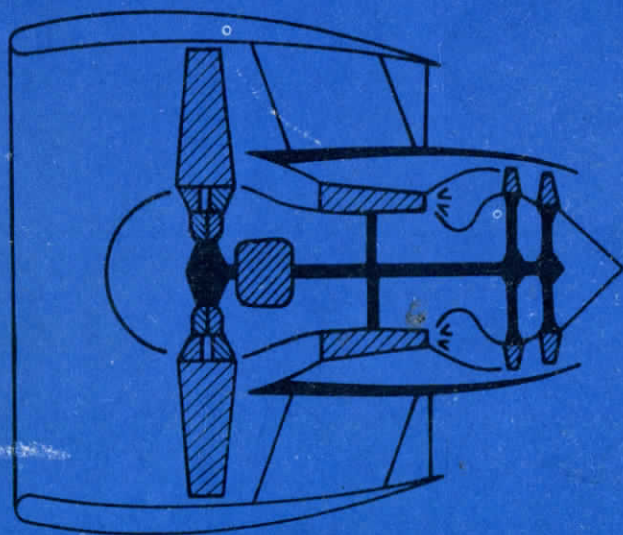


В.А.Шульгин,
С.Я.Гайсинский

ДВУХКОНТУРНЫЕ ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ малошумных самолетов



Сираев

В.А.Шульгин,
С.Я.Гайсинский

**ДВУХКОНТУРНЫЕ
ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ
ДВИГАТЕЛИ
малошумных
самолетов**



МОСКВА

« МАШИНОСТРОЕНИЕ »

1984

Рецензент д-р техн. наук проф. Ю. Н. Нечаев

Шульгин В. А., Гайсинский С. Я.

Ш 95 Двухконтурные турбореактивные двигатели малошумных самолетов. — М.: Машиностроение, 1984. — 168 с., ил.
55 к.

В книге изложена теория авиационных воздушно-реактивных двухконтурных двигателей, отличающихся низким уровнем шума, высокими динамическими свойствами и способностью обеспечивать высокую экономичность при глубоком дросселировании.

В книге дан термодинамический и газодинамический анализ рабочего процесса, рассмотрены основные конструктивные особенности двигателя. Приведены математические модели ряда узлов, изложена методика расчета рабочих процессов в двигателе с использованием интегральных термодинамических функций.

Книга предназначена для инженеров авиационной промышленности.

Ш 3606030000-309
038(01)-84 Свод. пл. подписных изд. 1984 г.

ББК 39.55
6Т5.1

ПРЕДИСЛОВИЕ

В современной гражданской авиации основным типом двигателя является турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД). Теория турбореактивных двигателей изложена в общих курсах [4], [7], [8] и в большом числе монографий, посвященных отдельным теоретическим и практическим вопросам [6], [9]. Двухконтурный двигатель в перспективе найдет применение на малошумных, малотоксичных самолетах коротких авиамаршрутов.

Эта тенденция развития ТРДД закономерно вытекает из ряда свойств рассматриваемого двигателя (высокой экономичности на всех эксплуатационных режимах; малошумности; высокой приемистости и др.).

В основу данной книги, посвященной двигателю для гражданских самолетов с короткими дистанциями взлета и посадки (СКВП), положены теоретические разработки авторов, привлечены также некоторые журнальные публикации, имеющиеся в отечественной и иностранной литературе.

Авторы благодарят инж. А. Ю. Колесникова и А. Б. Файнберга за помощь в подготовке некоторых разделов книги.

Ряд ценных замечаний был высказан рецензентом профессором Ю. Н. Нечаевым, авторы приносят ему искреннюю благодарность.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

a	— скорость звука;
C_R	— удельный расход топлива;
C_x	— коэффициент аэродинамического сопротивления;
C_y	— коэффициент подъемной силы;
D	— диаметр;
EI	— индекс эмиссии;
F	— площадь поперечного сечения;
$f(\lambda)$	— безразмерный импульс потока;
G	— массовый расход;
g	— ускорение свободного падения;
H	— высота полета;
I	— момент инерции;
J	— удельная энтальпия;
K	— коэффициент усиления;
ΔK_y	— запас устойчивости;
k	— показатель адиабаты;
L	— удельная работа, уровень шума;
l	— расстояние;
M	— вращающий момент, масса;
M	— число Маха;
m	— степень двухконтурности;
N	— мощность;
n	— частота вращения;
p	— давление;
p	— оператор дифференцирования;
q_T	— относительный расход топлива;
$q(\lambda)$	— приведенная плотность потока;
R	— тяга двигателя;
R	— газовая постоянная;
R_F	— лобовая тяга;
s	— площадь поверхности;
S	— удельная энтропия;
T	— температура;
t	— время;
U	— окружная скорость;
V	— скорость полета;
v	— объем;
γ	— удельная масса двигателя;
η	— коэффициент полезного действия;
λ	— приведенная скорость;
ν	— тяговооруженность самолета;

π	— степень повышения давления;
ρ	— плотность;
σ	— коэффициент восстановления полного давления;
τ	— постоянная времени;
$\tau(\lambda)$	— газодинамическая функция;
φ	— угол установки рабочих лопаток вентилятора

ИНДЕКСЫ

б.л	— базовая линия;
в	— воздух, вход;
в, вн	— вентилятор;
в.п.п	— взлетно-посадочная полоса;
г	— газ;
и	— истинная;
ист	— источник;
инт	— интеграция;
к	— компрессор, концевой;
к.в.д	— компрессор высокого давления;
к.н.д	— компрессор низкого давления;
кр	— критический;
крс	— крейсерский;
к.с.	— камера сгорания;
к.т	— контрольная точка;
м.г	— малый газ;
н	— невозмущенный поток;
ном	— номинальный;
о	— параметр на основном расчетном режиме;
охл	— охлаждение;
пер	— переходник;
пос	— посадка;
пр	— приемистость, приведенный;
р	— расчетный;
рев	— реверс;
с	— сопло;
с.а.т	— сопловой аппарат турбины;
сист	— система;
см	— смесь;
т	— топливо;
т.в.д	— турбина высокого давления;
т.н.д	— турбина низкого давления;
уст	— установившийся;
э	— эталонная;
І	— внутренний контур;
ІІ	— наружный контур;
Σ	— суммарный;

*

- параметр адиабатического процесса;
- параметр заторможенного потока.

СОКРАЩЕНИЯ

ВНЛ	— вентилятор с неповоротными лопатками;
ВПЛ	— вентилятор с поворотными лопатками;
ВПП	— взлетно-посадочная полоса;
КВД	— компрессор высокого давления;
КПД	— коэффициент полезного действия;
СВВП	— самолет вертикального взлета — посадки;
СК (В) ВП	— самолет короткого (вертикального) взлета — посадки;
СКВП	— самолет короткого взлета — посадки;
СОВП	— самолет обычного взлета — посадки;
СУ	— силовая установка;
СУВП	— самолет укороченного взлета — посадки;
ТВД	— турбовинтовой двигатель;
ТРД	— турбореактивный двигатель;
ТРДД	— турбореактивный двигатель двухконтурный.

ВВЕДЕНИЕ

Развитие индустрии, наземного транспорта и авиации, привело к повышению шума в промышленных центрах. Одновременно стали обращать внимание на недопустимое загрязнение окружающей среды индустриальными отходами, вредными газовыми выделениями наземного и воздушного транспорта. Во второй половине 60-х годов в СССР и за рубежом учреждаются национальные комитеты, призванные выработать нормы на допустимый уровень шума и допустимое выделение (эмиссию) вредных веществ в окружающую среду промышленными предприятиями, наземным транспортом и авиацией. В настоящее время такие нормы утверждены международными комитетами и приняты во всех развитых странах. Периодически нормы пересматриваются.

Расширение городов и сетей авиамагистралей явилось причиной сближения аэропортов с густонаселенными районами.

С начала 60-х годов в ведущих индустриальных странах мира начинается интенсивное исследование путей снижения шума в авиации. Основным источником шума самолета является двигатель. Снизить шум двигателя, установленного на самолете, чрезвычайно сложно.

Наибольшего снижения шума стремятся достичь на части авиационного парка — самолетах коротких магистралей. Именно эти самолеты могут иметь в течение суток наибольшее число вылетов и именно эти самолеты целесообразно размещать на аэродромах, расположенных близко от города.

Шумоглушение двигателя вызывает снижение рентабельности самолета как транспортного средства: уменьшается вес полезной нагрузки, возрастают потери тяги двигателя, снижается его экономичность. С этим приходится мириться применительно к парку самолетов коротких магистралей, но этого нельзя допустить применительно к парку самолетов дальних магистралей, где дальность полета является определяющим фактором. Поэтому самолеты дальних магистралей стремятся разместить на отдаленных от населенных мест аэродромах, ограничивают частоту их вылетов, а аэродромы самолетов коротких авиалиний приближают к городам. Снижение шума самолетов коротких авиалиний стало одним из важных направлений в развитии авиации. Полученные здесь результаты стремятся распространить на самолеты дальних и средних магистралей, и, если это возможно, осуществить без заметного влияния на экономичность двигателя и самолета. Эксплуатационные расходы малолетных самолетов воз-

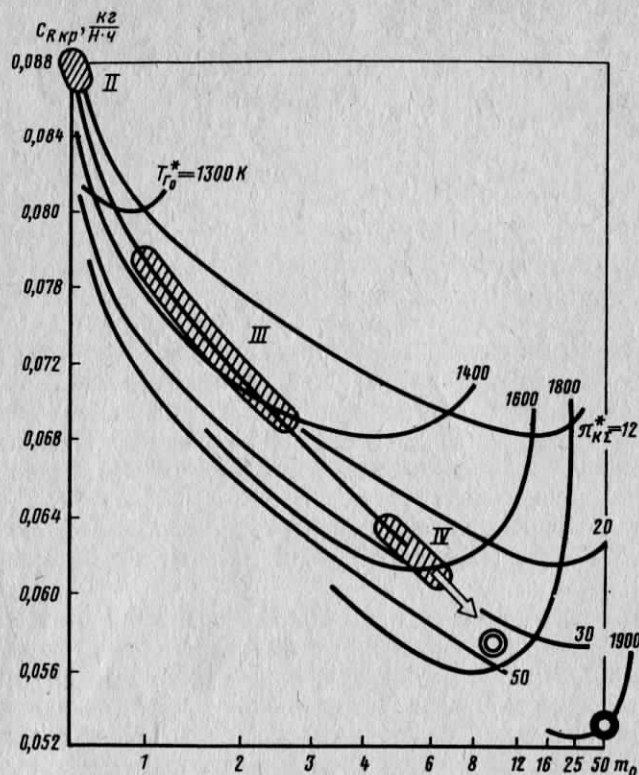


Рис. В.1. Тенденция изменения экономичности и степени двухконтурности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей дозвуковых гражданских самолетов ($H=11$ км, $M_D=0,8$):
II, III, IV — поколения ТРДД; $\Rightarrow$ — тенденция развития современных ТРДД;
⊙ — ТРДД с ВПЛ проектов 1990 г.; ● — ТРДД с ВПЛ периода создания 2000 г.

растают, цены двигателя и самолета увеличиваются. В настоящее время задача состоит в создании первого поколения малолетных самолетов и малолетных двигателей для этих самолетов.

В постановлениях ЦК КПСС, решениях съездов партии неоднократно выдвигались задачи повышения экономичности авиационного транспорта и защиты окружающей среды.

Малолетные самолеты должны создавать шумовые зоны возможно меньшей протяженности как в направлении взлетно-посадочной полосы ВПП, так и перпендикулярно к ней. Поэтому сама взлетно-посадочная полоса должна быть минимальной длины. В лучшем варианте ее целесообразно было бы превратить в стартовую площадку для вертикально взлетающих малолетных самолетов, однако создание таких самолетов — вопрос более отдаленного будущего. Малолетные самолеты коротких авиали-

ний имеют взлетно-посадочные полосы, длина которых в два — три раза меньше длины взлетных полос обычных самолетов, в связи с чем малолетные самолеты коротких авиалиний называют еще самолетами короткого взлета — посадки (СКВП). По аналогии самолеты обычного взлета — посадки называют сокращенно СОВП. При некоторой средней длине ВПП самолет, способный с нее подняться, относят к самолетам с укороченными дистанциями взлета — посадки (СУВП).

Средства борьбы за снижение шума могут быть самыми разнообразными, но охватывают они три принципиальных направления: шумоглушение собственно двигателя, шумоглушение системы двигатель — самолет, применение крутых траекторий взлета — посадки.

Малолетный двигатель коротких магистралей должен быть, как отмечалось, малотоксичным. Это требование накладывает жесткие ограничения на параметры рабочего процесса. Важнейшими требованиями к современным авиационным двигателям остаются: его высокая экономичность, надежность и ресурс.

Эти требования приводят к необходимости создания для СКВП двухконтурного турбореактивного двигателя с очень высокой степенью двухконтурности.

На рис. В. 1 приведена общая тенденция развития двигателей, из которой следует, что при возрастании степени двухконтурности удельный расход топлива снижается, и малолетный малотоксичный двухконтурный двигатель для СКВП будет иметь к 2000 г. степень двухконтурности $m_0 = 30 \dots 50$. Создание такого двухконтурного двигателя требует большого числа разработок на новом уровне конструирования и технологии.

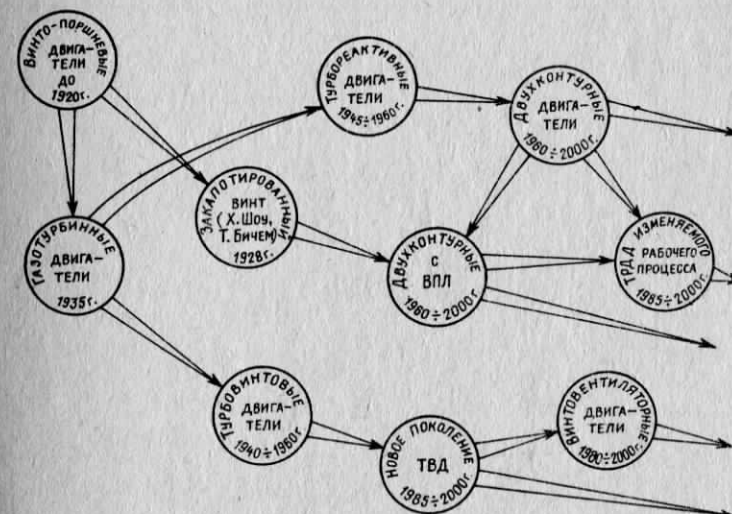


Рис. В.2. Пути развития авиационных двигателей

Основные параметры современных ТРДД
большой степени двухконтурности

Таблица В.1

Марка двигателя, фирма, страна	Самолет	Вентилятор		Компрессор		Турбина			$R_{O'}$, кН	$C_{Ro'}$, кг/(Н·ч)	$\frac{m_o}{T_{T.O'}^*}$, К	$\frac{P_{B.O}^*}{P_{K\Sigma O}^*}$	$G_{B\Sigma O'}$, кг	$G_{дв'}$, кг	$\gamma_{дв'}$, кг/Н
		Основ- ные	Над- дува	НД	ВД	НД	ВД	Вен- тиля- тор							
TF 39, Дженерал Электрик, США	Военно-транспорт- ный Локхид С-5А, Гэлэкси	1	1	—	16	2	—	6	183	0,0321	$\frac{8,0}{1589}$	$\frac{1,55}{26}$	703	3300	0,18
CF 6-6D1, Дженерал Электрик, США	Аэробус DC-10-10, Макдоннелл- Дуглас	1	1	—	16	2	—	5	182	0,0372	$\frac{5,9}{1645}$	$\frac{1,58}{24,7}$	600	3523	0,0194
JT9D-20, Прагг- Уитни, США	DC-10-40, Мак- доннелл-Дуглас	1	3	—	11	2	—	4	206	0,0355	$\frac{5,1}{1561}$	$\frac{1,6}{22,3}$	696	3835	0,0186
RB.211 Роллс-Ройс Англия	B-747, Боинг	1	—	6	6	1	1	3	142	—	$\frac{5,3}{1473}$	—	435	—	—
CF 6-50L, Дженерал Электрик, США	DC-10-30, А-300, B-747	1	3	—	14	2	—	4	240	0,0405	$\frac{4,1}{—}$	$\frac{—}{31,4}$	682	3960	0,0163

В современных ТРДД степень двухконтурности m_o равна 4,1...8 (табл. В.1).

Наиболее значительным новым элементом, необходимым для создания малозумного, малотоксичного ТРДД для СКВП коротких авиалиний, является вентилятор с поворотными лопатками рабочего колеса (ВПЛ). Пути развития двигателей отражены на рис. В.2, где показано место двигателей с винтом и с ВПЛ в общей схеме развития ГТД.

Уместно отметить, что высокая экономичность и низкая токсичность двигателей может быть достигнута также применением ТВД с многолопастными винтами, турбореактивных винтовентиляторных двигателей (ТВВД).

Наиболее острой проблемой для этих двигателей является обеспечение требования достижения низкого шума на местности и внутри пассажирского салона самолета.

В данной книге рассмотрены основные вопросы создания двигателя с ВПЛ.

Глава 1

КЛАССИФИКАЦИЯ И ОСНОВНЫЕ СВОЙСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК МАЛОШУМНЫХ САМОЛЕТОВ

1.1. КЛАССИФИКАЦИЯ

Для того, чтобы самолет мог взлетать необходимо, чтобы в конце разбега он имел скорость движения, обеспечивающую возникновение аэродинамической подъемной силы, превышающей силу тяжести самолета. Чем выше тяговооруженность ν (отношение стартовой тяги двигателей силовой установки к взлетной массе самолета), тем скорее самолет набирает скорость при разбеге и тем короче может быть длина ВПП. У современных транспортных самолетов дальних магистралей $\nu = 2,5...3,0$ Н/кг при длине ВПП $L_{в.п.п} = 3...5$ км. Для сокращения дистанции взлета в два и более раз необходимо примерно в той же пропорции увеличить тяговооруженность. Поэтому величина ν для СКВП выбирается равной $6,0...7,5$ Н/кг.

Быстрый набор высоты является характерной чертой СКВП, которому необходимо садиться и взлетать с аэродромов, окруженных городскими постройками. Если при взлете угол наклона траектории к поверхности земли у обычных самолетов равен $2...3^\circ$, то у СКВП этот угол должен быть равен $6...7^\circ$, что достигается увеличением подъемной силы крыла. Активизация работы крыла, получившая в литературе общее наименование "аэродинамическая интеграция двигателя с планером", достигается обдувом реактивными струями закрылков, выдувом струй в пограничный слой и т.д. В технической литературе [7], [8] уже были сформулированы принципы классификации с учетом интеграции. Общая схема классификации силовых установок дозвуковых самолетов короткого, а также вертикального взлета — посадки, приведена на рис. 1.1.

В отличие от общепринятых классификаций здесь всесторонне учтены основные особенности силовых установок СКВП, в том числе вытекающие из применения ВПЛ.

Схемы двухконтурных ТРД малошумных самолетов

Современные дозвуковые двухконтурные двигатели, хотя и характеризуются пониженным уровнем шума, не являются малошумными, поскольку их вентиляторы работают при сравнительно высокой окружной скорости ($U_v = 350...450$ м/с) и при вы-

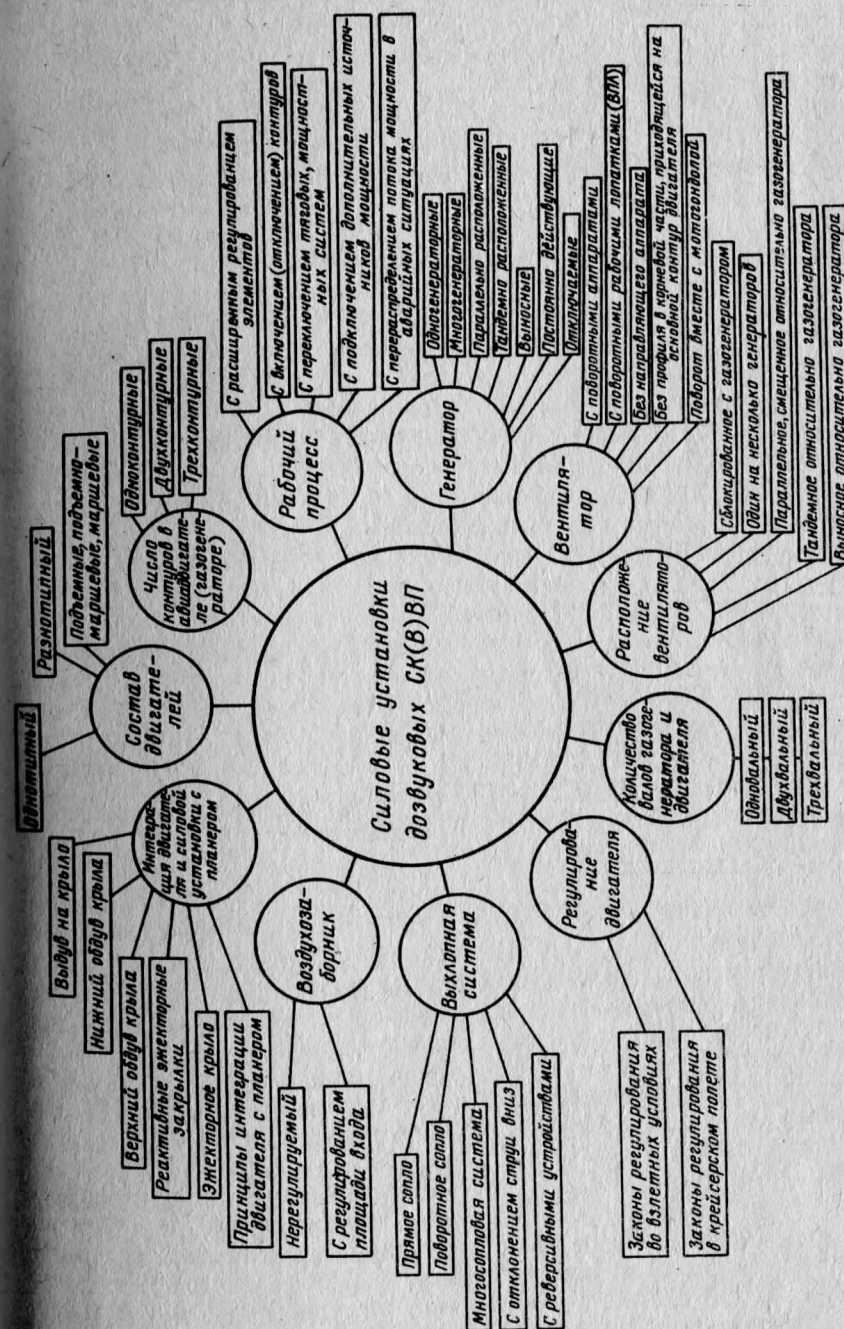


Рис. 1.1. Схема классификации силовых установок дозвуковых СК(В)ВП

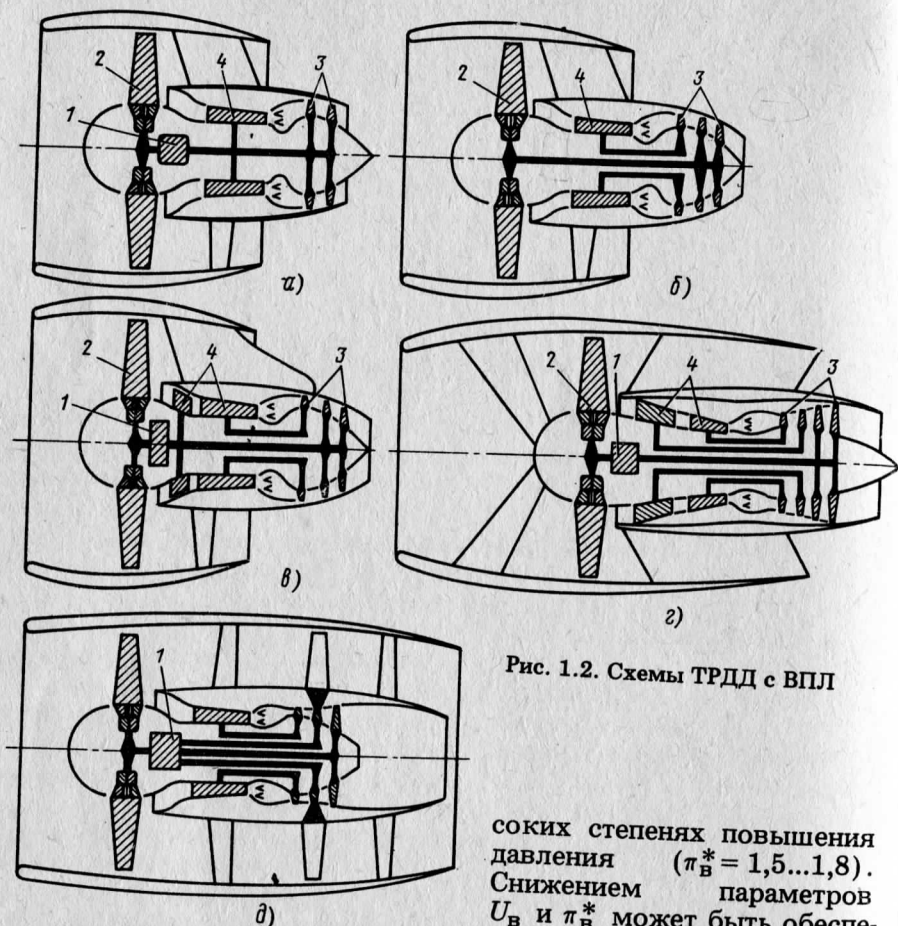


Рис. 1.2. Схемы ТРДД с ВПЛ

соких степеней повышения давления ($\pi_B^* = 1,5 \dots 1,8$). Снижением параметров U_B и π_B^* может быть обеспечено понижение уровня

шума двигателя. При $U_B \approx 250$ м/с и $\pi_B^* \approx 1,25$ двигатель становится малошумным, причем при малых окружных скоростях U_B хвостовики рабочих лопаток вентилятора могут быть размещены в подшипниковых опорах и выполнены поворотными.

Простейшие схемы ТРДД с ВПЛ приведены на рис. 1.2. К числу их относятся одновальные и двухвальные двигатели, с редуктором и без редуктора, с подпорными ступенями и без подпорных ступеней.

Наиболее простой тип ТРДД с ВПЛ имеет одновальную схему (рис. 1.2, а) и может быть выполнен с редуктором 1 или без редуктора. Жесткая кинематическая связь вентилятора 2 с единым блоком турбины 3 и компрессора 4, позволяет получать в одновальном ТРДД с ВПЛ наиболее высокие динамические характеристики, упростить систему управления.

Двухвальная и трехвальная схема ТРДД с ВПЛ (рис. 1.2, б,

в, г) в этом отношении несколько уступают одновальному двигателю.

Вентилятор двигателя может быть расположен перед газогенератором, в средней его части и даже позади газогенератора. Переднее расположение вентилятора дает возможность разместить редуктор в наиболее холодной части двигательной установки. Число ступеней вентилятора обычно не превышает единицы, но для перспективных малошумных ТРДД могут быть рассмотрены 2-, 3-ступенчатые вентиляторы с очень низкими окружными скоростями, обеспечивающими достижение очень низкого уровня шума. На рис. 1.2, д) приведена схема такого двигателя, имеющего два tandemно расположенных на значительном расстоянии один от другого вентилятора. В канале второго контура между вентиляторами размещены звукопоглощающие элементы и покрытия, обеспечивающие дополнительное снижение шума.

При создании двигателей высокой степени двухконтурности необходимо специально решать проблему уменьшения радиальных зазоров в газогенераторной части двигателя. Для решения этой проблемы следует применять системы управления радиальными зазорами. Эти же задачи могут решаться применением выносного компрессора высокого давления 1 (рис. 1.3, а) или выносного газогенератора 2, связанного каналами 3 и 4 с несколькими ТРДД (рис. 1.3, б). В данном случае имеется возможность увеличить высоту рабочих лопаток, уменьшить относительные величины радиальных зазоров, что позволяет повысить эффективность работы контура высокого давления двигателя. Выносные каскады высокого давления размещаются или за пределами контура, или встраиваются в контур движителя; они могут быть индивидуального типа (один выносной каскад на свой движитель) и объединенными (один выносной каскад на несколько движителей).

Газопроводы на участке выносного газогенератора до турбины

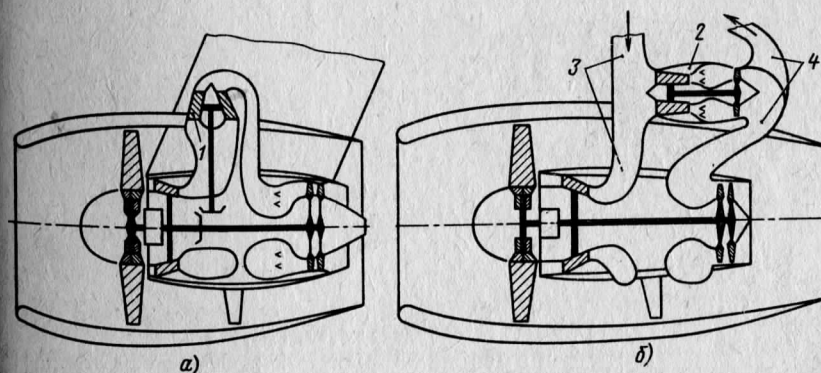


Рис. 1.3. Схемы ТРДД с выносными агрегатами высокого давления

основного контура двигателя требуется теплоизолировать, что достигается применением каналов с двойными стенками и вакуумированным пространством между ними. Выносные газогенераторы могут быть выполнены постоянно работающими в контуре силовой установки и отключаемыми. В последнем случае запуск двигателя и вывод его на промежуточный режим производится при работе обычной камеры сгорания, а переход к экономичному крейсерскому режиму осуществляется путем перевода двигателя на работу с выносным газогенератором и его камерой сгорания при отключении обычной камеры.

Изменение угла установки рабочих лопаток вентилятора необходимо, о чем будет более подробно говориться ниже, для облегчения запуска двигателя большой степени двухконтурности, снижения шума при взлете, достижения высокой экономичности в полете, повышения приемистости при прерванной посадке, обеспечения тяги при посадке. Изменение угла установки рабочих лопаток вентилятора требует пропорционального изменения работы турбины, что может быть достигнуто за счет варьирования температуры газа перед турбиной; перепада давления в турбине; расхода рабочего газа через турбину, а также подключением (отключением) дополнительных ступеней турбины к турбине вентилятора; подключением (отключением) дополнительных ступеней компрессора к компрессору высокого давления; применением двигателей с блоком отключаемых (подключаемых) газогенераторов.

Отключение, подключение и переключение групп ступеней компрессора и групп ступеней турбин от одних каскадов к другим, а также газогенератора двигателей многогенераторных схем организуется с помощью муфт обгона и сцепления. На

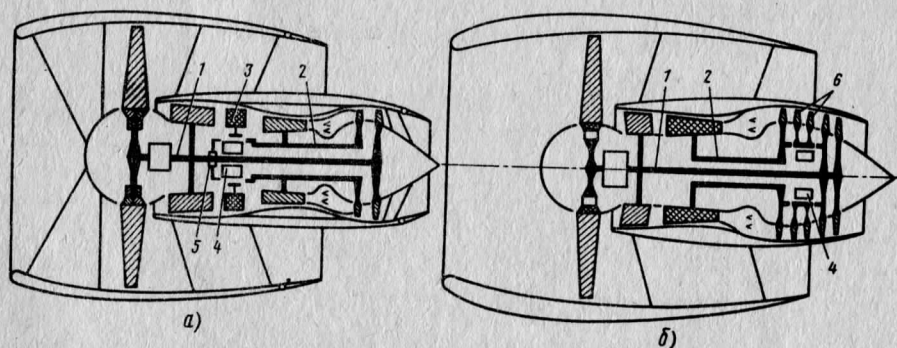


Рис. 1.4. Переключаемые с помощью муфт группы ступеней в ТРДД с ВГЛ: а — компрессора; б — турбины; 1 — ротор каскада низкого давления; 2 — ротор каскада высокого давления; 3 — группа ступеней компрессора, переключаемых с ротора 1 на ротор 2; 4 — муфта переключения; 5 — редуктор группы переключения ступеней; 6 — группа ступеней турбины, переключаемых с ротора 2 на ротор 1

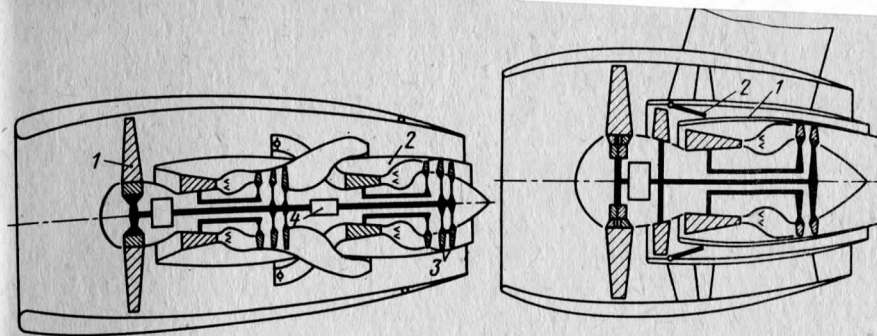


Рис. 1.5. ТРДД с двумя тандемно расположенными газогенераторами

Рис. 1.6. Трехконтурный ТРДД с одним ВГЛ

рис. 1.4 приведены схемы ТРДД с ВГЛ с указанными муфтами сцепления.

На рис. 1.5 приведена схема ТРДД с двумя тандемно расположенными газогенераторами. При увеличении угла установки рабочих лопаток вентилятора 1 включается второй газогенератор 2 и его свободная турбина 3 с помощью муфты сцепления 4 подключается к валу вентилятора 1.

На рис. 1.6 приведена схема трехконтурного двигателя, в котором предусматривается возможность перераспределения работы между контурами путем изменения расхода воздуха через промежуточный контур 1 с помощью створок 2.

На рис. 1.7 показан трехконтурный двигатель с двумя тандемно расположенными ВГЛ 1 и 2. В этом двигателе, управляя углами установки рабочих лопаток ВГЛ, можно обеспечить из-

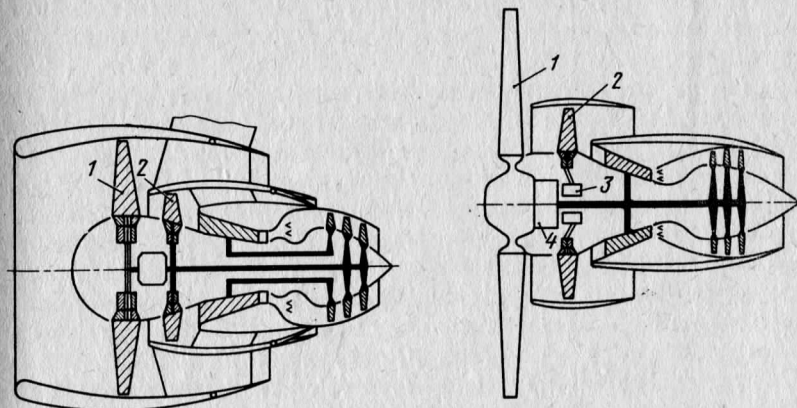


Рис. 1.7. Трехконтурный ТРДД с двумя ВГЛ

Рис. 1.8. Винтовентиляторный двигатель с ВГЛ

менение тяги в широких пределах при постоянстве работы на их валу. Компромиссным получается двигатель винтовентиляторного типа (рис. 1.8). При полете с числом $M_{\Pi} = 0,5...0,6$ основная доля свободной энергии передается на винт 1, а меньшая часть — на вентилятор 2 с поворотными рабочими лопатками. При наличии муфты сцепления 3 вентилятор может быть на этом режиме отключен, и его рабочие лопатки установлены в флюгерное положение. При $M_{\Pi} \geq 0,85$ лопатки винта устанавливаются в флюгерное положение и отключаются от источника мощности с помощью муфты сцепления 4. Одновременно включается муфта сцепления 3 вентилятора, и его рабочие лопатки устанавливаются в положение максимальной загрузки.

Силовая установка СКВП может оказаться сложной, требующей больших конструктивных и технологических разработок. Однако идея создания высокоэкономичного малолучного самолета будет постепенно утверждаться.

Принципы интеграции двигателя с планером

Существует ряд аэродинамических систем интегрирования двигателя и планера.

Верхний обдув крыла (рис. 1.9). Реактивная струя двигателя 1, установленного над крылом 2, вводится в соприкосновение с верхней поверхностью крыла, закрылки 3 которого при взлете — посадке опускаются вниз. Для увеличения поверхности взаимодействия реактивную струю на выходе из сопла 4 делают овальной, плоской или полукруглой с помощью сопла соответствующей формы. Реактивная струя 5, выдуваемая вдоль хорды крыла 2 от передней его кромки к задней кромке, движется вдоль верхней поверхности крыла, а затем при отклоненных вниз закрылках 3 поворачивает вниз, следуя вдоль поверхности закрылка (эффект "Коанда" [17]).

При обтекании внешним потоком крыла с отклоненными вниз закрылками вокруг профиля крыла возникает более интенсивная циркуляция потока, характеризующаяся повышенными местными скоростями потока на верхней поверхности профиля и пониженными — на нижней поверхности профиля, в связи с чем подъемная сила на крыле возрастает. Чем выше импульс выдуваемой на крыло реактивной струи, тем значительнее эффект Коанда и выше коэффициент подъемной силы C_y крыла. Значение коэффициента C_y системы с верхним обдувом крыла в два и более раз превышает C_y обычного крыла.

Система верхнего обдува крыла была применена на трех СКВП: опытном самолете УС-14 с двумя двигателями CF6-50D; экспериментально-исследовательском малолучном СКВП с четырьмя двигателями GE19/F2C и отечественном серийном

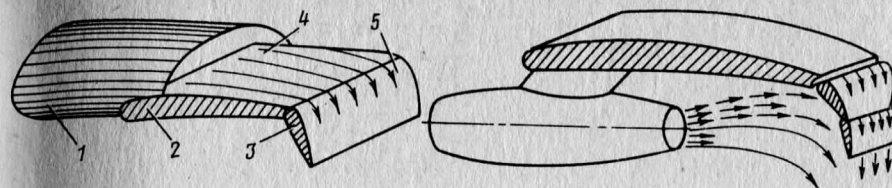


Рис. 1.9. Система верхнего обдува крыла Рис. 1.10. Система нижнего обдува крыла

транспортном СКВП Ан-72 с двумя двигателями Д-36 (табл. 1.1).

Нижний обдув крыла (рис. 1.10). В этой системе интеграции двигатель устанавливается под крылом и реактивная струя натекает на опущенные вниз закрылки.

Система нижнего обдува крыла была применена на экспериментальном СКВП УС-15, на котором в разное время были установлены четыре двигателя различных марок, а также на других экспериментальных самолетах (табл. 1.2). В системе интеграции с нижним обдувом крыла коэффициент подъемной силы достигает примерно таких же значений, что и при верхнем обдуве.

Совмещение систем верхнего и нижнего обдува крыла. При симметричном относительно передней кромки крыла расположении вентилятора или винта одновременно обдуваются и верхняя и нижняя поверхности крыла (совмещение систем верхнего и нижнего обдува крыла). По такой схеме интеграции выполнен самолет Бреге-941 с четырьмя ТВД.

Выдув на закрылки. В этом способе интеграции вдоль задней кромки крыла размещен канал, из которого сжатый воздух через щель подается касательно к передней кромке закрылка, наклоненного вниз. Следуя вдоль поверхности закрылка, выдуваемая струя вовлекает в движение воздух на верхней поверхности крыла, что ведет к возрастанию циркуляции потока вокруг профиля крыла. Поскольку к щели выдува рабочее тело подается одновременно от всех двигателей силовой установки, отказ одного из двигателей не вызывает неравномерность в распределении выдуваемого по размаху крыла воздуха. Поэтому отличительной чертой рассматриваемой системы интеграции следует считать отсутствие возможности возникновения бокового опрокидывающего момента на планере при отказе одного из двигателей.

Эжекторные реактивные закрылки (рис. 1.11) представляют собой плоский эжектор, устанавливаемый вдоль задней кромки крыла. На режимах взлета — посадки верхняя 1 и нижняя 2 панели эжектора наклонены вниз под углом $60...70^\circ$ к оси самолета и образуют диффузорный плоский канал 3, на вход в который подается эжектирующий воздух высокого давления, поступающий через щель в задней кромке крыла из разводной магистрали.

Т а б л и ц а 1.1

Основные данные двигателей, использованных на СКВП
в системе верхнего обдува крыла

Самолет, фирма	Двигатели	Количество двигателей в СУ	R _о , кН	G _{вΣо} , кг/с	m _о	T _{г.о} , К	π* _{кΣо}	π* _{в.о}	C _{Ro} , кг/(Н·ч)	D _в , м	G _{дв} , кг
УС-14, Боинг	CF6-50D	2	214,4	660	4,4	1572	30	1,69	0,0389	2,195	3730
Самолет местных авиалиний, NASA	GE-19/F2C	4	106,9	440	8	1590	25	1,35	—	—	1625
АН-72	Д-36	2	63,8	253	5,57	1454	20	1,39	0,0356	1,290	1110

Т а б л и ц а 1.2

Основные данные двигателей, используемых на СКВП
в системе нижнего обдува крыла

Двигатели	Коли- чество двига- телей в сило- вой уста- новке	Фирма	R _о , кН	G _{вΣо} , кг/с	m _о	T _{г.о} , К	π* _{кΣо}	π* _{во}	D _в , м	G _{дв} , кг	C _{Ro} , кг/ (Н·ч)
Самолет УС-15 с нижним обдувом закрылков											
JT8D-17	4	Пратт- Уитни	71,2	147,5	0,98	1377	18,5	—	1,078	1570	0,068
JT8D-209	4	Пратт- Уитни	80,1...82,3	232...238	1,65...1,68	1293	18,1	—	1,250	1860...2002	0,051

CFM-56

4	Дженерал Электрик, Снекма	98,1	360...400	6	1560	26	1,6	1,735	1815	0,037
---	---------------------------------	------	-----------	---	------	----	-----	-------	------	-------

GE19/F6E

4	Дженерал Электрик	106,9	545	15	1620	15,5	1,25	2,108	1918	—
---	----------------------	-------	-----	----	------	------	------	-------	------	---

Т а б л и ц а 1.3

Основные данные двигателей, примененных в силовых установках СКВП

Самолет, фирма	Система увеличения подъемной силы крыла	Двигатель, фирма	R _о , кН	$\frac{G_{вΣо}}{G_{в.отб}}$, кг/с	m _о	T _{г.о} , К	$\frac{\pi_{во}^*}{\pi_{кΣо}^*}$	G _{дв} , кг	D _в , кг
Буффало, Эйркрафт оф Канада NASA	Эжекторные реактивные закрылки Выдув на закрылки	Слей-812SF, Роллс-Ройс	55,8	$\frac{94}{—}$	0,7	—	$\frac{—}{20,7}$	1260	0,942
XFV-12A, Рокуэл	Эжекторное крыло	RB-419, Роллс-Ройс	85,3	$\frac{—}{72,5}$	6,5	—	$\frac{—}{19,5}$	—	—
QSRA, Эйркрафт оф Канада	Выдув на крыло	F401-PW-400, Пратт-Уитни	73...125*	$\frac{120}{—}$	1	1588	$\frac{3,36}{26,9}$	1580	1,283
Экспериментальный, NASA	Верхний об- дув крыла	YF102	33,4	—	6,0	—	—	—	—
		JT15D Пратт-Уитни оф Канада	9,8	$\frac{33,1}{—}$	3,2	1283	$\frac{1,45}{10}$	—	0,700

* Форсажный режим

С эжекторными реактивными закрылками был выполнен и прошел этап длительных испытаний самолет Буффало, оснащенный двигателем Спей-812SF (табл. 1.3).

Эжекторное крыло (рис. 1.12) является примером применения эжектора как увеличителя тяги по всему крылу, которое снабжено с этой целью поворотными панелями 1. На режимах вертикального взлета — посадки панели поворачиваются вниз и образуют на крыле плоский эжекторный канал, ось которого направлена перпендикулярно поверхности земли.

Из экспериментов было получено, что суммарная сила в 1,5...1,8 раза превышает импульс исходной эжектирующей струи. Другой особенностью данной системы интеграции является низкая температура и малая скорость реактивной струи на выходе из эжектора, что обусловлено высокими значениями коэффициента эжекции, при которых работает эжекторное крыло ($K_{эж} = 30...50$). В этих условиях воздействие реактивной струи на поверхность ВПП может быть неопасным.

Эжекторное крыло применено на самолете СВ(К)ВП XFV-12A с двигателем F401 (табл. 1.3).

Система управления пограничным слоем. Выдув потока в пограничный слой и отсос воздуха из пограничного слоя может быть организован на любом участке внешней поверхности крыла (там, где при обтекании крыла возникает тенденция к отрыву потока). Чаще всего выдув организуют вблизи передней кромки крыла (рис. 1.13, а), а отсос на всей верхней поверхности (рис. 1.13, б) через отверстие 1.

Для достижения безотрывного течения вокруг мест поворота потока применяют также турбулизаторы. Такие турбулизаторы установлены перед закрылками самолета УС-14 для получения безотрывного поворота потока.

Системы управления пограничным слоем будут находить широкое применение на СКВП. Система выдува была применена на экспериментальном самолете QSRA (табл. 1.3), на котором были установлены четыре двигателя YF-102. В пограничный слой на крыле воздух подавался вдоль передней кромки и в средней части крыла.

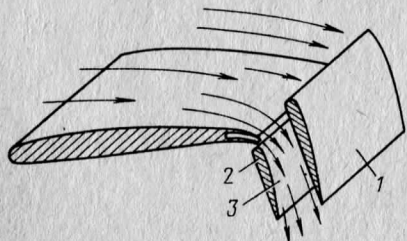


Рис. 1.11. Система с эжекторными реактивными закрылками

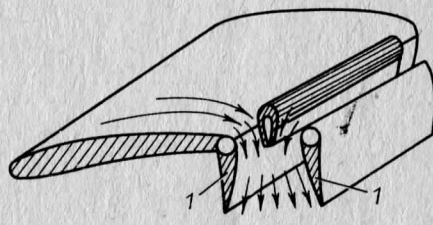


Рис. 1.12. Система с эжекторным крылом

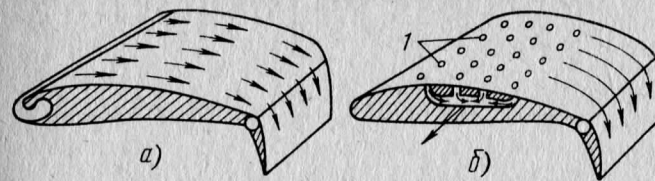


Рис. 1.13. Системы управления пограничным слоем

Выдув струи на крыло организуется от передней кромки через щель, высота которой значительно превышает толщину пограничного слоя. По такой схеме была выполнена система интеграции небольшого экспериментального самолета с двигателем JT15D, размещенном в фюзеляже. Воздух из второго контура двигателя подавался по разводному трубопроводу к передней кромке периферийной части крыла, а газ из основного контура двигателя подавался по отдельному разводному трубопроводу к средней и к корневой частям крыла.

Выдув струи над крылом (рис. 1.14, а). Над основным крылом самолета вблизи передней кромки установлено вспомогательное крыло 1, хорда которого существенно меньше хорды основного крыла. Сжатый воздух по магистрали 2 подводится во внутреннюю полость вспомогательного крыла, представляющую собой разводной канал 3, и выдувается через щель 4 в задней кромке вспомогательного крыла. Для уменьшения лобового сопротивления в горизонтальном полете вспомогательное крыло может частично или полностью убираться во внутренний отсек основного крыла. Для эффективного поворота вниз реактивной струи, соприкоснувшейся с поверхностью основного крыла, может быть применен не простой закрылок, а эжекторный реактивный закрылок.

Выдув над крылом с отрывом струи (рис. 1.14, б) получается в том случае, когда между основным и вспомогательным крылом устанавливаются передняя 1 и боковые 2 панели перекрытия. В образовавшемся пространстве между внутренней границей струи, панелями и поверхностью крыла возникает циркуляционное течение 3 (зона отрыва), замыкающееся участком соприкосновения струи с поверхностью крыла. Давление в этой зоне становится ниже атмосферного и у системы появляется повышенная подъемная сила. В горизонтальном полете панели 1, 2 и вспомогательное крыло складываются.

Боковой выдув над крылом с отрывом потока (рис. 1.15). При симметричном выдуве струй над крылом в направлении, перпендикулярном оси фюзеляжа 1, силы, действующие в горизонтальной плоскости, уравниваются. На летательный аппарат начинает действовать дополнительная вертикальная сила.

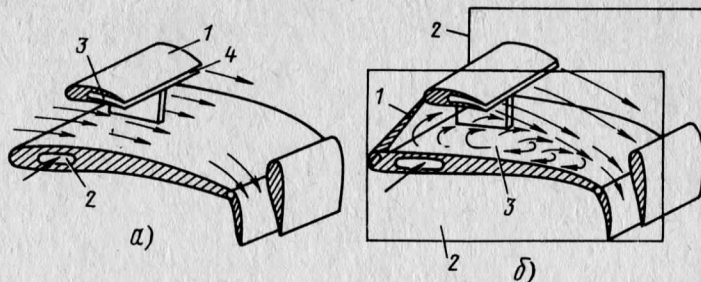


Рис. 1.14. Системы с выдувом струи над крылом

Такие принципы интеграции могут оказаться полезными для создания сил на регулирующих аэродинамических поверхностях и аппаратах вертикального взлета.

Роторный вентилятор (рис. 1.16). В крыле параллельно передней кромке размещен роторный вентилятор 1, засасывающий воздух через щель с нижней поверхности крыла и выдувающий воздух через щель на его верхнюю поверхность. Через муфты сцепления и механический привод роторный вентилятор подсоединен к двигателю и на режимах взлета — посадки включается в действие, создавая повышенную циркуляцию на крыле.

Воздушная подушка. Реактивные струи направляются под крыло, на котором размещены нижние боковые вертикальные ребра. При опущенном вниз закрылке под крылом между ребрами и закрылком образуется замкнутая полость, в которой в результате втекания реактивной струи возникает повышенное давление, что дает возможность летательному аппарату разогнаться и тормозиться при взлете — посадке без непосредственно го контакта с поверхностью земли.

Комбинированные системы интеграции. В перспективных разработках найдут применение комбинированные системы интеграции. Такие системы, по существу, уже были применены на самолетах QSRA (верхний обдув крыла + управление пограничным слоем), XFV-12A (верхний обдув крыла + эжекторное

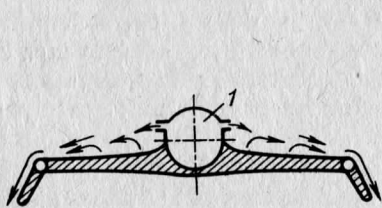


Рис. 1.15. Система с боковым выдувом над крылом с отрывом потока

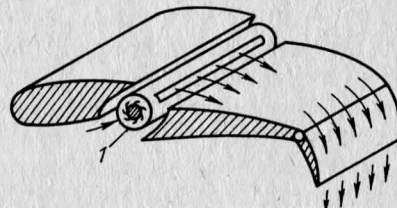


Рис. 1.16. Система с роторным вентилятором

крыло), Бреге-941 (верхний обдув крыла + нижний обдув крыла).

Обычные достигнутые значения коэффициента подъемной силы C_y интегрированных аэродинамических систем в среднем в 2,0...2,5 раза выше значений C_y обычного крыла. В перспективе можно ожидать новых достижений в этой области.

Системы интеграции требуют большого количества воздуха высокого давления, который приходится отбирать из внутреннего контура ТРДД. Осуществить отбор воздуха из ТРДД с большой степенью двухконтурности чрезвычайно сложно, а иногда просто невозможно без применения ВПЛ.

1.2. ШУМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ОБЫЧНЫХ САМОЛЕТОВ И МАЛОШУМНЫХ СКВП

Нормы на допустимый уровень шума в аэропортах были впервые опубликованы в 1969 г. в виде норм FAR-36, тогда же была принята первая редакция международных норм.

Единицей измерения шума в законодательных документах принята EPN dB-единица, отражающая эффективно воспринимаемый человеком уровень шума и учитывающая: звуковое давление, диапазон наиболее болезненно воспринимаемых частот и длительность воздействия шума.

Задача создания малошумного самолета состоит в том, чтобы в районе городских аэропортов не допустить в перспективе шума большего, чем уровень городского шума (~ 80 EPN dB), при котором не нарушается жизнедеятельность населения. Допустимый уровень шума самолета с обычными дистанциями взлета — посадки (СОВП) задается в трех контрольных точках.

Шум сбоку от ВПП (первая контрольная точка) измеряется в нескольких текущих точках на линии, параллельной оси ВПП и отстоящей от оси ВПП на расстоянии 450 м (рис. 1.17), в точке I^I в момент освобождения тормозов; в точке I^{II} в момент отрыва самолета от ВПП; в точках I^{III} , I^{IV} , I^V , расположенных через 500 м одна за другой на боковой линии за точкой I^{II} .

Нормами 1969 г. FAR-36 установлено, что шум сбоку от ВПП должен определяться только величиной взлетной массы самолета (рис. 1.18, а). Нормами 1978 г. было введено дополнение, касающееся не только понижения уровня допустимого шума, но также и числа двигателей на самолете: чем меньше двигателей, тем ниже должен быть шум сбоку от ВПП.

Шум при наборе высоты (вторая контрольная точка) измеряется на продолжении осевой линии ВПП в точке 2, находящейся перед стартующим самолетом в 6500 м от места освобождения тормозов (см. рис. 1.17, а). В нормах 1978 г. допустимый шум при наборе высоты зависит от взлетной массы самолета и от чис-

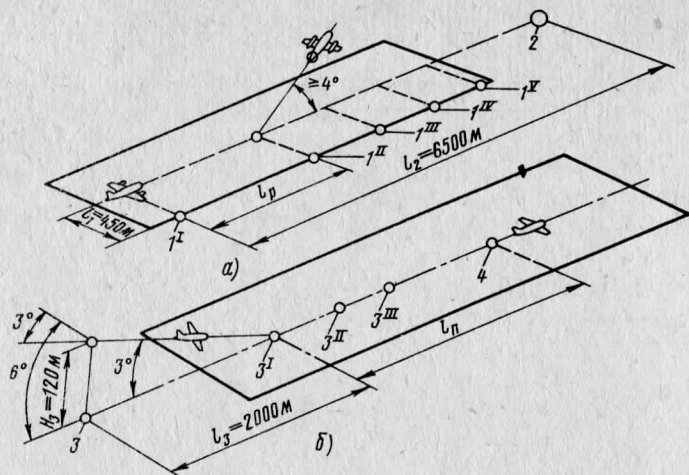


Рис. 1.17. Контрольные точки на местности для измерения шума самолета с обычными дистанциями взлета-посадки (СОВП): а — при взлете; б — при посадке; l_p — длина разбега; l_n — длина пробега

ла двигателей. В среднем шум двухдвигательных самолетов должен быть на 5...6 EPN dB меньше, чем у четырехдвигательных при одинаковой взлетной массе самолетов (рис. 1.18, б).

Шум при заходе на посадку (третья контрольная точка) измеряется на продолжении осевой линии ВПП в точке 3, находящейся позади самолета, совершающего посадку, на расстоянии 2000 м до места соприкосновения шасси с поверхностью ВПП (см. рис. 1.17, б). Шум при посадке не должен зависеть от числа двигателей (рис. 1.18, в).

Допустимый шум СКВП в настоящее время не регламентирован. Предварительно могут быть заданы следующие нормы на допустимый уровень шума перспективных малошумных СКВП, измеряемый в четырех контрольных точках, расположенных на одной и той же линии в 150 м сбоку от ВПП (рис. 1.19).

Шум СКВП в 1-й контрольной точке измеряется при старте в нескольких текущих точках. Этот шум должен быть не более 95 EPN dB для самолетов всех весовых категорий.

Шум СКВП во 2-й контрольной точке измеряется при наборе высоты с углом 6° на продолжении боковой линии в точке, расположенной на расстоянии 1200 м от места освобождения тормозов. Этот шум также не должен превышать 95 EPN dB для самолетов КВП всех весовых категорий.

Шум СКВП в 3-й контрольной точке измеряется при заходе на посадку с углом наклона глиссады 6° на продолжение боковой линии в точке, расположенной позади самолета, совершающего посадку в 600 м от места соприкосновения шасси с поверх-

ностью ВПП. Этот шум также не должен быть выше 96 EPN dB для всех малошумных СКВП.

Шум СКВП в 4-й контрольной точке измеряется в 150 м сбоку от ВПП при включении реверсора тяги при коэффициенте реверсирования $\sim 35\%$. Этот шум не должен превышать 100 EPN dB.

При переходе от боковой линии, расположенной в 150 м сбоку от ВПП, к боковой линии, расположенной в 450 м сбоку от ВПП, шум уменьшается приблизительно на 9...9,5 EPN dB в связи с затуханием акустических колебаний в атмосфере. Это означает, что допустимый уровень шума для СКВП на расстоянии 450 м сбоку от ВПП должен быть не более 85 EPN dB, т. е. должен приближаться к уровню городского или промышленного шума.

Созданные в настоящее время СКВП не отвечают этому тре-

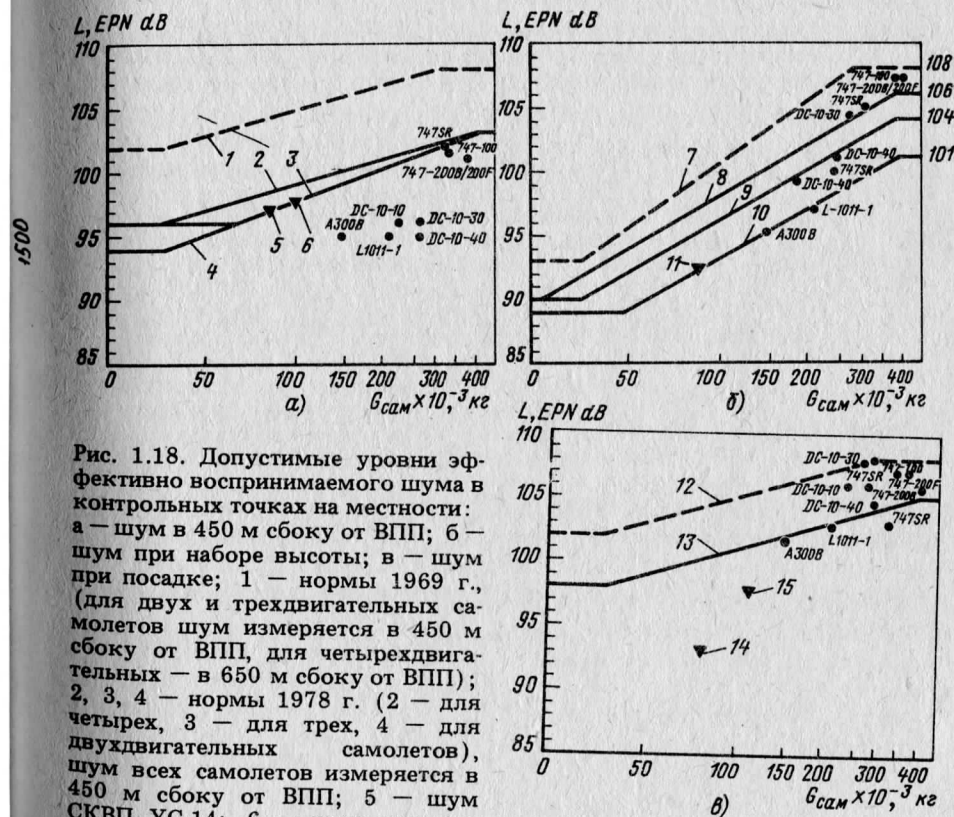


Рис. 1.18. Допустимые уровни эффективно воспринимаемого шума в контрольных точках на местности: а — шум в 450 м сбоку от ВПП; б — шум при наборе высоты; в — шум при посадке; 1 — нормы 1969 г., (для двух и трехдвигательных самолетов шум измеряется в 450 м сбоку от ВПП, для четырехдвигательных — в 650 м сбоку от ВПП); 2, 3, 4 — нормы 1978 г. (2 — для четырех, 3 — для трех, 4 — для двухдвигательных самолетов), шум всех самолетов измеряется в 450 м сбоку от ВПП; 5 — шум СКВП УС-14; 6 — шум самолета УС-14 при обычном взлете; 7 — нормы 1969 г. в контрольной точке "2" для двух-, трех- и четырехдвигательных самолетов; 8, 9, 10 — нормы 1978 г. (8 — четырех-, 9 — трех-, 10 — двухдвигательных самолетов); 11 — шум СКВП УС-14; 12 — нормы 1969 г. для двух-, трех- и четырехдвигательных самолетов; 13 — нормы 1978 г. для двух-, трех- и четырехдвигательных самолетов; 14 — шум СКВП УС-14; 15 — шум УС-14, используемого как СОВП

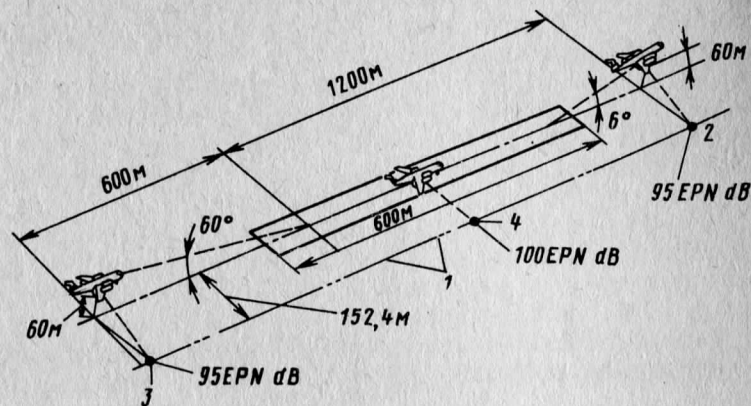


рис. 1.19. Контрольные точки на местности для измерения шума малошумных самолетов с короткими дистанциями взлета-посадки:
1 — старт; 2 — набор высоты; 3 — снижение на посадку; 4 — включение реверса тяги

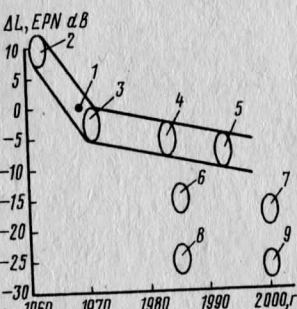


рис. 1.20. Общая тенденция снижения допустимого уровня шума самолетов с обычными дистанциями взлета-посадки (СОВП) и допустимый уровень шума перспективных малошумных СКВП 1985...2000 гг.:

1 — базовые самолеты, норма 1969 г.; 2 — узкофюзеляжные самолеты с двухконтурными ТРД; 3 — широкофюзеляжные самолеты с двухконтурными ТРД; 4 — новое поколение широкофюзеляжных самолетов; 5 — самолеты с экономически эффективными двигателями; 6 — СКВП с перспективными малошумными двигателями 1985 г. (шум задается в 150 м сбоку от ВПП); 7 — СКВП 2000 г. (шум задается в 150 м сбоку от ВПП); 8 — СКВП с двигателями QCSEE 1985 г. (шум условно задается в 450 м сбоку от ВПП); 9 — СКВП 2000 г. (шум условно задается в 450 м сбоку от ВПП)

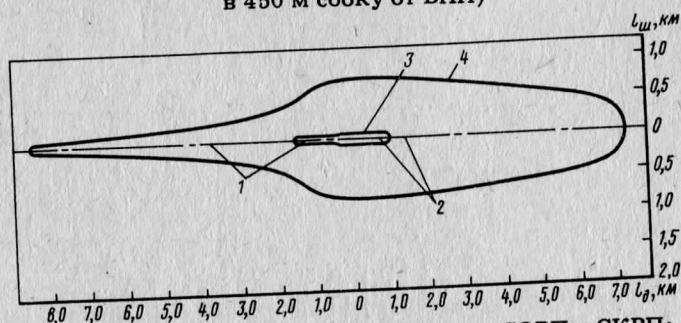


рис. 1.21. Зоны шумового воздействия СОВП и СКВП:
1 — посадка; 2 — взлет; 3 — СКВП с уровнем шума 95 EPN dB в 150 м сбоку от ВПП (площадь зоны, где шум ≥ 95 EPN dB, равна 0,64 км²); 4 — СОВП, удовлетворяющий нормам FAR-36 (площадь зоны, где шум ≥ 95 EPN dB, равна 18 км²)

бованию. СКВП УС-14 с двумя ТРДД CF6-50D имеет шум при старте и наборе высоты (см. рис. 1.18, а и 1.18, б) на уровне допустимого для СОВП. Лишь при заходе на посадку шум самолета УС-14 заметно ниже, чем допускается для СОВП (см. рис. 1.18, в). В среднем шум СОВП с 1970 г. по 1990 г. должен быть снижен на 5...7 EPN dB (рис. 1.20). Шум малошумного СКВП на расстоянии 150 м сбоку от ВПП должен быть к 1990 г. ниже шума СОВП на 8 EPN dB. На расстоянии 450 м сбоку от ВПП шум СКВП должен быть еще меньше на 9...9,5 EPN dB. В итоге получаем, что к 2000 г. шум малошумного СКВП, измеряемый сбоку от ВПП на расстоянии 450 м, должен быть ниже шума СОВП разработок 1970 г. на 25...27 EPN dB и СОВП разработок 2000 г. на 15 EPN dB.

Вокруг самолета в любой момент времени образуются пространственные зоны, ограниченные замкнутыми линиями равного шумового уровня. Пересечения этих зон с поверхностью земли образуют на земле вытянутые вдоль траектории движения самолета плоские зоны шумового воздействия. Чем больше углы траекторий при взлете — посадке, тем меньше площадь зон шумового воздействия. Площадь зоны шумового воздействия СКВП в несколько раз меньше площади зоны шумового воздействия СОВП (рис. 1.21).

1.3. ТОКСИЧНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

При сгорании в двигателях керосина в атмосферу выбрасываются: основные продукты сгорания (двуокись углерода CO_2 , пары воды H_2O , азот N_2 , которые не относятся к веществам, загрязняющим атмосферу) и побочные продукты сгорания (окись углерода CO , углеводороды C_nH_m (метан CH_4 , ацетилен C_2H_2 , этан C_2H_6 , этилен C_2H_4 , пропан C_3H_8 , бензол C_6H_6 , толуол $\text{C}_6\text{H}_5\text{CH}_3$), альдегиды $\text{C}_n\text{H}_m\text{O}_p$ (формальдегид HCHO , акролеин $\text{CH}_2=\text{CH}-\text{CHO}$, уксусный альдегид $(\text{CH}_3\text{CO})_2\text{O}$), окислы азота NO_x (окись азота NO и двуокись азота NO_2), окислы серы, сернистый ангидрид, углерод C (сажа), которые относятся к веществам загрязняющим атмосферу.

Все вредные вещества, кроме углерода, являются невидимыми газами. Углерод, выбрасываемый в атмосферу в виде мельчайших частиц сажи, оставляет за самолетом черный шлейф, особенно выделяющийся на фоне небосвода на режимах взлета самолета. При одной и той же концентрации углерода в 1 кг выхлопных газов черный шлейф за самолетом тем заметнее, чем больше диаметр реактивной струи за соплом.

Контроль количеств вредных веществ, загрязняющих атмосферу, в зоне аэропортов проводится взятием в контрольных точках зоны аэропорта многократных проб воздуха с определе-

Таблица 1.4
Нормы на предельно допустимые концентрации
загрязняющих веществ в зоне аэропорта

Вещество	Одноразовая проба в любое время суток. Максимально допусти- мые дозы, мг/м ³	Средняя концен- трация по резуль- татам нескольких проб в разное вре- мя суток, мг/м ³
Оксид углерода CO	3,0	1,0
Диоксид азота NO ₂	0,085	0,04
Сернистый ангидрид	0,5	0,05
Формальдегид HCHO	0,035	0,003
Сажа (C)	0,5	0,05
Бензин (пары)	300	0

содержания в этих пробах концентрации вредных веществ, выброшенных в атмосферу. К эксплуатации допускаются только те самолеты, двигатели которых получили сертификат на допустимую токсичность. Предельно допустимые концентрации загрязняющих веществ в зоне аэропорта приведены в табл. 1.4.

Предельно допустимые выбросы (ПДВ) различных продуктов сгорания в атмосферу из двухконтурного двигателя тягой не менее 30 кН даны в табл. 1.5.

Приводимые в табл. 1.5 ПДВ относятся к одному взлетно-посадочному циклу, который состоит из этапов: запуска двигателей; ожидания до взлета и рулежки; взлета; набора высоты; захода на посадку; приземления и останова; рулежки и выключения двигателей. Продолжительность этапов и режимы работы двигателя на этих этапах можно видеть в табл. 1.6.

Фактическое количество вредных веществ, выбрасываемых из двигателя за время взлетно-посадочного цикла, можно определить, располагая сведениями из сертификата о количествах выбрасываемых в единицу времени вредных веществ на каждом из указанных в табл. 1.6 режимах работы двигателя и суммируя все выбрасываемые вещества с учетом времени этапов. Сравнивая фактическое количество вредных веществ, выбрасываемых за

Таблица 1.5
Нормы на предельно допустимые выбросы
вредных продуктов сгорания в атмосферу
за один взлетно-посадочный цикл
(для двухконтурных ТРД тягой не менее 30 кН)

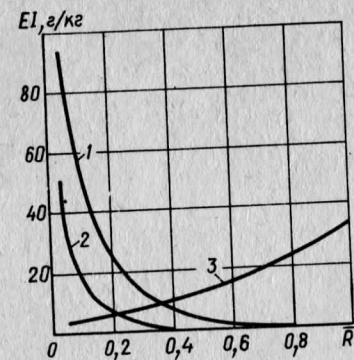
Вещество	ПДВ
Оксид углерода CO, кг/(Н·ч)	0,43
Углеводороды C _n H _m , кг/(Н·ч)	0,08
Оксид азота NO _x , кг/(Н·ч)	0,30
Сажа (число дымности, SN)	20

Таблица 1.6
Этапы цикла взлета—посадки СКВП

Этапы	Режим работы двигателя в долях взлетной тяги, $\bar{R}$	Время этапа, мин
Запуск двигателей	0,05...0,07	1...3
Ожидание	0,05...0,07	1...2
Рулежка	0,05...0,07	1
Взлет	1,0	0,5
Набор высоты	0,85	1,5...1,8
Заход на посадку	0,3	4
Приземление с включением реверса	1,0	0,1
Рулежка	0,05	1,0...2,0
Ожидание	0,05	1,0
Выключение двигателей	0,05	0,2...0,3

цикл из двигателя, с предельно допустимыми выбросами, определяют возможность применения самолета в данном аэропорту. Число дымности SN определяют по затенению фильтровальной бумаги, на которой осаждается углерод из взятой пробы газа. Чем больше углерода осаждается на бумаге, тем больше число дымности. При числе дымности 20 реактивная струя за срезом сопла становится практически прозрачной (шлейф за самолетом исчезает). Продолжительностью этапов цикла можно в определенных пределах управлять, и поэтому на суммарное количество вредных веществ в некоторых пределах можно воздействовать. Четкость работы служб аэропортов имеет здесь первостепенное значение.

Отношение количества вредного вещества в граммах к количеству сгоревшего топлива в килограммах называют индексом эмиссии вредного вещества. На рис. 1.22 показано, как в ГТД с обычной камерой сгорания изменяются по режимам работы двигателя индексы эмиссии EI для CO, C_nH_m и NO_x. Видно, что на режиме малого газа ($\bar{R} = 0,05...0,07$) выделения окиси углерода и углеводородов становятся значительными, но при $\bar{R} \rightarrow 1,0$ их практически нет. Окислы азота выделяются в больших количествах при $\bar{R} \rightarrow 1,0$, а на режиме малого газа они невелики. Эти характерные тенденции изменения эмиссии вызваны снижением полноты сгорания топлива на пониженных режимах работы двигателя, вызывающим появление в продуктах сгорания окислов углерода CO и углеводородов, и возрастанием температуры воздуха за компрессором T_к* при увеличении температуры газа двигателя, вызывающей увеличение содержания в продуктах сгорания окислов азота NO_x. Число дымности возрастает по мере увеличения подачи топлива в камеру сгорания. На режимах $\bar{R} \rightarrow 1,0$, когда камера сгорания работает на максимально обогащенной топливом смеси, число дымности становится максимальным (рис. 1.23).



ис. 1.22. Изменение индексов эмиссии CO , C_nH_m и NO_x в камерах сгорания двигателя JT9D в зависимости от относительной тяги двигателя:
1 — CO ; 2 — C_nH_m ; 3 — NO_x

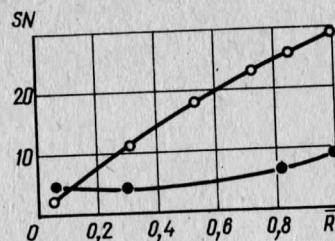


Рис. 1.23. Изменение числа дымыности в камерах сгорания двигателей JT9D, JT8D и AI-25:
● — JT9D; ○ — JT8D

Анализ физических процессов, происходящих в камерах сгорания газотурбинных двигателей, показал, что снижение эмиссии вредных веществ может быть достигнуто, например, созданием камер сгорания с модульными форсунками и горелками (рис. 1.24, а) многозонного типа с разделением зон по радиальному (рис. 1.24, б) или осевому направлению (рис. 1.24, в). Камера с модульными горелками имеет две группы горелок, одна из которых работает на режиме малого газа, обеспечивая высокую полноту сгорания топлива и малое выделение вредных веществ, тогда как другая группа горелок обеспечивает высокую полноту сгорания топлива и малое выделение вредных веществ на основных режимах. Однако более эффективными зарекомендовали себя двухзонные камеры сгорания. В таких камерах одна из зон — зона малого газа, а вторая — основная зона. Каждая из зон обеспечивает низкую эмиссию CO , C_nH_m и C на соответствующих режимах, чем достигается низкая токсичность камеры во всей области рабочих режимов двигателя.

Особым вопросом остается выделение в камере сгорания окислов азота. Количество этих окислов зависит от трех факторов: температуры на входе T_K^* , температуры на выходе T_T^* и времени пребывания τ преб частиц воздуха и топлива в камере. Возрастание T_K^* , T_T^* приводит к увеличению выделения окислов азота NO_x . Поскольку T_T^* связано со степенью повышения давления π_K^* существует пропорциональная зависимость между индексом эмиссии EI_{NO_x} и π_K^* : чем больше π_K^* , тем выше EI_{NO_x} . Развитие авиационных газотурбинных двигателей сопровождается увеличением основных параметров цикла (величин π_K^* и T_T^*).

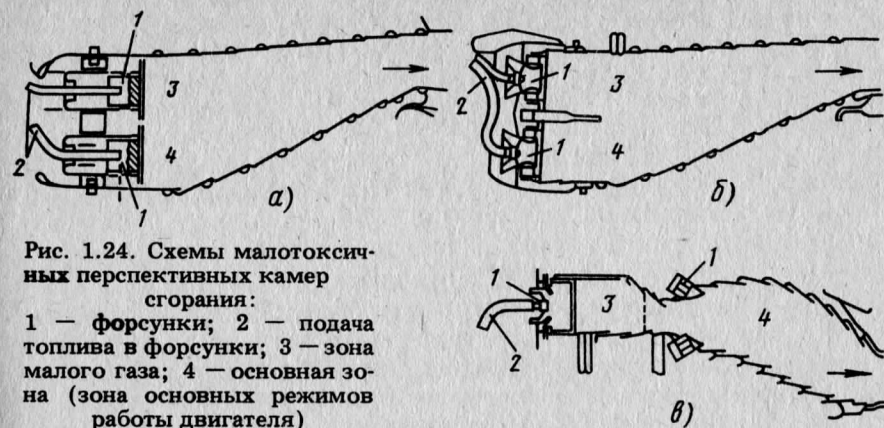


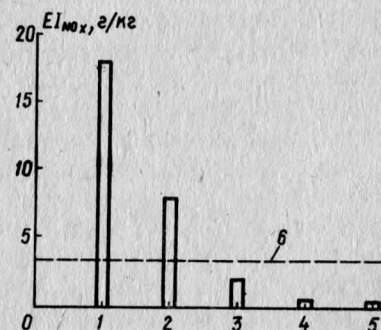
Рис. 1.24. Схемы малотоксичных перспективных камер сгорания:
1 — форсунки; 2 — подача топлива в форсунки; 3 — зона малого газа; 4 — основная зона (зона основных режимов работы двигателя)

в связи с чем в перспективных двигателях без принятия особых мер неизбежно будет возникать опасность возрастания вредных выделений окислов азота, которые загрязняют не только зону аэродрома, но также высокие слои атмосферы, вызывая уменьшение озона в атмосфере и возрастание вредного для природы и людей потока ультрафиолетовых лучей к поверхности земли. Созданием многозонных камер с пониженной температурой газа в зонах горения, организацией сгорания топлива в обедненных зонах на катализаторах, созданием дежурных уменьшенных зон горения с обогащенными смесями удастся понизить количество выделяемых окислов азота. Из рис. 1.25 видно, что индекс эмиссии окислов азота при введении специальных мероприятий по совершенствованию камер сгорания существенно понизился в сравнении с индексом эмиссии окислов азота в камерах простого типа.

Достижение низкого уровня эмиссии окислов азота двухконтурными ТРД маломощных СКВП может быть достигнуто увеличением степени двухконтурности m_0 до значений 10...20 и выше при ограничении увеличения π_K^* . Этот путь создания малотоксич-

Рис. 1.25. Изменение индекса эмиссии окислов азота EI_{NO_x} в различных камерах сгорания:

1 — камера сгорания современных двигателей; 2 — улучшенная современная камера сгорания; 3 — камера сгорания с принудительной циркуляцией; 4 — камера сгорания с предварительным испарением топлива и смешением его с воздухом; 5 — камера сгорания с катализатором; 6 — норма на эмиссию NO_x



х двигателей для СКВП реализован на ряде опытных и экспериментальных двигателей. Однако этот путь не может быть признан генеральным направлением развития авиационных двигателей. Увеличение π_k^* и T_g^* до максимально возможных значений, обеспечивающих достижения наибольшей экономичности двигателей, является основным путем развития авиационных ГТД. Поэтому не исключено, что задача снижения уровня эмиссии O_x будет решаться следующим образом. При взлете — посадке в районе аэропорта двигатель будет работать при полной взлетной тяге $\bar{R} = 1,0$ с пониженным уровнем π_k^* и T_g^* , чем будет достигнута наименьшая токсичность двигателя при взлете — посадке при некотором проигрыше в экономичности. В крейсерских условиях полета этот же двигатель будет переведен в новые условия работы с существенно более высокими параметрами π_k^* и T_g^* , чем будет достигнута повышенная экономичность двигателя в крейсерском полете, но останется опасность выделения окислов азота в верхних слоях атмосферы. Чем выше степень двухконтурности двигателя, тем меньше его газогенераторная тяга и тем меньше в условиях крейсерского полета эмиссия окислов азота, приходящаяся на единицу тяги в полете.

Поскольку двигатели с очень большой степенью двухконтурности будут создаваться с вентилятором, имеющим поворотные рабочие лопасти, приходим к выводу, что ТРДД с ВПЛ может быть отнесен к категории перспективных малотоксичных двигателей.

1.4. ОСНОВНЫЕ ПУТИ СОЗДАНИЯ ДВУХКОНТУРНОГО ТРД ДЛЯ ЭКОНОМИЧНОГО МАЛОШУМНОГО МАЛОТОКСИЧНОГО СКВП

Создание экономичного малошумного малотоксичного СКВП — сложная комплексная задача. Укажем ряд решений поставленной задачи.

Длина ВПП. Длина ВПП должна быть минимальной. Одним из важнейших свойств СКВП должна быть способность взлетать с коротких ВПП аэродромов. Долговременное поддержание в технически исправном состоянии ВПП, особенно значительной протяженности, требует больших эксплуатационных затрат. Рентабельнее создавать и поддерживать в удовлетворительном состоянии короткие ВПП с поверхностью, свободной от мелких посторонних предметов, гальки и крупнозернистого песка, которые могут попасть в двигатель при взлете — посадке самолета и вызвать дефекты и поломки. Длина ВПП должна быть в пределах 100...1000 м. С ВПП такой длины самолет должен быть способен выполнить взлет при полном взлетном весе, даже при неожиданном отказе в момент разбега одного из двигателей силовой установки. На эту же ВПП должна быть надежно произведена

посадка самолета при отказе одного из двигателей силовой установки. Кроме того, должно быть предусмотрено, что посадка самолета на ВПП не всегда может быть выполнена точно, возможна потеря части длины ВПП при посадке в неблагоприятных условиях. Заданными длиной ВПП, взлетной массой самолета и скоростью отрыва определяются потребные тяговооруженность самолета при взлете и величина коэффициента подъемной силы крыла.

Масса самолета и скорость захода на посадку определяют требуемую степень реверсирования тяги, необходимую для торможения самолета в пределах ВПП. При посадке с одним отказавшим двигателем реверс тяги второго работающего двигателя самолета с двухдвигательной установкой включен быть не может во избежание разворота самолета в сторону. Поэтому многодвигательная установка СКВП предпочтительнее. У нее при посадке всегда могут быть включены, по меньшей мере, два симметричных относительно оси самолета реверса работающих двигателей.

Необходимость точного приземления при посадке или быстрого обеспечения увеличения тяги силовой установки при заходе на второй круг требуют высокой приемистости двигателя при переходе от режима малой тяги при посадке ($\bar{R} = 0,25...0,3$) к полной взлетной тяге ($\bar{R} = 1,0$). Далеко не все типы авиационных двигателей могут обеспечить выполнение таких сложных требований (табл. 1.7).

Проследим за тем, как поэтапно может формироваться облик двигателя в связи с требованиями, приведенными в табл. 1.7. Представим себе, что снизить коэффициент реверсирования тяги четырехдвигательной силовой установки ниже $\bar{R}_{рев} = 0,35$ недопустимо. В то же время, если отказал один из двигателей, требуется выключить двигатель, который симметричен отказавшему. В этих условиях силовая установка может обеспечить коэффициент реверсирования $\bar{R}_{рев} = 0,175$, что недопустимо. Задача достижения требуемого значения коэффициента реверсирования $\bar{R}_{рев} = 0,35$ при одном отказавшем двигателе все же решается, если ТРДД имеют ВПЛ, причем все ВПЛ связаны между собой поперечными синхронизирующими валами (так был выполнен СКВП Бреге-941, имевший силовую установку с четырьмя ТВД Турмо, винты которых были связаны между собой поперечными синхронизирующими валами). Тогда при отказе одного из двигателей он отключается от своего ВПЛ, а последний начинает через синхронизирующие валы потреблять мощность других двигателей, переводимых в данном случае на режим повышенной мощности. В результате при повороте всех ВПЛ в положение реверса тяги $\bar{R}_{рев} = 0,3...0,35$ достигаются при трех работающих и одном отказавшем двигателе. Обычными засопловыми реверсерами ковшового типа или затурбинными решетчатыми реверсерами обеспечить сохранение коэффициента

Таблица 1.7

Требования к двигателям силовой установки СКВП
в связи с ограничением длины ВПП ($l_{в.п.п} = 600$ м)

Характер требования	Причины выдвижения требования	Средства удовлетворения требования
Тяговооруженность при взлете $\nu \geq 6,0 \dots 7,5$ Н/кг	Отказ одного из двигателей СУ не должен привести к аварии при взлете самолета с полной взлетной массой	Запас по тяговооруженности Способность двигателя к чрезвычайным режимам по тяге Отсутствие опрокидывающих боковых сил на планере при отказе одного двигателя
Приемистость $t_{пр} = 1,0 \dots 1,5$ с с режима $R = 0,3$ до $R = 1,0$	Неточная посадка Заход на второй круг	Применение ТРДД с ВПЛ
Коэффициент и время реверсирования тяги при посадке при всех работающих двигателях $R_{рев} = 0,35 \dots 0,45$; $t_{рев} = 1,0 \dots 1,5$ с	Малая длина ВПП	Эффективный реверс тяги Применение ВПЛ
Отключение двигателя, симметричного откатающему при посадке $t_{выкл} = 1,0 \dots 0,5$ с	Опасность разворота самолета в сторону от оси ВПП при включении реверсоров тяги	Система автоматического управления

реверсирования не удастся. Кроме того, реверсоры ковшового или решетчатого типа могут быть включены лишь на режиме пониженной мощности. Для этого необходимо снизить частоту вращения ротора двигателя, включить реверсор тяги и затем повысить частоту вращения ротора до максимальной (для получения максимального расчетного значения коэффициента реверсирования тяги). На эти изменения режимов требуется несколько секунд, что для СКВП неприемлемо. Лишь винт или ВПЛ могут быть переведены в реверсированное положение за $t_{рев} = 1,0 \dots 1,5$ с без промежуточного снижения частоты вращения ротора.

При заходе самолета на посадку двигатель должен работать на режиме пониженной тяги (для снижения посадочной скорости) при $R_{пос} \approx 0,3$. Для этого у обычных ТРДД потребовалось бы существенно уменьшить частоту вращения ротора. Но для обеспечения возможности захода СКВП на второй круг необходимо переводить двигатель с режима пониженной тяги на режим максимальной тяги за время $t_{пр} = 1,0 \dots 1,5$ с. Обычные двухконтур-

ные двигатели такой приемистости не имеют. Поэтому при посадке СКВП с обычными двухконтурными двигателями частоту вращения ротора двигателя приходится не снижать, а уменьшение скорости захода на посадку получать выпуском вниз закрылков, которые оказываются при этом в зоне истечения реактивных струй двигателей и отклоняют эти струи вниз, играя роль нейтрализаторов тяги и увеличивая одновременно C_y крыла. Этот принцип организации посадки для малощумного СКВП неприемлем, так как при большой скорости истечения струй их натекание на опущенные вниз закрылки вызывает недопустимый уровень шума на местности. При применении ТРДД с ВПЛ рабочие лопасти ВПЛ устанавливаются на малые углы, температура газа перед турбиной при этом уменьшается, скорость истечения струй из реактивного сопла уменьшается и шум от соударения реактивных струй с опущенными вниз закрылками получается в допустимых пределах, тогда как двигатель продолжает работать при максимальной частоте вращения ротора и перевод его с режима пониженной тяги на максимальную можно осуществить за незначительное время.

Уровень шума. Малошумность СКВП достигается, прежде всего, снижением окружной скорости вентилятора. При низких окружных скоростях одноступенчатого вентилятора степень повышения давления в нем не превышает значений $\pi_v^* = 1,2 \dots 1,4$, в связи с чем свободная энергия цикла используется здесь для повышения степени двухконтурности. Чем меньше величина π_v^* , тем выше степень двухконтурности двигателя. Одновременно, чем меньше величина π_v^* , тем меньше степень расширения сжатого воздуха в реактивном сопле второго контура и меньше скорость реактивной струи, что также ведет к снижению шума. По мере уменьшения окружной скорости вентилятора и, в связи с этим снижения π_v^* уменьшается угол закрутки профиля рабочей лопасти по ее высоте. Это позволяет при переводе рабочих лопаток вентилятора в реверсированное положение снизить закрутку реактивной реверсируемой струи на выходе из двигателя и тем самым повысить значения коэффициента реверсирования тяги при меньшем уровне создаваемого шума.

Однако, двухконтурный двигатель с низким значением π_v^* становится весьма чувствительным к гидравлическим потерям во входном канале и канале вентиляторного контура. Поэтому применение в этих каналах шумоглушающих колец, вставок и раскателей потока становится возможным лишь при том условии, что эти средства снижения шума не приведут к заметному снижению взлетной тяги. Для обеспечения при крейсерском полете низкого гидравлического уровня потерь в каналах необходимо, по возможности, устранять загромождение каналов. Поэтому шумопоглотители в каналах двигателей СКВП следует выпол-

нять убираться, за исключением, естественно, самих стенок каналов, облицовываемых шумоглушительными панелями.

Выше отмечалось, как с помощью ВПЛ может быть снижен шум при посадке. С помощью ВПЛ может быть также снижен шум при взлете. Это достигается уменьшением частоты вращения ротора при сохранении расчетного уровня взлетной тяги, для чего рабочие лопатки вентилятора устанавливаются на большие углы при некотором увеличении температуры газа перед турбиной T_r .

Токсичность. Чем выше степень двухконтурности, тем меньше доля газов в общем потоке рабочего тела на выходе из двигателя. Применение в ТРДД вентилятора с поворотными рабочими лопатками позволяет, кроме того, уменьшить токсичность на режиме малого газа, для чего рабочие лопатки вентилятора устанавливаются на нулевой угол, частота вращения ротора повышается до максимальной при тяге малого газа $R = 0,05$.

Экономичность. Высокая экономичность является важнейшим условием широкого использования ТРДД с ВПЛ. Она достигается высокими параметрами рабочего процесса и большой степенью двухконтурности. При создании высокоэкономичного СКВП необходимо: создать малоразмерный высокоэффективный газогенератор, широко применять композиционные материалы для снижения массы двигателя, повысить КПД элементов и узлов, снизить эксплуатационные расходы. Высокая экономичность маломощного СКВП в крейсерском полете достигается, как будет показано ниже, применением ВПЛ.

Глава 2 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ХАРАКТЕРИСТИК ТРДД С ВПЛ

2.1. ПРИНЦИПЫ СОЗДАНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Разработка методов автоматизированного проектирования является одним из фундаментальных направлений развития авиационного двигателестроения. Центральным звеном разработки этих методов является создание математических моделей элементов ГТД, объединяемых в общей программе расчета.

Первоначальные характеристики элементов ГТД могут быть получены в различном объеме и различными способами: газодинамическими расчетами, продувками моделей, натурными исследованиями отсеков и полноразмерных объектов.

Отсутствие достаточного объема экспериментальных характеристик ВПЛ привело к необходимости при создании математической модели рассматриваемого класса двигателей специально разработать модель характеристик собственно ВПЛ. При разработке этой модели используется положительный опыт по созда-

нию модуля многоступенчатого компрессора [2], однако при этом введены некоторые принципиальные усовершенствования, вытекающие из анализа особенностей работы одноступенчатых вентиляторов, и, в частности, вентилятора с поворотными лопатками рабочего колеса.

2.2. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ХАРАКТЕРИСТИК ВПЛ

Поле газодинамических характеристик обычного вентилятора с постоянным углом установки φ рабочих лопаток описывается (в координатах приведенного расхода воздуха, проходящего через вентилятор $G_{в.пр}$, и степени повышения давления вентилятора π_v^*) напорными винтами, ограничиваемыми линиями устойчивой работы. Центром поля называют точку характеристики, где достигается максимальный уровень КПД. Анализ имеющихся в технической литературе характеристик ВПЛ показывает следующее:

изменение угла установки φ позволяет при постоянной частоте вращения ротора существенно расширить диапазон изменения расхода воздуха, проходящего через вентилятор (рис. 2.1) [13];

увеличение угла установки φ приводит к смещению центров полей его характеристик в область более высоких значений $G_{в.пр}$ и π_v^* (рис. 2.2) [12];

при увеличении угла установки φ и сохранении частоты вращения ротора неизменной максимальный уровень КПД возрастает, достигает максимума и затем быстро снижается (рис. 2.3) [1];

при создании ВПЛ с малыми значениями $\pi_v^* \leq 1,3$ могут быть

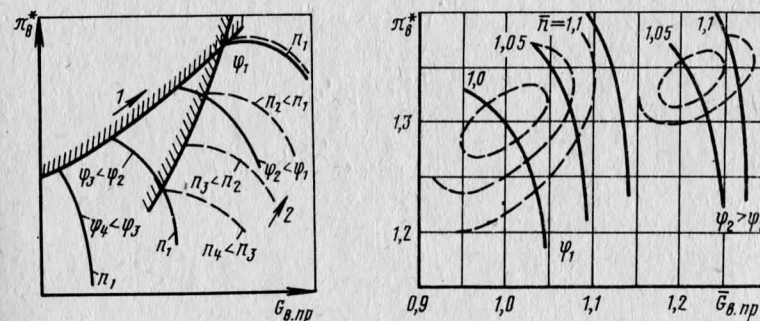


Рис. 2.1. Характеристики вентилятора с изменяемым и постоянным углом установки рабочих лопаток φ :

1 — увеличение φ при постоянной частоте вращения ротора; 2 — увеличение частоты вращения ротора с постоянным φ

Рис. 2.2. Смещение поля характеристик вентилятора при изменении угла установки φ

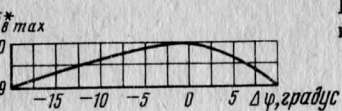


Рис. 2.3. Влияние угла установки φ на изменение уровней максимальных КПД при постоянной частоте вращения вентилятора

достигнуты высокие уровни максимальных КПД, равные 90% выше [15].

Эти особенности характеристик ВПЛ были учтены при разработке приводимой ниже математической модели ВПЛ.

Рассматривается одноступенчатый вентилятор без входного направляющего аппарата с низкими окружными скоростями вращения.

Для простоты анализа предполагается, что корневая часть рабочих лопаток выполнена или просто в виде спицы, или в виде пицы, на которой на подшипниках установлен флюгирующий профиль. Такая корневая часть лопатки не может обеспечить подвод работы сжатия к воздуху, который проходит на вход компрессора. Возникающие на этом участке канала гидравлические потери учитываются коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{\text{корн}}^*$. Лопатка вентилятора занимает всю высоту канала вентиляторного контура. Ее концевая часть выполнена в меридиальной плоскости по диаметру равному диаметру канала, а обечайка над рабочим колесом выполнена в виде сферической поверхности, что дает возможность сохранять постоянным радиальный зазор при повороте лопаток вокруг их осей. Угол поворота рабочих лопаток ограничен только механизмом привода. Если какого-либо конструктивного ограничения не имеется и густота решетки рабочего колеса меньше единицы ($b/t < 1,0$, где b — хорда лопатки, t — шаг решетки), рабочая лопатка может быть повернута на угол $0...360^\circ$ в любом направлении.

Рабочая лопатка может быть выполнена высотой равной высоте всего канала проточной части. Характеристики такого вентилятора наиболее правильно определять отдельно для части лопатки, приходящейся на внешний контур, и для корневой части лопатки, приходящейся на внутренний контур, поскольку характеристики этих участков существенно различны по уровням π_B^* , $q(\lambda)$, η^* и характеру протекания напорных ветвей при различных углах установки рабочих лопаток φ .

Предлагаемая классификация модулей характеристик ВПЛ по уровням исходной информации приведена в таблице 2.1

Первый уровень информации. При этом уровне информации имеются сведения об опыте проектирования и практического создания узлов и элементов, в частности, одноступенчатых вентиляторов с зафиксированными рабочими лопатками (ВНЛ) и некоторый экспериментальный материал по характеристикам таких вентиляторов. Для получения характеристики могут быть использованы существующие расчетно-теоретические методы

Таблица 2.1

Создание модулей характеристик ВПЛ на различных уровнях информации

Уровень информации	Исходные данные (экспериментальные)	Способ создания математической модели (модуля) характеристик ВПЛ	Результаты расчета с использованием модуля
Первый	Геометрия рабочего колеса Характеристики вентилятора при $\varphi = \varphi_0$	По статистическим данным, позволяющим оценить влияние φ на характеристики вентилятора	Приближенные характеристики
Второй	Геометрия рабочего колеса Характеристики вентилятора при $\varphi = \varphi_0$ Часть характеристик вентилятора при $\varphi \neq \varphi_0$	По результатам прямых экспериментов с привлечением дополнительных статистических данных	Уточненные характеристики
Третий	Геометрия рабочего колеса Все поле характеристик вентилятора при $\varphi = \text{var}$	Аппроксимация прямого широкого эксперимента	Точные характеристики

определения характеристик ВПЛ. Расчетом получают или отдельные напорные ветви вентилятора, или полное поле характеристик. При построениях характеристик вентилятора можно пользоваться также дополнительными статистическими данными экспериментального и теоретического аналогового характера с привлечением частных соотношений между параметрами ступени.

Второй уровень информации. Предполагается, что при этом уровне информации имеются некоторые, хотя и незначительные, сведения об особенностях реальных характеристик ВПЛ в некотором диапазоне углов установки рабочих лопаток φ . Эти исходные характеристики могут быть экспериментальными или расчетно-теоретическими.

Третий уровень информации. При этом уровне информации экспериментальные или расчетно-теоретические характеристики ВПЛ имеются во всем потребном диапазоне изменения угла установки φ , что позволяет разработать наиболее совершенный математический модуль характеристик ВПЛ.

Введем применительно к среднему радиусу рабочего колеса следующие определения.

Угол установки рабочих лопаток φ — угол, образуемый прямой, соединяющей входную и заднюю кромки лопатки, и плоскостью фронта решетки.

Основной расчетный режим ВПЛ — точка максимального КПД $\eta_{в.о}^*$ при расчетном угле установки рабочих лопаток вентилятора φ_o .

Расчетные режимы ВПЛ — точки максимальных значений КПД $\eta_{в.р}$ при $\varphi = \varphi_o$.

Расчетные окружные скорости¹ U_p — окружные скорости, соответствующие напорным ветвям характеристик ВПЛ, проходящим через точки максимальных КПД (при каждом заданном угле φ). Напорная ветвь при U_p называется расчетной.

Предельные окружные скорости U_{max} — окружные скорости, соответствующие предельным значениям расхода воздуха при каждом рассматриваемом значении угла φ . Напорная ветвь при U_{max} называется предельной.

Линия оптимальных режимов — линия, которая при каждом рассматриваемом значении φ ($\varphi = \text{const}$) пересекает напорные ветви в точках максимальных КПД на этих ветвях.

Базовая линия — линия, которая проходит через точки максимальных значений КПД $\eta_{в.р}$ при каждом из задаваемых углов φ .

Коэффициент производительности ступени — отношение максимальной приведенной плотности тока $q(\lambda_{в max})$ к плотности

¹ Здесь под окружной скоростью понимается окружная скорость, приведенная к температуре заторможенного потока воздуха на входе в рабочее колесо.

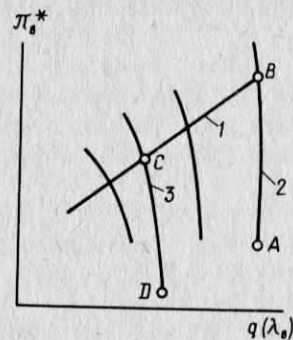


Рис. 2.4. К расчету характеристик вентилятора

тока в точке оптимального режима на данной напорной ветви $q(\lambda_{в opt})$.

Предлагаемый принцип построения характеристик ВПЛ основан на использовании нескольких основных (реперных) точек на характеристике вентилятора при каждом заданном угле установки рабочих лопаток φ . Полагаем, что имеются (рис. 2.4) линия оптимальных режимов 1 вентилятора, напорная ветвь 2 и расчетная ветвь 3. Значения параметров вентиляторов в любой точке плоскости $\pi^* - q(\lambda_v)$ нужно уметь определять по уровням параметров в четырех опорных точках (A — точка максимальной приведенной плотности тока ступени; B — предельная точка линии оптимальных режимов; C — точка расчетного режима; D — точка максимальной приведенной плотности тока на расчетной напорной ветви).

Основными этапами создания разработанного модуля характеристик ВПЛ являются:

1. Предварительная обработка исходных данных.
2. Расчет предельной окружной скорости U_{max} .
3. Определение параметров ступени в точке пересечения предельной напорной ветви с линией оптимальных режимов (точка B, рис. 2.4).
4. Расчет параметров ступени вдоль линии оптимальных режимов.
5. Расчет параметров ступени вдоль напорных ветвей.
6. Определение коэффициента запаса устойчивости вентилятора.

Аналитическое описание всего поля характеристик ВПЛ состоит в проведении расчетов по шести указанным этапам. Переходим к изложению метода расчета характеристик ВПЛ.

1. Предварительная обработка исходных данных

На втором уровне информации должны быть известны в полном объеме экспериментальные или расчетные характеристики ВПЛ, полученные при исходном расчетном угле φ_o и в неполном объеме при других углах φ . Задача первого этапа расчета состоит в получении следующих исходных характеристик и параметров, необходимых для дальнейшей аппроксимации всего поля характеристик ВПЛ:

предельных U_{max} и расчетных U_p значений окружных скоростей вентилятора при различных углах установки φ ; максимальной приведенной плотности тока ступени $q(\lambda_{в max})$,

ответствующей нижним участкам напорных ветвей $U_{\max} = \text{const}$ при различных углах φ ;

коэффициентов производительности ступени на напорных ветвях $U_{\max} = \text{const}$ и $U_p = \text{const}$ при различных углах φ ;

значений КПД вентилятора $\eta_{\text{в.р}}^*$ в точках пересечения линий оптимальных режимов и предельных напорных ветвей при различных углах φ ;

значений расчетных степеней повышения давления вентилятора $\pi_{\text{в.р}}^*$ и КПД $\eta_{\text{в.р}}^*$ в расчетных точках при различных углах φ , т. е. зависимостей $\pi_{\text{в.р}}^* = f(\varphi)$, $\eta_{\text{в.р}}^* = f(\varphi)$ — вдоль базовой линии; изменения КПД вдоль линий оптимальных режимов.

Предельные напорные ветви определяем упрощенным расчетом ступени вентилятора с использованием критических условий течения потока на входе в рабочее колесо и в горловине межлопаточного канала.

2. Расчет предельной окружной скорости

Расчет предельных напорных ветвей характеристик вентилятора и соответствующих им предельных окружных скоростей начинаем с расчета параметров в точке А (рис. 2.4), предполагая, что здесь:

скорость потока в относительном движении в горловине межлопаточного канала на среднем радиусе рабочего колеса устанавливается равной местной скорости звука $\lambda_{\text{Wгор}} = 1,0$;

скорость потока в относительном движении на среднем радиусе до входа в рабочее колесо равна скорости звука $\lambda_{\text{Wвх}} = 1,0$. Назовем эти условия критическими условиями натекания потока на решетку.

Для того, чтобы при принятых допущениях определить величину предельной окружной скорости на среднем радиусе ступени ($U_{\max}$) используем;

уравнение неразрывности для сечений на входе в ступень и в горловине рабочего колеса (оба сечения рассматриваются для относительного движения потока воздуха);

уравнение геометрической связи этих сечений;

треугольники скоростей на входе в рабочее колесо.

Так как рассматриваемый вентилятор не имеет направляющего аппарата, уравнение неразрывности для сечений на входе и в канале записываем из условия осевого движения потока перед входом в рабочее колесо. Согласно принятым допущениям на режиме работы вентилятора в точке А (рис. 2.4) $\lambda_{\text{Wгор}} = \lambda_{\text{Wвх}} = 1,0$ и из уравнения неразрывности между сечениями в относительном движении $F_{\text{Wвх}}$ и $F_{\text{Wгор}}$ вытекает соотношение

$$F_{\text{Wвх}} = F_{\text{Wгор}} \sigma_{\text{вх}}^* \quad (2.1)$$

где $\sigma_{\text{вх}}^*$ — коэффициент восстановления полного давления на

участке от передней кромки рабочей лопатки до горловины рабочего колеса.

Выясним характер зависимости предельной окружной скорости от угла установки φ рабочих лопаток вентилятора. С этой целью принимаем, что профиль лопаток рабочего колеса имеет переднюю часть (участок от передней кромки лопаток до горловины рабочего колеса) постоянной толщины, а кривизна профиля на этом участке равна нулю.

Площадь кольцевого сечения перед рабочим колесом

$$F_{\text{вх}} = thz,$$

где t — шаг решетки, мм; h — высота лопатки, мм; z — число лопаток.

С учетом принятых допущений площадь наименьшего сечения межлопаточного канала

$$F_{\text{Wгор}} = th \sin \beta'_1 - chz = F_{\text{вх}} \sin \beta'_1 - chz, \quad (2.2)$$

где c — максимальная толщина профиля рабочей лопатки, мм; β'_1 — угол наклона профиля к фронту решетки рабочего колеса. Поток перед рабочим колесом движется в осевом направлении, а в относительном движении натекает на решетку под углом β_1 . Площадь $F_{\text{Wвх}}$, ортогональная относительному движению потока, связана с площадью входного кольцевого канала соотношением

$$F_{\text{Wвх}}/F_{\text{вх}} = \sin \beta_1. \quad (2.3)$$

Заменяем в (2.1) величину $F_{\text{Wвх}}$ на (2.3) и, подставляя в (2.1) величину $F_{\text{Wгор}}$ из (2.2), получаем для точки А

$$\beta_{1\text{кр}} = \arcsin \left[\left(\sin \beta'_1 - \frac{\bar{c}z}{\pi \bar{l}} \frac{1 - \bar{d}_1}{1 + \bar{d}_1} \right) \sigma_{\text{вх}}^* \right],$$

где $\bar{c} = c/b$ — относительная толщина профиля лопатки; $\bar{l} = h/b$ — удлинение лопатки; b — хорда лопатки, мм; $\bar{d}_1 = d_1/D_{\text{в}}$ — относительный внутренний диаметр рабочего колеса; d_1 — наружный диаметр втулки, мм; $D_{\text{в}}$ — наружный диаметр рабочего колеса, мм.

Обратимся к треугольнику скоростей на входе в решетку рабочего колеса (рис. 2.5), из которого видно, что при предельных условиях натекания потока на решетку ($\beta_1 = \beta_{1\text{кр}}$)

$$U_{\max} = W_{\text{вх}} \cos \beta_{1\text{кр}} = a_{\text{Wвх}}^* \cos \beta_{1\text{кр}},$$

$$\text{где } a_{\text{Wвх}}^* = \sqrt{\frac{2\kappa R}{\kappa + 1} \left[T_{\text{вх}}^* + \frac{U_{\max}^2 (\kappa - 1)}{2\kappa R} \right]}.$$

И, следовательно, получаем, что при предельных условиях натекания на решетку

$$U_{\max} = \sqrt{2\kappa R T_{\text{вх}}^*} / \sqrt{1/\cos^2 \beta_{1\text{кр}} - (\kappa - 1)/(\kappa + 1)}.$$

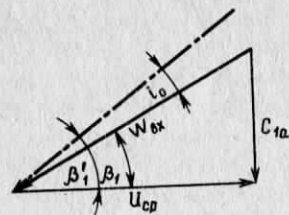


Рис. 2.5. Треугольник скоростей на входе в решетку рабочего колеса (i_0 — угол атаки)

Таким образом, рассматриваемый режим работы вентилятора, находящийся в поле его характеристик на линии $U_{\max} = \text{const}$ в области ее нижней части в точке А (см. рис. 2.4), определенлся величиной температуры торможения воздуха на входе в вентилятор $T_{\text{вх}}^*$ и критическим углом натекания потока на рабочую лопатку $\beta_1 \text{ кр}$.

3. Определение параметров ступени в точке В (рис. 2.4) пересечения предельной напорной ветви с линией оптимальных режимов.

Приведенная плотность тока $q(\lambda_{\text{в opt max}})$ в предельной точке В линии оптимальных режимов определяется из зависимости

$$q(\lambda_{\text{в opt max}}) = q(\lambda_{\text{в max}}) / \bar{q}_{\text{max}}, \quad (2.4)$$

где $\bar{q}_{\text{max}}$ — коэффициент производительности ступени на предельной напорной ветви. Предельная напорная ветвь имеет большую крутизну, так что по статистическим данным величина $\bar{q}_{\text{max}}$ изменяется в пределах $\bar{q}_{\text{max}} = 1,03 \dots 1,05$.

Как видим, используя геометрические параметры ступени, оказалось возможным определить предельный (критический) угол натекания потока на рабочую лопатку $\beta_1 \text{ кр}$ на режиме максимальной плотности тока ступени, предельную окружную скорость рабочего колеса $U_{\max}$ и приведенную плотность тока в двух характерных точках предельной напорной линии: $q(\lambda_{\text{в max}})$ в точке А и $q(\lambda_{\text{в opt max}})$ — точке В (см. рис. 2.4).

Степень повышения давления $\pi_{\text{в opt max}}^*$ в точке В рассчитываем из предположения, что приведенная работа вдоль линии оптимальных режимов изменяется пропорционально квадрату относительной частоты вращения ротора, т. е.

$$\pi_{\text{в opt max}}^* = [1 + (\pi_{\text{в max}}^*)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1] \pi_{\text{в opt max}}^* K_{\text{max p}}^2 / \eta_{\text{в,р}}^*]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, \quad (2.5)$$

где коэффициент максимальной раскрутки ротора от расчетной частоты вращения $K_{\text{max p}} = U_{\max} / U_{\text{р}}$. Величину КПД в точке В $\eta_{\text{в opt max}}^*$ определяем по величине коэффициента $K_{\text{max p}}$ по формуле

$$\eta_{\text{в opt max}}^* = \eta_{\text{в,р}}^* \sin(a - b/K_{\text{max p}}^2). \quad (2.6)$$

Коэффициенты a и b были определены по статистическим данным, характеризующим изменение КПД вентилятора вдоль линии оптимальных режимов, $a = 1,2 \dots 2,1$ рад; $b = 1,0 \dots 1,2$ рад; $K_{\text{max p}} = 1,3 \dots 1,6$.

Получением значений $q(\lambda_{\text{в opt max}})$, $\pi_{\text{в opt max}}^*$ и $\eta_{\text{в opt max}}^*$ завершается определение параметров вентилятора при его работе в точке В характеристики (см. рис. 2.4).

4. Расчет параметров ступени вдоль линии оптимальных режимов

Удельную плотность потока вдоль линии оптимальных режимов ВС определяем по величине $q(\lambda_{\text{в opt max}})$ по формуле:

$$q(\lambda_{\text{в opt}}) = q(\lambda_{\text{в opt max}}) \left(\frac{\pi_{\text{в opt}}^*}{\pi_{\text{в opt max}}^*} \right) \times \sqrt{\frac{(1 + l_{\text{opt max}})(1 - \frac{1}{\pi_{\text{в opt}}^{*0,286}})}{(1 + l_{\text{opt}})(1 - \frac{1}{\pi_{\text{в opt max}}^{*0,286}})}}, \quad (2.7)$$

вытекающей из уравнения неразрывности между сечениями на входе и выходе вентилятора, в которой

$$l_{\text{opt}} = (\pi_{\text{в opt}}^{*0,286} - 1) / \eta_{\text{в opt}}^*;$$

$l_{\text{opt max}} = (\pi_{\text{в opt max}}^{*0,286} - 1) / \eta_{\text{в opt max}}^*$ — приведенные работы вдоль линии оптимальных режимов и в предельной точке этой линии В соответственно.

Из выражения (2.7), в частности, можно определить величину $q(\lambda_{\text{в,р}})$, чем завершается определение параметров в точке С, поскольку значения $\pi_{\text{в,р}}^*$ и $\eta_{\text{в,р}}^*$ были заданы ранее при пользовании формулой (2.5).

Коэффициент полезного действия $\eta_{\text{в opt}}^*$ вдоль линии оптимальных режимов находится по заданной расчетной величине $\eta_{\text{в,р}}^*$, используя соотношение (2.6)

$$\eta_{\text{в opt}}^* = \eta_{\text{в,р}}^* \sin(a + b\bar{n}^2), \quad (2.8)$$

где $\bar{n} = n/n_{\text{max}}$ — относительная частота вращения ротора; $n_{\text{max}} = \frac{6 \cdot 10^4 U_{\max}}{3,14 D_{\text{в}}}$ — частота вращения ротора, соответствующая предельной напорной ветви, об/мин.

Степень повышения давления вентилятора вдоль линии оптимальных режимов $\pi_{\text{в opt}}^*$ определяется из зависимости, аналогичной (2.5)

$$\pi_{\text{в opt}}^* = [1 + (\pi_{\text{в opt max}}^*)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1] \bar{n}^2 \eta_{\text{в opt}}^* / \eta_{\text{в opt max}}^*]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \quad (2.9)$$

По формулам (2.7) ... (2.9) определяем значения $\pi_{\text{в opt}}^*$, $\eta_{\text{в opt}}^*$ и $q(\lambda_{\text{в opt}})$ вдоль всей линии оптимальных режимов характеристики вентилятора. Определение параметров на расчетной напор-

ной ветви, проходящей через точки C и D и, в частности, в самой точке D выполняется методом, излагаемым ниже и используемым для расчета всех напорных ветвей характеристики.

5. Расчет параметров ступени вдоль напорных ветвей

По значениям параметров в любой заданной точке линии оптимальных режимов характеристики вентилятора может быть определена вся напорная ветвь, проходящая через эту точку. Методика этого расчета состоит в следующем. Каждую напорную ветвь характеристики вентилятора можно описать вектором R , берущим свое начало из центра координат с осью абсцисс $Q = q(\lambda_B)/q(\lambda_{B\text{opt}})$ и осью ординат $\Pi = (\pi_B^* - 1)/(\pi_{B\text{opt}}^* - 1)$ [2].

В этой системе координат вектор R равен (рис. 2.6) $R = \sqrt{\Pi^2 + Q^2}$, а все напорные ветви характеристики вентилятора представляют собой веер кривых, проходящих через точку оптимальных режимов с координатами $\Pi = 1, Q = 1$.

Если вектор R в каждой точке напорной ветви известен, то расчет параметров вдоль напорных ветвей проводится по формулам:

$$q(\lambda_B) = q(\lambda_{B\text{opt}})R \cos x; \quad (2.10)$$

$$\pi_B^* = \pi_{B\text{opt}}^* \sin 2x;$$

$$\pi_B^* = 1 + (\pi_{B\text{opt}}^* - 1)R \sin x.$$

Здесь $x = \arcsin(\Pi/R)$ — угол, образуемый осью абсцисс и вектором R . Зависимость для КПД в (2.10) — эмпирическая.

Поскольку вектор R должен описывать различные напорные ветви, характеризующие весь потребный диапазон изменения приведенных частот вращения, он не может быть одинаковым при переходе от одной напорной ветви к другой. В области, где $\bar{n} = 1,0$ вектор R должен скользить по крутым, а в области где $\bar{n} \ll 1,0$ по пологим траекториям, отображающим крутые и пологие напорные ветви. Величина вектора R должна удовлетворять ряду граничных условий. При $x = 0$ длина вектора R должна быть равна коэффициенту $\bar{q}_n$ производительности ступени на рассматриваемой напорной ветви. При $x = 45^\circ$ (точка, где $\Pi = 1, Q = 1,0$) должно быть $R = \sqrt{2}$.

Величину R можно описать соотношением

$$R = \bar{q}_n / \cos x - (\bar{q}_n - 1)\sqrt{2}(\operatorname{tg} x)^B, \quad (2.11)$$

в котором $\bar{q}_n / \cos x$ обуславливает длину вектора R при малых значениях x , а коэффициент $\bar{q}_n$ определяется из формулы:

$$\bar{q}_n = 1 + 1,85/\exp(B_{\text{пр}} \bar{n}^{B_{\text{др}}}). \quad (2.12)$$

Этот коэффициент при $\bar{n} = 1,0$ равен коэффициенту $\bar{q}_{\text{max}}$ в (2.4), в связи с чем $B_{\text{пр}} = 3,6 \dots 4,1$. Коэффициент $B_{\text{пр}}$ определяется по статистическим данным, характеризующим протекание какой-либо из дроссельных напорных ветвей. Пользуясь, например, расчетной напорной ветвью имеем

$$B_{\text{др}} = \ln[\ln(\frac{1,85}{\bar{q}_p - 1})/B_{\text{пр}}] / \ln(1/K_{\text{max} p}), \quad (2.13)$$

где $\bar{q}_p = q(\lambda_B)_D/q(\lambda_{B,p})$; $q(\lambda_B)_D$ — приведенная плотность тока вентилятора в точке D (см. рис. 2.4) характеристики.

Коэффициент B в формуле (2.11) обуславливает пологое протекание напорных ветвей при больших значениях x . Этот коэффициент находим из уравнения вида

$$B = \ln[\frac{1}{\sqrt{2}}(\frac{\bar{q}_n}{\cos x_m} - \frac{1}{\sin x_m})/(q_n - 1)] / \ln(\operatorname{tg} x_m), \quad (2.14)$$

в котором коэффициент x_m изменяется в пределах $x_m = 0,8 \dots 1,35$ рад. С помощью этого коэффициента корректируется протекание напорных ветвей вентилятора при $x > 45^\circ$. Пологие напорные ветви характеристик вентилятора соответствуют меньшим значениям x_m .

6. Определение коэффициента запаса устойчивости вентилятора

Построение поля характеристик вентилятора завершаем определением левой верхней границы поля (границы устойчивой работы вентилятора). Потеря устойчивой работы вентилятора в левых частях ветвей характеристики связана с возникновением на профиле в этой области режимов недопустимо высоких углов атаки, и, как следствие, срывов потока, сопровождающихся снижением КПД вентиляторной ступени. Устойчивость вентилятора на каждой из напорных ветвей характеристик теряется в точке, где достигается некоторое предельное значение $\pi_{B\text{гр}}^*$. Запасом устойчивости вентилятора называют соотношение

$$\Delta K_{y,B} = \frac{\pi_{B\text{гр}}^*}{\pi_B^*} \frac{q(\lambda_B)}{q(\lambda_{B\text{гр}})} - 1, \quad (2.15)$$

где индексом "гр" обозначены параметры вентилятора в точке на границе устойчивости. При $q(\lambda_B) = q(\lambda_{B\text{гр}})$ и $\pi_B^* = \pi_{B\text{гр}}^*$ имеем $\Delta K_{y,B} = 0$ (устойчивости нет). При $q(\lambda_B) > q(\lambda_{B\text{гр}})$ и $\pi_B^* < \pi_{B\text{гр}}^*$ имеем $\Delta K_{y,B} > 0$ (устойчивость есть). Так как потеря устойчивости $\Delta K_{y,B} = 0$ сопровождается существенным снижением КПД, оказывается удобным определить значение КПД на границе срыва и сравнить это значение с КПД на базовой линии. Отношение этих КПД аппроксимируется эмпирической формулой:

$$\bar{\eta}_{B\text{гр}}^* = \eta_{B\text{гр}}^* / \eta_{B\text{opt}}^* = 0,8 + 0,2 \operatorname{th}[2,49(K_{\text{max} p} \bar{n} - 0,47)], \quad (2.16)$$

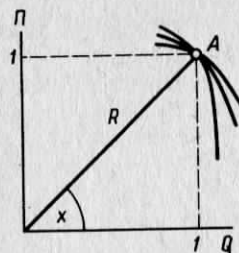


Рис. 2.6. К представлению характеристик вентилятора в координатах $\Pi - Q$

где $\eta_{в.гр}^*$ — КПД вентилятора на границе устойчивой работы. Зная величину $\bar{\eta}_{в.гр}^*$, определяем параметры вентилятора. Прежде всего, используя уравнение (2.10), определяем значение угла $x_{гр}$ на границе

устойчивости вентилятора

$$x_{гр} = 0,5 (3,1416 - \arcsin \bar{\eta}_{в.гр}^*) \quad (2.17)$$

а величину

$$R_{гр} = \bar{q}_n / \cos x_{гр} - \sqrt{2}(\bar{q}_n - 1)(\operatorname{tg} x_{гр})^B \quad (2.18)$$

Затем, подставив в (2.10) значение $x = x_{гр}$ из (2.17) и $R = R_{гр}$ из (2.18), получим

$$\pi_{в.гр}^* = 1 + (\pi_{в.опт}^* - 1)R_{гр} \sin x_{гр};$$

$$q(\lambda_{в.гр}) = q(\lambda_{в.опт})R_{гр} \cos x_{гр}.$$

В результате, возвращаясь к (2.15), имеем

$$\Delta K_{у.в} = [1 + (\pi_{в.опт}^* - 1)R_{гр} \sin x_{гр}] \times \\ \times q(\lambda_{в.гр}) / [\pi_{в.опт}^* q(\lambda_{в.опт})R_{гр} \cos x_{гр}] - 1. \quad (2.19)$$

Рассмотренный метод определения параметров вентилятора на границе устойчивости по величине снижения КПД справедлив лишь в случае, когда в точке, где наблюдается потеря устойчивости, достигается максимальное на этой ветви значение $\pi_{в.гр}^*$. Если же напорная ветвь имеет экстремум по $\pi_{в.гр}^*$, то здесь границе устойчивой работы вентилятора соответствует точка, где $\pi_{в.гр}^* = \pi_{в.гр, \max}^*$ и при этом запас устойчивости вентилятора находим в виде

$$\Delta K_{у.в} = \pi_{в.гр, \max}^* q(\lambda_{в.гр}) / [\pi_{в.опт}^* q(\lambda_{в.опт})] - 1,$$

где $q(\lambda_{в.гр})_1$ — приведенная плотность тока на входе в ступень вентилятора на рассматриваемой напорной ветви в точке $\pi_{в.гр}^* = \pi_{в.гр, \max}^*$. Величина $\pi_{в.гр, \max}^*$ может быть определена заранее с использованием предложенного метода.

Полученными соотношениями завершается расчетное определение характеристик вентилятора. Изложенную методику расчета характеристик особенно удобно применять для аппроксима-

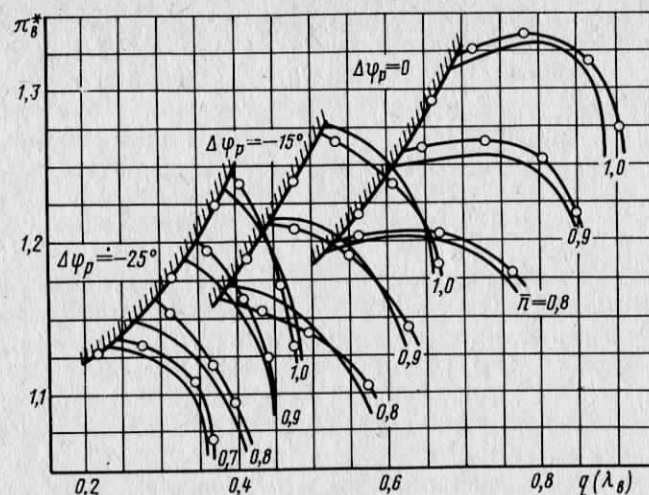


Рис. 2.7. Характеристики ВПЛ (— — экспериментальные; $\circ$ — расчетные; $\cdots$ — граница устойчивой работы)

ции конкретных экспериментальных характеристик вентилятора. При такой аппроксимации можем встретиться с некоторыми специфическими моментами. Поскольку рабочие лопатки имеют конкретную кривизну профиля и другие геометрические особенности, которые не учитываются изложенной выше методикой, необходимо, прежде всего, провести "увязку" значений параметров вентилятора в расчетной точке его экспериментальной характеристики путем подбора в расчетных формулах увязочного (условного) геометрического угла входа β'_1 увяз. Этот угол β'_1 увяз принимается при дальнейшем расчете всего поля характеристик ВПЛ в качестве расчетного угла, от которого ведется отсчет поворота рабочих лопаток вентилятора. Отклонение угла установки рабочих лопаток от расчетного в расчетных условиях $\Delta\varphi = \Delta\beta'_1 = 0$. При прикрытии рабочими лопатками канала $\Delta\beta'_1 < 0$ ($\Delta\varphi < 0$), при открытии $\Delta\beta'_1 > 0$ ($\Delta\varphi > 0$).

На рис. 2.7 приведен пример сопоставления экспериментальных и расчетных характеристик ВПЛ при трех значениях угла φ . Для получения аппроксимирующих коэффициентов использовались параметры вентилятора всего лишь при двух значениях угла φ :

$$\varphi = \varphi_0 (\Delta\varphi_p = 0) \text{ и } \varphi = \varphi_0 - 15^\circ (\Delta\varphi_p = -15^\circ).$$

Характеризуя оперативность изложенного метода, отметим, что время, необходимое для расчета одной точки характеристики ВПЛ на ЦВМ БЭСМ-6 по предлагаемому методу расчета (ап-

проксимации), составляет менее 0,04 с. Это позволяет использовать разработанный модуль характеристик ВПЛ для проведения широких параметрических расчетных исследований свойств ТРДД с ВПЛ.

2.3. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ ГТД

Помимо математической модели характеристик вентилятора для расчета характеристик ТРДД с ВПЛ необходимо разработать математические модели характеристик компрессора, камеры сгорания, турбины, определить ожидаемый уровень токсичности двигателя, а также дать методы расчета тяги и шума неустановленного и установленного двигателя и основных характеристик систем его интеграции с планером.

Компрессор. Характеристики компрессора могут быть рассчитаны по методике [4]. К числу наиболее простых математических модулей характеристик компрессора с нерегулируемой геометрией относится модель работы [2], в которой параметры компрессора рассчитываются вдоль линии оптимальных режимов посредством функций от одной переменной (относительной частоты вращения ротора), а параметры вне линии оптимальных режимов аналитическими функциями двух переменных (относительной частоты вращения ротора и положения точки на напорной ветви).

Аппроксимация характеристик компрессора состоит из 4-х последовательных этапов: обработки исходных данных; расчета параметров вдоль линии оптимальных режимов; расчета параметров вдоль напорных ветвей; определения коэффициента запаса устойчивости.

1. Обработка исходных данных. На характеристике компрессора имеются две характерные точки: расчетная точка собственно характеристики компрессора (центр поля характеристик компрессора), где $\eta_k^* = \eta_{k, \max}^*$, и расчетная точка компрессора в системе двигателя, параметры которой выбраны при определении расчетного режима двигателя ($\pi_{k,p}^*$, $q(\lambda_{k,p})$, $\eta_{k,p}^*$, $n_{k,p}$).

Обычно расчетная точка компрессора в системе двигателя находится на линии оптимальных режимов при частоте вращения, несколько превышающей частоту вращения, где достигается $\eta_{k, \max}^*$.

Исходными данными, необходимыми для аппроксимации всего поля характеристик компрессора, являются: степень повышения давления компрессора в расчетной точке двигателя $\pi_{k,p}^*$; КПД компрессора в расчетных точках компрессора $\eta_{k, \max}^*$ и двигателя $\eta_{k,p}^*$; приведенная плотность тока компрессора в расчетной точке двигателя $q(\lambda_{k,p})$; коэффициент q_p , характеризую-

щий нижний участок рабочего диапазона изменения $q(\lambda_k)$ вдоль напорной ветви $n_{k,p} = \text{const}$.

В качестве исходных данных для аппроксимации могут использоваться конкретные экспериментальные характеристики или характеристики компрессоров аналогичного назначения.

2. Параметры вдоль линии оптимальных режимов значения КПД $\eta_{k, \text{opt}}^*$ и степени повышения давления компрессора $\pi_{k, \text{opt}}^*$ находим из зависимостей типа (2.8) и (2.9) в виде

$$\eta_{k, \text{opt}}^* = \eta_{k,p}^* \sin(a_k - b_k \bar{n}_k^2);$$

$$\pi_{k, \text{opt}}^* = [1 + (\pi_{k,p}^*)^{\frac{k-1}{k}} - 1] \bar{n}_k^2 \eta_{k, \text{opt}}^* / \eta_{k,p}^*]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (2.20)$$

где $a_k = 2,2 \dots 2,7$ рад, $b_k = 0,6 \dots 1,0$ рад (по средним статистическим данным); $\bar{n}_k = \frac{n_{k,p}}{n_{k, \text{opt}}}$.

Приведенная плотность тока компрессора $q(\lambda_{k, \text{opt}})$ вдоль линии оптимальных режимов определяется по параметрам в расчетной точке с введением поправки в виде полинома

$$q_n = \sum_{i=0}^j a_i n_{k,i}^i. \quad (2.21)$$

При этом приведенная плотность тока равна

$$q(\lambda_{k, \text{opt}}) = q_n q(\lambda_{k,p}) \frac{\pi_{k, \text{opt}}^*}{\pi_{k,p}^*} \sqrt{(1 + l_{k,p}) / (1 + l_{k, \text{opt}})}, \quad (2.22)$$

где $l_{k,p} = (\pi_{k,p}^{0,286} - 1) / \eta_{k,p}^*$; $l_{k, \text{opt}} = (\pi_{k, \text{opt}}^{0,286} - 1) / \eta_{k, \text{opt}}^*$.

3. Параметры компрессора вдоль напорных ветвей рассчитываются по зависимостям, аналогичным (2.10) ... (2.14), при $B_{\text{др}} = 1$ и при подстановке $\bar{n}_k$ вместо $\bar{n}$.

$$q(\lambda_k) = q(\lambda_{k, \text{opt}}) R \cos x;$$

$$\eta_k^* = \eta_{k, \text{opt}}^* \sin 2x;$$

$$\pi_k^* = 1 + (\pi_{k, \text{opt}}^* - 1) R \sin x; \quad (2.23)$$

$$R = \bar{q}_n / \cos x - \sqrt{2}(\bar{q}_n - 1)(\text{tg } x)^B,$$

$$\bar{q}_n = 1 + 1,85 / \exp(B_{\text{пр}} \bar{n}_k);$$

$$B = \ln \left[\frac{1}{\sqrt{2}} \left(\frac{\bar{q}_n}{\cos x_m} - \frac{1}{\sin x_m} \right) / (\bar{q}_n - 1) \right] / \ln(\text{tg } x_m).$$

4. Запас устойчивости компрессора определяется по формулам аналогичным (2.16), (2.17) и (2.19), поскольку напорные ветви компрессора не имеют экстремум по π_k^*

$$\begin{aligned}\bar{\eta}_{k,гp}^* &= 0,8 + 0,2 \operatorname{th}[2,93(\bar{n}_k - 0,4)]; \\ x_{гp} &= 0,5(3,14 - \arcsin \bar{\eta}_{k,гp}^*); \\ \Delta K_{y,k} &= [1 + (\pi_{k,opt}^* - 1)R_{гp} \sin x_{гp}] \times \\ &\times q(\lambda_k) / [\pi_k^* q(\lambda_{k,opt}) R_{гp} \cos x_{гp}] - 1.\end{aligned}$$

Изложенная методика дает возможность или аппроксимировать имеющиеся характеристики, или рассчитывать предполагаемые характеристики компрессора.

Камера сгорания. Полнота горения и токсичность. В результате экспериментальных исследований камеры сгорания конкретной конструкции, принимаемой за эталонную, получают зависимости

$$\begin{aligned}\eta_{k,c}^3 &= f_1(\alpha, T_k^*, p_k, \bar{H}); \\ EI_{CO}^3 &= f_2(T_k^*, T_{г,г}^*, p_k^*); \\ EI_{C_n H_m}^3 &= f_3(T_k^*, T_{г,г}^*, p_k^*); \\ EI_{NO_x}^3 &= f_4(T_k^*, T_{г,г}^*, T_{г,г}^*, p_k^*, \tau_{преб}),\end{aligned}\quad (2.24)$$

где α — коэффициент избытка воздуха в камере сгорания; $T_{г,г}$ — температура газа в зоне горения; $\bar{H}$ — относительная влажность; $\eta_{k,c}$ — коэффициент полноты сгорания.

Переход от эталонных условий работы камеры сгорания к другим условиям сопровождается изменением состава продуктов сгорания, который, как показал опыт, может быть учтен следующими соотношениями:

$$\begin{aligned}\eta_{k,c} &= \eta_{k,c}^3; \\ EI_{CO} &= EI_{CO}^3 p_k^{*3}/p_k^*; \\ EI_{C_n H_m} &= 0,1 EI_{CO}; \\ EI_{NO_x} &= EI_{NO_x}^3 \sqrt{p_k^*/p_k^{*3}} \exp[(T_k^* - T_k^{*3})/288] \exp[18,8(\bar{H}^3 - \bar{H})] W^3/W,\end{aligned}\quad (2.25)$$

где W — скорость потока в камере.

При одинаковой относительной влажности $\bar{H}$ и скоростях по-

тока последняя формула упрощается. Количество CO, выброшенного силовой установкой в зоне аэропорта на i -м режиме за один полетный цикл, равно

$$[M_{CO}]_{реж i} = EI_{CO} C_{R_o} R_o t_{реж i} z \quad (2.26)$$

и на всех n режимах за один полетный цикл

$$[M_{CO}]_{цикл} = \sum_{i=0}^{i=n} (EI_{CO} C_{R_o} R_o t_{реж i} z). \quad (2.27)$$

Здесь $t_{реж i}$ — время работы на i -м режиме; z — число двигателей.

Суммарный параметр эмиссии за один полетный цикл определяется как суммарное количество всех загрязняющих веществ, выбрасываемых из двигателя в атмосферу в зоне аэропорта за один полетный цикл, отнесенное к взлетной тяге неустановленного двигателя в стандартных атмосферных условиях

$$P_{эмм} = \sum_{цикл} [M_{CO}]_{цикл} + (M_{C_n H_m})_{цикл} (M_{NO_x})_{цикл} / (z R_o). \quad (2.28)$$

Турбина. В двухконтурных двигателях применяются многоступенчатые турбины, особенно в двухконтурных безредукторных двигателях, в которых число ступеней турбины может быть равно пяти, шести и выше. В современных двигателях, имеющих высокую температуру газа перед турбиной, первые ступени необходимо охлаждать. По мере того, как от ступени к ступени температура газа уменьшается, уменьшается потребное количество воздуха на охлаждение ступеней. Начиная с третьей — четвертой ступени, а иногда со второй — третьей ступени применение охлаждения турбинных лопаток не требуется. Таким образом, турбина всегда может быть разделена на охлаждаемые и неохлаждаемые каскады. Охлаждающий воздух подводится к сопловым и рабочим лопаткам и после прохождения им системы охлаждения выпускается в основной поток газа. В турбинах охлаждаются полки сопловых лопаток, корпус, диски рабочих колес и внутренние опоры подшипников. Наибольшее количество воздуха идет на охлаждение сопловых и рабочих лопаток первой ступени. Потребное количество охлаждающего воздуха определяется величиной параметра охлаждения

$$\theta = (T_{гW_1}^* - T_{лоп}) / (T_{г}^* - T_k^*),$$

где $T_{лоп}$ — допустимая температура стенки сопловой или рабочей лопатки; $T_{гW_1}$ — температура газа в относительном движении за сопловым аппаратом.

Относительный расход воздуха, потребный для охлаждения

$$\xi_{охл} = G_{охл}/G_k = f(\theta, K_\phi),$$

где K_{ϕ} символизирует рассматриваемую конструктивную схему систем охлаждения. Чем совершеннее система охлаждения, тем меньше требуется воздуха при заданном θ для охлаждения. Чем жаропрочнее материал турбины, тем выше значение $T_{\text{лоп}}$ и тем меньше количество воздуха требуется на охлаждение лопаток турбины. Если допустимая температура стенки сопловой и рабочей лопатки может быть задана на уровне $T_{\text{лоп}} = 1200 \text{ К}$, то начиная со ступени турбины, где $T_{\text{г.в.}}^* \leq 1200 \text{ К}$, охлаждение ее сопловых и рабочих лопаток не требуется. Воздух, охлаждающий лопатки, выдувается в проточную часть турбины через отверстия, имеющиеся в сопловых и рабочих лопатках на входных кромках и на боковых поверхностях, а также через щели, имеющиеся на задних кромках лопаток. Кроме того, воздухом охлаждаются внутренние и внешние полки кольцевого канала соплового аппарата. В расчетно-теоретических проработках схемы выдува охлаждающего воздуха в проточную часть упрощается. Наиболее простой является расчетная схема, согласно которой весь воздух, охлаждающий сопловые лопатки первой ступени, выдувается в проточную часть через задние щелевые кромки сопловых лопаток. Выдув воздуха в проточную часть турбины вызывает снижение КПД в связи со снижением коэффициента восстановления давления σ в канале между венцами лопаток (уменьшением коэффициентов скоростей в сопловом аппарате и в рабочем колесе турбины). Воздух, выпущенный в поток газа предыдущей ступени, участвует в создании работы на последующих ступенях турбины.

При уменьшении частоты вращения ротора суммарная степень расширения в турбине уменьшается. Вначале это уменьшение затрагивает только последние ступени турбины, но по мере дросселирования двигателя начинают изменяться перепады давлений в первых ее ступенях. Поскольку при этом температура газа перед турбиной уменьшается, может быть уменьшено количество воздуха на охлаждение турбины. При $T_{\text{г.в.}}^* = 1200 \text{ К}$ охлаждение может быть полностью отключено. Регулирование расхода воздуха на охлаждение позволяет улучшить экономические показатели двигателя на дроссельных режимах. При увеличении температуры газа перед турбиной сверх номинального значения необходимо для сохранения величины θ и прежнего количества охлаждающего воздуха уменьшить уровень его температуры $T_{\text{к}}^*$. Это достигается применением воздухо-воздушных или воздухо-топливных теплообменных аппаратов, где у воздуха, идущего на охлаждение турбины, понижается температура. Такие режимы могут встретиться у ТРДД с ВПЛ на режимах взлета и в высотно-скоростных условиях. В связи с тем, что в высотно-скоростных условиях в ТРДД с ВПЛ изменяется величина $\pi_{\text{т}}^*$, приходится для сохранения частоты вращения ротора изменять в ши-

роких пределах температуру газа перед турбиной. Изменение КПД турбины учитывается формулой

$$\eta_{\text{т}}^* = \eta_{\text{т.р}}^* \sin [a_{\text{т}} + b_{\text{т}} (U_{\text{т}} / C_{\text{ад}})^{d_{\text{т}}}], \quad (2.29)$$

где $\eta_{\text{т.р}}^*$ — расчетная величина КПД турбины; $U_{\text{т}}$ — окружная скорость; $C_{\text{ад}}$ — адиабатическая скорость; $a_{\text{т}}$, $b_{\text{т}}$, $d_{\text{т}}$ — постоянные.

Для турбины с малой реактивностью

$$a_{\text{т}} = 3,142 \text{ рад}; \quad b_{\text{т}} = -0,915 \text{ рад}; \quad d_{\text{т}} = 1,144.$$

В данной математической модели, кроме формулы (2.29) была использована модель турбины работы [4].

Акустические характеристики. Малошумный ТРДД имеет удлиненную мотогондолу со звукопоглощающими покрытиями и облицованную звукопоглощающими покрытиями газогенераторную часть двигателя. Поскольку газогенераторная часть ТРДД большой ступени двухконтурности сравнительно мала, входной канал компрессора выполнен в виде криволинейного канала, уменьшающего шум компрессора в передней полуплоскости. Со стороны реактивного сопла компрессор и камера сгорания отделены от окружающей среды многоступенчатой турбиной с конфузными каналами решеток, в которых генерируемый шум существенно меньше, чем в компрессоре. В двухроторных ТРДД шум турбины низкого давления еще меньше вследствие более низких окружных скоростей ТНД. Основной шум, генерируемый ТРДД большой степени двухконтурности, это шум вентилятора на режимах прямой и реверсивной тяг и шум от взаимодействия реактивных струй с закрылками при взлете — посадке самолета. Суммарный шум двухконтурного ТРДД с ВПЛ L_{Σ} в источнике находится по формуле [5]

$$L_{\Sigma \text{ист}} = 10 \lg [10^{0,1L_{\text{в.ист}}} + 10^{0,1L_{\text{с I.ист}}} + 10^{0,1L_{\text{с II.ист}}} + 10^{0,1L_{\text{инт.ист}}}],$$

где $L_{\text{в.ист}}$, $L_{\text{с I.ист}}$, $L_{\text{с II.ист}}$, $L_{\text{инт.ист}}$ — шумы, создаваемые в отдельности вентилятором, реактивными струями внутреннего и наружного контуров и системой интеграции двигатель — планер, соответственно. Эта же формула справедлива для определения суммарного шума, создаваемого ТРДД с ВПЛ на местности в любой из контрольных точек:

$$L_{\Sigma \text{к.т}} = 10 \lg [10^{0,1L_{\text{в.к.т}}} + 10^{0,1L_{\text{с I.к.т}}} + 10^{0,1L_{\text{с II.к.т}}} + 10^{0,1L_{\text{инт.к.т}}}], \quad (2.30)$$

где $L_{в.к.т}$, $L_{с.к.т}$, $L_{с.п.к.т}$, $L_{инт.к.т}$ — определяются в заданных контрольных точках на местности вдали от источника.

Шум, создаваемый вентилятором в дальнем звуковом поле на расстоянии $l \geq (30...50) D_B$, равен

$$L_B = 47,5 \lg U_{в.к} + 7,5 \lg G_B - 10 \lg l - 0,004 l + 5 \lg z, \quad (2.31)$$

где $U_{в.к}$ — окружная скорость концевой части рабочих лопаток вентилятора, м/с; G_B — расход воздуха через вентилятор, кг/с; l — расстояние от двигателя до контрольной точки на местности, м; z — число двигателей.

Шум, создаваемый каждой из реактивных струй на местности при $l \geq 30 D_c$ [5]:

$$L_c = 10 \lg W_c - 20 \lg l - 0,003 l + 5 \lg z + 119, \quad (2.32)$$

где W_c — акустическая мощность струи в источнике, определяемая по газодинамическим и геометрическим параметрам струи в выходном сечении реактивных сопел по формуле

$$W_c = 1,5 \cdot 10^{-4} \rho_c F_c (V_c - V_n)^5 / a_n^5, \quad (2.33)$$

где V_c , ρ_c — скорость и плотность струи в выходном сечении сопла; F_c — площадь выходных сечений сопла; a_n — скорость звука в окружающей среде; V_n — скорость полета.

Шум от соударения реактивных струй с закрылком $L_{инт}$ не должен превышать шума вентилятора и шума реактивных струй. Поскольку скорость натекания реактивной струи наружного контура на закрылок определяется величиной $\pi_{в}^*$, шум от соударения струи с закрылком является функцией

$$L_{инт} = f(\pi_{в}^*, D_c/c, l_c/c, l_c/\bar{D}_c, \delta_f). \quad (2.34)$$

Здесь: D_c/c — отношение диаметра сопла D_c к хорде крыла (с закрылком) c ; δ_f — угол наклона закрылка; $l_c/\bar{D}_c$ — отношение расстояния l_c от сопла до закрылка к диаметру сопла (см. рис. 2.8, а).

Типичные зависимости (2.34) для систем нижнего (кривая 1) и верхнего (кривая 2) обдува закрылков приведена на рис. 2.8, б.

При небольших скоростях истечения из реактивных сопел, характерных для взлетных режимов малолучных СКВП, наибольшее влияние на суммарный шум двигателя, помимо шума от взаимодействия реактивных струй с закрылками, оказывает окружная концевая скорость вентилятора $U_{в.к}$, в связи с чем при проведении расчетных параметрических исследований характеристик двигателя возникает необходимость в определении связи

$$U_{в.к \min} = f(\pi_{в.р}^*), \quad (2.35)$$

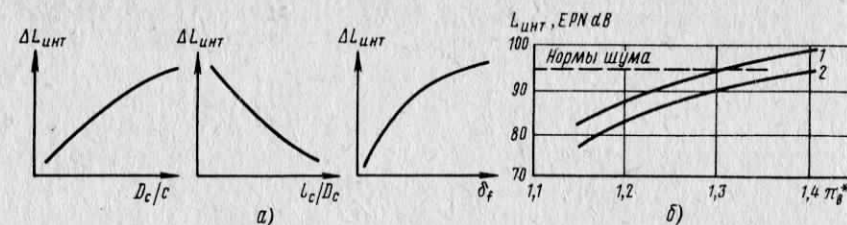


Рис. 2.8. Типичные акустические характеристики для системы интеграции с нижним и верхним обдувом закрылков

которая может быть найдена или расчетным методом, или по статистическим данным. Каждое задаваемое значение $\pi_{в.р}^*$ в одноступенчатом вентиляторе с осевым направлением потока на входе и спрямляющей решеткой на выходе может быть достигнуто, начиная с некоторого минимального значения концевой окружной скорости рабочих лопаток $U_{в.к \min}$. При $U_{в.к} > U_{в.к \min}$ задаваемое значение $\pi_{в.р}^*$ может быть достигнуто без особых трудностей. При $U_{в.к} < U_{в.к \min}$ задаваемые значения $\pi_{в.р}^*$ не могут быть достигнуты. Зависимость (2.35) для одноступенчатых вентиляторов фирм Джерал Электрик, Аллисон [19], Роллс-Ройс [14], NASA [16], Гамильтон Стэндрд [18] и отечественного производства показана на рис. 2.9. На рис. 2.9 видно, что чем меньше величина $\pi_{в.р}^*$, тем при более низких окружных скоростях $U_{в.к}$ она может быть получена. При $\pi_{в.р}^* \rightarrow 1,0$, параметр $U_{в.к \min} \rightarrow 0$, так что зависимость (2.35) имеет вполне определенный вид. На рис. 2.9 также показаны три характерные области параметров: I — область легкодостижимых значений параметров; II — область труднодостижимых значений параметров; III — область недостижимых значений параметров.

Видно, что значения параметров, полученные фирмой Джерал Электрик, находятся в зоне I, а значения параметров, полученные фирмой Аллисон, находятся у нижней границы области труднодостижимых значений параметров. Зависимость $U_{в.к \min} = f(\pi_{в.р}^*)$, полученная статистически, подтверждается расчетом. Предполагается, что значения коэффициента теоретического напора $\bar{H}_T > 0,5$ являются или труднодостижимыми, или вообще недостижимыми, а значения $\bar{H}_T < 0,3$ — легкодостижимыми и, учитывая, что значения $0,3 < \bar{H}_T < 0,4$ реально получены, убеждаемся в том, что зависимость $U_{в.к \min} = f(\pi_{в.р}^*)$, найденная по статистическим данным, хорошо совпадает с расчетом (рис. 2.10).

Акустические характеристики изолированного двигателя находятся поэтапно: задается расчетное значение степени повышения давления вентилятора; по (2.35) устанавливается окружная концевая скорость вентилятора; по (2.31) определяется шум вентилятора; по величинам степеней понижения давлений в соп-

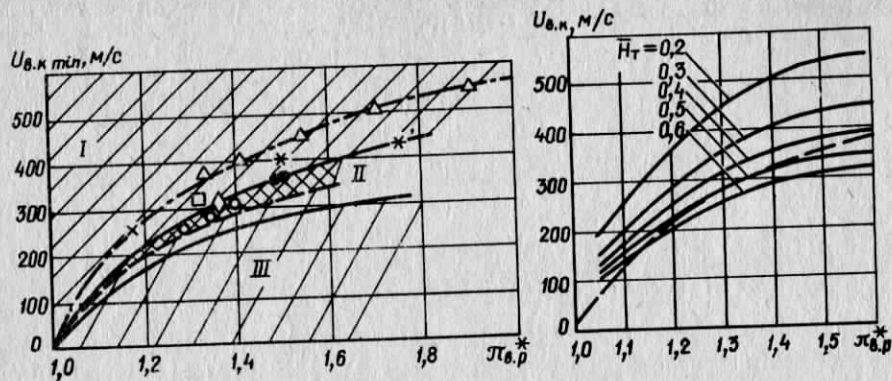


Рис. 2.9. Зависимость $U_{B,K min} = f(\pi_{B,p}^*)$ для одноступенчатого вентилятора: $\circ$ — [19]; $\bullet$ — [16]; $\times$ — [18]; $\square$ — ВПЛ [14]; $\diamond$ — ВНЛ [14]; $\triangle$ — вентилятор Джeneral Электрик; * — вентиляторы отечественного производства

Рис. 2.10. Зависимость $U_{B,K} = f(\pi_{B,p}^*)$, — — — $U_{B,K min} = f(\pi_{B,p}^*)$

лах наружного и внутреннего контуров определяются скорости истечения реактивных струй и их шум; проводится суммирование в контрольных точках на местности шума, создаваемого вентилятором и реактивными струями.

Для определения акустических характеристик двигателя в системе интеграции с планером необходимо учитывать шум от взаимодействия реактивных струй с элементами планера и снижение уровня шума в источнике от применения средств шумоглушения.

2.4. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ХАРАКТЕРИСТИК ТРДД С ВПЛ

После того как разработаны математические модели характеристик узлов, формируются общие принципы расчета характеристик двигателя, для чего задается его конкретная схема и определяются формы взаимосвязи между элементами.

Основным расчетным режимом двухконтурного ТРД для малозумных СКВП является взлетный режим, на котором должна быть достигнута заданная тяговооруженность и стабилизация самолета при одном отказавшем двигателе, и при этом обеспечено заданное ограничение уровня шума и эмиссии загрязняющих веществ на взлетно-посадочном цикле, а также прочие необходимые взлетно-посадочные характеристики и определен облик двигателя в целом (его габариты и конструкционная масса). Затем с применением разработанной математической модели рассчитываются высотно-скоростные, дроссельные и динамические харак-

теристики двигателя для последующего их согласования с потребными тягово-экономическими характеристиками самолета. Далее проводится оценка стоимости двигателя, вероятность его реализации в рассматриваемый период времени, эксплуатационные затраты и стоимость жизненного цикла парка рассматриваемых самолетов в целом.

При разработке математической модели ТРДД используется квазистационарное представление о характеристиках элементов двигателя на установившихся и переходных режимах; рассматривается одномерный, однородный поток газа по тракту двигателя; теплообмен между рабочим телом и материалом конструкции двигателя, на переходных режимах не учитывается. В наиболее совершенных математических моделях должны быть учтены схема регулирования компрессора и турбины и влияние охлаждения турбины на ее КПД, влияние чисел Рейнольдса в компрессоре и турбине на их КПД и характеристики, введены в математической форме принципы активного регулирования радиальных зазоров в компрессоре и турбине.

Современные и, в особенности, перспективные двухконтурные высокоэкономические двигатели отличаются высоким уровнем термодинамических параметров и КПД элементов. Расчет характеристик таких двигателей должен быть выполнен на высоком уровне совершенства, при очень точном и обоснованном задании потерь в элементах двигателя, баланса расходов рабочих тел, определении массы двигателя. Эти требования предполагают последовательное осуществление двух взаимосвязанных методических подходов к расчету, а именно, исходные характеристики всех элементов и уровни их КПД должны быть получены с учетом переменности в термо-газодинамических процессах теплоемкости рабочего тела (воздуха и газа) и, далее, расчет высотно-скоростных, дроссельных и других характеристик двигателя должен быть выполнен на основе именно этих исходных данных и по тем же методам, учитывающим переменность теплоемкости. Если указанные принципы расчета по каким-либо причинам не выполняются, можно говорить о некорректности расчетов, особенно в тех случаях, когда применена обработка экспериментальных данных с постоянными теплоемкостями. Такие несоответствующие друг другу расчеты значительно менее обоснованы и правдоподобны, чем даже те, в которых изменение теплоемкости рабочего тела вообще не учитывается ни при экспериментах, ни в расчетах, выполненных с использованием данных этих экспериментов.

Полагаем, что получение исходных данных (характеристик элементов двигателя) было выполнено с учетом переменности теплоемкости, т.е. с использованием интегральных термодинамических функций энтальпии J и энтропии S [3]. Затем с помощью систем аппроксимирующих математических моделей дан-

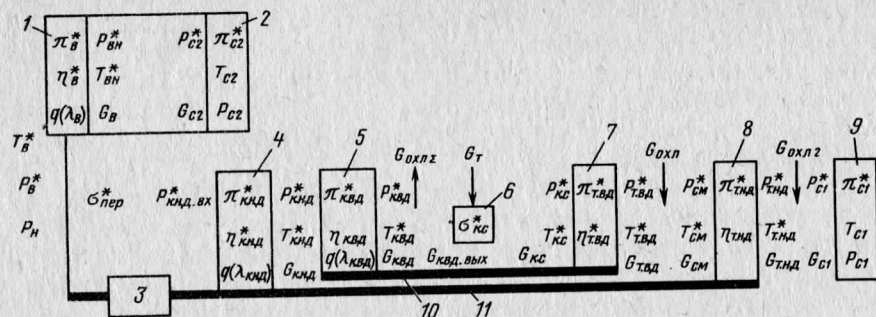


Рис. 2.11. Расчетная схема двухвального ТРДД с ВПЛ: 1 — вентилятор; 2 — реактивное сопло наружного контура; 3 — редуктор; 4 — компрессор низкого давления; 5 — компрессор высокого давления; 6 — камера сгорания; 7 — турбина высокого давления; 8 — турбина низкого давления; 9 — реактивное сопло внутреннего контура; 10 — ротор высокого давления; 11 — ротор низкого давления

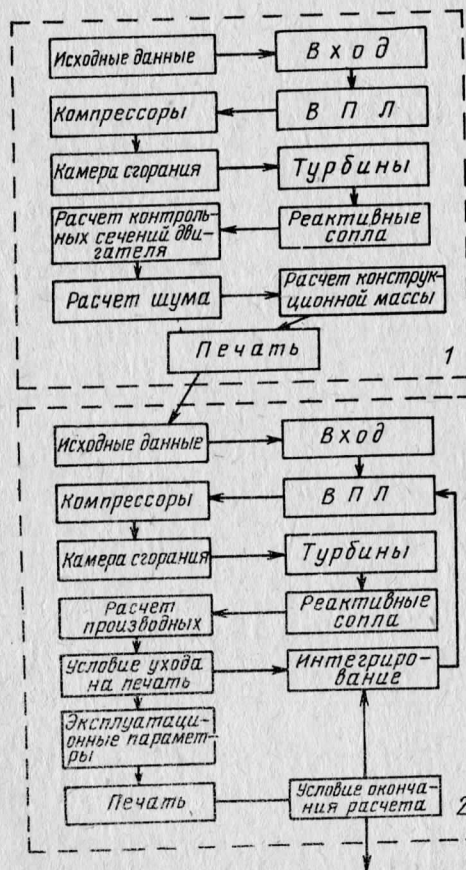


Рис. 2.12. Структурная схема программы расчета характеристик ТРДД с ВПЛ: 1 — блок определения параметров на расчетном режиме; 2 — блок расчета характеристик на установившихся и неустановившихся режимах

ные характеристики элементов ГТД без потери точности аппроксимируются в форме упрощенных соотношений, на основе которых выполняется расчет высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя с применением тех же термодинамических функций

$$J = \int_0^T c_{pH} dT \text{ и } S = \int_0^T \frac{c_{pH}}{T} dT,$$

где $c_{pH} = f(T, \alpha)$ — истинная теплоемкость рабочего тела.

Процессы в ТРД описаны ниже с помощью этих термодинамических функ-

ций. Математическая модель режимов двигателя построена как для неустановившихся, так и для установившихся режимов.

Методика расчета характеристик ТРДД с ВПЛ дается на примере двухвального двигателя (рис. 2.11), у которого ВПЛ работает на наружный контур и приводится турбиной через редуктор. Структурная схема программы расчета характеристик такого ТРДД с ВПЛ приведена на рис. 2.12. Она состоит из двух частей: в первой — по заданным уровням исходных параметров и условиям расчетной точки двигателя проводится определение его геометрических сечений и характеристик на расчетном режиме; во второй — рассчитываются высотно-скоростные и дроссельные характеристики ТРДД с ВПЛ, а также его характеристики на переходных режимах.

Определение параметров двигателя на расчетном режиме

1. Исходные данные.

Расчет малошумного малотоксичного ТРДД для СКВП не может быть традиционным. Особенности согласования параметров этого двигателя при взлете являются ограничения по уровням шума и эмиссии. В связи с этим одним из исходных расчетных параметров необходимо задать степень повышения давления вентилятора $\pi_{в.р.д}^*$ в расчетной точке двигателя.

В качестве других основных исходных величин задаются: тяга двигателя в стандартных условиях R_0 ; расчетная температура газа $T_{г.р}^*$; параметры компрессоров и КПД турбин в расчетной точке двигателя. Для достижения малошумности двигателя и повышения его экономичности необходимо: передать на вентилятор большую часть свободной энергии, оставив лишь небольшую ее долю для расширения газа в сопле основного контура; степень расширения потока в сопле наружного контура $\pi_{с.п.}^*$ задают, как отмечалось выше, из условия ограничения шума реактивной струи при соударении ее с закрылком на режимах взлета — посадки ($\pi_{с.п.}^* \approx \pi_{в.}^*$). Суммарная степень повышения давления в двигателе может ограничиваться допустимым уровнем эмиссии окислов азота. Выдвигаются и другие ограничения. Расчет проводится с последовательным уточнением удельных параметров по тракту и основным данным двигателя.

2. Параметры воздуха на входе в двигатель.

Параметры воздуха в атмосфере в земных условиях задаем равными

$$T_H = 288,15 + \Delta T; \quad p_H = 101,3 \text{ кПа}, \quad (2.36)$$

где ΔT — величина отклонения задаваемой температуры (K) окружающей среды от температуры стандартной атмосферы.

Условия (2.36) являются расчетными наземными атмосферными условиями.

Параметры воздуха на входе в двигатель в стендовых условиях (на входе в неустановленный двигатель): $T_B^* = T_H$; $P_B^* = P_H$.

Для установленного двигателя: $T_B^* = T_H$; $P_B^* = P_H \sigma_{вх.о}^*$.

3. Вентилятор.

Расчет параметров в наружном контуре за вентилятором, в связи с небольшими степенями повышения давления в вентиляторе, может быть без ущерба для точности и правильности решения выполнен с постоянным значением показателя адиабаты, т. е. при постоянной теплоемкости рабочего тела. Однако, для общности подхода к расчету рабочего процесса в двигателе, начинаем вводить в расчет термодинамические функции: энтальпию J и энтропию S , которыми наиболее точно учитывается переменность теплоемкости в термодинамических процессах. Расчет процесса сжатия в любом вентиляторе (с любым значением π_B^*) с использованием термодинамических функций J и S проводим в следующем порядке.

По температуре воздуха на входе в двигатель T_B^* определяем энтропийную функцию

$$S^{T_B^*} = \int_0^{T_B^*} \frac{c_{pи}}{T} dT.$$

Уравнение адиабаты, записанное через энтропийные функции,

$$S^{T'_{вн}} = S^{T_B^*} + R_B \ln \pi_{в.р.д}^*,$$

где $\pi_{в.р.д}^*$ — степень повышения давления вентилятора в расчетной точке в системе двигателя. По величине $S^{T'_{вн}}$ определяем температуру воздуха за вентилятором в конце адиабатного процесса сжатия $T'_{вн}$. В дальнейшем все адиабатные процессы сжатия или расширения газа в двигателе рассчитываем с помощью энтропийных функций S . Переход от адиабатных процессов к реальным проводим с помощью энтальпии. По температуре воздуха на входе в двигатель T_B^* определяем энтальпию

$$J^{T_B^*} = \int c_{pи} dT.$$

По величине $T'_{вн}$ конца адиабатического сжатия определяем энтальпию $J^{T'_{вн}}$.

Адиабатическая удельная работа сжатия вентилятора равна

$$L_{в.ад} = J^{T'_{вн}} - J^{T_B^*}.$$

Действительная удельная работа сжатия вентилятора

$$L_B = (J^{T'_{вн}} - J^{T_B^*}) / \eta_{в.р.д}^*,$$

где $\eta_{в.р.д}^*$ — адиабатический КПД сжатия вентилятора в расчетной точке двигателя.

В дальнейшем все процессы подвода — отвода удельной работы рассчитываем с помощью энтальпий. Энтальпия в наружном контуре в конце реального процесса сжатия

$$J^{T^*_{вн}} = J^{T_B^*} + L_B.$$

По энтальпии $J^{T^*_{вн}}$ определяем реальную температуру в конце процесса сжатия $T^*_{вн}$. Давление за вентилятором $P^*_{вн} = P_B^* \pi_{в.р.д}^*$. В конечном виде формулы расчета сжатия воздуха в вентиляторе имеют вид:

$$\begin{aligned} S^{T'_{вн}} &= S^{T_B^*} + R_B \ln \pi_{в.р.д}^*; \\ T'_{вн} &= f(S^{T'_{вн}}); J^{T'_{вн}} = f(T'_{вн}); \\ L_B &= (J^{T'_{вн}} - J^{T_B^*}) / \eta_{в.р.д}^*; \\ J^{T^*_{вн}} &= J^{T_B^*} + L_B; T^*_{вн} = f(J^{T^*_{вн}}); P^*_{вн} = P_B^* \pi_{в.р.д}^*. \end{aligned} \quad (2.37)$$

4. Компрессоры.

Действительную удельную работу компрессора низкого давления $L_{к.нд}$, полное давление $P^*_{к.нд}$ и температуру торможения $T^*_{к.нд}$ на выходе из компрессора низкого давления (КНД) находим, используя заданные значения степени повышения давления $\pi^*_{к.нд.р}$ и КПД $\eta^*_{к.нд.р}$ КНД в расчетной точке двигателя, из следующих уравнений:

$$\begin{aligned} S^{T'_{к.нд}} &= S^{T_B^*} + R_B \ln \pi^*_{к.нд.р}; T'_{к.нд} = f(S^{T'_{к.нд}}); \\ J^{T'_{к.нд}} &= f(T'_{к.нд}); L_{к.нд} = (J^{T'_{к.нд}} - J^{T_B^*}) / \eta^*_{к.нд.р}; \\ J^{T^*_{к.нд}} &= J^{T_B^*} + L_{к.нд}; T^*_{к.нд} = f(J^{T^*_{к.нд}}); \\ P^*_{к.нд} &= P_B^* \pi^*_{к.нд.р} \sigma_{пер}^*, \end{aligned} \quad (2.38)$$

где $\sigma_{пер}^*$ — коэффициент восстановления полного давления в переходном канале на участке от входа двигателя до КНД. Эти

формулы справедливы для схемы двигателя, у которого вентилятор имеет в корневой части рабочих лопаток спицы или флюгирующие створки.

Аналогичные параметры компрессора высокого давления (КВД) определяем, зная заданные значения степени повышения давления $\pi_{к.в.д.р}^*$ и КПД $\eta_{к.в.д.р}^*$ по формулам:

$$\begin{aligned} S_{к.в.д}^{T'} &= S_{к.н.д}^{T'} + R_B \ln \pi_{к.в.д.р}^*; \\ T_{к.в.д}^{T'} &= f(S_{к.в.д}^{T'}); \\ J_{к.в.д}^{T'} &= f(T_{к.в.д}^{T'}); L_{к.в.д} = (J_{к.в.д}^{T'} - J_{к.н.д}^{T'}) / \eta_{к.в.д.р}^*; \\ J_{к.в.д}^{T*} &= J_{к.н.д}^{T*} + L_{к.в.д}; T_{к.в.д}^{T*} = f(J_{к.в.д}^{T*}); \\ p_{к.в.д}^* &= p_{к.н.д}^* \pi_{к.в.д.р}^*. \end{aligned} \quad (2.39)$$

5. Камера сгорания.

Относительный расход топлива q_T , равный отношению расхода топлива G_T к расходу воздуха через камеру сгорания $G_{к.с.}$, связан с температурой воздуха $T_{к.в.д}^{T*}$ на входе в камеру сгорания и температурой газа $T_{г.р}^{T*}$ на выходе из нее через энтальпию формулой

$$\begin{aligned} q_T &= G_T / (3600 G_{к.с.}) = (J_{г.р}^{T*} - J_{к.в.д}^{T*}) / (\eta_{к.с}^* H_u - \\ &- J_{nT}^{T*} + n_o T_o), \end{aligned} \quad (2.40)$$

где J_{nT} — энтальпия топлива; $\eta_{к.с}^*$ — полнота сгорания; $n_o T_o$ — начальное теплосодержание топлива; H_u — теплотворная способность топлива.

Формулой (2.40) пользуемся следующим образом. По заданной величине $T_{г.р}$ определяем энтальпии $J_{г.р}^{T*}$ и J_{nT}^{T*} , задаем предварительно значение $\eta_{к.с}^*$. Из (2.40) определяем предварительную величину q_T . Находим коэффициент избытка воздуха

$$\alpha = 1 / (q_T L_o),$$

где L_o — теоретически необходимое количество воздуха на сгорание 1 кг топлива. Далее, располагая характеристикой $\eta_{к.с}^* = f(\alpha)$, уточняем значение полноты сгорания $\eta_{к.с}^*$, после чего повторяем расчет величины q_T по формуле (2.40). Третьего приближения в расчете обычно не требуется.

Давление газа за камерой сгорания определяется по формуле

$$p_{г.}^* = p_{к.в.д}^* \sigma_{к.с}^* = p_{к.в.д}^* \sigma_{г.к.с}^* \sigma_{т.к.с}^*. \quad (2.41)$$

Здесь коэффициент восстановления давления $\sigma_{г.к.с}^*$ отражает уровень гидравлических потерь в камере сгорания, а коэффициент восстановления давления $\sigma_{т.к.с}^*$ — уровень потерь давления, вызванных подводом тепла. Обычно $\sigma_{к.с}^* = 0,935$.

Полученных параметров q_T и $p_{г.}^*$ недостаточно для завершения расчетов по камере сгорания. Для последующего расчета остальных параметров двигателя необходимо знать энтальпию $J_{г.}^{T*}$ и энтальпию $J_{г.р}^{T*}$ газа в конце процесса сгорания

$$S_{г.}^{T*} = f(T_{г.р}^{T*}, q_T); J_{г.}^{T*} = f(T_{г.р}^{T*}, q_T). \quad (2.42)$$

Газовая постоянная продуктов сгорания на выходе из камеры сгорания определяется [3] по формуле

$$R_{г.} = R_B (1 + 1,0862 q_T) / (1 + q_T). \quad (2.43)$$

На участке от входного сечения в двигатель до выхода из камеры сгорания в авиационных газотурбинных двигателях организуется сложная система отбора воздуха для снабжения им двигательных и самолетных систем с различным уровнем давления. Часть отобранного воздуха является безвозвратной потерей для рабочего процесса в пределах контура двигателя, часть возвращается в проточную часть двигателя и участвует в термодинамических процессах. В балансе расходов рабочего тела на участке сжатия рабочего тела и подвода к нему тепла необходимо учитывать: безвозвратные утечки воздуха из контура (через стыки, вентиляционные системы, дренируемые полости, дроссельные устройства); отбор воздуха во внешние системы (самолетные системы интеграции, системы жизнеобеспечения, агрегатоснабжение, охлаждение внешних узлов и систем); отбор на охлаждение горячей части двигателя (возвращаемый и невозвращаемый в цикл); ввод в рабочий цикл массы топлива; возврат в рабочий цикл доли отобранных расходов.

Точная балансировка расходов зависит от комплекса конструкторско-технологических конкретных решений, принятых в заданном типе двигателя, в связи с чем создание общей структурной системы отборов, в принципе, невозможно. Для выполнения общепараметрических расчетов схем двигателей в расчет могут приниматься предварительные структурные схемы отборов, одна из которых приведена на рис. 2.11. В соответствии с этой схемой полагаем, что отбор воздуха производится за комп-

рессором высокого давления. Этот воздух идет на охлаждение рабочих и сопловых лопаток турбины высокого давления и дисков турбин. Воздух, использованный для охлаждения турбинных лопаток, выдувается в тракт двигателя между турбиной высокого давления (охлаждаемая турбина) и турбиной низкого давления (неохлаждаемая турбина). Воздух, использованный для охлаждения турбины, выдувается в тракт двигателя за турбиной низкого давления (на входе в реактивное сопло внутреннего контура).

6. Турбина.

Удельную действительную работу турбины высокого давления $L_{т.в.д}$ в расчетной точке находим из уравнения баланса мощности на роторе высокого давления

$$L_{т.в.д} = L_{к.в.д} / (1 - \xi_{охл \Sigma} + q_T^0),$$

где $\xi_{охл \Sigma} = \xi_{охл 1} + \xi_{охл 2}$; $\xi_{охл 1} = f(\theta)$; $\xi_{охл 2}$ — относительный расход воздуха, идущий на охлаждение дисков; $q_T^0 = G_T / (3600 G_{к.в.д}) = q_T (1 - \xi_{охл \Sigma})$.

Расчет степени понижения давления турбиной высокого давления $\pi_{т.в.д}^*$ и температуры газа за ней $T_{т.в.д}^*$ проводим, используя зависимости

$$J_{г}^{T_{т.в.д}^*} = J_{г}^{T_{г.р}^*} - L_{т.в.д}; \quad T_{т.в.д}^* = f(J_{г}^{T_{т.в.д}^*}, q_T);$$

$$J_{г}^{T_{т.в.д}'} = J_{г}^{T_{г.р}^*} - L_{т.в.д} / \eta_{т.в.д.р}^*;$$

$$T_{т.в.д}' = f(J_{г}^{T_{т.в.д}'}, q_T); \quad S_{г}^{T_{т.в.д}'} = f(T_{т.в.д}', q_T);$$

$$\pi_{т.в.д}^* = \exp[(S_{г}^{T_{г.р}^*} - S_{г}^{T_{т.в.д}'})/R_{г}].$$

Полные давления газа за турбинами высокого $p_{т.в.д}^*$ и низкого $p_{т.н.д}^*$ давлений и степень понижения давления турбины низкого давления $\pi_{т.н.д}^*$ в расчетных взлетных условиях найдем из уравнений:

$$p_{т.в.д}^* = p_{к.с}^* / \pi_{т.в.д}^*;$$

$$p_{т.н.д}^* = p_n \pi_{с.л.р}^* / \sigma_{с.л.}; \quad (2.44)$$

$$\pi_{т.н.д}^* = p_{т.в.д}^* \sigma_T / p_{т.н.д}^*,$$

где σ_T^* — коэффициент восстановления давления между турбинами; $\sigma_{с.л.}^*$ — коэффициент восстановления давления на участке от тур-

бины низкого давления до критического сечения реактивного сопла внутреннего контура.

Температура газа на входе в турбину низкого давления определим упрощенно, используя уравнение энтальпий (более точное решение смещения потоков приведено в [3])

$$\begin{aligned} J_{г}^{T_{см}^*} &= [(1 - \xi_{охл \Sigma} + q_T^0) J_{г}^{T_{т.в.д}^*} + \\ &+ \xi_{охл 1} J_{г}^{T_{к.в.д}^*}] / (1 - \xi_{охл 2} + q_T^0); \\ T_{см}^* &= f(J_{г}^{T_{см}^*}, q_{T1}); \end{aligned} \quad (2.45)$$

$$R_{г1} = R_{в} (1 + 1,0862 q_{T1}) / (1 + q_{T1});$$

$$S_{г}^{T_{см}^*} = f(T_{см}^*, q_{T1}),$$

где $q_{T1} = q_T (1 + \xi_{охл \Sigma}) / (1 - \xi_{охл 2})$.

Поскольку перепад давлений в турбине низкого давления задан условием (2.44), то удельную работу турбины низкого давления $L_{т.н.д}$ и температуру $T_{т.н.д}^*$ за этой турбиной рассчитываем из зависимостей

$$S_{г}^{T_{т.н.д}'} = S_{г}^{T_{см}^*} - R_{г1} \ln \pi_{т.н.д}^*;$$

$$T_{т.н.д}' = f(S_{г}^{T_{т.н.д}'}, q_{T1});$$

$$J_{г}^{T_{т.н.д}'} = f(T_{т.н.д}', q_{T1});$$

$$L_{т.н.д} = (J_{г}^{T_{см}^*} - J_{г}^{T_{т.н.д}'}) \eta_{т.н.д.р}^*;$$

$$J_{г}^{T_{т.н.д}^*} = J_{г}^{T_{см}^*} - L_{т.н.д};$$

$$T_{т.н.д}^* = f(J_{г}^{T_{т.н.д}^*}, q_{T1});$$

$$S_{г}^{T_{т.н.д}^*} = f(T_{т.н.д}^*, q_{T1}).$$

7. Реактивные сопла.

Параметры газа на входе в сопло внутреннего контура найдем в соответствии с принятой схемой баланса расходов воздуха

$$J_{с.л.}^{T_{с.л.}^*} = [(1 - \xi_{охл 2} + q_T^0) J_{г}^{T_{т.н.д}^*} + \xi_{охл 2} J_{г}^{T_{к.в.д}^*}] / q_T^0; \quad (2.46)$$

$$T_{cI}^* = f(J_{cI}^{T^*}, q_T^0); S_{cI}^{T^*} = f(T_{cI}^*, q_T^0);$$

$$R_{cI}^0 = R_B (1 + 1,0862 q_T^0) / (1 + q_T^0).$$

Скорость истечения V_{cI} из реактивного сопла внутреннего контура определим из следующих уравнений:

$$S_{cI}^{T^*} = S_{cI}^{T^*} - R_{cI}^0 \ln \pi_{cI}^*;$$

$$T_{cI} = f(S_{cI}^{T^*}, q_T^0);$$

$$J_{cI}^{T^*} = f(T_{cI}, q_T^0);$$

$$V_{cI} = \sqrt{2(J_{cI}^{T^*} - J_{cI}^{T^*})}.$$

Скорость истечения V_{cII} из реактивного сопла наружного контура определим из уравнений, аналогичных (2.47), приняв во внимание, что $\pi_{cII}^* = \pi_{в.р.д}^* \sigma_{II}^*$, где σ_{II}^* — коэффициент восстановления давления в канале наружного контура.

8. Расчет контрольных сечений проточной части двигателя.

Степень двухконтурности m_o в расчетных взлетных условиях определяем из уравнения баланса мощностей на роторе низкого давления

$$m_o = G_B / G_{к.н.д.} = [(1 + \xi_{охл2}) L_{т.н.д.} - L_{к.н.д.}] / L_B.$$

Определим параметры воздуха в наружном контуре в газодинамических функциях. Приведенную плотность тока $q(\lambda_{cII})$ в реактивном сопле наружного контура находим, используя зависимости

$$\Pi(\lambda_{cII}) = 1 / \pi_{cII}^*; P_{cII}^* = P_B^* \pi_{в.р.д}^* q_{II}^*;$$

$$\lambda_{cII} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} [(1 - \Pi(\lambda_{cII}))^{\frac{k-1}{k}}]};$$

$$P_{cII} = P_{cII}^* \Pi(\lambda_{cII}) \text{ при } \lambda_{cII} \leq 1,0 \text{ и}$$

$$P_{cII} = 0,5283 P_{cII}^* \text{ при } \lambda_{cII} = 1,0$$

$$q(\lambda_{cII}) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}} \lambda_{cII} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{cII}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

Расчет удельных тяг внутреннего $R_{удI}$ и наружного $R_{удII}$

контуров, а также суммарную удельную тягу двигателя осуществим, используя следующие зависимости:

$$R_{удI} = V_{cI} (1 + q_T^0).$$

$$R_{удII} = a_{крII}^* \lambda_{cII} \text{ при } \lambda_{cII} \leq 1,0.$$

$$R_{удII} = a_{крII}^* + \frac{2 R_B T_{вн}^* (P_{cII} - P_H)}{(k+1) P_{cII} a_{крII}^*} \text{ при } \lambda_{cII} = 1,0.$$

Здесь $a_{крII}^* = \sqrt{2k R_B T_{вн}^* / (k+1)}$. Суммарная удельная тяга двигателя — тяга, отнесенная к расходу воздуха через двигатель:

$$R_{уд\Sigma} = (R_{удI} + m_o R_{удII}) / (1 + m_o).$$

Расходы воздуха и удельный расход топлива найдем из уравнений

$$G_{\Sigma o} = R_o / R_{уд\Sigma}; G_{к.н.д.o} = G_{к.в.д.o} =$$

$$= G_{\Sigma o} / (1 + m_o); G_{в.o} = G_{\Sigma o} - G_{к.н.д.o}.$$

Проходные сечения двигателя равны

$$F_{вн} = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{m_{кр} P_B^* q(\lambda_{в.р.д})}; F_{cII} = \frac{G_B \sqrt{T_{вн}^*}}{m_{кр} P_{cII}^* q(\lambda_{cII})}$$

$$F_{вн.к} = \frac{G_{к.н.д.} \sqrt{T_{вн}^*}}{m_{кр} P_{вн}^* q(\lambda_{в.р.д})}; F_{к.н.д.вх} = \frac{G_{к.н.д.} \sqrt{T_{вн}^*}}{m_{кр} P_{вн}^* \sigma_{пер}^* q(\lambda_{к.н.д.р})};$$

$$F_{вх} = F_{вн} + F_{вн.к};$$

$$F_{к.в.д.вх} = \frac{G_{к.в.д.} \sqrt{T_{к.н.д.}^*}}{m_{кр} P_{к.н.д.}^* \sigma_{ком}^* q(\lambda_{к.в.д.р})};$$

$$F_{cI} = \frac{G_{к.в.д.} R_{cI}^0 T_{cI} (1 + q_T^0)}{P_H V_{cI}},$$

где $F_{вн.к}$ — площадь проходного сечения части вентилятора, приходящейся на внутренний контур двигателя (корневое сечение вентилятора); $\sigma_{ком}^*$ — коэффициент восстановления давления

на участке между компрессорами; $m_{кр} = \sqrt{\frac{k+1}{2/(k+1)}} k/R_B.$

Расчет проходных сечений сопловых аппаратов турбин $F_{с.а.т}$ осуществляем, исходя из следующих соображений. При расширении газа в сопловом аппарате турбины скорость в критическом сечении соплового аппарата или достигает скорости, равной местной скорости звука (критическая скорость), или может быть меньше критической скорости. Температура торможения $T_{вх}^*$ связана с критической температурой $T_{кр}^*$ соотношением

$$J_{\Gamma}^{T_{вх}^*} = J_{\Gamma}^{T_{кр}^*} + c_{p\Gamma} R_{\Gamma} T_{кр} / (c_{p\Gamma} - R_{\Gamma}), \quad (2.49)$$

пользоваться которым надо следующим образом. Известны исходные уровни $J_{\Gamma}^{T_{вх}^*}$ и R_{Γ} . Произвольно задаем ряд возможных значений $T_{кр}$, по которым определяем $J_{\Gamma}^{T_{кр}^*}$ и $c_{p\Gamma}$, подставляем последние в (2.49) и находим графически величину $T_{кр}$, при которой это равенство удовлетворяется. В функциональном виде выражение (2.49) записываем как

$$T_{кр} = f(T_{вх}^*, q_{\Gamma}). \quad (2.50)$$

Критическая степень расширения в сопловом аппарате турбины

$$\pi_{кр}^* = \exp[(S_{\Gamma}^{T_{вх}^*} - S_{\Gamma}^{T_{кр}^*}) / R_{\Gamma}]. \quad (2.51)$$

Полученное значение перепада давлений в сопловом аппарате турбины $\pi_{кр}^*$ относится непосредственно к критическому сечению соплового аппарата. Для получения степени расширения газа в решетке соплового аппарата от сечения на входе в решетку аппарата до его критического сечения необходимо ввести коэффициент восстановления давления $\phi_{с.а.т}^*$ в решетке, т. е.

$$\pi_{с.а.т}^* = \pi_{кр}^* / \phi_{с.а.т}^*. \quad (2.52)$$

В случае, если степень расширения в сопловом аппарате турбины $\pi_{с.а.т}^* > \pi_{с.а.т.кр}^*$, то

$$\begin{aligned} V_{кр} &= \sqrt{2(J_{\Gamma}^{T_{вх}^*} - J_{\Gamma}^{T_{кр}^*})}; \\ p_{с.а.т} &= p_{вх}^* \phi_{с.а.т}^* / \pi_{кр}^*; \\ F_{с.а.т} &= G_{\Gamma} R_{\Gamma} T_{кр} / (V_{кр} p_{с.а.т}). \end{aligned} \quad (2.53)$$

Если же $\pi_{с.а.т}^* \leq \pi_{с.а.т.кр}^*$, то

$$V = \sqrt{2(J_{\Gamma}^{T_{вх}^*} - J_{\Gamma}^{T_{вх}})};$$

$$p_{с.а.т} = p_{вх}^* \phi_{с.а.т}^* / \pi_{с.а.т}^*;$$

$$F_{с.а.т} = G_{\Gamma} R_{\Gamma} T_{вх} / (V p_{с.а.т}).$$

Входной мидель двигателя $F_{вх.мид}$ и лобовую тягу R_F рассчитываем из следующих уравнений:

$$F_{вх.мид} = F_{вх} / (1 - \bar{d}_{вт\Gamma}^2);$$

$$R_F = R_{\Sigma} (1 - \bar{d}_{вт\Gamma}^2) / F_{вх},$$

где $\bar{d}_{вт\Gamma}$ — отношение диаметра внутреннего канала, от стенок которого начинается втулка вентилятора, к наружному диаметру вентилятора.

Окончательно облик двигателя выявляется после определения: осевых и объемных размеров элементов проточной части; массы двигателя в целом и моментов инерции роторов и вращающихся элементов редуктора; окружных скоростей вентилятора, компрессора, турбин и их частот вращения.

9. Расчет шума.

Плотность струй в выходных сечениях реактивных сопел определим из выражений

$$\tau(\lambda_{сII}) = 1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_{сII}^2;$$

$$\rho_{сII} = p_{сII} / [R_{в} T_{вн}^* \tau(\lambda_{сII})],$$

где $\lambda_{сII}$ находим из (2.48);

$$\rho_{сI} = p_n / (R_{\Gamma}^0 T_{сI}),$$

где $T_{сI}$ — определяется по формуле (2.47).

Используя зависимость (2.33), определим акустические мощности струй. Расчет характеристик шума неприглушенной силовой установки производим по выражениям (2.30) ... (2.32) и (2.34).

Расчет характеристик двигателя на установившихся и неуставившихся режимах

Установившимися (стационарными) режимами называют такие режимы, при которых в каждом элементе проточной части двигателя происходят одни и те же, не изменяющиеся во времени, термогазодинамические процессы. Работа двигателя на стационарных режимах описывается уравнениями баланса расходов

воздуха и газа по контурам и системам отбора и охлаждения, подвода тепла и баланса работ на роторах, которые представляют собой систему алгебраических уравнений, причем часть из них выражена в неявном виде. Наличие такой системы уравнений означает, что, если заданы условия полета, известны характеристики всех элементов двигателя и заданы значения управляющих воздействий (расхода топлива, подводимого в камеру сгорания двигателя, угла установки рабочих лопаток вентилятора), то в двигателе произойдет установление некоторого одного и только одного режима.

Неустановившиеся (нестационарные) режимы — это режимы переходных процессов, происходящих в двигателе, при переходе из одного установившегося состояния в другое. Эти режимы зависят от характера изменения управляющих и возмущающих воздействий во времени и динамических свойств двигателя. Математическая модель для расчета характеристик двигателя на неустановившихся режимах должна определять состояние двигателя на всех промежуточных режимах от исходного до конечного стационарного режимов. Таким образом эта модель должна быть более общей, чем модель для расчета одних только стационарных режимов, и содержать в системе уравнений не только алгебраические уравнения, но также и дифференциальные уравнения, описывающие нестационарные соотношения мощностей на роторах ГТД, типа:

$$\frac{dn_i}{dt} = \left(\frac{30}{3,14}\right)^2 \frac{\Delta N_i}{I_i n_i}, \quad (2.54)$$

где ΔN_i — избыточная мощность на валу i -го ротора; I_i — момент инерции i -го ротора двигателя.

Для расчета параметров двигателя используются либо методы Ньютона [8], либо итерационные методы. Эти методы расчета не позволяют учесть ряд нестационарных процессов в двигателе. Более общим является метод, в котором нестационарные процессы учитываются также в характерных объемах газозвдушно-го тракта. В этом случае удастся не только более полно описывать нестационарные процессы в двигателе, но также осуществить замену в математической модели ГТД алгебраических уравнений неявного вида обыкновенными дифференциальными уравнениями, что позволяет рассчитывать характеристики двигателя как на установившихся, так и на неустановившихся режимах путем прямого интегрирования полученной системы дифференциальных уравнений.

Перейдем к рассмотрению дифференциальных уравнений, описывающих нестационарные процессы в присоединенных объемах. Уравнение неразрывности течения газа на неустановившихся

режимах для каждого из характерных выделенных объемов в проточной части двигателя имеет вид

$$dM/dt = G_{вх} - G_{вых}, \quad (2.55)$$

где M — масса газа в объеме v , $M = \frac{p^* v}{RT^*}$. В средних значениях параметров

$$M = p_{ср}^* v / (RT_{ср}^*). \quad (2.56)$$

Изменение в рассматриваемом объеме потенциальной энергии газа выявляется подстановкой величины M из (2.56) в (2.55) и разрешением (2.55) относительно производной среднего давления газа в объеме по времени

$$\frac{dp_{ср}^*}{dt} = \frac{RT_{ср}^*}{v} (G_{вх} - G_{вых}) + \frac{p_{ср}^*}{T_{ср}^*} \frac{dT_{ср}^*}{dt}. \quad (2.57)$$

Уравнение (2.57) является вторым типом дифференциального уравнения, вводимого в математическую модель двигателя.

Значение производной среднemasовой температуры по времени, присутствующей в уравнении (2.57), определяется следующим образом. Подведенное к газу тепло в рассматриваемом объеме

$$dQ = (G_{вх} T_{вх}^* - G_{вых} T_{вых}^*) c_p dt$$

идет полностью на изменение внутренней энергии газа

$$dU = c_v (T_{ср}^* dM + M dT_{ср}^*),$$

поскольку, согласно первому закону термодинамики, $dQ = dU + pdV$, то в заданном объеме при $dv = 0$ имеем $dQ = dU$. Принимая это во внимание, получим

$$dT_{ср}^*/dt = [G_{вх} (k_{ср} T_{вх}^* - T_{ср}^*) + G_{вых} (T_{ср}^* - k_{ср} T_{вых}^*)] / M, \quad (2.58)$$

где $k_{ср}$ — средняя величина показателя адиабаты. Температуры $T_{вх}^*$ и $T_{вых}^*$ в правой части уравнения (2.58) взаимосвязаны. Температура $T_{вых}^*$ определяется переносом тепла газами, т.е. она передается от входа к выходу за время, равное времени пребывания газа $\tau_{преб}$ в рассматриваемом объеме (транспортное запаздывание),

$$\tau_{преб} = p_{ср}^* v / (RT_{ср}^* G_{вых})$$

и, следовательно, температура $T_{\text{вых}}^*$ в момент времени $t + \tau_{\text{преб}}$ имеет то значение, которое имела температура $T_{\text{вх}}^*$ в момент времени t , т.е. первая из температур отслеживает вторую через интервал времени $\tau_{\text{преб}}$. Уравнение (2.58) является третьим типом дифференциального уравнения, вводимого в математическую модель двигателя.

Если характеристики вентилятора и компрессоров двигателя задаются в обычной традиционной форме в виде зависимостей приведенных расходов воздуха и КПД от приведенных частот вращения и степеней повышения давления, то использование дифференциальных уравнений типа (2.54), (2.57) и (2.58) достаточно для проведения последовательного расчета параметров двигателя по тракту. Для такого расчета достаточно задать предварительно значения давлений на входе и выходе узлов двигателя и средние значения температур в выделенных объемах, по которым определяются расходы рабочего тела и КПД по известным характеристикам узлов. Истинные значения давлений и температур по тракту рассчитываются с использованием уравнений (2.57) и (2.58).

Однако в связи с тем, что в применяемом в данной работе методе задания характеристик вентилятора и компрессора в системе безразмерных координат $\Pi-O$ с помощью радиус-вектора R и угла x требуется до начала счета предварительно задать значения углов x , то это приводит к необходимости (для определения истинных значений этих углов) введения в математическую модель двигателя четвертого типа дифференциального уравнения

$$\frac{dx}{dt} = \frac{dp_{\text{ср}}}{dt} \frac{\partial x}{\partial \pi^*} \frac{1}{P_{\text{вх}}^*}, \quad (2.59)$$

$$\text{где } \frac{\partial x}{\partial \pi^*} = \frac{\cos x}{R + d(\sin^2 x - B)(\operatorname{tg} x)^B} \frac{1}{\pi_{\text{опт}}^* - 1}.$$

Число объемов, которое необходимо ввести для расчета характеристик двигателя, равно суммарному числу узлов двигателя (вентилятор, каскады компрессоров, каскады турбин); камера сгорания играет роль присоединенного объема. В двухвальном ТРДД, в котором вентилятор работает только на наружный контур (см. рис. 2.13), число вводимых объемов должно быть равно пяти. В случае, если вентилятор работает на оба контура двигателя и характеристики обеих частей вентилятора задаются независимо друг от друга, необходимо за обеими частями вентилятора вводить самостоятельные объемы, т.е. каждая из частей вентилятора должна приниматься за отдельный узел двигателя.

Использование в математической модели двигателя диффе-

ренциальных уравнений (2.54), (2.57), (2.58) и (2.59) позволяет осуществить последовательный прямой расчет характеристик двигателя на установившихся или неустойчивых режимах его работы. Структурная схема программы этого расчета была дана на рис. 2.12.

Перейдем к последовательному рассмотрению расчета характеристик двигателя на установившихся и неустойчивых режимах.

1. Задание исходных данных.

При переходе к земным дроссельным и динамическим режимам, высотно-скоростным и крейсерским характеристикам в качестве исходных данных имеем сформированный двигатель с характеристиками его узлов и элементов. Задачей расчета является выявление всех параметров и основных данных двигателя в любых нерасчетных условиях.

Для расчета параметров ТРДД с ВПД на установившихся и неустойчивых режимах в земных и высотно-скоростных условиях необходимо дополнительно к исходным данным, требуемым для формирования облика двигателя и расчета характеристик его агрегатов, задать условия полета, величину расхода топлива, геометрический угол входа в решетку рабочего колеса вентилятора, значения присоединенных объемов и начальные значения интегрируемых параметров: частот вращения роторов высокого давления $n_{\text{в.д}}$ и низкого давления $n_{\text{н.д}}$ (или вентилятора $n_{\text{в}}$; давления и температуры газа в объеме за турбинами высокого давления $p_{\text{т.в.д}}^*$ и $T_{\text{т.в.д}}^*$ и низкого давления $p_{\text{т.н.д}}^*$ и $T_{\text{т.н.д}}^*$; углов $x_{\text{в}}$, $x_{\text{к.н.д}}$ и $x_{\text{к.в.д}}$; давления и температуры воздуха за вентилятором $p_{\text{вн}}^*$ и $T_{\text{вн}}^*$ и за компрессорами $p_{\text{к.н.д}}^*$, $T_{\text{к.н.д}}^*$, $p_{\text{к.в.д}}^*$ и $T_{\text{к.в.д}}^*$.

2. Параметры воздуха на входе в двигатель.

Параметры воздуха в атмосфере изменяются по закономерностям: если $H < 11000$ м, то $T_{\text{н}} = 288,15 + \Delta T - 0,00651 H$ и $p_{\text{н}} = 101,3 \cdot \left(\frac{288,15 - 0,00651 H}{288,15} \right)^{5,2533}$; если $H \geq 11000$ м, то $T_{\text{н}} =$

$= 216,5$ и $p_{\text{н}} = 23e \frac{11000 - H}{6318}$, где ΔT — величина отклонения температуры окружающей среды (К) от температуры стандартной атмосферы.

Параметры воздуха на входе в двигатель в зависимости от числа $M_{\text{п}}$ полета могут быть определены по формулам

$$T_{\text{в}}^* = T_{\text{н}} [1 + 0,5 (\kappa - 1) M_{\text{п}}^2];$$

$$p_{\text{в}}^* = \sigma_{\text{вх}}^* p_{\text{н}} [1 + 0,5 (\kappa - 1) M_{\text{п}}^2]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}},$$

где $M_{\text{п}} = V_{\text{п}} / a_{\text{н}}$; $a_{\text{н}} = \sqrt{\kappa R T_{\text{н}}}$ — скорость звука в атмосфере;

$\sigma_{вх}^*$ — коэффициент восстановления давления во входном канале двигателя.

Расчет параметров на входе в двигатель выполняем при постоянном значении показателя адиабаты κ , что обусловлено дозвуковой областью полета рассматриваемых самолетов (для воздуха $\kappa = 1,4$). Коэффициент восстановления давления $\sigma_{вх}^*$ изменяется у дозвуковых воздухозаборников с толстыми входными обтекаемыми кромками в пределах 0,98...0,99 для случая осевого натекания потока на воздухозаборник, но при уменьшении площади входа в воздухозаборник до такой величины, когда число Маха $M_{гор}$ в этом сечении достигает 0,8 и выше, и при увеличении углов атаки α потока на входе коэффициент давления снижается до уровня $\sigma_{вх}^* \approx 0,97$ и ниже. Поэтому в общем случае имеем функциональную связь $\sigma_{вх}^* = f(M_{п}, M_{гор}, \alpha)$.

3. Расчет параметров ВПЛ.

Зная значения геометрического угла β_1 входа в решетку рабочего колеса, относительной частоты вращения $n_{в}$ и угла $x_{в}$, определим, используя зависимости (2.10), параметры вентилятора $\pi_{в}^*$, $q(\lambda_{в})$ и $\eta_{в}^*$.

Расчет действительной удельной работы вентилятора и параметров воздуха за вентилятором проводим по формулам (2.37).

4. Компрессоры.

Характеристики компрессора низкого давления $\pi_{к.н.д.}^*$, $q(\lambda_{к.н.д.})$, $\eta_{к.н.д.}^*$ и компрессора высокого давления $\pi_{к.в.д.}^*$, $q(\lambda_{к.в.д.})$, $\eta_{к.в.д.}^*$ вычислим соответственно по заданным значениям относительных частот вращения $\bar{n}_{к.н.д.}$ и $\bar{n}_{к.в.д.}$ и углов $x_{к.н.д.}$ и $x_{к.в.д.}$, используя выражения (2.20)...(2.23).

Расчет действительных удельных работ компрессоров и параметров воздуха за ними находим последовательно для КНД и КВД по зависимостям (2.38) и (2.39).

5. Камера сгорания.

Температуру газа в камере сгорания определим из формулы (2.40) по известным значениям относительного расхода топлива

q_T и энтальпии воздуха $J_{в}^{T_{к.в.д.}}$ на входе в камеру сгорания. Остальные параметры двигателя в конце процесса сгорания найдем по выражениям (2.41)...(2.43).

Расходы воздуха через вентилятор и компрессор высокого и низкого давлений находим из уравнений типа

$$G = m_{кр} F p_{вх}^* q(\lambda_{вх}) / \sqrt{T_{вх}^*}.$$

6. Турбины.

Значения степеней понижения давлений в турбинах находим по известным величинам давлений в емкостях (имеющихся перед и за турбинами) в виде

$$\pi_{т.в.д.}^* = p_{к.с.}^* / p_{т.в.д.}^*; \quad \pi_{т.н.д.}^* = p_{т.в.д.}^* \sigma_{т.}^* / p_{т.н.д.}^*.$$

КПД турбин определим по известным величинам относительных частот вращения роторов, используя выражения (2.29). Расчет удельных действительных работ и параметров газа за каждой из турбин проводим последовательно для турбин высокого и низкого давлений по формулам

$$S_{г}^{T'_{вых}} = S_{г}^{T_{вх}^*} - R_{г} \ln \pi_{г}^*,$$

$$T'_{вых} = f(S_{г}^{T'_{вых}}, q_{г});$$

$$L_{г} = J_{г}^{T_{вх}^*} - J_{г}^{T'_{вых}} \eta_{г}^*,$$

$$J_{г}^{T_{вых}^*} = J_{г}^{T_{вх}^*} - L_{г};$$

$$T_{вых}^* = f(J_{г}^{T_{вых}^*}, q_{г}).$$

Температуру, энтропию и энтальпию газа на входе в турбину низкого давления получаем с учетом подвода охлаждающего воздуха $\xi_{охл}$ в сопловой аппарат этой турбины по упрощенным зависимостям (2.45).

Расходы газа через критические сечения сопловых аппаратов турбин находим:

при критическом истечении

$$G_{г} = F_{с.а.г} V_{кр} p_{с.а.г} / (R_{г} T_{кр}); \quad (2.60)$$

при докритическом истечении

$$G_{г} = F_{с.а.г} V p_{с.а.г} / (R_{г} T_{вх}), \quad (2.61)$$

где $T_{кр}$ и $V_{кр}$ — критические параметры в сопловых аппаратах турбин определим из формул (2.49)...(2.53).

7. Реактивные сопла.

Параметры газа на входе в реактивное сопло внутреннего контура рассчитываем из уравнений типа (2.46). Скорость истечения $V_{сI}$ и $V_{сII}$ находим, используя выражения вида (2.47). Расходы газа и воздуха через реактивные сопла определим по формулам (2.60), (2.61).

8. Уравнения баланса расходов.

В соответствии с принятой структурной схемой (рис. 2.11), уравнения баланса расходов воздуха (газа) имеют вид:

$$G_{в} = G_{с2}; \quad G_{к.н.д.} = G_{к.в.д.};$$

$$G_{к.в.д} - G_{охл \Sigma} + G_T/3600 = G_{т.в.д};$$

$$G_{т.в.д} + G_{охл 1} = G_{т.н.д}; G_{т.н.д} + G_{охл 2} = G_{с 1}.$$

9. Расчет производных

Ускорения роторов низкого $\frac{dn_{н.д}}{dt}$ и высокого $\frac{dn_{в.д}}{dt}$ давлений рассчитываем из выражений:

$$\frac{dn_{н.д}}{dt} = \left(\frac{30}{3,14}\right)^2 \frac{\Delta N_{н.д}}{I_{н.д \Sigma} n_{н.д}};$$

$$\frac{dn_{в.д}}{dt} = \left(\frac{30}{3,14}\right)^2 \frac{\Delta N_{в.д}}{I_{в.д} n_{в.д}},$$

где избыточная мощность на роторе низкого давления $\Delta N_{н.д} = L_{т.н.д} G_{т.н.д} \eta_{мех.н.д} - L_{в.д} G_{в.д} - L_{к.н.д} G_{к.н.д}$, а на роторе высокого давления $\Delta N_{в.д} = L_{т.в.д} G_{т.в.д} \eta_{мех.в.д} - L_{к.в.д} G_{к.в.д}$; $I_{н.д \Sigma} = I_{н.д} + i_{ред}^2 I_{в.д}$ — суммарный, приведенный к ротору турбокомпрессора низкого давления, момент инерции этого турбокомпрессора $I_{н.д}$ и вентилятора $I_{в.д}$ ($i_{ред} < 1$); $I_{в.д}$ — момент инерции ротора высокого давления.

Значения производных от давлений и температур в емкостях газозоудушного тракта двигателя, а также от параметров x характеристик вентилятора и компрессоров по времени находим, используя зависимости (2.57), (2.58) и (2.59).

10. Интегрирование.

Уравнения типа (2.54), (2.57), (2.58) и (2.59) решаются численным интегрированием методом Эйлера. Текущее значение интегрируемого параметра y в каждый i -й момент времени определяется из выражения

$$y_i = y_{i-1} + \left(\frac{dy}{dt}\right)_{i-1} \Delta t.$$

Здесь Δt — шаг интегрирования, величину которого целесообразно выбирать из условия $\Delta t \leq \frac{\tau_{\min}}{3 \dots 5}$ [6], где $\tau_{\min}$ — минимальная постоянная времени в дифференциальных уравнениях системы.

В рассматриваемых математических моделях минимальными постоянными времени являются времена пребывания газа $\tau_{\text{преб}}$ в объемах v газозоудушного тракта, характеризующие динамику процессов сжимаемости газа и переноса тепла. Так как времена пребывания газа в объемах существующих двигателей равны 0,005...0,02 с, то обычно расчет переходных процессов проводят с шагом интегрирования, равным 0,001 с.

При расчете характеристик двигателя на установившихся

режимах для ускорения счета искусственно завышают объемы емкостей газозоудушного тракта двигателя до значений, при которых величина минимального времени пребывания становится равной 0,05 с, что позволяет проводить эти расчеты с шагом интегрирования $\Delta t = 0,01$ с. Однако в этом случае завышать величину объемов можно лишь до некоторых пределов. Обычно эти пределы определяются условием $\tau_{\text{преб}} \leq T/10$, где T — постоянная времени двигателя, характеризующая инерционность ротора.

11. Эксплуатационные и другие параметры

Суммарную тягу двигателя R , удельный вес топлива G_R , удельную тягу $R_{уд}$ и степень двухконтурности находим в виде

$$R = G_{с 1} V_{с I} G_{с 2} V_{с II} +$$

$$+ F_{с I}(p_{с I} - p_n) + F_{с II}(p_{с II} - p_n);$$

$$C_R = G_T/R; R_{уд} = R/(G_{к.н.д} +$$

$$+ G_{с 2}); m = G_{с 2}/G_{к.н.д}.$$

Расчет акустических характеристик, если он требуется, проводим с использованием зависимостей (2.30)...(2.34). Расчет характеристик эмиссии проводим по формулам (2.24)...(2.28).

Математические модели других схем ТРДД с ВПЛ составляются из приведенных выше уравнений с учетом особенностей этих схем.

Глава 3 ХАРАКТЕРИСТИКИ И ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ ОДНОВАЛЬНОГО ТРДД С ВПЛ НА УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМАХ

Обычная схема одновального ТРДД с ВПЛ включает ротор, редуктор и вентилятор. Одновальному ТРДД с ВПЛ свойственны: умеренные степени повышения давления в компрессоре, небольшое число ступеней турбины, умеренные степени редукции. Одновальный ТРДД с ВПЛ выполняется в небольшом и среднем классах тяги ($\sim 10 \dots 100$ кН), он характеризуется низкой токсичностью, сравнительно невысокой экономичностью, простотой конструкции. Температура газа перед турбиной в таких двигателях невелика, поскольку суммарная степень повышения давления цикла умеренна.

К одновальным ТРДД с ВПЛ относятся также многогенераторные двигатели (рис. 3.1), в которых на один общий ВПЛ 1 работают несколько расположенных параллельно друг другу небольших генераторов мощности 2, связанных с ВПЛ или постоянно (рис. 3.1, а), или через муфты сцепления 3 (рис. 3.1, б).

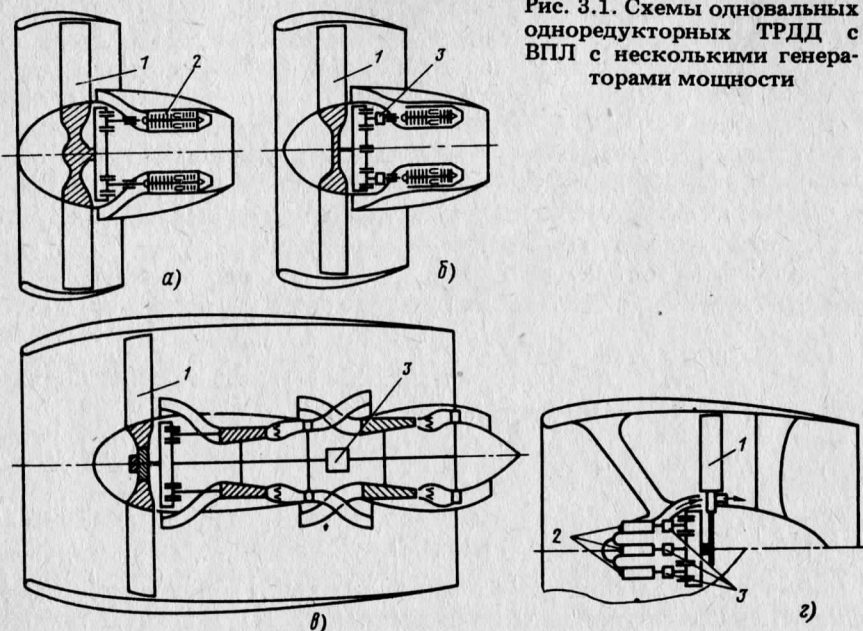


Рис. 3.1. Схемы одновалных одноредукторных ТРДД с ВПП с несколькими генераторами мощности

При тандемном расположении генераторов мощности (рис. 3.1, в) число их ограничено в связи с возрастанием длины двигателя и несоосности валов. Генераторы мощности могут занимать относительно ВПП не только традиционно заднее положение, но также переднее положение (рис. 3.1, г).

3.1. ФОРМИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ НА РАСЧЕТНОМ РЕЖИМЕ

На взлетном (расчетном) режиме двигатель должен обеспечить все основные сформулированные в техническом задании данные: тягу, экономичность, отборы воздуха, температуры и давления по тракту, низкий уровень шума и допускаемые уровни эмиссии вредных веществ в атмосферу.

Типичными требованиями к силовой установке и двигателям малошумного малотоксичного СКВП являются:

Число двигателей в силовой установке	4
Суммарная тяга неустановленных двигателей, кН	400
Коэффициент реверсирования тяги при посадке, % от $R_{0\Sigma}$	35
Удельный расход топлива при взлете, C_{Ro} , кг/(Н·ч)	0,034
Шум в 150 м сбоку от ВПП, EPN dB	
при наборе высоты	95
при заходе на посадку	95
при включении реверса тяги	100

Площадь звукового следа с шумом, превышающим 95 EPN dB, км²
Загрязнение атмосферы
Приемистость, с:
 при прерванной посадке
 при включении реверса
Удельная масса двигателя $G_{дв}/R_{0\Sigma}$, кг/Н
Коэффициент подъемной силы крыла C_y :
 в конце разбега
 при посадке

<1,0
нормы 1979 г.
1,5
1,5
0,022...0,024
2,0
2,5

Формирование двигателя проводят методом последовательного удовлетворения выдвинутых требований (рис. 3.2). В ходе анализа рассматриваются и сравниваются между собой различные типы двигателей, силовых установок и систем их интеграции с планером. Проследим за процессом формирования двигателя на конкретном примере. Рассматриваем СКВП с нижним обдувом закрылков. Одним из ключевых моментов формирования двигателя в такой компоновке является выбор параметров вентилятора, при котором шум от соударения реактивных струй с закрылками не будет выше 93 EPN dB (в 150 м сбоку от ВПП). Для анализа пользуемся сеткой акустических характеристик рассматриваемой системы интеграции (рис. 3.3). Эта сетка характеристик дается в форме

$$L_{\text{сист}} = f(\pi_{в.р}^*, F_{с\Sigma}),$$

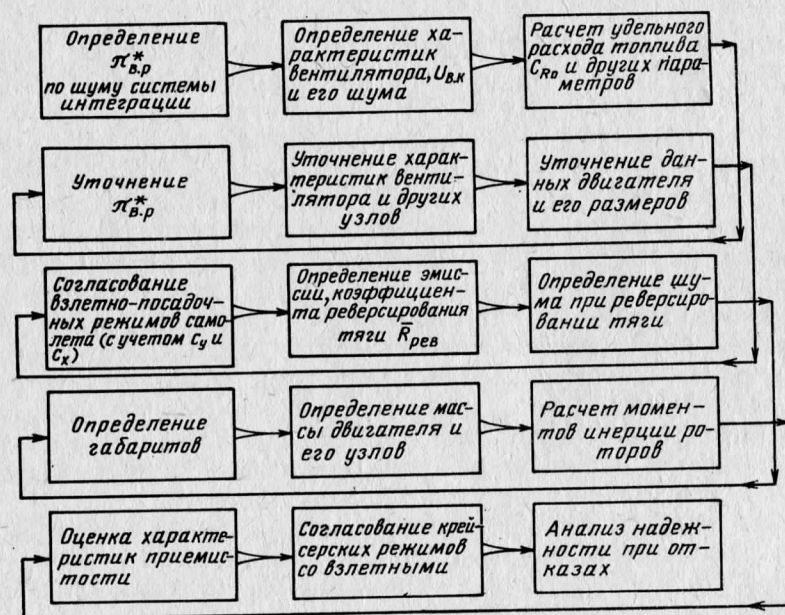


Рис. 3.2. Схема последовательного согласования данных двигателя, силовой установки и самолета с требуемыми по техническому заданию

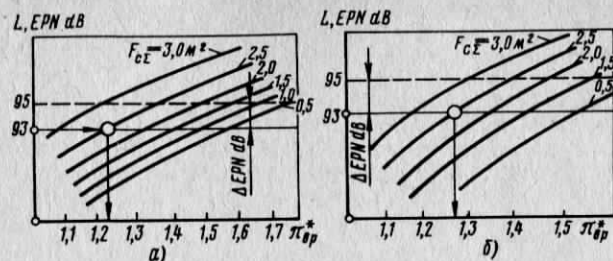


Рис. 3.3. Акустические характеристики системы нижнего обдува крыла (количество двигателей — 4): а — взлет ($\delta_f = 15 \dots 20^\circ$, $V_{\pi} = 0$); б — заход на посадку ($\delta_f = 30 \dots 45^\circ$, $V_{\pi} = 150$ км/ч); — — — нормы на допустимый уровень шума; ΔEPN dB — запас на сбалансированный суммарный шум самолета

так что для возможности ее использования необходимо задать допустимый уровень шума системы и площадь выходных реактивных сопел $F_{c\Sigma}$. Допустимый шум системы задаем на 2...2,5 EPN dB ниже предельного допустимого. Площадь реактивных сопел $F_{c\Sigma}$ каждого из четырех двигателей находим из формулы для стендовой тяги двигателя

$$R_o = p_n F_{c\Sigma} [\pi_{cI}^* f(\lambda_c) - 1], \quad (3.1)$$

пользуясь методом последовательного приближения. Задаем $\pi_{cII}^* = \pi_{в.р}^* = 1,215$, что соответствует $f(\lambda_c) \approx 1,15$, $R_o = 100$ кН и $p_n = 101,3$ кПа. Тогда из (3.1) получаем, что $F_{c\Sigma} = 2,49$ м². Для полученной величины $F_{c\Sigma}$ по графикам рис. 3.2 определяем величину $\pi_{в.р}^*$, полагая при этом, что $L_{сист} = 93$ EPN dB. Величиной π_{cI}^* как самостоятельной в данном случае пренебрегаем — считается, что $\pi_{cI}^* = \pi_{cII}^*$. Уточняем по (3.1) величину $F_{c\Sigma}$ по полученной величине $\pi_{в.р}^*$. В результате второго приближения находим, что шум силовой установки не будет выше допустимого при значении $\pi_{cI}^* = \pi_{в.р}^* = 1,225$. Задав это значение $\pi_{в.р}^*$ и требующийся полный перечень необходимых исходных параметров ($\pi_{кo}^*$, $T_{гo}^*$, η_i^* , σ_i^*), производим расчет удельных и основных данных двигателя (C_{R_o} , m_o , $G_{в\Sigma}$, F_i , $U_{в}$, $U_{к}$ и т.п.). Располагая сеткой акустических характеристик (рис. 3.3) рассматриваемой системы интеграции для режимов захода на посадку, проводим аналогичный поверочный расчет шума при посадке.

Далее переходим к определению основных составляющих тяговых и аэродинамических сил, действующих на самолет при отрыве от ВПП и при заходе на посадку: коэффициента C_y и составляющих R_x и R_y реактивной тяги двигателей.

Старт СКВП начинается с освобождения тормозов при горизонтально установленных закрылках. Самолет разгоняется по ВПП под действием тяги R_o до скорости отрыва от ВПП $V_{отр}$,

при которой закрылки опускаются под углом наклона к оси самолета $\delta_f = 30^\circ$ в зону действия реактивных струй. Это перемещение закрылков вызывает возникновение двух взаимосвязанных, но в то же время самостоятельных эффектов:

а) вместо одного горизонтального вектора тяги $R_{ox} = R_o$ на самолет начинают действовать две составляющие этого вектора, теперь уже частично отклоненного вниз, R_{ox} и R_{oy} (где R_{oy} — вертикальная составляющая вектора тяги);

б) при отклоненных вниз закрылках и отклоненном вниз векторе тяги R_o на самолет начинает действовать увеличенная подъемная сила Y и повышенная сила сопротивления X . В результате избыточная осевая сила, действующая на самолет, получается равной разности сил ($R_{ox} - X$), а избыточная вертикальная сила получается равной сумме сил ($R_{oy} + Y$). Под действием первой из сил самолет продолжает ускоряться в горизонтальном направлении, хотя и с меньшим ускорением, чем первоначальное; под действием второй из сил начинается подъем самолета.

Анализ свойств и характеристик рассматриваемого самолета и его силовой установки ведется методом многократного уточнения. На одном из этапов этого анализа определяются дроссельные и пусковые характеристики двигателя.

3.2. ЗЕМНЫЕ ДРОССЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРДД С ВПП

Земные дроссельные характеристики

Самостоятельная работа двигателя начинается с режима малого газа. На этот режим двигатель выводится с помощью специальных дополнительных энергетических средств. Дроссельными называются режимы от малого газа до взлетного при работе двигателя в земных условиях и от полетного малого газа до максимального продолжительного в высотном-скоростных условиях. Дроссельные режимы, на которые в крейсерском полете согласовывается двигатель с самолетом, называются крейсерскими.

Точки на земной дроссельной характеристике определяют при неизменных проходных сечениях двигателя по количеству подаваемого в двигатель топлива $G_{т}$, в связи с чем приведенные к стандартным атмосферным условиям: величина тяги, расход воздуха, удельный расход топлива, частота вращения ротора — имеют функциональный вид

$$R_{пр} = f_1(G_{т.пр}); G_{в.пр} = f_2(G_{т.пр}); \quad (3.2)$$

$$C_{R.пр} = f_3(G_{т.пр}); n_{пр} = f_4(G_{т.пр}).$$

Из (3.2) следует, что дроссельные характеристики можно представить в форме

$$C_{R\text{ пр}} = f_5(R_{\text{пр}}); G_{\text{в. пр}} = f_6(R_{\text{пр}}) \text{ и т. д.}$$

Если в области дроссельной характеристики в двигателе применено регулирование проходных сечений (основного тракта, мест отбора воздуха в самолетные системы, мест отбора воздуха на охлаждение турбины и сопла и т.п.), то дроссельные характеристики, записанные в наиболее общей форме, имеют вид

$$C_{R\text{ пр}} = f(R_{\text{пр}}, F_1, \dots, F_i).$$

В ТРДД с ВПЛ один из элементов регулирования — вентилятор с поворотными рабочими лопатками — представляем в форме параметра φ (угол установки рабочих лопаток), так что дроссельная характеристика ТРДД с ВПЛ имеет вид

$$C_{R\text{ пр}} = f(R_{\text{пр}}, \varphi, F_2, \dots, F_i).$$

Дроссельная характеристика $R_{\text{пр}} = f(n_{\text{пр}}, \varphi)$ приведена на рис. 3.4. Здесь дросселирование двигателя осуществляется изменением угла φ и $n_{\text{пр}}$ при $F_j = \text{const}$. Весьма показательно, что при уменьшении φ от φ_p ($\Delta\varphi = 0$) до $\varphi = \varphi_p - 35,5^\circ$ ($\Delta\varphi = -35,5^\circ$) тяга двигателя $R_{\text{пр}}$ уменьшилась приблизительно в 10 раз при сохранении $n_{\text{пр}} = 100\%$. Это свойство ТРДД с ВПЛ уменьшения тяги без снижения частоты вращения ротора путем уменьшения угла и пропорционального уменьшения расхода топлива является одним из важнейших. Снижение частоты вращения ротора имеет в данном случае второстепенное значение для достижения пониженных, против взлетной, уровней тяги.

Рассмотрим более полно земные дроссельные характеристики ТРДД с ВПЛ при регулировании двигателя по закону $n_{\text{пр}} = \text{const}$, при $\varphi = \text{var}$, $G_{T\text{ пр}} = \text{var}$, $F_j = \text{const}$. Уменьшение угла φ (рис. 3.5, а) приводит к увеличению удельного расхода топлива, возрастанию запасов устойчивости вентилятора и компрессора. Эти изменения имеют вполне определенные причины, которые сводятся к следующим. При постоянстве проходных сечений

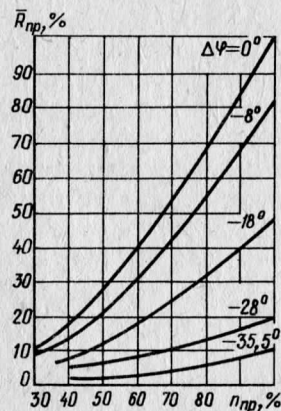


Рис. 3.4. Дроссельная характеристика одновального ТРДД с ВПЛ

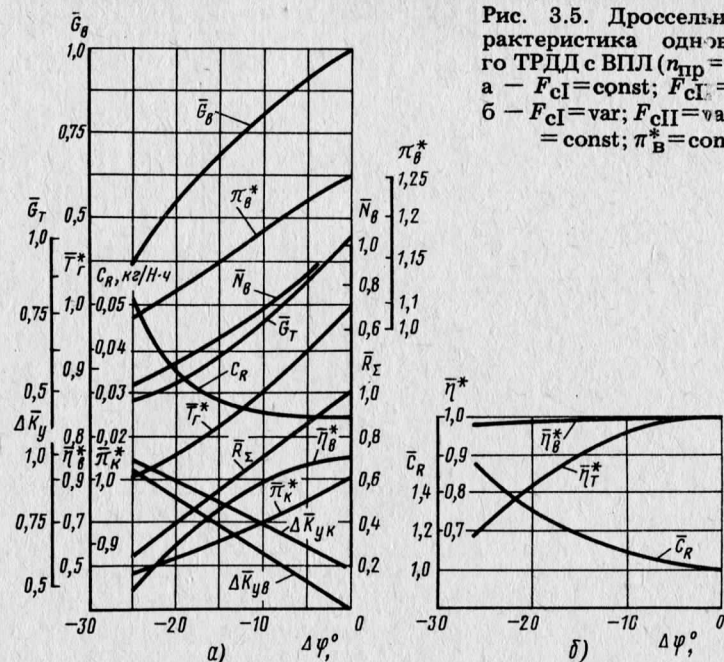


Рис. 3.5. Дроссельная характеристика одновального ТРДД с ВПЛ ($n_{\text{пр}} = \text{const}$): а — $F_{\text{CI}} = \text{const}$; $F_{\text{CI}} = \text{const}$; б — $F_{\text{CI}} = \text{var}$; $F_{\text{CI}} = \text{var}$; $\pi_{\text{B}}^* = \text{const}$; $\pi_{\text{B}}^* = \text{const}$

реактивных сопел контуров и заданных условий полета рабочая линия вентилятора в поле его характеристик занимает одно единственное положение — линия 1 (рис. 3.6, а), при каком бы угле установки рабочих лопаток φ не работал вентилятор. Это обусловлено малыми значениями степени повышения давления вентилятора π_{B}^* , при которых изменение КПД вентилятора мало влияет на величину температуры воздуха в наружном контуре, в связи с чем пропускная способность сопла наружного контура определяется только величиной π_{B}^* . Пусть вентилятор при номинальном (расчетном) угле $\varphi = \varphi_p$ ($\Delta\varphi = 0$) работает в точке А, где $n_{\text{пр}} = 1,0$, принадлежащей указанной рабочей линии 1. При уменьшении угла φ (при $\Delta\varphi < 0$) и смещении, в связи с этим, поля характеристик вентилятора влево получаем, что на напорной ветви $n_{\text{пр}} = 1,0$ новый режим вентилятора окажется в точке В, в которой КПД вентилятора стал меньшим, чем в точке А, а запас устойчивости $\Delta K_{y\text{ в}}$ увеличился, поскольку точка В расположена дальше от границы срыва, чем точка А. При уменьшении угла φ температура газа перед турбиной уменьшилась, в связи с чем режим работы компрессора сместился вдоль напорной ветви вправо, из точки С в точку D, где $\eta_{\text{K}}^* < \eta_{\text{K.о}}^*$ и $\Delta K_{y\text{ к}} > \Delta K_{y\text{ к.о}}$ (рис. 3.6, б)¹. Но в целом изменение КПД вентилятора

¹ КПД турбины $\eta_{\text{т}}^*$ при таком регулировании двигателя практически не изменяется.

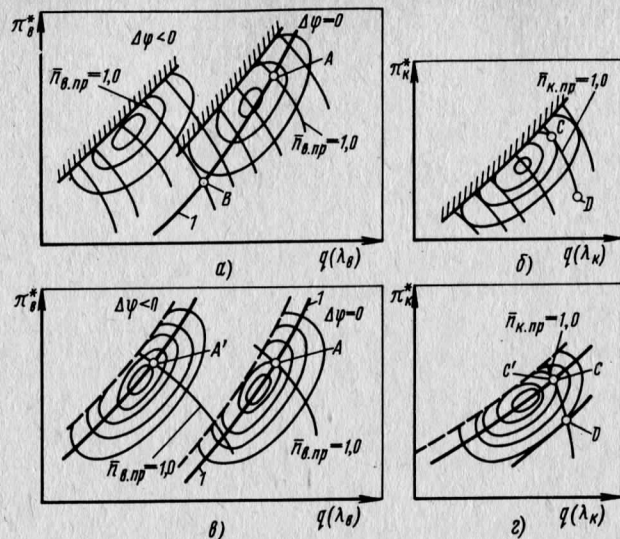


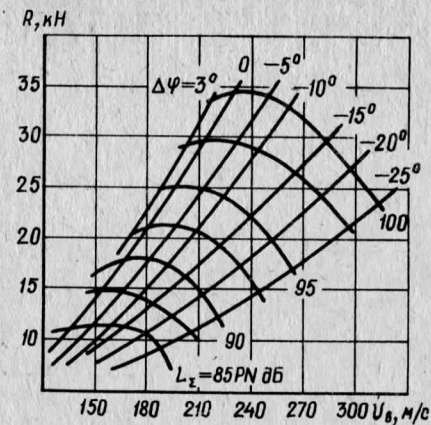
Рис. 3.6. Положение рабочих линий вентилятора и компрессора при различных способах регулирования двигателя на дроссельных режимах

и компрессора π_k^* и T_r^* привело к увеличению удельного расхода топлива C_R вдоль дроссельной характеристики при $\varphi = \text{var}$, $G_T = \text{var}$, $n_{пр} = \text{const}$, $F_j = \text{const}$. Казалось бы, что возрастание C_R , характерного для дросселирования двигателя при $\varphi = \text{var}$, $G_T = \text{var}$, $n_{пр} = \text{const}$, $F_j = \text{const}$, можно было бы избежать, переходя на условия регулирования $\varphi = \text{var}$, $G_T = \text{var}$, $n_{пр} = \text{const}$, $F_{сП} = \text{var}$, при которых КПД вентилятора и компрессора можно выдержать приблизительно на постоянном и высоком уровне (точки A' и C' , рис. 3.6, в и г). Однако в этих условиях турбина, хотя и работает при сохранении постоянной окружной скорости U_t , но отношение давлений в турбине π_t^* уменьшается и, следовательно, уменьшается адиабатическая скорость расширения в турбине $C_{т.ад}$, что ведет к снижению КПД турбины η_t^* и к возрастанию C_R (см. рис. 3.5, б).

Таким образом, обычным дросселированием двигателя по углу установки рабочих лопаток вентилятора при сохранении частоты вращения ротора не удастся получить низкие удельные расходы топлива на дроссельных режимах как при отсутствии регулирования реактивных сопел контуров, так и при введении такого регулирования.

Понижением частоты вращения ротора на дроссельных режимах лишь в небольшой мере воздействуем на области протекания дроссельных характеристик, без существенного их изменения, в том числе без существенного влияния на удельный расход топлива C_R .

Рис. 3.7. Дроссельные тягово-акустические характеристики ТРДД с ВПЛ



Лишь при применении блочной многогенераторной схемы ТРДД с ВПЛ оказывается возможным принципиально изменить характер протекания дроссельных характеристик, что будет рассмотрено ниже при анализе крейсерских режимов.

Интересно рассмотреть протекание тягово-акустических характеристик ТРДД с ВПЛ. Наименьший уровень шума при заданной тяге возникает при максимальном КПД вентилятора (при $\Delta\varphi = 0$) (рис. 3.7). Уменьшение угла установки рабочих лопаток от расчетного значения $\Delta\varphi = 0$ до $\Delta\varphi = -25^\circ$ при сохранении $n = 100\%$ приводит к уменьшению шума приблизительно на 9 EPN dB. Это свойство ВПЛ используется как одно из основных при заходе самолета на посадку, когда необходимо одновременно сохранить на уровне $n = 100\%$ частоту вращения ротора и уменьшить скорость и массу реактивной струи, натекающей на закрылки (меры, необходимые для уменьшения шума при посадке самолета и для обеспечения высокой приемистости двигателя при заходе на второй круг).

В заключении следует остановиться на выборе величины $\pi_{сП}^*$. Этот параметр может быть задан при взлете минимальным, как в ТВД, равным 1,05...1,06 (используется практически вся располагаемая свободная энергия для привода вентилятора). Поскольку величина $\pi_{в.р}^*$ уже выбрана, получаем максимальное увеличение степени двухконтурности двигателя.

В крейсерском полете степень расширения газа в сопле внутреннего контура возрастает в связи с влиянием скоростного напора. При анализе крейсерских режимов можно уточнить в какой мере величина $\pi_{сП}^*$ близка к оптимальной и, в случае необходимости, скорректировать выбранную величину $\pi_{сП}^*$ во взлетных условиях.

Запуск двигателя

К числу отличительных свойств ТРДД с ВПЛ относится сравнительная энергетическая простота его запуска, обусловленная тем, что потребная на запуск мощность может быть значительно уменьшена путем установки рабочих лопаток на угол φ , близкий к нулевому. Закрученность рабочей лопатки по высоте не позволяет на среднем, корневом или периферийном радиусе рабочих лопаток иметь одновременно такие углы, при которых потреб-

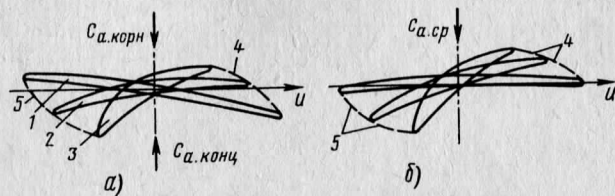


Рис. 3.8. Положения рабочей лопатки вентилятора на режимах запуска ТРДД с ВПЛ:
1 — периферийное сечение; 2 — среднее сечение; 3 — корневое сечение; 4 — линия прохождения передней кромки лопатки; 5 — линия прохождения задней кромки лопатки

ная мощность вентилятора была бы нулевой. При установке среднего сечения рабочей лопатки на угол $\varphi = 0$ (рис. 3.8, а) корневая часть профиля работает на режиме прямой тяги, а периферийная часть — на режиме реверсирования тяги. Если периферийное сечение рабочей лопатки установить на угол $\varphi = 0$ (рис. 3.8, б), то вся лопатка, кроме периферийного сечения, будет работать в режиме прямой тяги. Если корневую часть лопатки установить на угол $\varphi = 0$, то вся лопатка, кроме корневой ее части, будет работать в режиме реверсированной тяги. Таким образом вентилятор при всех углах установки рабочей лопатки φ будет потребителем мощности. Оптимальным на среднем радиусе рабочего колеса углом установки рабочих лопаток при запуске двигателя будет положительный угол φ , при котором периферийное сечение лопатки будет иметь $\varphi_{\text{пер}} = 0$. В этом случае большая часть лопатки будет работать в нормальном режиме минимальной прямой тяги, а сама лопатка не будет подвергаться воздействию противоположно направленных потоков, и суммарный расход воздуха через вентилятор будет минимальным.

На режиме нулевой тяги через двигатель проходят два потока воздуха: прямой 1 (через корневую часть лопатки) и реверсированный 2 (через периферийную часть лопатки), которые вызывают сложную циркуляцию воздуха в рабочем колесе вентилятора 3 и газогенератора (рис. 3.9). При этом возникает опасность попадания выхлопных газов на вход в газогенератор. Поэтому запуск двигателя целесообразно осуществлять на режимах минимального суммарного расхода воздуха при стабильном и однонаправленном его

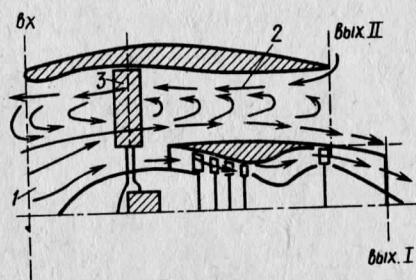


Рис. 3.9. Линии тока воздуха на режиме работы двигателя с углом установки рабочих лопаток на среднем радиусе на угол $\varphi_{\text{ср}} = 0$

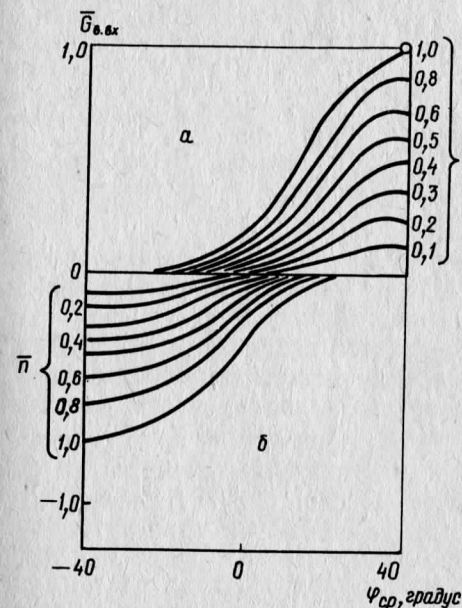


Рис. 3.10. Дроссельные расходные характеристики ТРДД с ВПЛ:
а — область изменения расхода воздуха, втекающего в двигатель со стороны входного канала двигателя; б — область изменения расхода воздуха, втекающего в наружный контур двигателя со стороны выходного канала

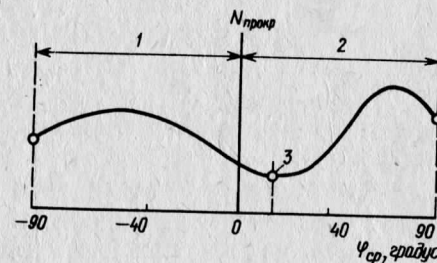


Рис. 3.11. Потребная мощность прокрутки ТРДД с ВПЛ на режиме $n = 0,2$:

1 — диапазон изменения мощности при движении лопатки вперед выпуклой частью профиля; 2 — диапазон изменения мощности при движении лопатки вперед вогнутой частью профиля; 3 — режим минимальной мощности для прокрутки ротора

течении, т.е. при небольшом положительном значении тяги.

При постоянстве частоты вращения ротора изменение угла установки рабочих лопаток φ в диапазоне от положительных до отрицательных значений приводит к изменению знака направления движения воздуха через двигатель, поскольку при отрицательных углах установки втекание воздуха в двигатель происходит через сопло внешнего контура. Поэтому дроссельные расходные характеристики ТРДД с ВПЛ, приведенные на рис. 3.10, имеют необычный вид. Такой своеобразный вид дроссельных расходных характеристик ВПЛ обуславливает существование режима с минимальной потребной мощностью вентилятора при некотором угле установки рабочих лопаток $\varphi_{N\text{min}}$ на среднем радиусе (рис. 3.11).

Потребная мощность пускового устройства определяется режимом конечной пусковой раскрутки ротора и временем раскрутки ротора до режима конечной пусковой раскрутки (режима малого газа). После достижения режима малого газа пусковое устройство отключается, двигатель выводится на режим полетного малого газа с номинальной частотой вращения, но при том же исходном оптимальном для запуска угле установки рабочих лопаток вентилятора $\varphi = \varphi_{\text{опт зап}} = \varphi_{N\text{min}}$. Дальнейшее увеличе-

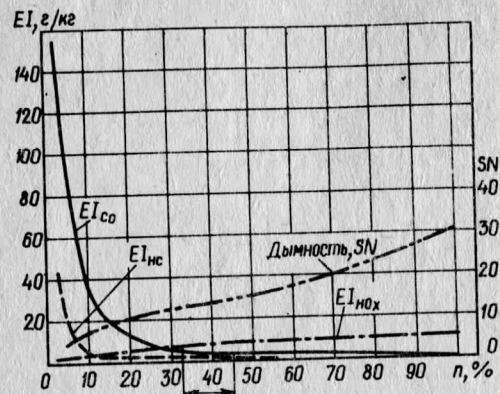


Рис. 3.12. К выбору режима ожидания на основе эмиссии загрязняющих веществ ТРДД с ВПЛ

ние тяги до максимальной выполняется при: $\bar{n} = 1,0$; $\varphi = \text{var}$ и $G_T = \text{var}$. Между режимами земного и полетного малого газа выбирается

режим ожидания. Основанием для выбора этого режима служат характеристики эмиссии и допустимые на них нормы. При использовании этих характеристик (рис. 3.12) определяется режим минимального загрязнения окружающей среды в соответствии с критериями загрязнения.

В многогенераторных схемах ТРДД с ВПЛ методы запуска более сложны. В схеме с тандемными генераторами, имеющими между собой муфту сцепления, запуск выполняется по следующей программе. Ближний к ВПЛ генератор запускается совместно с ВПЛ по принципу запуска одновального ТРДД с ВПЛ. Затем при пока еще отключенной муфте сцепления самостоятельно запускается и выводится на режим земного малого газа второй генератор с установлением частоты вращения его ротора, равной частоте вращения первого генератора, и затем производится включение муфты сцепления генератора.

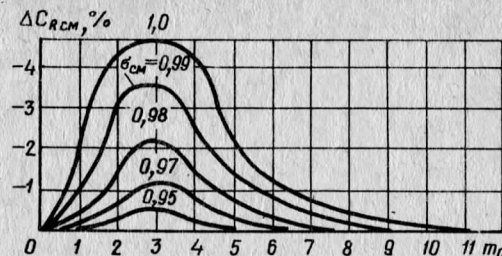
При включении муфты сцепления первый из генераторов продолжает работать при температуре газа перед турбиной $(T_{Г.М.Г}^*)_I$, обеспечивающей получение на турбине всей потребной на привод вентилятора мощности, а второй генератор работает при той же частоте вращения, но в режиме без нагрузки при $(T_{Г.М.Г}^*)_{II} < (T_{Г.М.Г}^*)_I$. Затем при сохранении $\bar{n} = \text{const}$ и $\varphi = \text{const}$ температура $(T_{Г.М.Г}^*)_{II}$ повышается, а температура $(T_{Г.М.Г}^*)_I$ понижается.

В той же последовательности запускаются генераторы ТРДД многогенераторной блочной схемы.

3.3 ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Двухконтурные турбореактивные двигатели создаются со смешением и без смешения потоков в зависимости от степени двухконтурности двигателя. При малых и при больших степенях двухконтурности термодинамической выгоды от смешения потоков не имеется, так как при малых m_o мала доля полной энер-

Рис. 3.13. Выигрыш в удельном расходе топлива $\Delta C_{R\text{см}}$ от смешения потоков в ТРДД в зависимости от степени двухконтурности и коэффициента суммарных гидравлических потерь от смешения $\sigma_{\text{см}}$



гии потока внешнего контура, а при больших m_o мала доля полной энергии потока внутреннего контура в общей энергии смешивающихся потоков. Наибольший эффект от смешения, проявляющийся в улучшении удельного расхода топлива C_R , приходится на область значений степени двухконтурности $m_o = 2...4$ (рис. 3.13). Уже при $m_o = 4...6$ этот эффект не велик, а при $m_o > 10$ практически отсутствует.

В двигателе со смешением потоков при относительной длине смесительных камер $l/d > 1,5$ (l — длина, d — диаметр камеры) стремятся не допустить чрезмерного увеличения гидравлических потерь $\sigma_{\text{см}}$ от смешения, которые становятся тем большими, чем больше разница в кинетических энергиях и импульсах смешиваемых рабочих сред (чем больше разница в полных давлениях потоков до смешения). При значительном неравенстве полных давлений гидравлические потери становятся столь значительными, что даже при $m_o = 2...4$ никакого выигрыша в величине C_R от смешения потоков может не получиться. Оптимизация параметров двигателя со смешением потоков ведется из условия достижения наименьших внутренних потерь при смешении. Выдерживание при этом равенства полных давлений в потоках до смешения накладывает строгие ограничения на выбор параметров двигателя $\pi_{в.р}^*$, $\pi_{к.г}^*$ при заданном $T_{г.о}^*$. Если общее сопло имеет небольшую относительную длину ($l/d < 1,0$), то в нем успевает произойти только выравнивание статических давлений в потоках в некотором контрольном сечении, в результате чего до этого сечения площадь сечения одного из потоков вдоль оси двигателя уменьшается, а другого — возрастает. Применение общего на оба контура выходного сопла может быть целесообразным лишь для снижения шума двигателя, поскольку короткие смесительные каналы, в которых смешения, в сущности, нет, термодинамических преимуществ не дают. В то же время в двигателе с общим на оба контура выходным каналом взаимосвязь потоков и режима в целом более сложная, чем в двигателе с раздельными контурами. Одна из причин, по которым создавать ТРДД с ВПЛ с общим соплом нецелесообразно, состоит в том, что на режимах реверса тяги и запуска двигателей из общего выходного канала на вход в компрессор возникает рециркуляция газов, что недопустимо.

Таблица 3.1

Сравнение $\pi_{B\text{opt}}^*$ для взлета
и крейсерского полета с числом $M_{\Pi} = 0,85$

Условия оптимизации π_B^*	Ограничения	$\pi_{B\text{opt}}^*$	m_{opt}	Примечание
Взлет Оптимизация по уровню шума при соударении струй с закрылком Крейсерский полет Оптимизация по удельному рас- ходу топлива	$L_{\Sigma} < 95 \text{ EPN dB}$ в 150 м сбоку от ВПП	1,25	10	Ограничений по параметрам ра- бочего процесса нет
	$C_R \rightarrow C_{R\text{min}}$	$\sim 1,5$	~ 8	Оптимизация проведена при $T_b^*/T_r = 0,2$, $\pi_k^* = 10...30$

В ТРДД с отдельными контурами оптимизация параметров может быть выполнена с меньшими ограничениями, когда между контурами оптимально распределяются: свободная энергия цикла, масса и скорости истечения потоков [8].

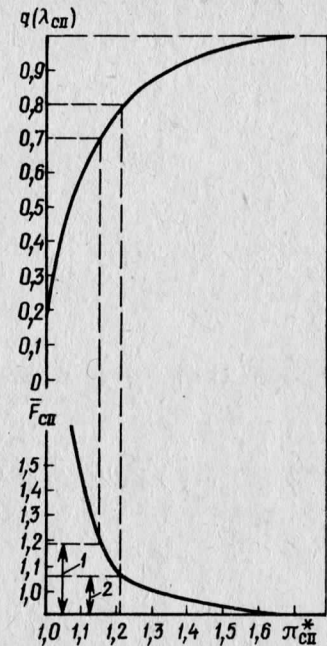
Одна из таких оптимизированных функций $\pi_{B\text{opt}}^* = f(M_{\Pi})$ приведена на рис. 3.14, а.

Сравним оптимальные значения $\pi_{B\text{opt}}^*$ в крейсерских условиях полета при $M_{\Pi} = 0,85$ с выбранным при взлете $\pi_{B,r}^*$ согласно ограничениям в уровне допустимого шума (табл. 3.1).

Проигрыш в величине C_R возникает тогда, когда, например при $M_{\Pi} = 0,85$, вместо $\pi_{B\text{opt}}^* = 1,5$ в крейсерских условиях полета приходится назначить $\pi_B^* = 1,25$, выбранное из условия ограничения шума при взлете. На рис. 3.14, б [8] показано, насколько возрастает удельный расход топлива $C_{R\text{крс}}$ при переходе от $\pi_{B\text{opt}}^*$ к $\pi_B^* \neq \pi_{B\text{opt}}^*$. Однако выбрать $\pi_{B,r}^*$ таким, чтобы одновременно удовлетворить требованиям, предъявляемым во взлетных и крейсерских условиях полета, невозможно. Поскольку основ-

Рис. 3.15. Расходная характеристика сопла внешнего контура и диапазоны требуемого изменения площади критического сечения сопла $F_{c\Pi}$:

1 — при $\pi_{B,r}^* = 1,15$; 2 — при $\pi_{B,r}^* = 1,21$



ным для СКВП является взлетный режим, в крейсерских условиях полета удастся в той или иной мере лишь приблизиться к оптимальным условиям, но не достичь их, так как даже при самом расширенном регулировании элементов двигателя они не могут обеспечить в различных условиях какие угодно параметры.

Особенности перехода режимов работы ТРДД с ВПП от взлетных условий к высотно-скоростным состоят в следующем. Пусть например, двигатель работает по одному из возможных законов управления $n_{\text{пр}} = \text{const}$, т.е. в полете выдерживается постоянной приведенная частота вращения ротора вентилятора. В условиях взлета отношение давлений в сопле наружного контура ТРДД с ВПП докритическое, особенно в случаях, когда приходится степень повышения давления вентилятора снизить до значений $\pi_{B,r}^* \approx 1,07...1,1$, что может потребоваться для достижения коэффициентов реверсирования тяги $\bar{R}_{\text{рев}} \geq 0,35$. В связи с докритическими режимами приведенная плотность тока $q(\lambda_{c\Pi})$ в выходном сечении сужающегося сопла сильно изменяется при переходе от взлетных условий к крейсерским, в которых отношение давлений в сопле возрастает пропорционально скоростному напдаву. При некотором числе M полета истечение из сопла становится критическим, удельная плотность в выходном сечении сужающегося сопла достигает значения $q(\lambda_{c\Pi}) = 0,1$ (рис. 3.15). Выходит, что при $F_{c\Pi} = \text{const}$ эффективная проходная площадь $(q(\lambda_{c\Pi})F_{c\Pi})$ выходного сечения сужающегося сопла возросла на 20...40%. Характеристика рис. 3.15 показывает, насколько возрастает эффективная проходная площадь выходного сечения сопла наружного контура в связи с изменением газодинамической функции $q(\lambda_{c\Pi})$. Если сопло геометрически не регулируется, то при переходе от взлета к крейсерским условиям эффективная площадь его выходного сечения возрастает в 1,2...1,4 раза.

Вопрос о регулировании площадей выходных сечений реактивных сопел внутреннего и наружного контуров имеет для

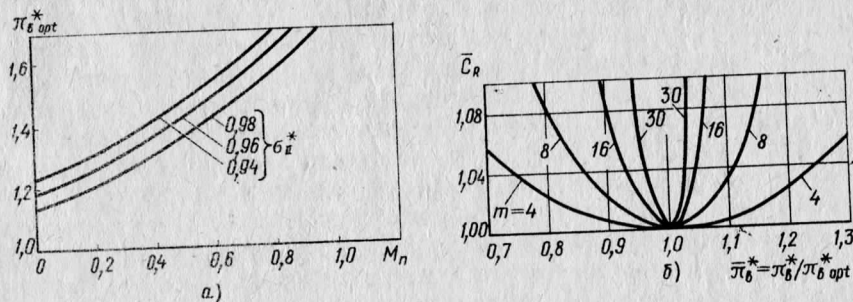


Рис. 3.14. К выбору оптимальной (по удельной тяге и удельному расходу топлива) степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{B\text{opt}}^*$

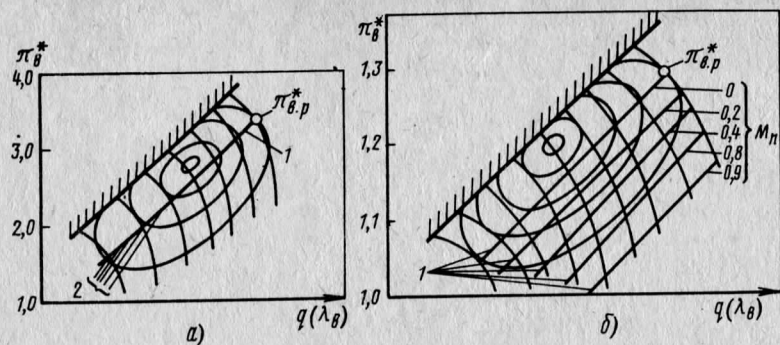


Рис. 3.16. Рабочие линии в поле характеристики вентилятора, работающего в системе двигателя, при $F_{сП} = \text{const}$

ТРДД с ВПЛ принципиальное значение и поэтому на этом вопросе останавливаемся специально.

В двигателе с разделенными контурами с $\pi_{в}^* > 1,89$ в широком диапазоне $n_{в.пр}$ с нерегулируемым реактивным соплом наружного контура в поле характеристик вентилятора имеется только одна рабочая линия 1 (рис. 3.16, а). Лишь в области низких приведенных частот вращения, где возможно при малых значениях $M_{п}$ возникновение режимов с докритическими отношениями давления в сопле, вследствие уменьшения $\pi_{в}^*$ получается расслоение режимов — несколько линий 2 рабочих режимов при соответствующих числах $M_{п}$ полета ("метелка" В. И. Бабарина, выявленная им для ТРД в 1950 г.). Поскольку в ТРДД с ВПЛ $\pi_{сП}^* \ll 1,89$ линии 1 рабочих режимов расслаиваются во всем поле характеристик вентилятора (рис. 3.16, б), причем с увеличением числа $M_{п}$ рабочие линии смещаются в правую нижнюю область характеристики вентилятора, где снижается его КПД.

Чтобы в крейсерских условиях полета вентилятор двигателя работал в области высоких значений КПД $\eta_{в}^*$, необходимо управлять положением рабочей линии в поле характеристик низконапорного вентилятора в широких пределах. Возможны следующие принципы управления положением рабочей линии для согласования реактивного сопла с вентилятором: регулирование площади выходного сечения сопла; изменение угла установки рабочих лопаток при постоянной площади критического сечения сопла; совместное изменение площади $F_{сП}$ и угла φ .

В результате этих воздействий тяга двигателя в крейсерских условиях полета может быть изменена в широких пределах, что упрощает решение задачи согласования взлетных режимов с крейсерскими, когда для заданного самолета требуется выдерживать некоторое требуемое соотношение тяг $R_{крс} = R_{крс}/R_{взл}$. Регулирование площади выходного сечения сопла наружного

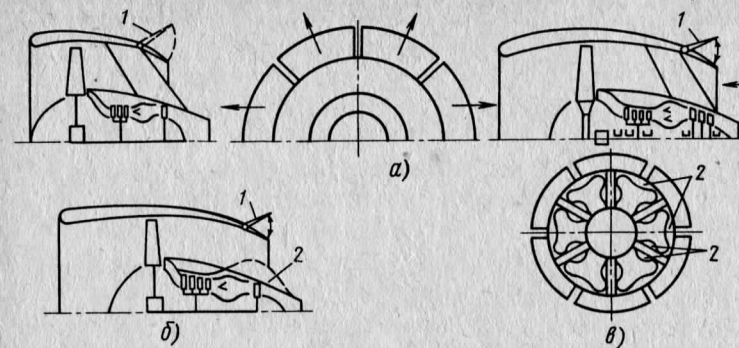


Рис. 3.17. Схемы регулируемых реактивных сопел внешнего контура двигателя большой степени двухконтурности

контура с помощью обычных сужающихся створок в ТРДД с ВПЛ неудобно по ряду причин. Обычные створки имеют большую конструкционную массу, требуют применения привода с силовым кольцом и гидроцилиндрами, что увеличивает мидель мотогондолы и ее внешнее сопротивление. Регулируемое сопло у ТРДД с ВПЛ должно быть легким, иметь диапазон регулирования площади выходного сечения не менее 30—40% и позволять раздвигать створки сопла в положение, обеспечивающее безотрывное втекание воздуха во внешний контур на режимах реверса тяги. Для достижения простоты конструкции такого сопла его створки на режимах реверса тяги могут выходить из взаимного сочленения (рис. 3.17, а), число створок 1 должно быть ограничено и механизм привода должен быть выполнен без силового кольца. Учитывая то, что наружный контур ТРДД с ВПЛ работает при низкой температуре рабочего воздуха, в сопле этого контура в качестве регулирующих элементов могут применяться пластические элементы 2, надуваемые воздухом высокого давления (рис. 3.17, б, в). С помощью таких элементов обеспечивается согласование эффективной проходной площади сопла наружного контура с характеристиками вентилятора во всех высотно-скоростных условиях.

При анализе высотно-скоростных характеристик рассматриваем одновальный ТРДД с ВПЛ с параметрами и данными, приведенными в табл. 3.2.

Таблица 3.2
Параметры исследуемого одновального ТРДД с ВПЛ

$R_{\Sigma 0}$, кН	$T_{г.0}^*$, К	$\pi_{к.0}^*$	$\pi_{в.0}^*$
60	1400	10	1,15...1,19

Температура газа перед турбиной выбрана умеренной ($T_{г.о}^* = 1400 \text{ K}$), что обусловлено схемой рассматриваемого ТРДД (одновальный двигатель) и умеренными значениями степени повышения давления в компрессоре, которые могут быть практически получены в таком двигателе ($\pi_{к.о}^* = 10$).

Ступени вентилятора рассматриваются без входного направляющего аппарата и с нерегулируемым спрямляющим аппаратом. Изменение уровней ($\eta_{в.р}^*$, $q(\lambda_{в.р})$) и $\pi_{в.р}^*$ (параметры вдоль базовой линии) в зависимости от величины отклонения угла установки φ от φ_p приведено на рис. 3.18.

Для проведения анализа особенностей высотно-скоростных характеристик ТРДД с ВПЛ целесообразно рассмотреть вначале характеристики ТРДД с вентилятором, имеющим неповоротные рабочие лопатки (ВНЛ) при постоянстве площади критических сечений реактивных сопел контуров $F_{сI} = \text{const}$, $F_{сII} = \text{const}$ и наиболее простом законе управления $n_{пр} = \text{const}$. Эта высотно-скоростная характеристика приведена на рис. 3.19 в виде функции $C_R = f(R_F, H, M_{п})$. На высоте $H = 0$ увеличение числа $M_{п}$ вызывает снижение тяги и сильное возрастание C_R , намного больше, чем у обычных ТРДД, даже с умеренной степенью двухконтурности. Например, у двигателя JT9D-7 с параметрами $\pi_{в.р}^* = 1,5$; $\pi_{с.р}^* = 22,3$; $T_{г.р}^* = 1550 \text{ K}$; $m_p = 5,1$ при полете с $M_{п} = 0,9$ на высоте $H = 10,7 \text{ км}$ и значении лобовой тяги $R_F = 9,8 \text{ кН/м}^2$ имеем $C_R = 0,095 \text{ кг/(Н·ч)}$. Для выяснения причин такого существенного ухудшения C_R у ТРДД с ВНЛ в высотно-скоростных условиях рассмотрим рис. 3.19, в, где в поле характеристик вентилятора приведены линии рабочих режимов при $\varphi = \text{const}$, $F_{сI} = \text{const}$, $F_{сII} = \text{const}$, $n = \text{const}$. Видим, что чем больше число $M_{п}$, тем сильнее смещаются линии рабочих режимов в область низких $\pi_{в}^*$, что и вызывает снижение лобовой тяги R_F и возрастание удельного расхода топлива C_R . При исходном значении $\pi_{в.р}^* \approx 1,19$ критические режимы истечения из реактивного сопла

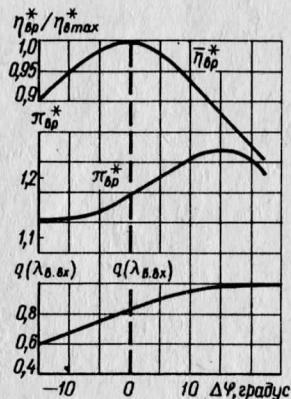


Рис. 3.18. Изменение параметров вентилятора вдоль базовой линии $n_{в.пр} = 1,0$; $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_0$

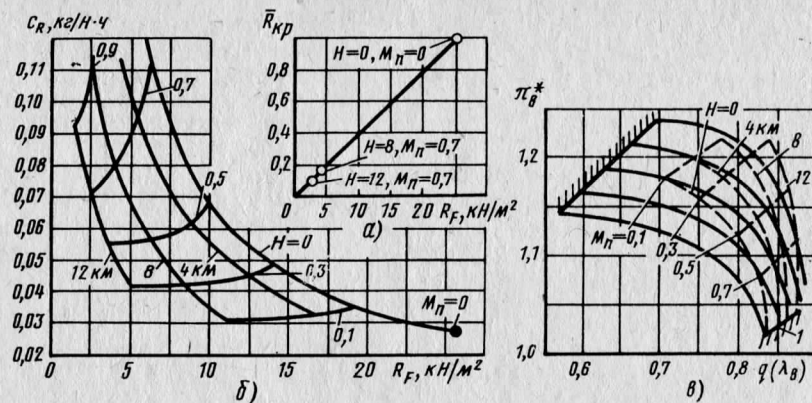


Рис. 3.19. Высотно-скоростные характеристики ТРДД с ВНЛ $F_{сI} = \text{const}$; $F_{сII} = \text{const}$; $n_{пр} = 1,0$

$$\varphi = \text{var}, n_{пр} = \text{const}, F_{сI} = \text{const}, F_{сII} = \text{const}. \quad (3.3)$$

При увеличении числа $M_{п}$ и выполнении этого закона управления рабочая точка двигателя перемещается в поле характеристики вентилятора по напорной ветви $n_{пр} = 1,0 = \text{const}$ (рис. 3.20, а) вправо вниз из A и B до линии 1 — рабочей линии вентилятора в системе двигателя на заданной высоте H и при заданном числе $M_{п}$ полета. Начинаем теперь в точке B увеличивать угол φ от исходного расчетного значения $\Delta\varphi_0 = -10^\circ$, что приводит к возрастанию расхода воздуха через вентилятор и, следовательно, через сопло. При этом в вентиляторе значения $\pi_{в}^*$ и $q(\lambda_{в})$ возрастают не в том же отношении, в каком $\pi_{сII}^*$ и $q(\lambda_{сII})$ изменяются в выходном сечении сопла, что приводит к перемещению рабочей точки B вверх вправо вдоль рабочей линии 1 в точку C пересечения рабочей линии 1 с базовой линией 2, где КПД $\eta_{в}^*$ имеет максимальные значения и, следовательно, где удельный расход топлива C_R будет наименьшим.

Величину угла, при котором этого удастся достичь, назовем $\varphi_{CR \min}$. Из анализа высотно-скоростных характеристик получаем зависимость

$$\varphi_{CR \min} = f(M_{п}, H) \quad (3.4)$$

— регулировочную характеристику вентилятора для достижения в нём параметров, лежащих на базовой линии, путем изменения угла установки рабочих лопаток ВПЛ при регулировании двигателя по закону (3.3). Зависимость (3.4) приведена на рис. 3.20, б. Видим, что зависимость (3.4) практически не отличается для различных высот.

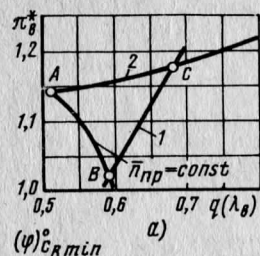
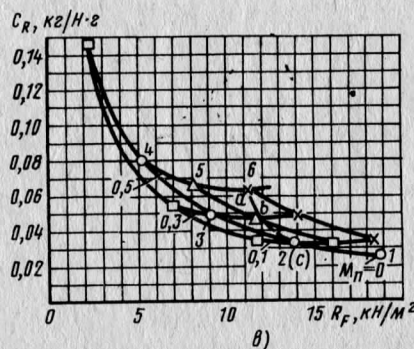
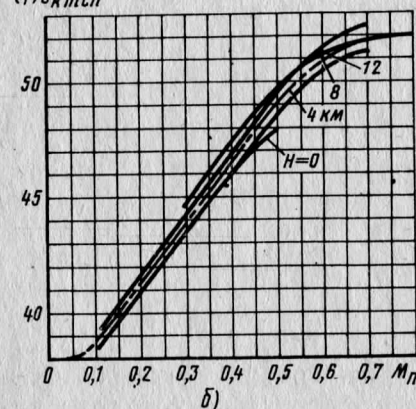


Рис. 3.20. Высотно-скоростные характеристики ТРДД с ВПЛ при $\varphi = \text{var}$; $F_{cI} = \text{const}$; $F_{cII} = \text{const}$; $n_{\text{пр}} = 1,0$:
 $\circ - \varphi = -38^\circ$; $\square - \varphi = -33^\circ$; $\triangle - \varphi = -43^\circ$;
 $* - \varphi = -48^\circ$; $--- - \text{кривая } C_{R \min}$;
 $\varphi = \text{var}$



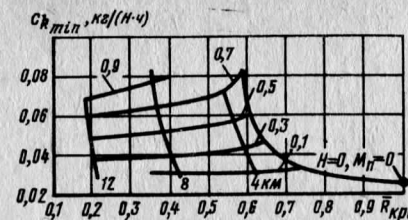
Зависимость удельного расхода топлива от лобовой тяги ТРДД с ВПЛ при $H = 0$, $M = \text{var}$ и управлении двигателем по закону (3.3) показана на рис. 3.20, а. С увеличением числа M_{π} при $H = \text{const}$ и $\varphi = \text{const}$ сначала ощущаем ухудшение экономичности (движение через точки 1, 2, 3 в точку 4, соответствующую числу $M_{\pi} = 0,5$). Затем в точке 4 при $M_{\pi} = \text{const}$, $H = \text{const}$ угол φ увеличиваем от 38° до 43° , что дает снижение C_R от 0,08 до 0,062 кг/(Н·ч) (движение из точки 4 через точку 5 в точку 6 и достижение в точке а на участке 4—5—6 $C_{R \min}$). Этот минимум наблюдается при всех числах M_{π} (0,5; 0,3; 0,1) и проходит через точки а, б, с. Так изменением угла φ до получения режима с $C_{R \min}$ обеспечивается оптимальное согласование крейсерского режима со взлетным по экономичности.

Изменяя угол φ в зависимости от числа M_{π} так, как это показано на рис. 3.20, б, получаем сетку оптимизированных высотно-скоростных характеристик $C_{R \min} = f(\bar{R}_{\text{крс}}, M_{\pi}, H)$ ТРДД с ВПЛ при принятом законе управления (рис. 3.21).

Параметры исследуемого двигателя в крейсерских условиях полета при обеспечении положения рабочей точки в поле характеристики вентилятора на базовой линии приведены в табл. 3.3.

Однако одного согласования по экономичности недостаточно для того, чтобы удовлетворить требованиям со стороны самолетостроителей. Необходимо, чтобы это согласование было выполнено при заданном уровне крейсерской тяги $\bar{R}_{\text{крс}}$, ТРДД с ВПЛ

Рис. 3.21. Высотно-скоростные оптимизированные характеристики ТРДД с ВПЛ при оптимальном согласовании крейсерских режимов по экономичности



позволяет решить и этот вопрос.

В приводимом на рис. 3.21 и в табл. 3.3 примере согласование при условиях $H = 12$ км, $M_{\pi} = 0,9$ достигается при $R_{\text{крс}} = 0,18$. С помощью различных способов регулирования ТРДД с ВПЛ можно обеспечить согласование по $C_{R \min}$ в более широком диапазоне $\bar{R}_{\text{крс}} = 0,05 \dots 0,4$, что является важным свойством этого двигателя.

Таблица 3.3
 Параметры ТРДД с ВПЛ с $T_{г.о} = 1400$ К, $\pi_{\text{КСО}}^* = 10$;
 $\pi_{\text{в.р}}^* = 1,15$; $m_0 = 18$ в крейсерских условиях полета
 при законе управления $\varphi = \text{var}$; $n = \text{const}$;
 $F_{cI} = \text{const}$; $F_{cII} = \text{const}$

Условия полета	$\bar{R}_{\text{крс}}$	R_F , кН/м ²	C_R , кг/(Н·ч)	$R_{\text{уд}\Sigma}$, Н·с/кг	$\pi_{\text{в}}^*$	$\pi_{\text{к}}^*$	$G_{\text{в}\Sigma}$, кг/с	m
$H = 8$ км $M_{\pi} = 0,7$	0,37	7	0,0645	65	1,2	11,8	335	24,8
$H = 12$ км $M_{\pi} = 0,9$	0,18	3,5	0,069	55,2	1,21	11,8	190	23,8

3.4. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ

Присутствие в рассматриваемом типе двигателя вентилятора с поворотными рабочими лопатками приводит к расширению возможностей управления двигателем. Анализ особенностей большого числа способов управления ТРДД с ВПЛ дать в данной работе не представляется возможным. Остановимся лишь на некоторых общих положениях.

Тяга двигателя в стандартной сухой атмосфере в земных и высотно-скоростных условиях однозначно определяется положением регулирующих элементов (углом установки направляющих аппаратов $\alpha_{н.а.}$, углом установки рабочих лопаток ВПЛ φ , углом установки сопловых лопаток турбины β и т. п.), размерами регулируемых контрольных сечений проточной части (площадью выходных сечений сопел внутреннего и наружного контуров, площадью критических сечений сопловых аппаратов турбины и т. п.) и количеством подаваемого в двигатель топлива

$$R = f(\alpha, \beta, \varphi, F_1, \dots, F_i, G_T, p_H, T_H, M_{\Pi}), \quad (3.5)$$

где p_H, T_H, M_{Π} отражают условия полета.

Это уравнение является основным уравнением управления, поскольку все другие характеристики двигателя (частота вращения роторов, удельный расход топлива, расход воздуха и т. д.) определяются по аналогичным (3.5) зависимостям.

Можно также задать программу изменения частоты вращения ротора (какого-либо одного ротора многовального ТРДД или единственного ротора одновального ТРДД).

$$R = f(\alpha, \beta, \varphi, F_1, \dots, F_i, n, p_H, T_H, M_{\Pi}).$$

При $\bar{n} = 1,0$ двигатель характеризуется постоянством физических оборотов в единицу времени при переходе от одних условий полета к другим. При $\bar{n}_{\text{пр}} = 1,0$ двигатель характеризуется постоянством приведенной частоты вращения ротора, т. е. постоянством критерия $n/\sqrt{T_H^*}$. При $n = \text{var}$ и $n_{\text{пр}} = \text{var}$ изменяются одновременно и физическая, и приведенная частоты вращения ротора.

Наиболее простой закон управления ТРДД, записываемый в форме

$$R = f(n_B = \text{const}, F_i = \text{const}), \quad (3.6)$$

означает, что двигатель регулируется в высотно-скоростных условиях по закону постоянства физической частоты вращения ротора вентилятора при постоянстве всех контрольных сечений и постоянстве (подразумевается) всех регулируемых элементов (α, β, φ — константы). Законом управления (3.6) определяется тяга на максимальном режиме (при частоте вращения, равной взлетной $\bar{n}_B = 1,0$), от которого возможно или дросселирование двигателя с уменьшением частоты вращения, или раскрутка двигателя (повышение частоты вращения) (рис. 3.22, а). Поскольку приведенная частота вращения при этом законе управления изменяется так, что при $H = 10$ км, $M_{\Pi} = 0,85 \bar{n}_{B, \text{пр}}$ становится больше единицы, в поле характеристик вентилятора этот закон соответствует перемещениям из точки 1 в точку 2 с более низким КПД и далее в точку 3 при раскрутке ротора и в точку 4 при дросселировании двигателя по частоте вращения. Рабочая линия 5 в высотно-скоростных условиях проходит в области низких КПД вентилятора.

Если $R = f(n_{B, \text{пр}} = \text{const}, F_i = \text{const})$, при переходе к высотно-скоростным условиям движемся из точки 1 (рис. 3.22, а) при $H = 0, M_{\Pi} = 0$ в точку 2' при $H > 0, M_{\Pi} > 0$.

Применением закона управления

$$R = f(n_{B, \text{пр}} = \text{const}, F_{cII} = \text{var}, \Delta K_{y, B} = \text{const})$$

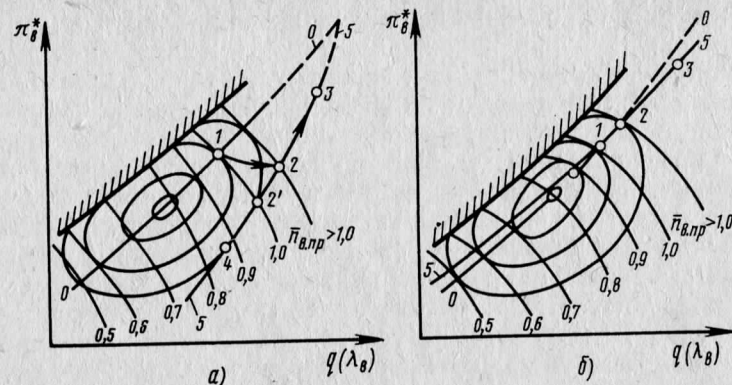


Рис. 3.22. Протекание рабочих линий вентилятора при различных законах регулирования двигателя:
а) $F_{cII} = \text{const}$; б) $F_{cII} = \text{var}$

получаем возможность перемещать режим работы двигателя близко к линии оптимальных режимов вентилятора (точка О, рис. 3.22, б).

Применением закона управления

$$R = f(n_{B, \text{пр}} = \text{const}, F_{cII} = \text{var},$$

$$\Delta K_{y, B} = \text{const}, F_{cI} = \text{var}, \Delta K_{y, K} = \text{const})$$

получаем также возможность приблизить рабочую линию в поле характеристики компрессора к его линии оптимальных режимов. Но при $F_{cI} = \text{var}, \Delta K_{y, K} = \text{const}$ уменьшается перепад давлений в турбине π_T^* , что влечет ухудшение экономичности двигателя при дросселировании и т. д.

Отсюда следует, что применение различных законов управления, преследующее цель добиться наилучшей экономичности $C_{R \min}$ в широком диапазоне значений тяги $\bar{R}_{\text{крс}}$, не является простой задачей. Выше было показано, что можно задать оптимальный закон управления углом установки рабочих лопаток φ в зависимости от числа M_{Π} полета и H при регулировании двигателя на минимум C_R по закону $n_{\text{пр}} = \text{const}$. Однако при этом значения относительной тяги получаются зависимыми от того же угла φ и не всегда могут быть согласованы с потребными, так что закон управления

$$R = f(\bar{n}_{B, \text{пр}} = \text{const}, F_{cII} = \text{const},$$

$$F_{cI} = \text{const}, \varphi_{C R \min} = f(M_{\Pi}))]$$

не всегда обеспечивает требуемое согласование тяги, и, кроме того, делает необходимым повышение температуры T_{Γ}^* в край-

серском полете в связи с повышением потребной мощности вентилятора.

Поставим теперь задачу выявления оптимального закона управления двигателем в наиболее общей форме. Взлет малолетного малотоксичного самолета выполняется при ограничении параметров двигателя по уровням шума и токсичности и, следовательно, при малой окружной скорости вентилятора, небольших степенях повышения давления вентилятора (для обеспечения малолетности), низких значениях степени повышения давления в компрессоре (для снижения токсичности двигателей при взлете), высоком уровне взлетной тяги (для обеспечения короткого взлета), сравнительно умеренной экономичности.

Крейсерский полет должен выполняться при: оптимальных значениях степени повышения давления вентилятора, которые значительно выше тех, что могли быть приняты в качестве допустимых при взлете, для достижения $C_{R \text{ крс min}}$; повышенных значениях степени повышения давления в компрессоре для достижения $C_{R \text{ крс min}}$; невысоком уровне $T_{г*}$, для достижения высокого ресурса, принципиальной возможности изменять уровень крейсерской тяги в полете от значений $\bar{R}_{\text{крс}} = 0,05$ до значений $\bar{R}_{\text{крс}} = 0,35$, для обеспечения приспособляемости ТРДД с ВПЛ к летательным аппаратам самого различного назначения, помимо основного — для малолетного малотоксичного СКВП.

При поисках оптимальных законов управления возникают следующие принципиальные вопросы.

Можно ли при постоянстве окружной скорости при применении поворотных рабочих лопаток вентилятора и, если это необходимо, поворотных лопаток спрямляющего аппарата изменить степень повышения давления вентилятора от значений $\pi_{в*}^* = 1,15 \dots 1,25$ в земных условиях до значений $\pi_{в*}^* = 1,6 \dots 1,7$ в высотных условиях? Каковы могут быть пути решения этой задачи?

Можно ли не ухудшая минимально возможные значения удельного расхода топлива $C_{R \text{ min}}$ достичь их в одном и том же типе двигателя в широком диапазоне значений $\bar{R}_{\text{крс}} = 0,05 \dots 0,35$? Каковы могут быть пути решения данной задачи?

Как изменить значения $\pi_{к*}^*$ при взлете и в крейсерском полете?

Для решения этих задач ниже последовательно продолжено рассмотрение вопросов согласования режимов ТРДД с ВПЛ в различных условиях полета.

Глава 4

СОГЛАСОВАНИЕ РЕЖИМОВ ТРДД С ВПЛ ВО ВЗЛЕТНЫХ И КРЕЙСЕРСКИХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА

4.1. ПРИНЦИПЫ СОГЛАСОВАНИЯ КРЕЙСЕРСКИХ РЕЖИМОВ СО ВЗЛЕТНЫМ

Для выполнения горизонтального крейсерского полета с заданным числом $M_{\text{крс}}$ на заданной высоте H двигатель должен развить тягу, равную аэродинамическому сопротивлению самолета $R_{\text{потр}} = X$. Задача согласования крейсерских режимов со взлетными состоит в том, чтобы спроектировать двигатель, способный длительно в крейсерских условиях полета создавать тягу, равную потребной, при минимальном удельном расходе топлива $C_{R \text{ min}}$ и обеспечивать все предъявляемые требования во взлетных условиях. В большинстве случаев такое идеальное согласование не достигается: в высотных условиях можно или получить минимальный удельный расход топлива $C_{R \text{ min}}$ при $R \neq R_{\text{потр}}$, или получить согласование тяг $R = R_{\text{потр}}$ при $C_R > C_{R \text{ min}}$.

При сохранении постоянства частоты вращения ротора вентилятора $\bar{n}_в = 1,0$ получаем в некоторых заданных высотных скоростных условиях режим "высотного максимума", на котором двигатель развивает тягу $R_{\bar{n}=1}$. Эта тяга, будучи отнесенной к R_0 , соответствует $\bar{R}_{\bar{n}=1}$ (точка 1 на рис. 4.1, а). На режиме $\bar{R}_{\bar{n}=1}$ двигатель работает при $T_{г*}^* < T_{г*}^*$, если $T_{н*}^* < T_{н*}^*$, что характерно для двигателей дозвуковых самолетов, предназначенных для высот эксплуатации на $H = 8 \dots 11$ км с числом $M_{\text{п}} = 0,8 \dots 0,7$.

Как отмечалось, идеальное согласование взлетной тяги с крейсерской было бы в том случае, если бы значение потребной тяги в полете достигалось на режиме, где $C_R = C_{R \text{ min}}$ (точка 2 на рис. 4.1). Движение из точки 1 в точку 2 происходит при понижении частоты вращения ротора, однако, в точке, где $\bar{R}_{\text{потр}} =$

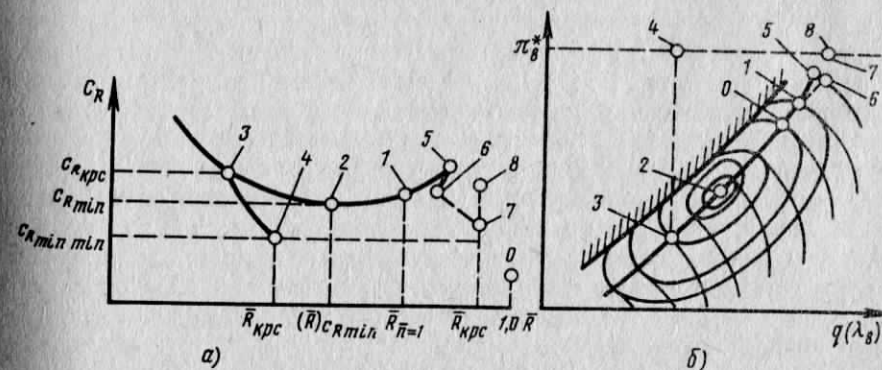


Рис. 4.1. Высотная дроссельная характеристика ТРДД

$= (\bar{R}) C_{R \min}$, согласование тяги из условия $R_0 \cdot (\bar{R}) C_{R \min} = X$ обычно не получается. Режим согласования обычно достигается в точке 3, где $C_R > C_{R \min}$. Движение из точки исходного взлетного режима 0 в земных условиях в точку 3 в высотных условиях в поле характеристики вентилятора при законе управления двигателем $\varphi = \text{const}$; $\Delta K_{y,v} = \text{const}$; $n_v = \text{var}$; $F_{cI} = \text{var}$; $F_{cII} = \text{var}$ изображено на рис. 4.1, б. При этом, если $\pi_{v,p}^*$ в исходной взлетной точке 0 было выбрано из условия ограничения шума, т. е. на уровне 1,2...1,3, то при дросселировании двигателя по частоте вращения ротора, когда режим переходит из точки 1 в точку 2 и 3, степень повышения давления вентилятора уменьшается до значений меньших, чем $\pi_{v,p}^* = 1,2...1,3$, что снижает экономичность двигателя. Оптимальное значение $\pi_{v,opt}^*$ находится не в точке 3, а на уровне штриховой линии рис. 4.1, б, лежащей существенно выше точки 3, в точке 4. Удельный расход топлива снизился бы в данном случае до $C_{R \min \min}$ (точка 4 на рис. 4.1, а). Таким образом оптимальное согласование режимов двигателя для достижения требуемого уровня шума при взлете и требуемой тяги и наилучшей экономичности $C_{R \min \min}$ в крейсерском полете состоит в том, чтобы задав режим двигателя при взлете в точке 0, обеспечить перевод режима работы двигателя в крейсерском полете в точку 4.

Переходим к рассмотрению другого случая согласования, имея в виду, что у двигателей с высокой степенью двухконтурности и небольшими значениями $\pi_{v,p}^*$ снижение тяги при увеличении числа M_D полета может быть настолько значительным, что на режиме "высотного максимума" в точке 1 располагаемая тяга получается ниже потребной. В этом случае, учитывая, что температура газа перед турбиной в точке 1 меньше, чем $T_{г,о}^*$, можно допустить увеличение частоты вращения ротора, в связи с чем режим работы двигателя смещается в точку 5. Если в точке 5 коэффициент запаса устойчивости получается меньше необходимого, то следует перевести режим работы двигателя из точки 5 в точку 6 путем раскрытия сопла наружного контура F_{cII} . Поскольку величина π_v^* в точке 6 недостаточна для достижения в полетных условиях $C_{R \min \min}$, целесообразно было бы переместить режим работы двигателя на уровень $\pi_{v,opt}^*$ в точку 7. Основная трудность такого обеспечения оптимального согласования крейсерских режимов со взлетным у маломощного ТРДД состоит в том, что, имея в качестве исходного вентилятор с характеристикой, приведенной на рис. 4.1, б, необходимо перейти к вентиляторам линии оптимальных режимов которых смещаются при работе двигателя в крейсерских условиях в зоны точек 4 или 7, причем так, чтобы наибольшие КПД приходились на эти выделенные точки.

Сдвиг поля характеристик вентилятора можно характеризовать параметром сдвига по давлению

$$П_{сдв} = (\pi_v^*)' \eta_{\max}^* / (\pi_v^*) \eta_{\max}^*$$

и параметром сдвига по расходу

$$Q_{сдв} = q(\lambda_v)' \eta_{\max}^* / q(\lambda_v) \eta_{\max}^*,$$

где $(\pi_v^*)' \eta_{\max}^*$ и $q(\lambda_v)' \eta_{\max}^*$ — относятся к центру смещенного поля характеристик, а $(\pi_v^*) \eta_{\max}^*$ и $q(\lambda_v) \eta_{\max}^*$ — к центру поля при расчетном угле φ .

Перемещение центра поля характеристик вентилятора в точку 7 (рис. 4.1, б) невозможно, так как в точке 1 приведенная плотность тока $q(\lambda_v)$ обычно имеет предельно высокие значения, в связи с чем в точке 7 значения $\eta_{\max}^*$ недостижимы, поле характеристик может сдвинуться лишь по вертикали. Поэтому в действительности из точки 1 (рис. 4.1, а) попадаем не в точку 7, а в точку 8, где экономичность будет хуже при том же уровне тяги.

В зависимости от потребных величин параметров сдвига могут быть предложены различные способы перехода от одного вентилятора к другому: поворотом рабочих лопаток и спрямляющих лопаток ступени вентилятора при сохранении частоты вращения ротора; поворотом рабочих и спрямляющих лопаток при увеличении частоты вращения ротора; изменением кривизны профиля рабочих и спрямляющих лопаток при сохранении частоты вращения ротора; изменением кривизны профиля рабочих и спрямляющих лопаток при увеличении частоты вращения ротора; применением многорядных рабочих лопаток с различными углами поворота рядов.

В отношении параметра сдвига по расходу $Q_{сдв}$ отметим следующее. При небольших значениях φ_p (до $38^\circ...48^\circ$), при которых величина $q(\lambda_{v,p})$ может не превышать 0,7...0,8, параметр сдвига по расходу $Q_{сдв}$ может быть несколько увеличен, однако, при $\varphi = 60^\circ$, когда $q(\lambda_{v,p}) \approx 0,9$ параметр сдвига по расходу можно или сохранить на том же уровне, или изменить только в сторону уменьшения.

Переход в крейсерском полете на степени повышения давления вентилятора, близкие к оптимальным, требует увеличения работы на турбине вентилятора и окружной скорости ротора вентилятора. Если рассматриваемый двигатель одновальный, то увеличение работы на валу вентилятора можно достичь: увеличением температуры газа перед турбиной; увеличением перепада давлений в турбине; подсоединением к основному генератору мощности вспомогательного tandemного или параллельного генератора мощности; подсоединением дополнительной вспомогательной турбинной ступени и др. Изменить частоту вращения вентилятора в данном типе двигателя можно лишь изменяя сте-

пень редукции. Однако такие редукторы в газотурбостроении не применяются, поэтому сдвинуть поле характеристик в область больших π_B^* в одновальном двигателе можно лишь в ограниченных пределах, изменяя угол поворота потока в рабочем колесе и регулируя геометрический угол установки регулируемой передней кромки лопаток спрямляющего аппарата, увеличивая при этом работу турбины одним из указанных способов.

В двухвальном двигателе частоту вращения ротора вентилятора можно увеличить путем повышения температуры газа перед турбиной компрессора при одновременном уменьшении перепада давлений на этой турбине (для выдерживания постоянства работы турбины и частоты ее вращения) с одной стороны, и увеличивая перепад давлений в турбине вентилятора, с другой стороны, что дает увеличение работы турбины вентилятора, причем эта работа возрастает также в связи с ростом температуры газа за турбиной высокого давления (и перед турбиной вентилятора). Аналогичным способом можно регулировать трехвальный ТРДД с ВПЛ.

Вернемся однако, к простейшим способам согласования ТРДД с ВПЛ во взлетных и крейсерских условиях. Управляя двигателем по закону $\bar{n}_{B,пр} = \text{const}$, $\varphi = \text{var}$, $\pi_B^* = (\pi_B^*)_{б.л.}$, $F_{сI} = \text{var}$, $F_{сII} = \text{var}$, т. е. дросселируя ТРДД с ВПЛ по углу φ и выдерживая при этом режим работы вентилятора на базовой линии при $\bar{n}_{B,пр} = \text{const}$, сдвигаем режим работы вентилятора в системе двигателя вдоль базовой линии. Дроссельная характеристика двигателя $C_R = f(\bar{R})$ при таком законе управления (рис. 4.2) характеризуется меньшим удельным расходом топлива C_R (по сравнению с законом $\varphi = \text{const}$) в связи с высокими уровнями КПД вдоль базовой линии. Такое регулирование может быть эффективным, поскольку в данном случае удастся сохранить высокие значения КПД элементов двигателя в некотором диапазоне значений относительной тяги $\bar{R}$. Однако, при необходимости иметь повышенные значения тяги ($\bar{R} \geq 0,35$) или пониженные значения тяги ($\bar{R} \approx 0,05$) неизбежно сталкиваемся с проблемой снижения КПД η_B^* и η_T^* и возрастанием C_R в связи с ограниченным диапазоном изменения π_B^* вдоль базовой линии. Сместить базовую ли-

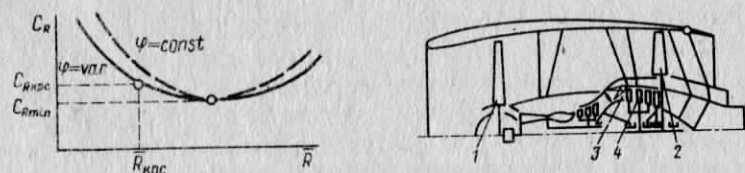


Рис. 4.2. Дроссельная характеристика двигателя при $\bar{n}_B = \text{const}$; $\varphi = \text{var}$; $\pi_B^* = (\pi_B^*)_{б.л.}$; $F_{сI} = \text{var}$; $F_{сII} = \text{var}$

Рис. 4.3. Схема двухвального ТРДД с передним ВПЛ постоянного привода и задним отключаемым ВПЛ

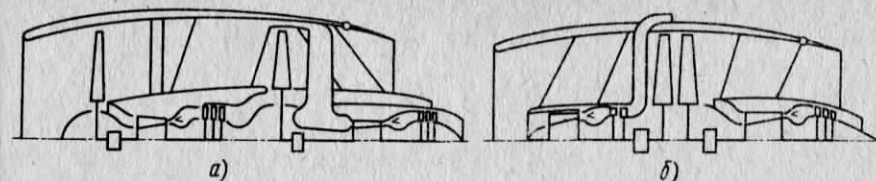


Рис. 4.4. Схемы тандемных парок одновальных двигателей: а — воздух во второй газогенератор поступает с периферийной части канала вентилятора; б — воздух во второй газогенератор поступает из корневой части вентилятора

нию в сторону более высоких значений π_B^* применением простых поворотных лопаток вентилятора нельзя.

Таким образом, наиболее простым способом управления двигателем при согласовании взлетного и крейсерского режимов является такое регулирование, когда режим работы вентилятора остается в окрестности базовой линии, а величина потребной тяги реализуется изменением угла установки рабочих лопаток φ при некотором изменении частоты вращения ротора.

Смещение базовой линии из области низких значений π_B^* в область повышенных значений можно достичь применением: вентиляторов с двойным рядом поворотных рабочих лопаток; вентиляторов с двумя ступенями поворотных рабочих лопаток. Такие вентиляторы конструктивно сложнее. При применении вентиляторов с двумя ступенями поворотных лопаток требуется одновременно применять муфты сцепления для возможности отключения одной из ступеней с переводом рабочих лопаток во флюгерное положение. На режиме взлета одна из ступеней отключена. Лопатки спрямляющего аппарата на режиме выключения ступени также должны быть установлены во флюгерное положение. При переходе в крейсерские условия полета ступень вентилятора включается и создает повышенное давление в контуре вентилятора.

Смещение базовой линии из области низких значений π_B^* в область повышенных значений можно достичь также применением схем ТРДД с двумя ВПЛ. Некоторые схемы подобных двигателей приведены на рис. 4.3 и 4.4. На рис. 4.3 дана схема двухвального ТРДД с двумя вентиляторами 1 и 2. Здесь вентилятор 2 с поворотными рабочими лопатками, расположенный в задней части двигателя, может быть во взлетных условиях отключен путем перекрытия канала 3 турбины 4 вентилятора и установки рабочих лопаток вентилятора во флюгерное положение. Включение вентилятора 2 в высотно-скоростных условиях позволяет сместить совместную базовую линию двух работающих вентиляторов в область повышенных значений π_B^* . Аналогичный эффект может быть достигнут применением тандемной спарки одновальных двигателей (рис. 4.4).

4.2. ОСОБЕННОСТИ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОГЕНЕРАТОРНОГО ТРДД С ВПЛ

Многогенераторный ТРДД с ВПЛ (рис. 4.5) состоит из одного вентилятора 1 с поворотными рабочими лопатками и блока 2 из нескольких газогенераторов. Каждый газогенератор состоит из компрессора с камерой сгорания и турбины высокого давления и, кроме того, имеет свободную турбину. Свободные турбины газогенераторов приводят через общий редуктор 3 вентилятора 1. Контур вентилятора имеет одно регулируемое реактивное сопло 4, а каждый газогенератор свое регулируемое реактивное сопло 5. Однако, характеристики такого двигателя ничем не отличаются или от характеристик одновального ТРДД с ВПЛ (если газогенераторы имеют один вал), или от характеристик двухвального ТРДД с ВПЛ (если газогенераторы имеют два вала, один из которых подсоединен к редуктору). Качественное отличие от обычных получают оба двигателя в случае, если каждый из газогенераторов подсоединен к общему редуктору через муфту сцепления, с помощью которой газогенератор может быть от общего редуктора отсоединен и затем остановлен, в то время как другие газогенераторы продолжают работать на общий вентилятор с поворотными рабочими лопатками. Последовательным отключением газогенераторов можно достичь условия, когда к вентилятору окажется подсоединенным только один газогенератор.

Можно рассматривать также другой способ управления двигателем, когда на исходном взлетном режиме на общий вентилятор работает лишь часть генераторов, а в высотном-скоростных условиях к вентилятору подключаются все генераторы.

Этими двумя способами согласования взлетных и крейсерских режимов удастся получить высокую экономичность двигателя в широком диапазоне значений соотношения взлетной и крейсерской тяг.

В связи с тем, что свободная турбина в этом двигателе работает в очень широком диапазоне регулирования режимов, расчет характеристик свободной турбины проводится с использованием модели работы [4].

Рассмотрим последовательно, как реализуется указанный эффект согласования. В табл. 4.1 приведены исходные данные двигателя, у которого параметры рабочего процесса заданы на умеренном уровне, но значение $\pi_{в.о}^*$ несколько увеличено, чтобы

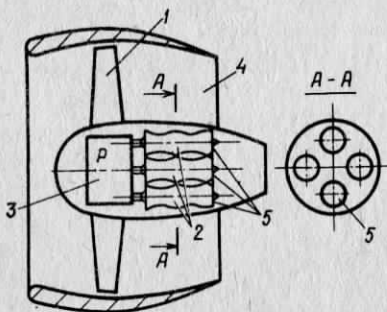


Рис. 4.5. Многогенераторный ТРДД с ВПЛ

Таблица 4.1
Исходные данные ТРДД с ВПЛ с блоком генераторов мощности

$T_{г.о}^*, K$	$\pi_{к.о}^*$	$\pi_{в.о}^*$	m_o	$z_{г.г}$
1400	15	1,45	8	4

при переходе от земных взлетных условий в высотном-скоростных условиях полета иметь возможность не регулировать реактивное сопло наружного контура, а регулировать это сопло лишь на дроссельных режимах, выявляя тем самым эффект от регулирования в наиболее явной форме.

Число генераторов мощности $z_{г.г}$ выбирается из условия глубины потребного дросселирования двигателя по тяге. Однако, размеры газогенератора не могут быть сколь угодно малыми, поскольку в газогенераторах небольших размеров могут сильно ухудшиться КПД узлов. В связи с этим класс тяги двигателя рассматриваемой схемы может быть не менее нескольких десятков килоньютон. Блок генераторов мощности может состоять как из одинаковых, так и из неодинаковых по размерам генераторов. Одинаковые генераторы удобны в эксплуатации, удешевляют стоимость двигателя. Однако, если это оправдано какими-либо особыми условиями работы двигателя, в многогенераторной схеме двигателя могут быть применены разноразмерные генераторы.

Для анализа особенностей протекания в высотном-скоростных условиях дроссельных характеристик ТРДД с ВПЛ многогенераторной схемы проследим за тем, какое влияние оказывают на эти характеристики последовательное отключение генераторов с одновременным регулированием угла установки рабочих лопаток ВПЛ и площади реактивного сопла наружного контура. Рассматриваем четырехгенераторный двигатель и его дроссельные характеристики в следующем порядке:

а). При переходе в высотном-крейсерские условия полета генераторы мощности не отключаются, и двигатель выдерживается на максимальном режиме при $n_b = \text{const}$, $T_{г.о}^* = T_{г.о}^* = \text{const}$; $F_{с.п} = F_{с.п.с} = \text{const}$; $\varphi = \varphi_p = \text{const}$; $z_{г.г} = \text{const}$.

б). Далее в крейсерском полете из исходного максимального режима двигатель дросселируется изменением частоты вращения роторов ($\bar{n}_b = \text{var}$) при $F_{с.п} = \text{const}$; $\varphi = \text{const}$; $z_{г.г} = \text{const}$ и выявляются особенности такой дроссельной характеристики.

в). Затем двигатель переводится на режим работы с двумя включенными генераторами ($z_{г.г} = 2$). При этом температура газа $T_{г.о}^*$ перед турбинами генераторов вначале выдерживается на максимальном уровне, потом понижается.

В таком же порядке рассматривается дроссельная харак-

теристика при трех отключенных генераторах, $(z_{г.г})_{вкл} = 1,0$.

Угол установки рабочих лопаток вентилятора выдерживается постоянным, равным исходному φ_p .

г). Далее рассматривается закон управления $\bar{n}_B = \text{var}$; $F_{с.П} = \text{const}$; $\varphi = \text{var}$; $(z_{г.г})_{вкл} = 2$ или $(z_{г.г})_{вкл} = 1$. Оценивается КПД элементов и основные данные двигателя.

д). Последним рассмотренным законом управления $\bar{n}_B = \text{var}$; $F_{с.П} = \text{var}$; $\varphi = \text{var}$; $(z_{г.г})_{вкл} = 2$ или $(z_{г.г})_{вкл} = 1$ заканчивается анализ дроссельных характеристик ТРДД с ВПЛ многогенераторной схемы.

Приведенная последовательность законов управления и их анализ, проводимый ниже, в полной мере вскрывает особенности многогенераторного ТРДД с ВПЛ. Переходим к этому анализу. Режим работы вентилятора в системе двигателя был задан в земных условиях на характеристике вентилятора в точке Р (рис. 4.6). В крейсерских условиях полета на $H = 11$ км при $M = 0,8$ рабочая точка вентилятора перемещается при управлении двигателем по закону в соответствии с п. а в точку А, так как при $\bar{n}_B = \text{const}$ получаем, что $\bar{n}_{в.пр} = \text{var}$. Поскольку в рассматриваемых условиях полета температура торможения воздуха на входе в двигатель $T_{н}^*$ ниже, чем температура атмосферы в земных стандартных условиях $T_{н.о}^* = 288$ К, то в высотных условиях $\bar{n}_{в.пр} = 1,0$; $(\bar{n}_{в.пр})_A > (\bar{n}_{в.пр})_P$. В точке А высотного максимального режима двигателя имеет параметры, приводимые в табл. 4.2.

Рабочая линия 1 на характеристике вентилятора при дросселировании двигателя по п. "б" проходит в правой области напорных ветвей. Исходной точкой этой характеристики является максимальный высотный режим (точка А). Поскольку в земных стендовых условиях степень повышения вентилятора была выбрана равной $\pi_{в.о}^* = 1,45$, реактивное сопло наружного контура работало при $H = 0$, $M_{п} = 0$ при околокритическом отношении давлений, так что изменение приведенной плотности тока $q(\lambda_{с.П})$ при переходе к высотно-скоростным условиям было небольшим, поэтому уход режима работы двигателя и точки А вправо относительно базовой линии незначителен (рабочая линия 1 на рис. 4.6). Дроссельная характеристика $C_R = f(\bar{R}_{крс})$ двухвального многогенераторного ТРДД с ВПЛ, получаемая уменьшением подачи топлива в двигатель по закону управления "б" (кривая 1 на

Таблица 4.2

Параметры многогенераторного ТРДД с ВПЛ на режиме "высотного максимала". $H = 11$ км; $M_{п} = 0,8$.

Закон управления $\bar{n}_B = \text{const}$, $T_{г}^* = \text{const}$,
 $F_{с.П} = \text{const}$, $\varphi = \text{const}$

$\bar{R}_{крс}$	$T_{г}^*, \text{К}$	π_K^*	π_B^*	m	$\bar{n}_{в.пр}$	$(z_{г.г})_{вкл}$
0,206	1400	16,3	1,6	8,4	1,07	4

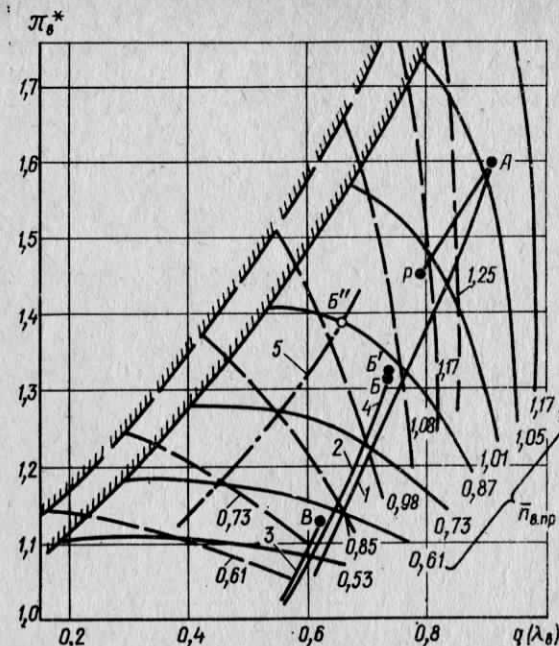


Рис. 4.6. Характеристики ВПЛ с нанесенными на них рабочими линиями вентилятора при $H = 11$ км, $M = 0,8$:

— $\varphi = \varphi_p = 38^\circ$; --- $\varphi = \varphi_p - 11^\circ$; — · — $\eta_{B}^* \text{ max}$ при $\varphi = \varphi_p - 11^\circ$

рис. 4.7) ничем не отличается от дроссельной характеристики обычного двухвального ТРДД большой степени двухконтурности при тех же исходных параметрах рабочего процесса. Минимальный удельный расход топлива достигается при $\bar{R}_{крс} \approx 0,15$. При дальнейшем дросселировании двигателя удельный расход топлива сильно возрастает, поскольку рабочая линия в поле характеристик вентилятора все сильнее удаляется вправо от базовой линии в область низких значений КПД (рис. 4.6) и в связи с падением термического КПД цикла. Отключаем (в соответствии со способом регулирования "в") два генератора, повышая температуру газа в двух работающих до $T_{г}^* = T_{г.о}^* = 1400$ К. Режим работы вентилятора будет располагаться в данном случае в точке Б

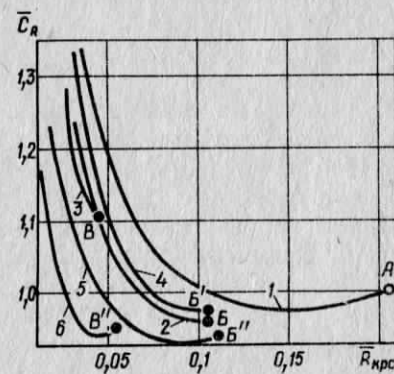


Рис. 4.7. Дроссельные характеристики ТРДД с ВПЛ с блоком газогенераторов

на линии рабочих режимов 2, проходящей рядом и эквидистантно линии 1 на рис. 4.6. Некоторое незначительное смещение линии 2 относительно линии 1 вызвано тем, что температура газа перед турбиной в точке *Б* приблизительно на 200 К выше, чем в находящейся рядом режимной точке на линии 1, что заметно влияет на степень двухконтурности, увеличивая ее с 9,5 до 14,5. Хотя это незначительное смещение рабочих линий и не имеет принципиального значения, оно примечательно при анализе законов управления.

Получаем, что вентилятор в точке *Б* линии 2 работает с той же частотой вращения, что и в соседней точке на линии 1, но при двух работающих генераторах для привода вентилятора требуется существенно более высокая температура газа перед турбиной, чем при четырех работающих генераторах.

Повышение температуры газа при пониженной частоте вращения ротора вентилятора в точке *Б* вызывает падение КПД турбины. Эти же особенности рабочего процесса еще сильнее проявляются при одном работающем генераторе (точка *В*). При температуре газа перед турбиной $T_{г*} = 1400$ К частота вращения ротора вентилятора в последнем случае не превышает $\bar{n}_{в.пр} \approx 0,61$. В связи с этим КПД турбины еще более снижается (приблизительно на 20%). Поэтому при переходе от закона управления "а" к закону управления "б", а затем к "в" получаем, что в начале достигается улучшение экономичности при дросселировании (сравним кривую 2 с кривой 1, рис. 4.7), но затем экономичность сильно ухудшается (сравним кривую 3 с кривой 2), так что выигрыш на режимах глубокого дросселирования до $\bar{R}_{крс} = 0,15$ может быть достигнут только при двух отключенных генераторах, а при трех отключенных генераторах никакого улучшения в экономичности не имеется. Однако, и при двух, и при трех отключенных генераторах имеется заметный выигрыш в удельном расходе топлива в сравнении с удельным расходом топлива при всех четырех работающих генераторах (до 8...10% при $\bar{R}_{крс} = 0,04...0,05$).

Причины улучшения экономичности двигателя на глубоких дроссельных режимах можно уяснить из сравнения параметров двигателя, работающего с отключенными и неотключенными генераторами.

В табл. 4.3 дано сравнение параметров двигателя при четырех и двух работающих генераторах в крейсерских условиях полета на $H = 11$ км, $M_{п} = 0,8$ при $\bar{R}_{крс} = 0,08$.

Возрастание $T_{г*}$ при отключении 2-х генераторов сопровождается увеличением $\pi_{к*}$, что улучшает термический КПД цикла. КПД вентилятора и компрессора в сравниваемых случаях практически не изменяются. КПД свободной турбины уменьшается приблизительно на 8%, что должно было вызвать возрастание удельного расхода топлива, но существенное увеличение сте-

Таблица 4.3
Сравнение параметров ТРДД с ВПЛ при четырех и двух работающих генераторах
 $H = 11$ км, $M_{п} = 0,8$; $\bar{R}_{крс} = 0,08$

($z_{г.г}$) раб	$T_{г*}, K$	$\pi_{к*}$	$\pi_{в*}$	m	$\bar{n}_{в.пр}$	$\bar{n}_{г.г}$	$C_R, \text{кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$	$\delta \bar{C}_R, \%$
4	950	9,6	1,25	9,6	0,8	0,835	0,0666	—
2	1220	14,1	1,25	14,8	0,75	0,95	0,0611	-8

пени двухконтурности приблизительно в 1,5 раза и термического КПД цикла оказывают решающее положительное влияние на уменьшение удельного расхода топлива (приблизительно на 8%). Проследим за изменением параметров двигателя при одном работающем генераторе. Сравнение параметров двигателя при четырех и при одном работающем генераторе в крейсерских условиях полета ($H = 15$ км; $M_{п} = 0,8$) при $\bar{R}_{крс} = 0,04$ приведено в табл. 4.4

При работе одного генератора также значительно возросли и термический КПД, и степень двухконтурности и поэтому, несмотря на сильное снижение КПД узлов, особенно КПД турбины вентилятора (приблизительно на 21%), все же имеется выигрыш в удельном расходе топлива (приблизительно на 14,4%) при работе одного генератора в сравнении с работой четырех генераторов на дроссельном режиме при $\bar{R}_{крс} = 0,04$. Таким образом видим, что многогенераторная схема ТРДД позволяет заметно улучшить удельные расходы топлива на режимах дросселирования до значений $\bar{R}_{крс} = 0,1$ и даже до $\bar{R}_{крс} = 0,04...0,05$. Такие глубокие дроссельные режимы могут потребоваться далеко не во всех случаях. Однако, здесь выявляются принципиальные свойства силовой установки, в связи с чем отмечаем, что несмотря на полученное снижение удельных расходов топлива в области глубоких дроссельных режимов все же при работе даже одного генератора значения C_R при $\bar{R}_{крс} = 0,05$ получаются высокими ($C_R = 0,073 \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$).

Для выявления дальнейших резервов по снижению C_R в области глубоких дроссельных режимов переходим к способу ре-

Таблица 4.4
Сравнение параметров ТРДД с ВПЛ при четырех и одном работающих генераторах.
 $H = 15$ км; $M_{п} = 0,8$; $\bar{R}_{крс} = 0,04$

($z_{г.г}$) раб	$T_{г*}, K$	$\pi_{к*}$	$\pi_{в*}$	m	$\bar{n}_{в.пр}$	$\bar{n}_{г.г}$	$C_R, \text{кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$	$\delta \bar{C}_R, \%$
4	860	7,3	1,17	11,0	0,67	0,79	0,085	—
1	1300	10,3	1,14	25,2	0,58	1,0	0,0728	-14,4

гулирования "г". Так как дросселирование двигателя по углу установки φ при всех работающих генераторах ничем не отличается от рассмотренного выше дросселирования обычного ТРДД с ВПЛ, переходим к анализу дросселирования двигателя по способу "г" при двух и одном работающем генераторах.

Отключение двух газогенераторов из четырех при одновременном уменьшении угла установки φ рабочих лопаток вентилятора позволяет, снизив потребную и располагаемую мощность, сохранить частоту вращения ротора генератора на уровне $\bar{n}_{г.г} = 1,0$. Температура газа перед турбиной $T_{г}^*$ будет иметь при этом исходное значение ($T_{г}^* = 1400$ К), а угол установки рабочих лопаток должен быть уменьшен на $\Delta\varphi = -11^\circ$.

В поле характеристики вентилятора точка B' , относящаяся к характеристике при $\varphi = \varphi_p - 11^\circ$, и точка B , относящаяся к исходной характеристике при $\varphi = \varphi_p$, практически совпадают. Однако, приведенная частота вращения ротора вентилятора $\bar{n}_{в.пр}$, КПД вентилятора $\eta_{в}^*$ и КПД свободной турбины $\eta_{т.в}^*$ отличаются. При уменьшении угла φ поле характеристики вентилятора сместилось в область меньших приведенных расходов воздуха, и точка B' , принадлежащая новому смешанному полю характеристик, оказывается в области больших приведенных частот вращения ротора вентилятора, чем точка B , и одновременно граница устойчивости вентилятора уходит дальше от точки B' , чему соответствует увеличение запаса устойчивости $\Delta K_{у.в}$ и снижение КПД $\eta_{в}^*$ (рис. 4.6). Параметры $\pi_{в}^*$, $q(\lambda_{в})$ остаются в точках B' и B почти одинаковыми, параметры двигателя m , $R_{крс}$ и C_R также мало изменяются. Поэтому при дросселировании двигателя из точки B' по частоте вращения ротора газогенератора получаем дроссельную характеристику 4 близкую характеристике 2 на рис. 4.7 при одинаковом изменении $T_{г}^*$, $\bar{n}_{г.г}$ и неодинаковом изменении $\bar{n}_{в.пр}$, $\eta_{в}^*$, $\eta_{т.в}^*$. Таким образом, при управлении двигателем по способу "г" уменьшением угла установки рабочих лопаток φ при одновременном отключении двух газогенераторов не достигается изменения дроссельной характеристики двигателя в сравнении с характеристикой при двух отключенных генераторах и без поворота рабочих лопаток (кривые 2 и 4, на рис. 4.7). При дросселировании происходит лишь изменение частоты вращения ротора вентилятора и перебалансировка КПД $\eta_{в}^*$ и $\eta_{т.в}^*$. Однако, характеристики 2 и 4 на рис. 4.7 существенно отличаются: дроссельную характеристику 2 улучшить нельзя, тогда как дроссельную характеристику 4 можно заметно улучшить, переходя на способ управления "д". При способе управления "д" прикрываем при двух работающих генераторах сопло внешнего контура, уменьшив угол установки рабочих лопаток вентилятора на $\Delta\varphi = -11^\circ$. Это приводит к смещению рабочей линии в новом поле характеристик вентилятора в положение 4 (рис. 4.6), причем добиваемся, путем регулирования площади сопла $F_{с.п}$, такого смещения

рабочей линии, чтобы она совпала с базовой линией. Исходной точкой дроссельной характеристики 5 является режим "высотного максимума": $T_{г}^* = 1400$ К, $\bar{n}_{г.г} = 1,0$, $\pi_{в}^* \approx 1,4$ (точки B'' , рис. 4.6 и рис. 4.7). Удельный расход топлива в точке B'' ниже, чем в точке B' (на $\delta C_R \approx 3\%$). При дросселировании двигателя уменьшением частоты вращения ротора вентилятора и изменением $F_{с.п}$ выигрыв в C_R быстро возрастает и при $R_{крс} = 0,04$ составляет $\delta C_R = 15\%$. Значение $C_{R \min}$ достигается при $R_{крс} = 0,08$. При четырех работающих генераторах минимальный удельный расход топлива достигается при $R_{крс} = 0,15$. Еще раз убеждаемся в том, что применение многогенераторного ТРДД с ВПЛ при оптимальном регулировании позволяет достигнуть очень глубоких дроссельных режимов, не только не ухудшая экономичности двигателя, но даже заметно ее улучшая.

Отключая три генератора из четырех, получаем, что $C_{R \min}$ достигается при $R_{крс} = 0,04$ (кривая 6 на рис. 4.7). При условном бесконечном количестве генераторов, работающих на один ВПЛ, режимы минимальных удельных расходов топлива образуют огибающую, на которой имеется режим, где $C_R = C_{R \min \min}$. Этот режим приходится на половину отключенных генераторов и находится у рассматриваемого ТРДД с ВПЛ при значении крейсерской тяги $R_{крс} \approx 0,09$.

При конечном числе генераторов переход от одного числа работающих генераторов к другому числу работающих генераторов должен выполняться из условия синхронизации частот вращения роторов, при которых включение — выключение муфт сцепления происходит без чрезмерных ударных нагрузок. В одновальном ТРДД с ВПЛ синхронизироваться по частотам вращения должны валы роторов высокого давления (поскольку других роторов в одновальном ТРДД нет), а в двухвальном и трехвальном двигателях должны синхронизироваться валы роторов низкого давления. Процедура отключения генератора в общих чертах заключается в следующем. Все генераторы синхронно дросселируются по частоте вращения ротора. На выбранном режиме отключения у отключаемой группы генераторов уменьшают, а у неотключаемой группы увеличивают подачу топлива, что приводит к уменьшению располагаемой работы у первой группы и увеличению располагаемой работы у второй группы генераторов. Суммарная располагаемая работа должна выдерживаться при этой постоянной. В момент, когда отключаемая группа генераторов полезной работы не создает, но при этом имеет одинаковую с неотключаемыми генераторами частоту вращения, производится отключение первой группы генераторов. Поскольку при отключении первой группы генераторов необходимо увеличивать температуру газа перед турбинами второй группы генераторов, причем в ряде случаев это увеличение должно быть выше допустимого для примененных турбин, приходится прибегать к крат-

ковременному форсированию таких генераторов путем впрыска воды перед турбиной, увеличением перепада давлений в турбине путем раскрытия сопла внутреннего контура, применением в неотключенной группе генераторов дополнительных камер сгорания, расположенных между ступенями турбины, с включением этих камер на режимах отключения первой группы генераторов. В ТРДД с ВПЛ задача отключения группы генераторов упрощается, поскольку имеется вентилятор с поворотными рабочими лопатками, с помощью которого можно кратковременно на режиме отключения группы генераторов уменьшить потребляемую вентилятором мощность настолько, чтобы при сохранении номинального режима работы группы неотключаемых генераторов изменить режим работы группы отключаемых генераторов (до нулевого значения отбираемой от них работы) при сохранении одинаковой частоты вращения всех валов двигателя, после чего первая группа вентиляторов отключается.

Относительное значение крейсерской тяги $R_{крс}$ при котором удельный расход топлива достигает минимума, $(R_{крс})_{C_{R\min}}$ при применении многогенераторного ТРДД с ВПЛ может быть сдвинуто не только в область низких значений $R_{крс}$, что было рассмотрено выше, но также в область больших значений $R_{крс}$. Если в связи с ограничениями уровня шума, создаваемого при взлете самолета, повысить его взлетную тяговооруженность нельзя, а в полете требуется иметь высокие значения $R_{крс}$, то в крейсерских условиях полета требуется не отключать, а подключать дополнительные генераторы, причем эти подключаемые генераторы могут быть меньшей размерности, чем основной, используемый при взлете. С подключением дополнительного генератора угол установки рабочих лопаток должен быть увеличен с тем, чтобы не допустить раскрутку ротора вентилятора сверх допустимой частоты вращения. Поэтому в таких случаях на расчетном взлетном режиме угол φ выбирается таким, чтобы обеспечивалась возможность его увеличения в крейсерских условиях полета ($\varphi < \varphi_{пред}$). Загрузка вентилятора может осуществляться также другими способами, о которых было сказано выше.

Подключаемые или отключаемые генераторы могут отличаться от постоянно работающих совместно с ВПЛ генераторов уровнем π_K^* и T_T^* . В этом случае можно сильно влиять на экономичность двигателя в крейсерских условиях полета. Если, например, отключаемые генераторы имеют меньшие уровни π_K^* , T_T^* и КПД узлов, а неотключаемые — большие, то при взлете при всех работающих генераторах экономичность двигателя будет сравнительно снижена, а в крейсерских условиях полета при отключении первой группы генераторов — сравнительно повышена, удельный расход топлива уменьшается. Если в полете производится включение дополнительных генераторов с более высокими уровнями параметров π_K^* и T_T^* , то экономичность двигателя сравнительно улучшается. Самолет может взлетать при работе двига-

теля с менее экономичными, но одновременно и менее токсичными генераторами (выделяющими меньшее количество окислов азота NO_x), а в полете может работать с другой группой генераторов — более экономичными, хотя и более токсичными. Эти группы генераторов могут быть неодинаковыми по размерности и подобраны таким образом, чтобы удовлетворить согласованию уровней тяг и экономичности при взлете и в крейсерском полете и, кроме того, обеспечить выполнение ряда требуемых норм на уровень шума и токсичности при взлете.

До захода на посадку запускаются или все генераторы, или группа генераторов, обеспечивающая взлет, и ТРДД переводится на режим пониженной тяги путем уменьшения угла установки рабочих лопаток вентилятора при сохранении частоты вращения роторов двигателя на уровне, близком к номинальному, чем обеспечивается выполнение трех важнейших требований, предъявляемых к силовой установке малолучного СКВП: низкий шум при заходе на посадку, низкая токсичность и высокая приемистость по тяге для захода на второй круг в случае необходимости.

Многогенераторный ТРДД с ВПЛ облегчает решение одних конструктивных проблем и усложняет решение других конструктивных проблем. Более просто (при применении блока генераторов) решить проблему создания муфт сцепления — расцепления. Если в одногенераторном двигателе на вентилятор через один вал передается мощность, например 10...15 тыс. л.с., то в многогенераторном двигателе с четырьмя генераторами через муфту сцепления — расцепления необходимо передать в несколько раз меньшую мощность, что позволяет более просто решать такую задачу. Если в полете требуется отключить или подключить всего лишь один генератор мощности, то все остальные генераторы могут работать при постоянной кинематической связи с ВПЛ, т.е. без муфт.

Применение многогенераторных схем ТРДД с ВПЛ приводит к необходимости увеличить степень редукции. Роторы малоразмерных генераторов имеют высокие частоты вращения. Создание компактных редукторов с большими передаточными числами и малой массой является специальной задачей, без успешного решения которой такие схемы двигателей могут оказаться нерентабельными.

Немалое значение имеет проблема потерь в редукторе. На режимах работы двигателя со всеми работающими генераторами потери в редукторе в абсолютных единицах энергии составляют величину, равную потерям при отключенных генераторах. Но при отключенных генераторах доля этих потерь, отнесенная к работе вентилятора, возрастает (пропорционально числу отключаемых генераторов), что увеличит удельный расход топлива и вызовет проблему отвода и рассеивания тепла из маслосистемы редуктора.

Применение многогенераторных ТРДД с ВПЛ ставит ряд проблем. (Важнейшей из них является влияние малых чисел Рейнольдса на снижение КПД компрессора и турбины). Пути решения проблем известны и при проектировании конкретного двигателя должны учитываться.

4.3. ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ТРДД С ВПЛ НА РЕЖИМАХ РЕВЕРСИРОВАНИЯ ТЯГИ

Реверсированием тяги называют изменение направления ее действия на противоположное. Реверсирование тяги служит для сокращения длины пробега самолета при посадке и достигается применением реверсивных устройств, при включении которых вектор тяги изменяет свое направление, поворачиваясь от исходного направления на угол не меньший, чем 90° и, в пределе, до 180° . Коэффициент реверсирования тяги, равный отношению реверсированной тяги к взлетной тяге неустановленного двигателя

$$\bar{R}_{\text{рев}} = R_{\text{рев}} / R_0,$$

характеризует эффективность работы реверсивных устройств тяги. Обычно реактивную струю стремятся направить вверх-вперед для того, чтобы избежать соударения при посадке реактивных струй с поверхностью ВПП. При использовании ВПЛ в качестве реверсивного устройства тяги двигатель создает лишь одну центральную реверсированную струю, направленную по оси двигателя вперед. Рабочий воздух поступает в двигатель через сопло внешнего контура, а выбрасывается — через воздухозаборный канал, не соприкасаясь с ВПЛ. Часть воздуха в ТРДД с ВПЛ поступает в газогенератор и создает прямую тягу, которая снижает общий уровень коэффициента реверсирования. Чем меньше степень двухконтурности двигателя, тем больше остаточная прямая тяга основного контура, снижающая суммарный коэффициент реверсирования тяги. Реверсирование тяги с помощью ВПЛ имеет ряд преимуществ: уменьшается опасность заброса на вход в двигатель посторонних предметов, которые могут находиться на ВПП; реверсивное устройство совмещается с вентилятором, что вызывает возрастание конструкционной массы не более, чем на 5...6% (поскольку в данном случае во внешнем контуре двигателя не имеется каких-либо дополнительных отклоняющих устройств); потери в контуре на режиме прямой тяги минимальны. Применение ВПЛ в качестве реверсивного устройства увеличивает маневренность самолета в условиях аэродрома (для разворота на месте и для движения назад) и в условиях полета; не требует выдвижения во внешний поток отклоняющих панелей, щитков и решеток. Однако, при неправильном

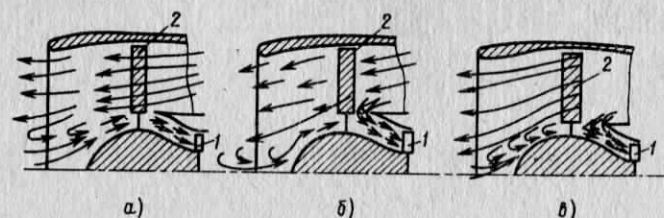


Рис. 4.8. Схемы движения воздуха в проточной части двигателя на режимах реверсирования тяги поворотом лопаток вентилятора

выборе параметров двигателя и плохой организации течения в его проточной части на режимах реверсирования тяги величина этой тяги может оказаться недостаточной для эффективного торможения самолета.

Схемы течения в двигателе на режиме реверсирования тяги приведены на рис. 4.8. Возможны три типа течения на этом участке. Воздух проходит к компрессору 1: только со стороны передней части вентилятора 2 (рис. 4.8, а); только, со стороны задней части (рис. 4.8, в) и промежуточный случай (рис. 4.8, б). Если в двигателе применен вентилятор, у которого перо лопатки занимает всю высоту канала (спицы в корневой части лопатки не имеется), то в нормальном режиме работы корневая часть профиля рабочей лопатки расположена вдоль оси двигателя и передняя кромка периферийного сечения повернута по вращению (рис. 4.9, а). В реверсированное положение перевод рабочей лопатки осуществляется двумя способами: или с прохождением передней кромки лопатки через плоскость вращения через нулевой угол установки (рис. 4.9, б); или с прохождением передней кромки лопатки через меридиональную плоскость (через

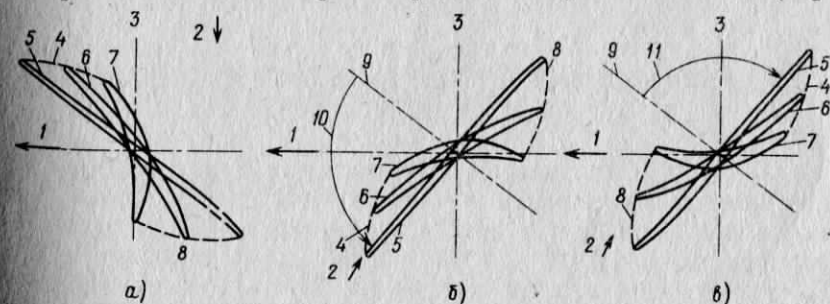


Рис. 4.9. Сечения рабочей лопатки вентилятора: 1 — направление вращения ротора; 2 — направление движения потока; 3 — ось двигателя; 4 — передняя кромка пера лопатки; 5 — концевое сечение лопатки; 6 — среднее сечение лопатки; 7 — корневое сечение лопатки; 8 — задняя кромка пера лопатки; 9 — положение периферийного сечения лопатки на режиме прямой тяги; 10 — движение лопатки в сторону уменьшения угла установки; 11 — движение лопатки в сторону увеличения угла установки

до колеса и образованием перед обтекателем втулки вентилятора вихревой замкнутой зоны.

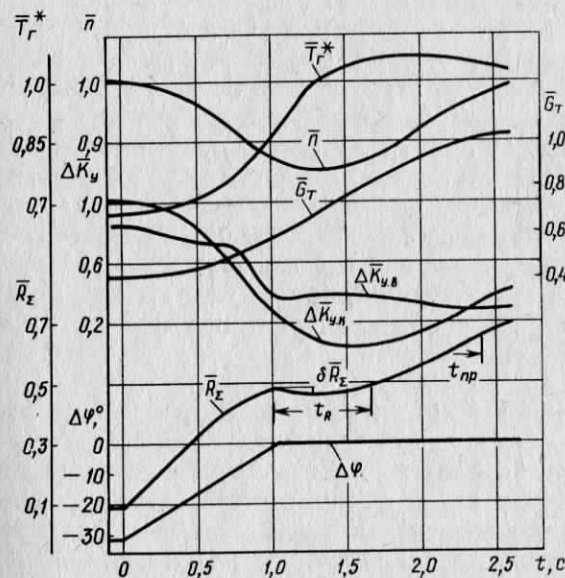
0059

Высокое быстродействие двигателя в процессе приемистости имеет важное значение для малолетных гражданских СКВП, причем наибольший интерес представляет качество разгонных характеристик двигателя в условиях малых скоростей полета ($M_n = 0,2$) у земли, характерных для захода самолета на второй круг (прерванная посадка). Одновальный ТРДД с ВПЛ, который управляется по закону $n = \text{const}$ или имеет весьма малый диапазон изменения частоты вращения ротора на основных эксплуатационных режимах, по своим динамическим свойствам вполне может удовлетворить техническим требованиям, предъявляемым к быстродействию силовых установок малолетных СКВП. Однако в зависимости от применяемого способа управления дви-

5.1. СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ "ШАГ"

Проведем анализ процессов приемистости двигателя, предполагая, что частота вращения поддерживается астатическим регулятором, уравнение которого имеет вид

$$(\tau_p p + 1) p X_G = K_G (\tau_a p + 1) X_n,$$



123

где p — оператор дифференцирования; X_G и X_n — относительные отклонения соответственно расхода топлива и частоты вращения ротора; τ_p — динамическая погрешность; τ_a — постоянная времени, характеризующая воздействие по производной.

Предполагаем также, что статическая характеристика регулятора имеет два характерных участка. На первом из них изменение скорости pX_G пропорционально величине X_n . Этот участок характеризуется коэффициентом усиления регулятора K_G . На втором участке характеристика регулятора не зависит от X_n , и характеризует максимальное быстродействие регулятора $(pX_G)_m$.

Изменение суммарной тяги двигателя в процессе приемистости с данной схемой управления сопровождается некоторым кратковременным "провалом" тяги (см. рис. 5.1), что вызвано продолжающимся уменьшением частоты вращения ротора после достижения углом установки φ заданного значения.

При исследовании процессов приемистости ТРДД с ВПЛ наряду с рассмотрением временных характеристик будем проводить анализ протекания траекторий этих процессов в координатах фазовых плоскостей $G_T - n$ и $\varphi - n$, в которых можно нанести статические характеристики двигателя, регулятора, ограничителей, а также линии предельных значений параметров двигателя (минимально допустимых коэффициентов устойчивости компрессора и вентилятора, максимально допустимой температуры газа $T_{г*}$ и т.п.), что совместно с рассмотрением кривых изменения параметров двигателя по времени позволяет получить полное представление о свойствах двигателя в процессе приемистости. На рис. 5.2 приведены: траектория процесса приемистости при схеме управления "шаг"; линии постоянных значений параметров двигателя $\Delta K_{у.в}$, $\Delta K_{у.к}$, $T_{г*}$; характеристика 1 регулятора частоты вращения ротора и статическая характеристика 2 двигателя. На траекториях процесса приемистости отметим следующие характерные точки; А — исходный установившийся режим; В — режим, где достигается минимальное значение частоты вращения ротора n_{min} ; С — режим с минимальным значением запаса устойчивости компрессора — $\Delta K_{у.к min}$; D — режим с максимальной величиной температуры газа $T_{г* max}$; Е — конечный установившийся режим (на котором также практически достигается минимальная величина запаса устойчивости вентилятора $\Delta K_{у.в min}$).

Свойства двигателя в процессе приемистости при данной схеме управления, помимо времени приемистости (интервала времени от начала изменения управляющего воздействия до момента выхода двигателя на уровень 95% максимальной тяги), определяются значениями следующих параметров: частоты вращения n_{min} ; запаса устойчивости компрессора $\Delta K_{у.к min}$; температуры газов $T_{г* max}$; относительной величины провала тяги $\delta \bar{R}$ и времени его существования t_R после достижения углом установки φ заданного значения. Так как минимальная величина

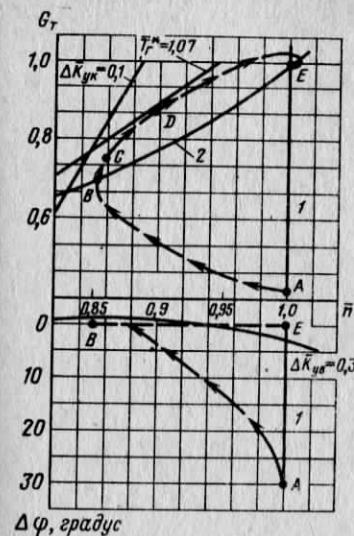


Рис. 5.2. Траектории процесса приемистости в координатах $G_T - n$ и $\Delta\varphi - n$. Схема управления "шаг"

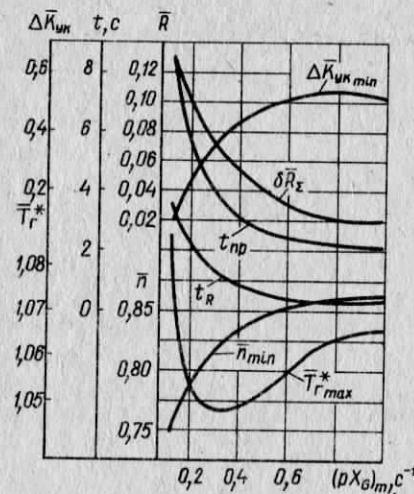


Рис. 5.3. Зависимость значений характерных параметров процесса приемистости от $(pX_G)_m$. Схема управления "шаг"

запаса устойчивости вентилятора $\Delta K_{у.в min}$ достигается практически на конечном установившемся режиме, то в числе характерных параметров процессов приемистости она не включена.

Значения этих характерных параметров обусловлены динамическими свойствами двигателя, характеристиками регулятора частоты вращения ротора, временем изменения угла установки φ и т.п. Наиболее существенное влияние на уровни характерных параметров оказывают значения: суммарного момента инерции I_Σ вращающейся массы ротора; максимальной скорости изменения расхода топлива $(pX_G)_m$, коэффициента усиления K_G , динамической погрешности τ_p и постоянной времени τ_a регулятора частоты вращения ротора. Проанализируем некоторые из этих характеристик.

Зависимости характерных параметров процессов приемистости величины $(pX_G)_m$ при переключке рабочих лопаток вентилятора за 1 с приведены на рис. 5.3. Видно, что при малых максимальных темпах изменения расхода топлива, при $(pX_G)_m \approx 0,1 \text{ с}^{-1}$ время приемистости оказывается недопустимо большим ($t_{пр} > 8 \text{ с}$). При возрастании величины максимальной скорости воздействия $(pX_G)_m$ от $0,1 \text{ с}^{-1}$ до $0,4 \text{ с}^{-1}$ время приемистости существенно уменьшается до $t_{пр} < 3 \text{ с}$. Дальнейшее увеличение $(pX_G)_m$ на время приемистости практически не влияет. Значительное увеличение времени приемистости при малых значениях

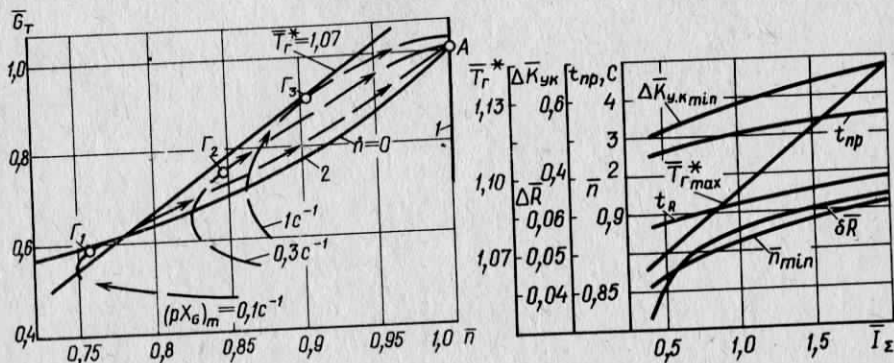


Рис. 5.4. Траектории процессов приемистости в координатах $\bar{G}_T - \bar{n}$ при различных значениях $(pX_G)_m$. Схема управления "шаг" (Γ — точки с $T_{\Gamma \max}$)

Рис. 5.5. Зависимость значений характерных параметров процесса приемистости от величины момента инерции ротора. Схема управления "шаг"

$(pX_G)_m$ объясняется тем, что в этом случае, при повороте рабочих лопаток вентилятора от $\varphi_{\min}$ до $\varphi_{\max}$ за 1 с, темп роста располагаемой работы турбины недостаточен для обеспечения в переходном процессе баланса работ на роторе, что приводит к значительному снижению частоты вращения ротора, при котором время приемистости $t_{\text{пр}}$ начинает зависеть от темпа восстановления частоты вращения ротора; т. е. инерции вращающейся массы ротора. При анализе графиков рис. 5.3 обращаем внимание на то, что уменьшение частоты вращения роторов приводит к увеличению температуры газов T_{Γ}^* (из-за уменьшения расхода воздуха, проходящего через внутренний контур двигателя) и к снижению запасов устойчивости компрессора. Регулятор с малыми значениями быстродействия $(pX_G)_m < 0,2 \text{ с}^{-1}$ не может, таким образом, обеспечить удовлетворительных данных двигателя на режимах приемистости. Увеличение быстродействия регулятора до $(pX_G)_m \approx 0,3 \dots 0,4 \text{ с}^{-1}$ уменьшает отклонение частоты вращения ротора от задаваемой, что приводит к снижению забросов температуры газов и к возрастанию запаса устойчивости компрессора. При дальнейшем повышении значений $(pX_G)_m$ "провал" частоты вращения снижается, и запас устойчивости компрессора возрастает. При $(pX_G)_m > 0,4 \text{ с}^{-1}$ значения максимальной температуры газа $T_{\Gamma \max}^*$ вновь начинают расти вследствие превышения расхода топлива в процессе приемистости своего номинального значения. Эти особенности изменения величины $T_{\Gamma \max}^*$ хорошо иллюстрируются траекториями процессов приемистости в координатах $\bar{G}_T - \bar{n}$ (рис. 5.4). Видно, что при $(pX_G)_m = 0,1 \text{ с}^{-1}$ величины $T_{\Gamma \max}^*$ превышают некоторый уровень 1,07; в области значений $(pX_G)_m = 0,3 \text{ с}^{-1}$ температура $T_{\Gamma \max}^*$ несколько снижается, не достигая этого уровня, но при

дальнейшем увеличении $(pX_G)_m$ до $1,0 \text{ с}^{-1}$ величина $T_{\Gamma \max}^*$ вновь возрастает до 1,07.

На рис. 5.3 приведены также значения "провала" тяги и времени его существования t_R . При малых значениях $(pX_G)_m = 0,1 \dots 0,2 \text{ с}^{-1}$ уровни этих параметров наиболее значительны ($\delta R = 0,12 \dots 0,10$); $t_R = 3,5 \dots 3,0 \text{ с}$. С увеличением $(pX_G)_m$ они снижаются и при $(pX_G)_m = 0,6 \text{ с}^{-1}$ получаем $\delta R = 0,3$, а $t_R = 0,6 \text{ с}$.

Возможность возникновения "провала" тяги со значительным временем существования в процессе приемистости ТРДД с ВПЛ при схеме управления "шаг" должна быть учтена при согласовании аэродинамических характеристик самолета и характеристик двигателя с данной системой регулирования.

Динамические свойства ГТД в значительной мере также обусловлены величиной инерции вращающейся массы ротора. Управление одновальным ТРДД с ВПЛ по закону $n = \text{const}$ ослабляет влияние момента инерции вращающейся массы на динамические свойства двигателя в процессе приемистости, которое при законах управления с $n = \text{var}$ является определяющим. Однако, как было установлено, в одновальном ТРДД с ВПЛ, регулируемым по схеме "шаг", при недостаточном быстродействии канала регулирования частоты вращения ротора в переходном процессе возможны значительные отклонения частоты вращения от заданной, которые при увеличении момента инерции снижаются (рис. 5.5). При этом возрастает время приемистости $t_{\text{пр}}$, что связано с замедленным восстановлением частоты вращения ротора при больших значениях I_{Σ} . Последнее является также причиной некоторого превышения расхода топлива своего номинального значения в завершающей стадии переходного процесса, что ведет к возрастанию температуры $T_{\Gamma \max}^*$. Эта особенность протекания процессов приемистости иллюстрируется также на рис. 5.6.

Остановимся более подробно на анализе причин забросов $T_{\Gamma \max}^*$, поскольку в зависимости от величины суммарного момента инерции I_{Σ} наблюдается некоторое различие в характере влияния основных параметров регулятора (K_G и $(pX_G)_m$) на величину $T_{\Gamma \max}^*$. Особенности расположения линий постоянных значений $T_{\Gamma \max}^*$ в координатах $(pX_G)_m - K_G$, приведены на рис. 5.7 при нескольких значениях I_{Σ} .

Видно, что при небольших значениях $I_{\Sigma} = 0,4$ (рис. 5.7, а)

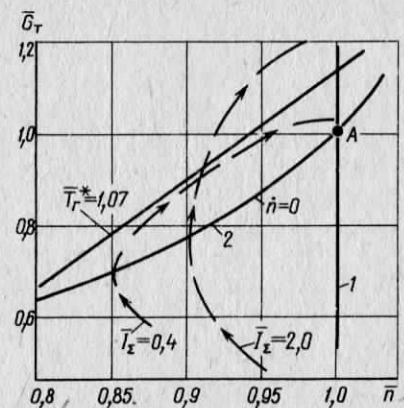


Рис. 5.6. Траектории процессов приемистости в координатах $\bar{G}_T - \bar{n}$ при различных значениях момента инерции ротора. Схема управления "шаг"

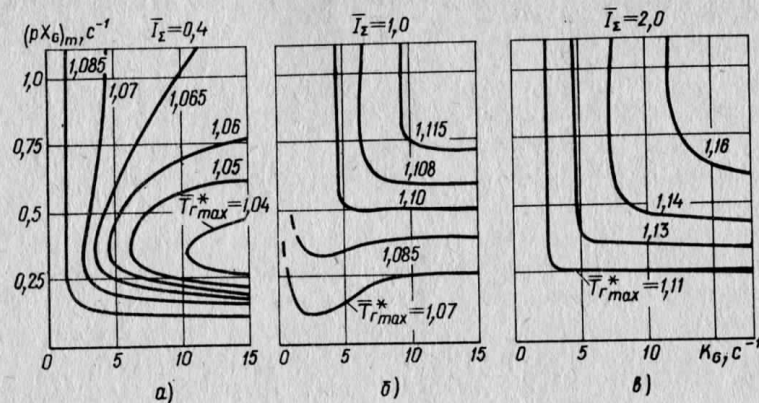


Рис. 5.7. Линии значений $\bar{T}_{r\max}^* = \text{const}$ в зависимости от I_Σ , K_G и $(pX_G)_m$. Схема управления "шаг"

увеличение уровней обоих параметров регулятора приводит при умеренных значениях $(pX_G)_m \leq 0,5 \text{ c}^{-1}$ к снижению забросов температуры газов, а при $I_\Sigma \geq 0,1$ (рис. 5.7, б, в) увеличение этих параметров ведет к росту значений $T_{r\max}^*$. При малых значениях I_Σ увеличение угла установки рабочих лопаток φ вызывает быстрое снижение частоты вращения ротора двигателя и, следовательно, быстрое уменьшение расхода воздуха через внутренний контур двигателя, что приводит к увеличению температуры газа перед турбиной. Увеличение быстродействия регулятора не допускает чрезмерного снижения частоты вращения ротора и позволяет снизить заброс температуры газа. При больших значениях I_Σ увеличение в процессе приемистости угла установки рабочих лопаток φ не приводит к быстрому снижению частоты вращения ротора. Увеличение быстродействия регулятора в этих условиях при сравнительно небольших провалах n ведет к увеличению забросов расходов топлива и, следовательно, к возрастанию $T_{r\max}^*$, что особенно заметно при $I_\Sigma = 2,0$ (рис. 5.7, в).

Как видим, применение схемы управления "шаг", в которой в качестве устройства, обеспечивающего приемистость двигателя, применяется регулятор частоты вращения ротора, воздействующий на расход топлива только по отклонению регулируемого параметра (частоты вращения Δn), не позволяет получить удовлетворительного качества процесса приемистости, особенно в случае больших значений момента инерции ротора.

Улучшить качество процесса приемистости позволяет введение в регулятор воздействия по величине производной от частоты вращения ротора. Это приводит как к увеличению качества процесса стабилизации установившегося режима, так и к значительному уменьшению в процессе приемистости отклонения параметров двигателя от их установившихся значений.

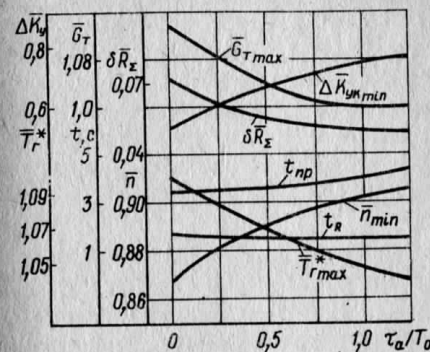


Рис. 5.8. Зависимости значений характерных параметров процесса приемистости от τ_a/T_0 . Схема управления "шаг"

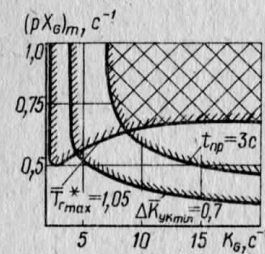


Рис. 5.9. К выбору параметров регулятора n в схеме управления "шаг"

Воздействие по производной в астатическом регуляторе может быть обеспечено различными способами. Наиболее распространенными в системах управления ГТД являются регуляторы с "гибкой" обратной связью (изодромные регуляторы) и регуляторы, содержащие параллельно работающие пропорциональный и интегрирующий контуры. В этих регуляторах величина постоянной времени τ_a , характеризующая воздействие регулятора по величине производной, выбирается обычно равной $\tau_a = (2 \dots 4) T_0$, где T_0 — постоянная времени двигателя на максимальном режиме в стендовых условиях. При этих же значениях τ_a удается обеспечить достаточно хорошее качество процесса стабилизации режима во всех условиях работы двигателя. Влияние постоянной времени τ_a на уровни характерных параметров процесса приемистости приводится на рис. 5.8, из которого видно, что введение в регулятор сигналов по производной даже несколько меньшей величины, чем требуется для стабилизации установившихся режимов, позволяет значительно улучшить качество процессов приемистости двигателя. Улучшение качества переходных процессов состоит в следующей. На начальной стадии переходного процесса, когда ускорения ротора $\dot{n} < 0$, происходит форсированное увеличение расхода топлива, что позволяет уменьшить снижение частоты вращения ротора, увеличить уровни $\Delta K_{y, \min}$ и, в тех случаях когда причиной заброса температуры газа T_r^* является снижение частоты вращения, величина $T_{r\max}^*$ уменьшается. На завершающей стадии процесса приемистости, когда происходит восстановление частоты вращения ротора ($\dot{n} > 0$), введение сигнала по производной уменьшает забросы расхода топлива, и, следовательно, снижает величину $T_{r\max}^*$ в тех случаях, когда последняя является следствием этих забросов. Уменьшение на конечной стадии переходного процесса значений расхода топлива

приводит к некоторому увеличению времени приемистости.

При введении в регулятор воздействия по производной необходимо выбрать величину максимальной скорости $(pX_G)_m$ регулятора такой, чтобы значительная часть переходного процесса проходила при работе на линейном участке характеристики регулятора, так как в этом случае введение в регулятор форсирующего сигнала позволяет увеличить значения pX_G вплоть до достижения значений $(pX_G)_m$.

Проведение параметрических расчетных исследований позволяет осуществить выбор рациональных значений параметров регулятора (коэффициента усиления K_G , максимальной скорости $(pX_G)_m$, постоянной времени τ_a) для обеспечения требуемого времени приемистости без превышения при этом некоторых заданных предельно допустимых значений параметров двигателя. На рис. 5.9 приведена область значений параметров регулятора для случая $\tau_a/T_0 = 1$. При выборе значений параметров регулятора в заштрихованной области графика разгон двигателя осуществляется за время менее 3 с при ограничении заброса температуры T_r до 105% и обеспечении минимальных уровней запасов устойчивости компрессора, равных 70% от величины на установившемся режиме.

Данная схема управления в случае, когда по времени приемистости не предъявляется особо жестких требований (допускается $t_{пр} \geq 3,0$ с), может быть использована на малоразмерных двигателях характеризующихся малыми значениями момента инерции ротора.

5.2. СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ "ГАЗ"

В рассматриваемом случае сигнал от рычага управления воздействует на величину расхода топлива, увеличивая его, а угол установки φ изменяется автоматически регулятором, поддерживающим заданную частоту вращения ротора. Процесс нарастания тяги двигателя с режима малого газа до максимального режима сопровождается увеличением частоты вращения ротора (рис. 5.10), вследствие опережающего роста располагаемой на турбине работы. Регулятор частоты вращения ротора, парируя раскрутку, увеличивает угол установки φ рабочих лопаток вентилятора. Типичный процесс приемистости в координатах $\bar{G}_T - \bar{n}$ и $\Delta\varphi - \bar{n}$ приведен на рис. 5.11, где показаны следующие характерные точки: А — исходный установившийся режим; В — режим, где достигается максимальная величина частоты вращения ротора — n_{max} ; С — режим, с минимальными уровнями коэффициента запаса устойчивости вентилятора $\Delta K_{y.v min}$ и с максимальными значениями угла установки φ_{max} и крутящего момента вентилятора $M_{в max}$; D — конечный установившийся режим (здесь практически достигается минимальная величина запаса устойчивости компрессора

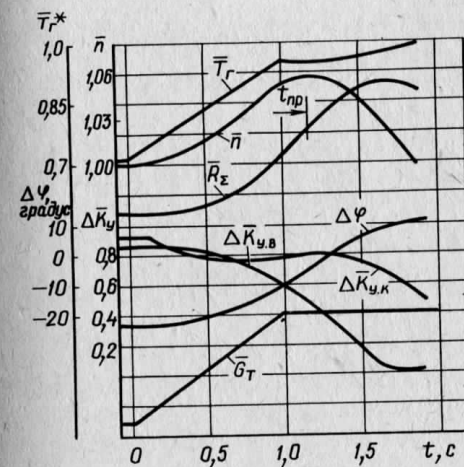


Рис. 5.10. Изменение параметров ТРДД с ВПЛ по времени в процессе приемистости. Схема управления "газ"

Рис. 5.11. Траектории процесса приемистости в координатах $\bar{G}_T - \bar{n}$ и $\Delta\varphi - \bar{n}$. Схема управления "газ":

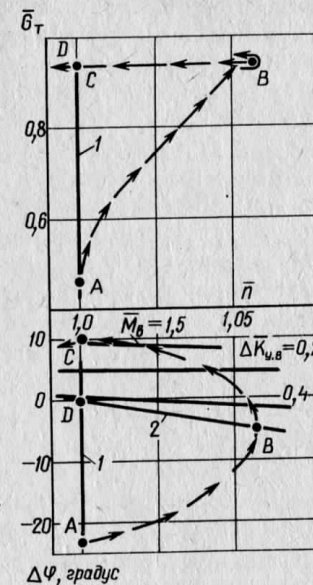
1 — статическая характеристика регулятора; 2 — статическая характеристика двигателя

$\Delta K_{y.k min}$ и максимальное значение температуры газа $T_{r* max}$). Отличительная особенность процессов приемистости при схеме управления "газ" состоит в том, что эти процессы сопровождаются превышением частоты вращения ротора своего номинального значения, а характерными параметрами этих процессов, помимо времени приемистости $t_{пр}$, являются: максимальная величина частоты вращения ротора n_{max} ; максимальная величина угла установки φ_{max} ; минимальная величина запаса устойчивости вентилятора $\Delta K_{y.v min}$; максимальная величина крутящего момента на роторе вентилятора $M_{в max}$.

Значения характерных параметров обусловлены динамическими свойствами двигателя, характеристиками регулятора частоты вращения ротора, времени t_G увеличения расхода топлива и т. п.

Остановимся на некоторых из наиболее интересных характеристик процессов приемистости двигателя. Предполагаем, что частота вращения ротора поддерживается астатическим регулятором, уравнение которого примем в виде

$$(\tau_p p + 1) p X_\varphi = K_\varphi X_n,$$



причем статическая характеристика регулятора имеет две характерных области: пропорционального величине X_n изменения скорости угла установки pX_φ и максимального быстродействия, где параметры регулятора не зависят от X_n и характеризуется величиной $(pX_\varphi)_m$.

При выборе основных параметров регулятора: (коэффициента усиления K_φ и максимального быстродействия $(pX_\varphi)_m$) следует их значения оптимально связывать таким образом, чтобы каждый из них эффективно воздействовал на характеристики двигателя в процессе приемистости.

Например, зависимости характерных параметров процессов приемистости от величины максимальной скорости изменения управляющего воздействия регулятора $(pX_\varphi)_m$ при заданном значении коэффициента $K_\varphi = 26 \text{ с}^{-1}$, приведенные на рис. 5.12, показывают, что область эффективного влияния $(pX_\varphi)_m$ в этом случае находится в пределах $(pX_\varphi)_m = 0,5 \dots 1,5 \text{ с}^{-1}$, где наблюдается пропорциональное уменьшение $\bar{n}_{\max}$ и времени приемистости $t_{\text{пр}}$. Дальнейшее увеличение $(pX_\varphi)_m$ практически не влияет на уровни характерных параметров, поскольку в этом случае весь процесс протекает в области линейного участка характеристики регулятора и значения скорости pX_φ не достигают уровня $(pX_\varphi)_m$. Следует иметь в виду, что повышение максимального быстродействия регулятора в области его эффективного влияния приводит к нежелательному снижению запасов устойчивости вентилятора и к увеличению забросов крутящего момента на его роторе. Анализируя уровни характерных параметров (рис. 5.12), обратим внимание и на то, что величина времени приемистости практически обусловлена временем увеличения расхода топлива, задаваемым в рассматриваемом примере 1 с. Лишь при $(pX_\varphi)_m < 1,0 \dots 1,2 \text{ с}^{-1}$ время $t_{\text{пр}}$ возрастает, достигая при $(pX_\varphi)_m = 0,5 \text{ с}^{-1}$ значений 2,0...2,2 с.

Увеличение момента инерции $\bar{I}_\Sigma$ при сохранении неизменными характеристик регулятора приводит к уменьшению максимальной частоты вращения ротора в процессе приемистости (рис. 5.13), так как при этом снижается скорость нарастания частоты вращения ротора, и регулятор успевает перевести рабочие лопасти вентилятора на большие углы установки. При больших углах установки потребляемая вентилятором работа возрастает и, следовательно, эффективнее парировается возмущение, вызванное увеличением расхода топлива G_T . Поскольку с увеличением $\bar{I}_\Sigma$ происходит замедленное снижение частоты вращения ротора и регулятор успевает перевести вентилятор на большие углы установки (рис. 5.14), то это приводит к снижению запаса устойчивости вентилятора и увеличению забросов крутящего момента на его роторе.

Масса редуктора ТРДД с ВПД в сильной мере зависит от максимальных величин крутящего момента, передаваемого на вентилятор. Превышения крутящего момента в процессе приемис-

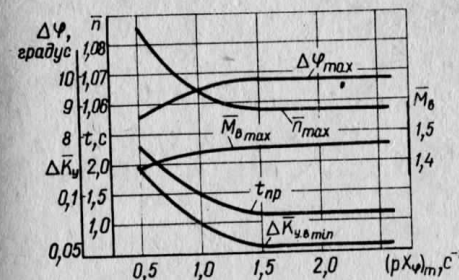


Рис. 5.12. Зависимость значений характерных параметров процесса приемистости от $(pX_\varphi)_m$. Схема управления "газ", $t_c = 1,0 \text{ с}$

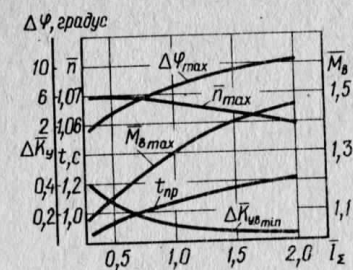


Рис. 5.13. Зависимость значений характерных параметров процесса приемистости от величины момента инерции ротора. Схема управления "газ", $t_c = 1,0 \text{ с}$

тости приводит к необходимости увеличить запасы прочности редуктора и, следовательно, его массу. В схеме управления "газ" возможны, как было установлено, значительные забросы крутящего момента M_B на роторе вентилятора, особенно в случаях повышенных моментов инерции. Поэтому анализ влияния значений параметров регулятора на забросы M_B имеет важное значение. Характер влияния коэффициента усиления и максимального быстродействия регулятора на уровни $M_{B \max}$ при разных значениях момента инерции $\bar{I}_\Sigma$ подобен влиянию аналогичных параметров регулятора на величину $T_{\Gamma \max}^*$ в схеме управления "шаг". При небольших моментах инерции $\bar{I}_\Sigma$ увеличение параметров K_φ и $(pX_\varphi)_m$ снижает уровни $M_{B \max}$. Повышение быстродействия регулятора приводит в данном случае к снижению значений φ_m — основного фактора, влияющего на величину M_B . В случае больших моментов инерции ротора увеличение K_φ и $(pX_\varphi)_m$ ведет к увеличению уровней $\varphi_{\max}$. Здесь на завершающей стадии переходного процесса из-за большой инерционности ротора происходит замедленное снижение частоты вращения и, следовательно, значения $M_{B \max}$ возрастают. Эти особенности процесса приемистости хорошо иллюстрируются на рис. 5.15, где приведены линии постоянных значений $M_{B \max}$ в зависимости от значений

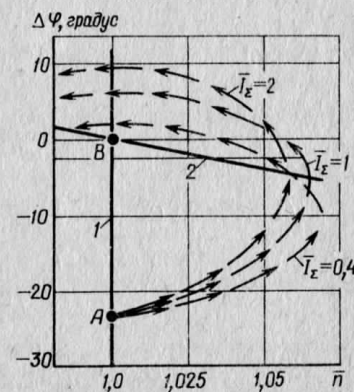


Рис. 5.14. Траектории процессов приемистости в координатах $\Delta\varphi - n$ при различных значениях момента инерции ротора. Схема управления "газ"

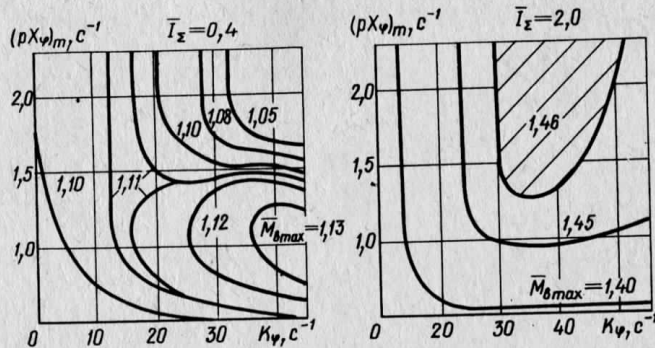


Рис. 5.15. Линии значений $\bar{M}_{вmax} = \text{const}$ в зависимости от I_{Σ} , K_{ϕ} и $(pX_{\phi})_m$. Схема управления "газ"

параметров регулятора. Уровни $M_{вmax}$ при больших значениях момента инерции ротора недопустимо возрастают (рис. 5.15, б). Уменьшение уровней $M_{вmax}$ достигается ограничением величины φ_{max} . Линии $\bar{M}_{вmax} = \text{const}$ при ограничении максимального значения угла установки $\varphi_{max} = \varphi_{ном} + 2^\circ$ при повышенном значении момента инерции $I_{\Sigma} = 2$ приведены на рис. 5.16. Предложенным способом, как видим, удается понизить уровни $M_{вmax}$ на 20...25%, не изменяя времени приемистости.

Возрастание в данной схеме управления двигателем частоты вращения ротора сверх настроенного значения, способствующее ускоренному росту в процессе приемистости суммарной тяги, вызывает увеличение центробежных сил, действующих на опоры крепления рабочих лопаток вентилятора. Поэтому значительное увеличение частоты вращения ротора, по сравнению с расчетной, нежелательно. Уменьшить пределы возрастания частоты враще-

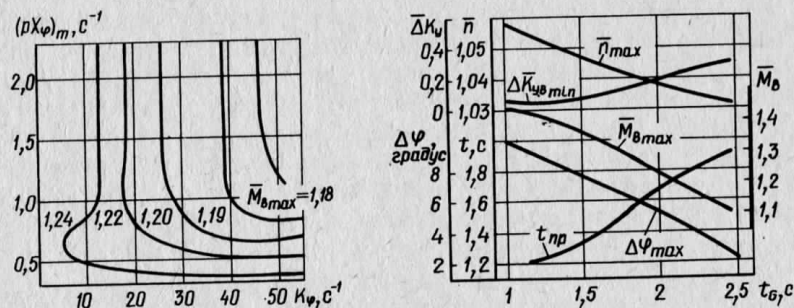


Рис. 5.16. Линии значений $\bar{M}_{вmax} = \text{const}$ в зависимости от K_{ϕ} и $(pX_{\phi})_m$ при ограничении $\varphi_{max} = \varphi_{ном} + 2^\circ$. Схема управления "газ" ($I_{\Sigma} = 2,0$)

Рис. 5.17. Зависимости значений характерных параметров процесса приемистости от t_G . Схема управления "газ"

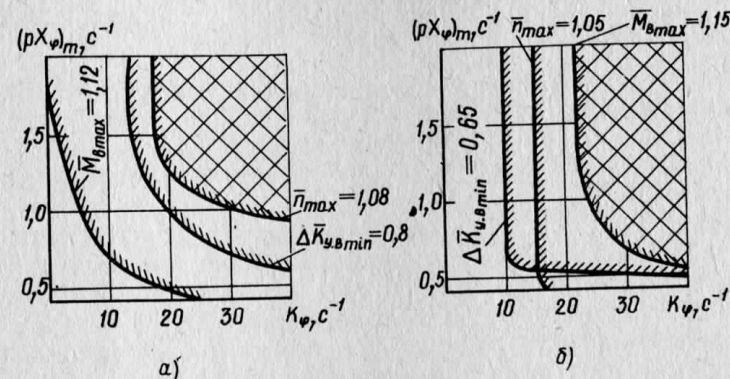


Рис. 5.18. К выбору параметров регулятора частоты вращения n в схеме управления "газ"

ния ротора можно увеличением коэффициента усиления K_{ϕ} и максимальной скорости $(pX_{\phi})_m$ регулятора. Однако, чрезмерное увеличение быстродействия регулятора нецелесообразно; при отказе регулятора возможно резкое изменение тяги двигателя и, в частности, резкое уменьшение тяги, что недопустимо. В двигателях с повышенными значениями момента инерции I_{Σ} не удастся одним только повышением быстродействия регулятора парировать чрезмерное увеличение крутящего момента на роторе вентилятора, в связи с чем может оказаться рациональным уменьшение скорости изменения расхода топлива. Увеличение времени t_G с 1,0 до 2,5 уменьшает вдвое раскрутку ротора (рис. 5.17). Наблюдаемое при этом снижение величины φ_{max} способствует значительному увеличению запасов устойчивости вентилятора, снижению максимальной величины крутящего момента вентилятора с $\bar{M}_{вmax} = 1,45$ до $\bar{M}_{вmax} = 1,10$. Однако при этом время приемистости возрастает до 2,0 с.

Таким образом, выбор рационального диапазона значений параметров регулятора и времени t_G для обеспечения заданного времени приемистости без превышения некоторых предельных значений параметров двигателя в значительной мере обусловлен величиной момента инерции ротора. При небольших значениях момента инерции, например $I_{\Sigma} = 0,4$, когда постоянная времени ротора $T = 0,3...0,7$ с, удастся получить удовлетворительное качество процессов приемистости даже в случае $t_G = 1,0$ с (рис. 5.18, а). При этом время приемистости находится в пределах 1,0...1,2 с. При повышенных значениях момента инерции, например $I_{\Sigma} = 2,0$, когда $T > 1,0$ с, получить удовлетворительное качество процессов можно только увеличением времени t_G (рис. 5.18, б), приводящим к увеличению времени приемистости до значений примерно равных времени t_G .

5.3. СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ "ШАГ — ГАЗ"

Значительные отклонения параметров двигателя в процессах приемистости при управлении им по схемам "шаг" и "газ" обусловлены принципиальной невозможностью обеспечения баланса между располагаемой и потребляемой мощностями на валу двигателя.

Это связано с тем, что изменение второго управляющего воздействия в каждой из схем происходит только после появления отклонения частоты вращения ротора от заданного значения, что уже является проявлением дисбаланса мощностей. Применение регулятора с воздействием по производной в некоторой мере улучшает качество процесса приемистости, однако и здесь затруднительно обеспечить сохранение баланса мощностей на валу при интенсивных изменяющихся в широком диапазоне воздействиях.

Отклонение в процессе приемистости частоты вращения ротора от настроечного значения приводит, как было установлено, либо к забросам температуры газа и снижению запаса устойчивости компрессора (схема "шаг"), либо к забросам крутящего момента на роторе вентилятора и снижению запасов устойчивости вентилятора (схема "газ"), что заставляет выдвигать дополнительные требования к предельным значениям параметров двигателя.

Недопустить возникновение дисбаланса мощностей на валу при больших возмущениях и поддержать частоту вращения ротора с минимальными отклонениями можно лишь в случае одновременного изменения обоих управляющих факторов (G_T и φ). Наиболее целесообразным будет такое одновременное их изменение, при котором в каждый момент времени переходного процесса во всех возможных условиях полета будут обеспечиваться соотношения между G_T и φ , отвечающие установившимся режимам работы двигателя при законе управления $\bar{n}_{пр} = 1,0$. Зависимости $X_{G_{уст}} = f(X_\varphi)$ при законе $\bar{n}_{пр} = 1,0$ приведены на рис. 5.19. При обеспечении в каждый момент времени процесса приемистости режима работы двигателя вдоль этих зависимостей, баланс мощностей на валу двигателя будет сохранен.

Практическая реализация таких программ изменения G_T и φ в процессе приемистости двигателя во всех возможных условиях полета приводит к необходимости применения сложных вычислительных устройств. Решение задачи облегчается, если пропорциональное изменение G_T и φ осуществлять, следуя зависимости

$$pX_G = -pX_\varphi K_{n\varphi}/K_{nG}, \quad (5.1)$$

при которой можно осуществить приемистость практически без отклонения частоты вращения ротора от ее номинального значения. В этом условии $K_{n\varphi} = \Delta n/\Delta \varphi$, $K_{nG} = \Delta n/\Delta G_T$ — коэффици-

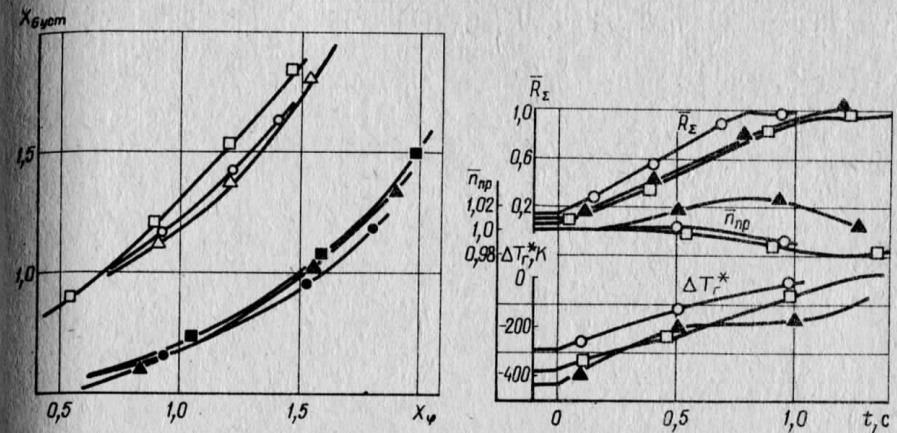


Рис. 5.19. Зависимости $X_{G_{уст}} = f(X_\varphi)$ при $\bar{n}_{пр} = 1,0$:
 $\triangle - T_H = T_{H_{мса}}$
 $\circ - T_H = +50^\circ\text{C}$
 $\square - T_H = -50^\circ\text{C}$ } $H = 0, M_{п} = 0,2$;
 $\triangle - T_H = T_{H_{мса}}$
 $\bullet - T_H = +50^\circ\text{C}$
 $\blacksquare - T_H = -50^\circ\text{C}$ } $H = 4 \text{ км}; M_{п} = 0,2$

Рис. 5.20. Зависимости $\bar{R}_z$, $\bar{n}_{пр}$ и ΔT_r^* от времени в процессе приемистости при одновременном изменении управляющих воздействий. $\Delta T_r^* = T_r^* - T_{r_{ном}}^*$ (обозначения см. на рис. 5.19)

енты влияния угла установки φ и расхода топлива G_T , соответственно, на частоту вращения ротора.

Так как коэффициенты влияния $K_{n\varphi}$ и K_{nG} значительно изменяются в зависимости от режима работы двигателя, то условие (5.1) можно представить или в более точной интегральной форме

$$pX_G = \frac{1}{\varphi_{ном} - \varphi_{м.г}} \int_{\varphi_{м.г}}^{\varphi_{ном}} pX_\varphi \frac{|K_{n\varphi}|}{K_{nG}} d\varphi,$$

где $\varphi_{ном}$ и $\varphi_{м.г}$ — значения углов установки рабочих лопаток вентилятора на номинальном режиме и режиме малого газа, или в упрощенной форме через осредненные значения коэффициентов

$$pX_G = pX_\varphi |\tilde{K}_{n\varphi}|/\tilde{K}_{nG}. \quad (5.2)$$

В случае, когда управляющие воздействия изменяются с постоянной скоростью, условие (5.2) примет вид

$$t_\varphi = t_G |\tilde{K}_{n\varphi}|/\tilde{K}_{nG}, \quad (5.3)$$

поскольку времена изменения управляющих воздействий $t_\varphi = 1/pX_\varphi$, $t_G = 1/pX_G$. Соотношение (5.3) между временем t_G и

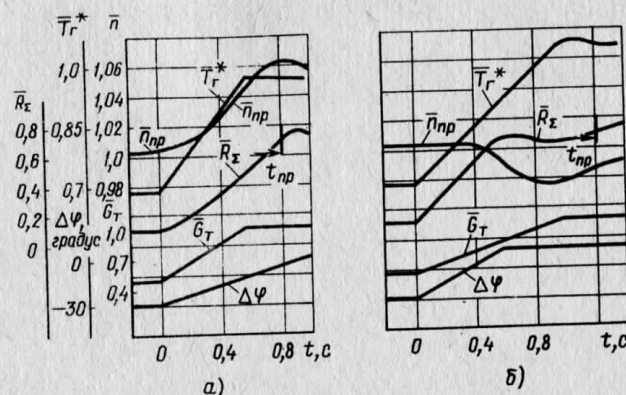


Рис. 5.21. Изменение параметров ТРДД с ВПЛ по времени в процессах приемистости. Схема управления "шаг-газ"

t_φ изменения G_T и φ , при котором обеспечивается протекание процесса приемистости практически с сохранением баланса мощностей на валу двигателя, можно определить для всех характерных условий посадки самолета.

Из анализа зависимостей $X_{G \text{ уст}} = f(X_\varphi)$, приведенных на рис. 5.19, следует, что тангенс угла наклона этих характеристик изменяется незначительно. Это позволяет при выборе величины отношения $|K_{n\varphi}|/K_{nG} = 1,2$ иметь в широком диапазоне изменения условий посадки минимальные отклонения параметров двигателя от значений на установившихся режимах, например, отклонение частоты вращения ротора не выходит из пределов 2...2,5% (рис. 5.20). Когда в каких-либо частных условиях эксплуатации соотношение (5.3) не выполняется, то возможны два

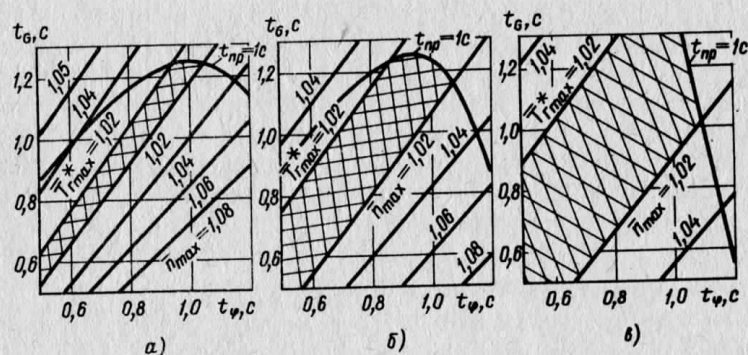


Рис. 5.22. Линии значений $T_r^* \max = \text{const}$ и $n_{\max} = \text{const}$ в зависимости от I_z , t_G и t_φ . Схема управления "шаг-газ":
а — $I_z - I_{z0} = 0,4$; б — $I_z - I_{z0} = 1,0$; в — $I_z - I_{z0} = 2,0$

варианта протекания процесса. При $t_G < |\tilde{K}_{n\varphi}| t_\varphi / \tilde{K}_{nG}$ процесс приемистости сопровождается раскруткой ротора (рис. 5.21, а). В данном случае располагаемая работа турбины растет более интенсивно, чем работа, потребляемая вентилятором. При $t_G > |\tilde{K}_{n\varphi}| t_\varphi / \tilde{K}_{nG}$ процесс приемистости сопровождается снижением частоты вращения ниже настроенной величины, что является причиной забросов температуры газа выше номинального значения (рис. 5.21, б). Время приемистости в обоих случаях зависит только от времени переключки регулирующих органов и практически равно времени изменения расхода топлива t_G .

Параметры двигателя в процессе приемистости при управлении по схеме "шаг — газ" определяются максимальным значением температуры газа $T_r^* \max$ и максимальной частотой вращения ротора — $n_{\max}$. Анализ положения линий постоянных значений этих параметров в координатах плоскости $t_G - t_\varphi$ (рис. 5.22) показывает, что даже при небольших допускаемых превышениях уровней параметров ($T_r^* \max \leq 1,02$; $n_{\max} \leq 1,02$) имеется достаточно широкая область соотношений между t_G и t_φ , при которых обеспечивается заданное время приемистости, например, $t_{\text{пр}} = 1,0$ с. С увеличением момента инерции I_z ротора эта область существенно расширяется.

5.4. СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ С ВВЕДЕНИЕМ СИГНАЛА ПО НАГРУЗКЕ В КОНТУР РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ

Другой возможностью уменьшения в процессе приемистости дисбаланса мощностей на валу двигателя является введение в контур регулирования частоты вращения ротора сигнала о том, что происходит изменение режима работы двигателя (сигнал по нагрузке). Этот сигнал может вырабатываться в зависимости от темпа перемещения рычага управления двигателем. Рассмотрим два возможных варианта построения таких систем регулирования.

Схема управления с поддержанием частоты вращения ротора изменением расхода топлива

Упрощенная структурная схема этого варианта приведена на рис. 5.23. Частота вращения в данном случае поддерживается регулятором астатического типа, уравнение которого имеет вид

$$(\tau_p p + 1) p X_G = K_G X_n + F_{\text{нагр}}, \quad (5.4)$$

где $F_{\text{нагр}}$ — сигнал по нагрузке.

Рассматриваемый способ управления, в котором скорость изменения расхода топлива зависит не только от отклонения регу-

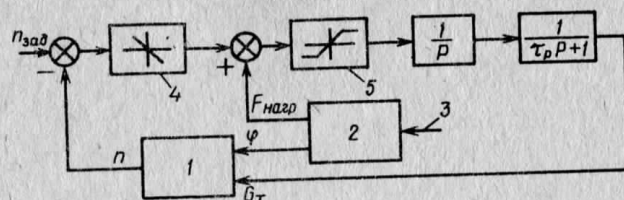


Рис. 5.23. Структурная схема системы управления "шаг" с введением в контур регулирования n сигнала по нагрузке:
1 — ТРД с ВПЛ; 2 — агрегат управления; 3 — рычаг управления двигателем; 4 — усилитель; 5 — блок ограничения максимального быстродействия регулятора n

лируемого параметра, но и от сигнала по нагрузке, является модернизацией схемы управления "шаг". Величина сигнала $F_{нагр}$ задается такой, чтобы обеспечивалось протекание процессов приемистости двигателя с минимальными отклонениями частоты вращения ротора от заданного значения. Из упрощенного условия протекания переходного процесса без отклонения частоты вращения ротора от регулируемого значения ($X_n = 0$), полученного из (5.4) с использованием соотношения (5.2), следует:

$$F_{нагр} = \frac{|\tilde{K}_{n\varphi}|}{\tilde{K}_{nG}} (\tau_p p + 1) p X_\varphi.$$

Пренебрегая величиной τ_p , получим

$$F_{нагр} = |\tilde{K}_{n\varphi}| / K_{nG} p X_\varphi. \quad (5.5)$$

Условие (5.5) означает, что для обеспечения протекания переходного процесса без отклонений частоты вращения ротора сигнал по нагрузке $F_{нагр}$ должен быть задан таким, чтобы, согласно (5.4), скорость изменения расхода топлива pX_G равнялась произведению отношения коэффициентов $|\tilde{K}_{n\varphi}| / \tilde{K}_{nG}$ и скорости изменения угла установки рабочих лопаток вентилятора, pX_φ .

Рассмотрим теперь, как введение в контур регулирования n сигнала по нагрузке различной интенсивности влияет на характер изменения в процессе приемистости частоты вращения ротора. Пусть полная перекачка угла установки от $\varphi_{м.г}$ до $\varphi_{ном}$ происходит с постоянной скоростью за время $t_\varphi = 1$ с, а значения сигнала $F_{нагр}$ пропорциональны величине pX_φ , т. е.

$$F_{нагр} = K_\varphi p X_\varphi.$$

Траектории процесса приемистости на рис. 5.24, полученные при различных уровнях сигнала по нагрузке (коэффициента K_φ), свидетельствуют о том, что провал частоты вращения ротора

при увеличении коэффициента K_φ существенно уменьшается (при сохранении неизменными значений других параметров регулятора). При значениях коэффициента $K_\varphi > 0,5$ на начальной стадии переходного процесса появляется некоторый "заброс" n , величина которого непрерывно возрастает по мере увеличения коэффициента K_φ . Минимальные отклонения n от настроечного значения, равные $\Delta n = \pm 2\%$, наблюдаются при уровне сигнала $K_\varphi = 0,92$, который несколько больше величины, получаемой из упрощенного соотношения (5.5), равной $0,8 \dots 0,85$. Это превышение коэффициента K_φ обусловлено тем, что начальная стадия процесса приемистости сопровождается некоторым увеличением частоты вращения, вызывающим уменьшение темпа изменения расхода топлива регулятором n . Для компенсации воздействия регулятора частоты вращения ротора на G_T необходимо (с целью получения минимальных отклонений частоты вращения от настроечной величины) интенсивность сигнала по нагрузке (т. е. величину коэффициента K_φ) увеличить. Дальнейшее увеличение коэффициента $K_\varphi > 0,92$ нецелесообразно, так как происходит непрерывное увеличение раскрутки ротора.

На рис. 5.25 дано объяснение траекторий процессов приемистости рис. 5.24. При одних и тех же значениях $\Delta\varphi$ возможны три варианта соотношения между расходами топлива G_T и $\bar{G}_{T,уст}$ (кривая 1). Отставание роста $\bar{G}_T$ от $\bar{G}_{T,уст}$ наблюдается при уровнях коэффициента $K_\varphi \leq 0,46$, в связи с чем переходный процесс сопровождается снижением частоты вращения ниже настроечной величины. При уровнях $0,46 < K_\varphi < 0,92$ на начальной стадии процесса $\bar{G}_T > \bar{G}_{T,уст}$, что приводит к некоторой раскрутке ротора.

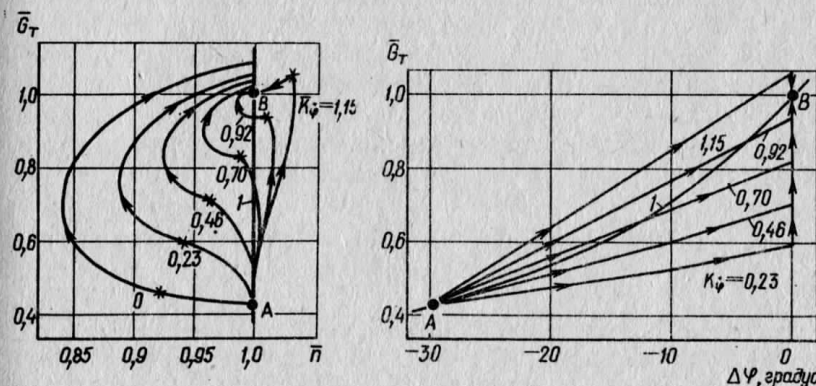


Рис. 5.24. Траектории процессов приемистости при различных уровнях сигнала по нагрузке, пропорционального скорости изменения φ :
* — точки достижения $\varphi = \varphi_{ном}$; 1 — статическая характеристика регулятора n ; A, B — точки исходного и конечного режимов

Рис. 5.25. Зависимости $\bar{G}_T = \varphi(\Delta\varphi)$ в процессе приемистости при различных уровнях сигнала по нагрузке, пропорционального скорости изменения φ

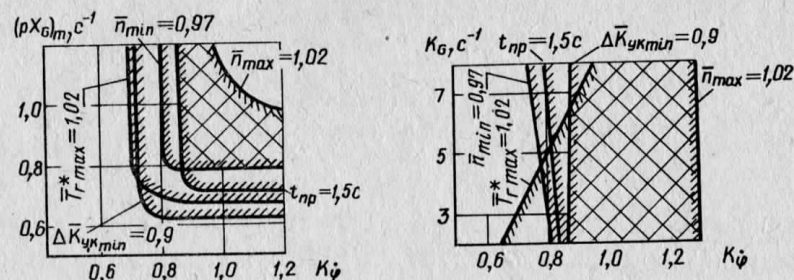


Рис. 5.26. К выбору параметров регулятора n и уровня сигнала по нагрузке, пропорционального скорости изменения φ :

/// — область оптимальных значений параметров регулятора

Однако затем при больших значениях $\Delta\varphi$ крутизна протекания зависимости $\bar{G}_{т.уст} = f(\Delta\varphi)$ возрастает и $\bar{G}_т$ становится меньше $\bar{G}_{т.уст}$. Это вызывает последующее снижение частоты вращения ниже регулируемой величины. При уровнях коэффициента $K_\varphi > 0,92$ весь процесс происходит при $G_т > \bar{G}_{т.уст}$ и характеризуется только превышением частоты вращения ротора регулируемого значения.

В заключение рассмотрим, как введение в систему управления по схеме "шаг" сигнала, пропорционального скорости изменения φ , влияет на качество процессов приемистости и на потребный диапазон значений параметров регулятора n . Из рис. 5.26 видно, что введение сигнала по нагрузке позволяет вдвое (с 3,0 до 1,5 с) сократить время приемистости с одновременным уменьшением величин отклонений параметров двигателя от установившихся значений. При этом максимальное быстродействие регулятора сохраняется таким же, как в схеме "шаг" (разд. 5.1), а на уровень коэффициента K_G никаких ограничений не накладывается (значения коэффициента K_G могут быть заданы только исходя из требований обеспечения необходимого качества процессов стабилизации установившихся режимов).

Схема управления с поддержанием частоты вращения ротора изменением угла установки φ

Упрощенная структурная схема приведена на рис. 5.27. Здесь частота вращения поддерживается астатическим регулятором, уравнение которого имеет вид

$$(\tau_p p + 1) p X_\varphi = K_\varphi X_n + F_{нагр}. \quad (5.6)$$

Этот способ управления, где скорость изменения угла установки зависит не только от отклонения регулируемого параметра, но и от сигнала по "нагрузке" $F_{нагр}$, является модерниза-

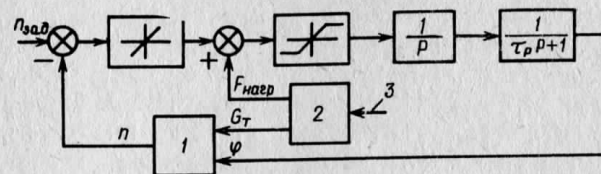


Рис. 5.27. Структурная схема системы управления "газ" с введением в контур регулирования частоты вращения n сигнала "по нагрузке": 1 — ТРДД с ВПЛ; 2 — агрегат управления; 3 — рычаг управления двигателем

цией схемы управления "газ". В данном случае упрощенное условие обеспечения минимального отклонения частоты вращения ротора от регулируемого значения можно записать в виде

$$F_{нагр} = \frac{\tilde{K}_{nG}}{|K_{n\varphi}|} (\tau_p p + 1) p X_G,$$

или, если пренебречь величиной τ_p ,

$$F_{нагр} = p X_G \tilde{K}_{nG} / |\tilde{K}_{n\varphi}|. \quad (5.7)$$

Условие (5.7) означает, что для обеспечения протекания переходного процесса без отклонения частоты вращения ротора ($X_n = 0$) сигнал по нагрузке $F_{нагр}$ должен быть задан таким, чтобы, согласно (5.6), скорость изменения угла установки рабочих лопаток вентилятора ($p X_\varphi$) равнялась произведению отношения коэффициентов $\tilde{K}_{nG} / |\tilde{K}_{n\varphi}|$ и скорости изменения расхода топлива $p X_G$.

Рассмотрим, как введение в контур регулирования n сигнала по нагрузке различной интенсивности влияет на характер изменения частоты вращения ротора. Пусть полное изменение расхода от $G_{т.м.г}$ до $G_{т.ном}$ происходит за время $t_G = 1$ с, а значения сигнала $F_{нагр}$ пропорциональны величине $p X_G$, т. е.

$$F_{нагр} = K_G p X_G.$$

Траектории процесса приемистости на рис. 5.28, полученные при различных уровнях сигнала по нагрузке (коэффициента K_G), свидетельствуют о том, что раскрутка ротора при увеличении коэффициента существенно уменьшается (при сохранении неизменными значений других параметров регулятора).

При значениях коэффициента $K_G > 1,0$ на завершающей стадии переходного процесса появляется некоторое снижение частоты вращения ниже регулируемого значения, величина которого непрерывно возрастает по мере увеличения значений K_G . Однако увеличение коэффициента K_G до значений 1,18...1,25, получаемых из упрощенного условия (5.13), приводит к появле-

нию на завершающей стадии переходного процесса провала частоты вращения ниже настроечной величины. Минимальные отклонения n ($\Delta n \leq \pm 2\%$) наблюдаются при коэффициенте $K_{\dot{G}}$ в области значений 0,95...1,09. Снижение значений коэффициента, при котором достигаются минимальные отклонения Δn по сравнению с значением $K_{\dot{G}}$, получаемым из упрощенного (при допущении $X_n = 0$) соотношения (5.7), обусловлено тем, что начальная стадия переходного процесса сопровождается, как это следует из рис. 5.28, раскруткой ротора, вызывающей увеличение темпа изменения угла установки φ регулятором частоты вращения. Для компенсации этого воздействия регулятора n на угол φ необходимо (с целью получения минимальных отклонений частоты вращения от настроечной величины) уменьшить интенсивность сигнала по нагрузке (т. е. величину интенсивности $K_{\dot{G}}$). На рис. 5.29 дано объяснение траекторий процессов приемистости, приведенных на рис. 5.28. При одних и тех же значениях G_T возможны три варианта соотношения между $\Delta\varphi$ и $\Delta\varphi_{уст}$ (кривая 1). Отставание роста φ от $\varphi_{уст}$ наблюдается при уровнях коэффициента $K_{\dot{G}} < 1,0$, в связи с чем весь переходный процесс сопровождается раскруткой ротора. При уровнях $1,0 < K_{\dot{G}} < 1,6$ на начальной стадии процесса $\varphi < \varphi_{уст}$, что приводит к раскрутке ротора. Однако затем при больших значениях расхода топлива крутизна протекания зависимости $\Delta\varphi_{уст} = f(G_T)$ снижается, и φ становится больше $\varphi_{уст}$. Это вызывает последующее снижение частоты вращения ниже регулируемой величины. При уровнях $K_{\dot{G}} > 1,6$

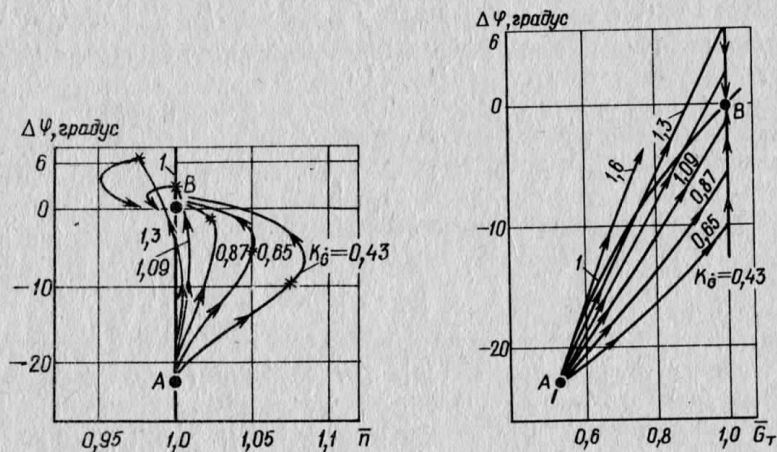


Рис. 5.28. Траектории процессов приемистости при различных уровнях сигнала по нагрузке, пропорционального скорости изменения G_T : * — точки достижения $G_T = G_{T,ном}$; 1 — статическая характеристика регулятора n ; A, B — точки исходного и конечного результатов

Рис. 5.29. Зависимости $\Delta\varphi = f(\bar{G}_T)$ в процессах приемистости при различных уровнях сигнала по нагрузке, пропорционального скорости изменения G_T

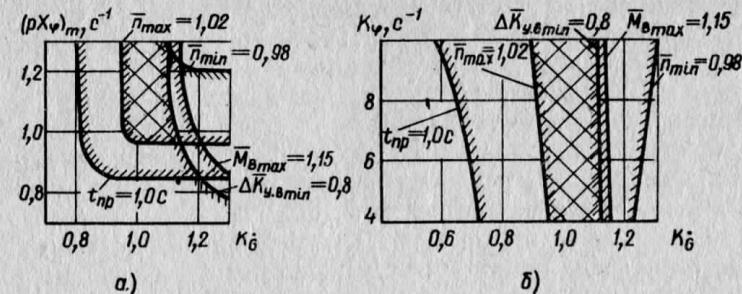


Рис. 5.30. К выбору параметров (а, б) регулятора n и уровня сигнала по нагрузке, пропорционального скорости изменения G_T :

/// — область оптимальных значений параметров регулятора

весь процесс происходит при $\varphi > \varphi_{уст}$ и характеризуется только "провалом" частоты вращения ротора ниже настроечной величины.

В заключение рассмотрим, как введение в систему управления по схеме "газ" сигнала, пропорционального скорости изменения G_T , влияет на требуемый диапазон значений параметров регулятора.

Из рис. 5.30 видно, что введение сигнала по нагрузке позволяет обеспечить время приемистости практически равным величине времени полного изменения расхода топлива с одновременным уменьшением величин отклонений параметров двигателя от установившихся значений. При этом максимальное быстродействие регулятора сохраняется таким же, как в схеме "газ" (5.2), а на уровень коэффициента $K_{\dot{G}}$ никаких ограничений не накладывается (значения коэффициента $K_{\dot{G}}$ могут быть заданы только исходя из требований обеспечения необходимого качества процессов стабилизации установившихся режимов).

Глава 6 ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ КОНСТРУКЦИОННОЙ МАССЫ ТРДД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Масса авиационных двигателей может быть определена расчетом по компоновочным чертежам при проектировании двигателя. Этот метод определения массы двигателя обычно применяется в конструкторских бюро. Со времени появления авиационных турбореактивных двигателей применялись и усовершенствовались также два других метода расчета массы. В обоих из этих методов использовались статистические данные и масса определялась по параметрам рабочего процесса; при этом в пер-

вом методе рассчитывались и суммировались массы отдельных элементов, во втором, интегральном методе определялась масса турбокомпрессора двигателя в целом. Интегральный метод расчета массы ГТД, излагаемый ниже, включает два этапа: I — расчет массы турбокомпрессора вместе со стартером и сужающимся реактивным соплом; II — расчет массы каналов выпускной системы, редуктора, механизма поворота рабочих лопаток, реверсора и нейтрализатора тяги.

По выполнению этапов I и II производится суммирование масс. Авиационные газотурбинные двигатели непрерывно совершенствовались с начала их появления в 1940-х годах. Условно все время развития авиационных ГТД можно разбить на отдельные периоды, которые составляли 3...4 года. К периоду 1960...1964 гг. был достигнут высокий уровень конструирования авиационных двигателей, в связи с чем рассмотрение метода расчета массы авиационных двигателей целесообразно начать с двигателей этих лет. Масса ТРД в целом может быть записана в форме

$$M_{\text{ТРД}}^I = G_B q_m. \quad (6.1)$$

Здесь $M_{\text{ТРД}}^I$ — масса ТРД (период создания 1960...1964 гг.); G_B — расход воздуха через двигатель в диапазоне 20...60 кг/с, для которого была получена формула (6.1); q_m — удельная конструкционная масса (приходящаяся на 1 кг воздуха, проходящего в секунду через двигатель)

$$q_m = 6,5 + 1,8 \pi_{\Sigma_0}^{0,65}. \quad (6.2)$$

Задача состоит в том, чтобы попытаться с наименьшими сложностями распространить формулы типа (6.1) и (6.2) для расчета ТРД всех поколений и, кроме того, ТРДД всех возможных размерностей (имеющих $G_B > 60$ кг/с и $G_B < 20$ кг/с), а затем на базе тех же зависимостей разработать метод расчета массы ТРДД всех поколений.

Определим вначале влияние размерности двигателя создания 1960...1964 гг. на массу. С этой целью записываем уравнение (6.1) в виде

$$M_{\text{ТРД}}^I = G_B q_m K_G, \quad (6.3)$$

где K_G — коэффициент влияния размерности при $G_B < 20$ кг/с и $G_B > 60$ кг/с.

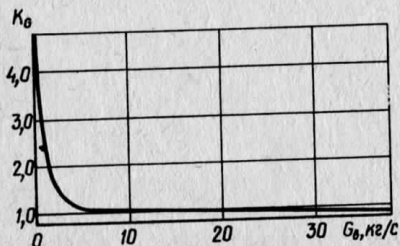


Рис. 6.1. Зависимость коэффициента расхода воздуха K_G от расхода воздуха при $G_B < 40$ кг/с

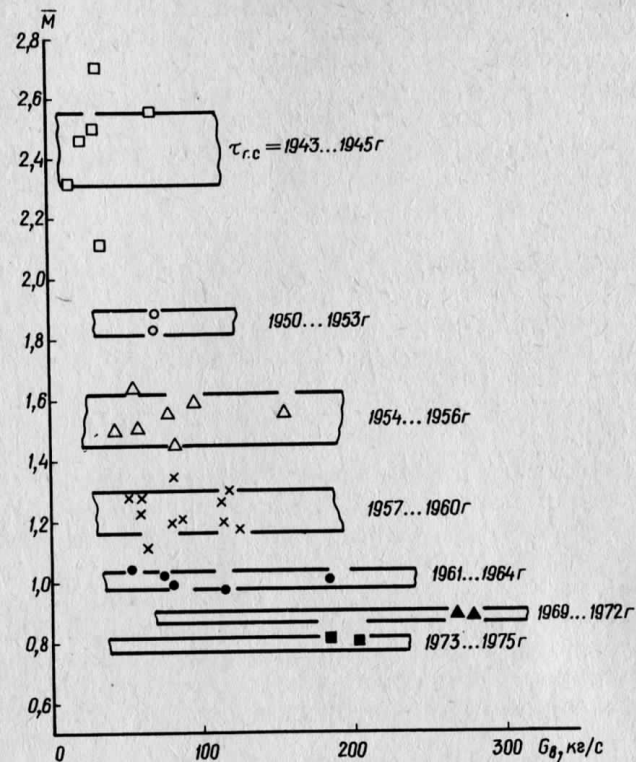


Рис. 6.2. Зависимость коэффициента $\bar{M}$ от расхода воздуха через ТРД и от года создания двигателя в серии

По статистическим данным получим (рис. 6.1), что при:

$$G_B > 60 \text{ кг/с} \quad K_G \approx 1,0;$$

$$G_B < 20 \text{ кг/с} \quad K_G > 1,0.$$

Следовательно для ТРД большой размерности, удельная масса ТРД не зависит от расхода воздуха через двигатель и соотношение (6.3) может быть записано так

$$M_{\text{ТРД}}^I = G_B q_m \quad \text{при } G_B > 20 \text{ кг/с};$$

$$M_{\text{ТРД}}^I = G_B q_m K_G \quad \text{при } G_B < 20 \text{ кг/с}.$$

Общая картина закономерности изменения конструкционной массы ТРД различных периодов создания $\tau_{г.с}$ дана на рис. 6.2 в виде

$$\bar{M} = M_{\text{ТРД}} / M_{\text{ТРД}}^I = f(G_B, \tau_{г.с}).$$

Видим, что при $\tau_{г.с} = \text{const}$ относительная масса ТРД от расхода воздуха не зависит и чем больше размерность двигателя, тем

совершеннее, с позиций прочности, выполняется его конструкция.

Переходя к анализу влияния на удельную массу фактора времени $\tau_{г.с}$, отметим, что при всех значениях $G_B > 20$ кг/с это влияние оказывается одинаковым и обобщается формулой

$$M_{ТРД} = G_B q_m K_T,$$

где

$$K_T = [15/(\tau_{г.с} - 1948)]^{0,47}.$$

В конечную формулу вводится коэффициент K_G , отличающийся от единицы только при $G_B < 20$ кг/с:

$$M_{ТРД} = G_B q_m K_T K_G.$$

Расчет конструкционной массы ТРД сводится, таким образом, к простой операции. Переходим к анализу закономерностей изменения массы ТРДД. Между конструкционными ТРД и ТРДД существует органическая взаимосвязь: масса турбокомпрессора ТРДД, так же как и ТРД, зависит от подводимой работы, в связи с чем каждому ТРДД можно найти эквивалентный по массе ТРД. Эквивалентность может быть определена при использовании условия равенства работ условного компрессора ТРД и рассматриваемого, которое отражается формулой

$$\pi_{к.усл}^* = [\pi_{к\Sigma_0}^{*0,286} + m_0 (\pi_{в.0}^{*0,286} - 1)]^{3,5}.$$

Желание определить по величине $\pi_{к.усл}^*$ массу эквивалентного ТРД дает

$$(M_{ТРД})_{усл} = G_{вI} q_m K_G K_T, \quad (6.4)$$

где $G_{вI}$ — расход воздуха через контур газогенераторной части двигателя.

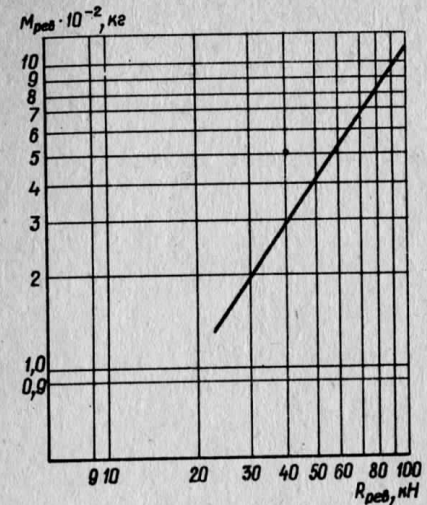
Однако, поскольку масса реального турбокомпрессора ТРДД не равна в точности определенной по (6.4) массе условного ТРД, вводим коэффициент перехода $K_{п}$, учитывающий это несоответствие

$$M_{ТРДД} = (M_{ТРД})_{усл} K_{п}.$$

Коэффициент $K_{п}$ определяется из статистических данных. Величина коэффициента $K_{п}$ зависит только от степени двухконтурности, в связи с чем

$$M_{ТРДД} = G_{в\Sigma_0} q_{усл} K_G K_T K_{п} / (1 + m_0). \quad (6.5)$$

Рис. 6.3. Зависимость массы реверсивного устройства от обратной тяги, создаваемой реверсивным устройством



Величина $K_{п} / (1 + m_0) = K'_{п}$ аппроксимируется соотношением

$$K'_{п} = 0,96 e^{0,735 m_0^{0,5}} + 0,04.$$

По формуле (6.5) определяется масса ТРДД с коротким каналом внешнего контура. При применении удлиненных каналов, смесительной камеры, реверсора тяги, редуктора и т. п. требуется специальное расчетное определение этих масс. Например, массу ТРДД с редуктором оказывается возможным определять по формуле

$$M_{ТРДД \text{ ред}} = M_{ТРДД} + M_{ред},$$

в которой

$$M_{ред} = 41,2 N_{ред} (1 + 1/i_{ред}) / n,$$

где n — частота вращения входного вала редуктора; $i_{ред}$ — степень редукции.

Определение массы других элементов ТРДД для получения суммарной массы двигателя проводится следующим образом.

Механизм поворота рабочих лопаток ВПЛ. Масса первых вариантов механизмов поворота рабочих лопаток (двигатель "Астафан", М.45-SD-02) была равна 3...4% от массы двигателя. Масса механизма поворота рабочих лопаток двигателя GE19/F6E была в пределах 4...5% от массы двигателя.

Масса реверсивных устройств. Для створчатых реверсивных устройств ТРДД, расположенных во внешнем контуре, в сочетании с нейтрализаторами тяги, расположенными во внутреннем контуре, была получена статистическая зависимость, с помощью которой по величине реверсируемой тяги $R_{рев}$ определяется масса $M_{рев}$ (рис. 6.3).

Масса шумоглушащих покрытий (ШГП). Поскольку шумоглушащие покрытия в различных местах проточной части с целью погашения различных спектров частот имеют различную толщину δ_i и удельную массу γ_j , общая масса ШГП определяется по формуле

$$M_{ШГП} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m S_i \delta_i \gamma_j.$$

Суммарная масса двигателя определяется в результате сло-

жения масс турбокомпрессора с массами присоединенных элементов. Среднеквадратичная ошибка определения по приведенной методике массы турбореактивного двухконтурного двигателя может быть получена в пределах, не превышающих $\pm 3,0\%$.

Глава 7

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ И ПАРАМЕТРЫ ТРДД БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ ($m = 8...15$)

К настоящему времени создано несколько демонстрационных ТРДД с ВПЛ (табл. 7.1).

ТРДД "Астафан" (рис. 7.1) впервые был испытан в июле 1969 г. [11].

ТРДД "Астафан" является одновальным двигателем без входного направляющего аппарата перед рабочим колесом вентилятора 1, имеющего 13 рабочих поворотных лопаток. За колесом вентилятора на небольшом расстоянии установлены один за другим два венца спрямляющих лопаток 2, за которыми поток делится на внешний 3 и внутренний 4. Внешний поток проходит в короткий внешний контур с сужающимся соплом 5, за выходное сечение которого выступает длинная мотогондола 6 газогенератора. Внутренний поток направляется в короткий криволинейный канал 7, на вход в двухступенчатый осевой компрессор 8, за которым установлена центробежная ступень 9. Камера сгорания 10 размещена близко к центробежной ступени. Подача топлива в камеру сгорания осуществляется центробежным способом через вал 11 двигателя. В двигателе применена трехступенчатая турбина 12, первая ступень которой охлаждается воздухом. Рабочие лопатки осевого компрессора и турбины выполнены монолитно с дисками. В передней части двигателя между компрессором и вентилятором размещен редуктор, понижающий частоту вращения с 43000 об/мин (частота вращения турбины) до 10121 об/мин (частота вращения вентилятора). Рабочие лопатки вентилятора могут поворачиваться с помощью механизма привода на 180° . Система управления поворотом рабочих лопаток гид-

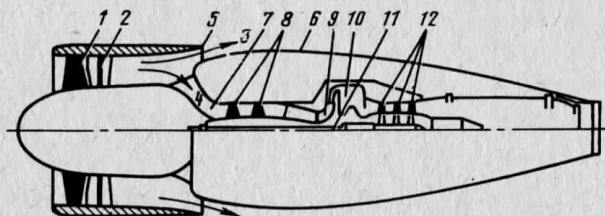


Рис. 7.1. Схема одновального ТРДД с ВПЛ "Астафан" П

Таблица 7.1

Демонстрационные, опытные и серийные ТРДД с ВПЛ

Марка двигателя	Фирма	Страна	R_o , кН	C_{Ro} , кг/(Н·ч)	$\pi_{B.O}^*$	m_o	$G_{B.O.}$, кг/с	$\pi_{K\Sigma}^*$	$T_{T.O.}^*$, К	$G_{дв}$, кг	$D_{B.м}$	γ , кг/Н
Т-58 "Гном" (опытный)	Лайкоминг	США	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Т-53 (опытный)	То же	США	—	—	—	10	—	—	—	—	—	—
Т-53-L (опытный)	"	США	37,0	—	1,14	17	—	—	—	—	1,4	—
Т-55 (опытный)	"	США	36,0	—	1,14	17	—	—	—	—	1,4	—
BS-360 (опытный)	Бристоль-Сидли	Англия	—	—	—	20	—	—	—	—	—	—
М.45-S-D-02 (демонстрационный)	Роллис-Ройс	Англия, Франция	44,8	0,0326	1,25	8,7... ...8,73	219,5	13,5	—	1295	1,475	0,029
GE 19/F6E (демонстрационный)	Дженерал Электрик	США	81,4	0,0346	1,27	11,6	405,5	15,2	1622	1436	1,860	0,018
"Астафан" П (серийный)	ПА Турбомека	Франция	7,0	0,038	1,3	7,3	264	—	—	1950	0,562	—

равлическая, вращающаяся вместе с ротором вентилятора. Корпус вентилятора и корпус турбины выполнены непробиваемыми на случай обрыва рабочих лопаток вентилятора. Диаметр вентилятора 0,562 м, полная длина двигателя 2,056 м. При реверсе тяги воздух движется через вентилятор в направлении, противоположном движению воздуха в газогенераторе, что вызывает снижение давления на входе в компрессор. В результате уменьшается мощность газогенератора двигателя и, следовательно, степень реверса тяги. Для снижения потерь давления на режимах реверса тяги за вентилятором в корпусе внешнего контура предусмотрены дополнительные окна впуска воздуха из атмосферы. Поддержание мощности газогенератора двигателя на режимах реверса тяги достигается также впрыском воды в компрессор и кратковременным форсированием двигателя по температуре газа перед турбиной.

На земле двигатель запускается от стартера-генератора, в полете — от авторотации. С помощью ВПЛ можно обеспечить оптимальные условия запуска не только на земле, но также в полете. Оптимальным углом установки рабочих лопаток вентилятора двигателя "Астафан" при запуске в полете на режимах авторотации является угол 49° , при котором частота вращения ротора двигателя достигает 25% максимальной.

Редуктор двигателя выполнен по простой схеме: с двойным перебором шестерен. Реактивные струи вытекают из сопел примерно с одинаковой скоростью: из внешнего сопла с $V_{сII} = 180$ м/с, из внутреннего сопла с $V_{сI} = 210$ м/с.

Двигатель "Астафан" был выполнен в нескольких модификациях (табл. 7.2). Всем двигателям семейства "Астафан" свойственен низкий уровень шума (табл. 7.3).

Таблица 7.2
Модификации двигателей семейства "Астафан"

Параметры	IIA	IIВ-1	II-6 (Фу-га-90)	III	IVA-1	IVB-1	VI
Базовый ТВД	Аста-зу XVI	Аста-зу XVI	—	—	Аста-зу XX	Аста-зу XX	Аста-зу XXX
R_o , кН	7,0	7,0	7,0	7,7	8,6	9,7... ...10,0	12,8
C_{R_o} , кг (Н·ч)	0,039	0,037	—	—	0,037	0,031	—
m_o	7,3	8,2	—	—	7,3	8,3	—
$n_{т.к.}$, об/мин	43000	43000	—	—	42000	42000	—
n_B , об/мин	10121	9747	—	—	9521	9200	—
$z_{к.ос}^*$	2	2	—	—	3	3	3
$G_{вI}$, кг/с	32	40	—	—	—	55	—
$G_{вΣ}$, кг/с	266	368	—	—	—	512	—
$G_{дв}$, кг	195	210	—	—	250	—	—

* $z_{к.ос}$ — число ступеней осевого компрессора.

Таблица 7.3

Уровни шума ТРДД "Астафан" PN dB

Модификация двигателя	Взлет, 93*	Заход на посадку, 102*	Шум в 150 м сбоку от ВПП, 102*
"Астафан"-IIA (измеренный шум)	86,5	98	87,5
"Астафан" IVA-1 (расчетный шум)	89	100,5	90

* — нормы FAR-36.

Передаточное отношение у редукторов с ВПЛ изменяется в пределах $i_{ред} = 2,5...4,5$, что характеризует такие редукторы как высокоскоростные.

При создании ТРДД с ВПЛ "Астафан" фирма Турбомека использовала газогенератор своего серийного ТВД "Астазу" и ВПЛ английской фирмы Даути Ротол, которая была первой западной фирмой, приступившей к освоению ВПЛ [20].

Спустя некоторое время к разработкам ВПЛ как узла ГТД приступила фирма Гамильтон Стандарт [15]. Испытания ВПЛ проводились этой фирмой на демонстрационном двигателе Т-53, а затем на двигателях Т-55 и Т-55-L-IIA фирмы Авко Лайкоминг (двигатели Т-53, Т-55 и Т-55-L-IIA имеют газогенератор ALF502). На двигателе Т-53 устанавливалось различное число рабочих лопаток вентилятора (от 11 до 17), а на двигателе Т-55-L-IIA число рабочих лопаток вентилятора было выбрано равным 13.

При создании поворотных рабочих лопаток вентилятора фирма Гамильтон Стандарт использовала свой опыт в конструировании винтов. Рабочая лопатка выполнялась по лонжеронно-каркасной схеме. На полые лонжероны из стали крепятся аэродинамические профили из композитных боралюминиевых волокнистых материалов. Передняя кромка делается металлической для противостояния ударным нагрузкам при попадании во входной канал двигателя птиц.

На лопатку вентилятора, работающую в поле центробежных сил, действуют значительные радиальные силы. На каждую лопатку вентилятора двигателя М.45-SD-02 (рис. 7.2) действует сила 220 кН. Имея в виду, что в этом двигателе применены 14 рабочих лопаток, можно оценить суммарную силу, действующую на диск рабочего колеса вентилятора. Небольшое число рабочих лопаток обусловлено необходимостью их закрепления в диске в подшипниковых опорах. При повороте лопаток должны быть преодолены силы качения в подшипниках от действия центробежных сил и аэродинамические моменты. Для поворота каждой рабочей лопатки вентилятора двигателя М.45-SD-02 должен быть приложен момент 700 Н·м. В настоящее время разработаны несколько систем поворота рабочих лопаток. В связи с присутст-

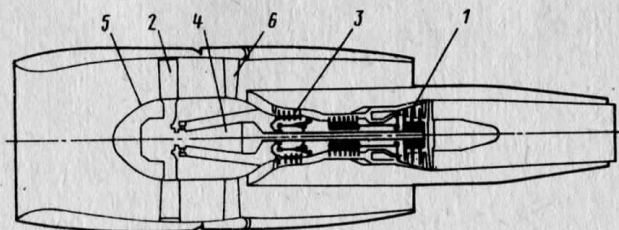


Рис. 7.2. Схема двухвального ТРДД с ВПЛ М.45-SD-02

вием в диске ротора вентилятора подшипниковых опор лопаток, механизма поворота и распределительной гидравлической системы управления поворотом лопаток, относительный диаметр втулки ВПЛ ($\bar{d}_{вт} = 0,45...0,55$) заметно превышает освоённые в настоящее время значения для вентилятора с жесткозакрепленными лопатками ($\bar{d}_{вт} = 0,3...0,35$). Окружная скорость лопаток ограничивается величиной допускаемой центробежной силы, поэтому проще создавать ВПЛ с небольшими окружными скоростями, с $\pi \bar{v}$ не более 1,5.

Рабочие лопатки при их повороте не должны мешать друг другу. Относительный шаг таких решеток (t/b) должен быть больше 1. Но это касается лишь случая, если поворот лопаток в положение реверсированной тяги осуществляется через нулевой угол установки. Такие решетки ВПЛ создавала фирма Доути-Ротол на раннем этапе развития этого направления. Однако коэффициенты реверсирования тяги при переводе лопаток через нулевой угол установки были получены невысокими, так как лопатки в рабочем режиме движутся в данном случае спинкой вперед, в связи с чем эффективного поворота потока в рабочей лопатке не достигается. Фирма Гамильтон Стандарт переводит рабочие лопатки в реверсированное положение через флюгерное положение. В этом случае рабочая лопатка при повороте должна пройти через область срывных режимов, в связи с чем возникает опасность появления повышенных вибронапряжений в лопатках. Однако, оказалось, что при высокой скорости поворота лопаток в них возникают вполне допустимые, хотя и несколько повышенные вибронапряжения. Преимущества такого способа поворота лопаток были очевидны, поскольку достигались высокие коэффициенты реверсирования тяги. Лопатка в этом случае движется в рабочем режиме вперед вогнутой частью профиля, и поток в рабочей решетке эффективно поворачивается. Относительный шаг решетки может быть при этом заметно уменьшен.

Рабочие поворотные лопатки вентилятора не могут быть сделаны с антивибрационными полками. Повышение жесткости лопаток обеспечивается в данном случае небольшим удлинением лопатки, что вызывает увеличение длины и массы как самой

лопатки, так и вентилятора в целом. Увеличение длины и массы ТРДД с ВПЛ вызывается, кроме того: повышенным относительным диаметром втулки ВПЛ, наличием редуктора, возрастанием числа ступеней турбины низкого давления. Для поворота рабочих лопаток на угол $\Delta\varphi \approx 100...110^\circ$, необходимый для достижения наибольших значений коэффициента реверсирования тяги, требуется, чтобы обечайка над рабочим колесом была выполнена сферической с диаметром сферы, равным диаметру рабочего колеса. В проточной части такой решетки поток в осевом направлении тормозится более интенсивно, чем в обычном компрессоре с конфузурной формой канала, что вызывает повышение потерь в ступени вентилятора.

С помощью ВПЛ не может быть достигнута та же степень реверсирования тяги, что при применении обычных реверсов тяги. Это связано с тем, что при реверсе потока давление на входе в газогенератор уменьшается, что приводит к снижению свободной энергии цикла. Кроме того, на режиме реверса тяги возрастают потери на участках проточной части от среза сопла до сечения на входе в компрессор газогенератора. Для повышения степени реверсирования тяги ТРДД с ВПЛ необходимо обеспечить безотрывное втекание воздуха в двигатель через сопло внешнего контура, применяя раскрытие створок сопла, раскрытие дополнительных окон и вспомогательных каналов. Присутствие этих конструктивных узлов влечет возрастание массы двигателя.

Большинство отмеченных характерных конструктивных особенностей имеется в двигателе М.45-SD-02. Этот двигатель создавался как демонстрационный ТРДД с ВПЛ с целью всестороннего изучения рабочего процесса в двигателе данного типа. Двигатель М.45-SD-02 был испытан в апреле 1975 г. Расчетные параметры двигателя приведены в табл. 7.1.

Газогенератор двигателя М.45-SD-02 (рис. 7.2) сделан на базе ТРДД М.45-Н-01 с добавлением одной ступени к турбине низкого давления 1. В реверсированное положение рабочие лопатки вентилятора 2 могут быть повернуты или через нулевой угол установки, или через флюгерное положение. В первом случае они перемещаются до угла минус 40° , во втором случае — до угла $+140^\circ$. Между компрессором низкого давления 3 и вентилятором установлен планетарный редуктор 4, имеющий степень редукции $i_{ред} = 2,35$. Вентилятор имеет 14 рабочих лопаток из алюминиевого сплава. Втулка вентилятора закрыта вращающимся обтекателем 5 большого осевого размера. За вентилятором размещены 34 спрямляющих лопатки 6, которые служат также в качестве опорных элементов корпуса редуктора. Модификацией двигателя М.45-SD-02 является двигатель RB.410-11 (табл. 7.4), на КНД которого установлена "нулевая" ступень (двигатель RB 410-11 был предназначен для 100-местного СКВП с четырьмя двигателями подкрыльевого расположения).

Таблица 7.4
Расчетные параметры двигателя RB 410-11
фирмы Роллс-Ройс

R_o , кН	$G_{в\sum o}$, кг/с	$C_{R'}$, кг (Н·ч)	m_o	$\pi_{в.o}^*$	$\pi_{к\sum o}^*$	$G_{дв.}$, кг	γ , кг/Н	Шум в 150 м сбоку от ВПП PN dB
64,0	286	0,03	8,8	1,27	17,8	1309	0,204	96

К настоящему времени двигатель M.45-SD-02 прошел большой объем демонстрационных испытаний.

Двигатель GE 19/F2C был разработан фирмой Джeneral Электрик в содружестве с фирмой Гамильтон Стандарт проводил длительные испытания в испытательных центрах фирмы Джeneral Электрик и NASA. Двигатель GE 19 разработан в двух модификациях: GE 19/F2C применительно к верхнему обдуву крыла и GE 19/F6E применительно к нижнему обдуву крыла. Так как при нижнем обдуве крыла генерируется повышенный шум от соударения реактивной струи с опущенными вниз закрылками, величина степени повышения давления вентилятора двигателя GE 19/F6E выбирается меньшей, чем у двигателя GE 19/F2C, установленного над крылом. В двигателе GE 19/F6E, применен ВПЛ. Данные двигателей отражены в табл. 7.5. В каждом из них применен комплекс мероприятий по снижению уровня создаваемого шума.

Увеличение числа $M_{гор}$ в горловине входного канала приводит к уменьшению шума двигателя в передней полусфере. На рис. 7.3 дана зависимость изменения уровня шума в передней зоне в 60 м сбоку от осевой линии двигателя с размером входа 0,5 м при различных числах $M_{гор}$. Увеличение числа $M_{гор}$ вызывает вначале некоторое возрастание шума, что связано с увеличением вихреобразования вблизи входной кромки. При $M_{гор} > 0,65$ начинается заметное снижение шума. При достижении в горловине $M_{гор} = 0,85...0,90$ шум уменьшается до 90 PN dB. Облицовка входного канала звукопоглощающими покрытиями дает дополнительное снижение шума на 5...10 PN dB. Увеличение числа

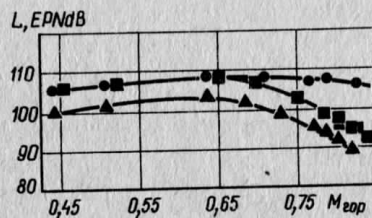


Рис. 7.3. Влияние числа M в горловине входного канала на шум в передней полусфере в направлении 60° к оси двигателя и на расстоянии 61 м от оси двигателя:
● — лемнискатный воздухозаборник;
■ — воздухозаборник с горловиной при входе;
▲ — воздухозаборник с горловиной при входе и с облицованным звукопоглощающими панелями каналом

Таблица 7.5

Основные данные двигателей GE 19

Двигатель	Система интеграции	R_o^* , кН	$G_{в\sum o}$, кг/с	$C_{R'o}$, кг/(Н·ч)	m_o	$\pi_{в.p}^*$	$\pi_{к\sum o}^*$	$D_{в.}$, мм	$G_{дв.}$, кг	$U_{в.}$, м/с	$M_{гор}$	$\frac{V_{cl}}{V_{cl}}$, м/с	$\frac{z_{рл}}{z_{с.а}}$
GE 19/F2C Верхний обдув крыла													
		93,4	405,5	0,0355	10,3	1,34	17,2	1803	1331	350	0,79	$V_{с\sum} = 239$	28/33
GE 19/F6E Нижний обдув крыла													
		81,4	405,5	0,0346	11,6	1,27	15,2	1860	1436	290	0,79	244,7/204,2	18/33

* В условиях $p_H = 760$ мм. рт. ст.; $T_H = 305,5$ К, двигатель неустановленный.

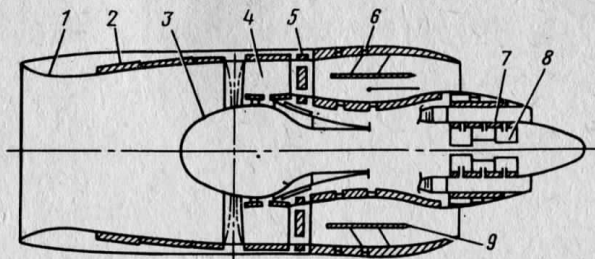


Рис. 7.4. Основные элементы проточной части двигателя GE 19/F6E, на которые нанесены звукопоглощающие покрытия

$M_{гор}$ в лемнискатном воздухозаборнике не дает такого снижения шума перед двигателем.

Чем больше размерность двигателя, тем больше должно быть применено мероприятий по снижению шума. На рис. 7.4 приведена схема двигателя GE 19/F6E с облицовочными звукопоглощающими покрытиями на элементах проточной части. На 75% длины входного канала 1 в трех последовательных кольцевых зонах размещены акустические звукопоглощающие панели 2, рассчитанные на поглощение трех групп спектров частот. Вращающийся обтекатель 3 не облицовывается по причине опасности дисбаланса. Осевое расстояние 4 между рабочим колесом и спрямляющим аппаратом $l_{ос}$ увеличено до $l_{ос}/b_{р.л} = 1,5$ ($b_{р.л}$ — максимальная ширина рабочей лопатки). На периферийной стенке этого участка размещены акустические панели. Спрямляющие лопатки 5 выполнены со звукопоглощающими накладками на вогнутой стороне. Интенсивная звукопоглощающая облицовка переменной толщины нанесена на стенки внутреннего и внешнего выходных каналов контуров двигателей. Покрытия 6 переменной толщины предназначены для погашения различных групп частот звуковых пульсаций за вентилятором. На конусе за турбиной размещены звукопоглощающие щели с камерами (ловушки Гельмгольца) 7 и 8 — для погашения высокочастотных колебаний, исходящих от турбины, и низкочастотных колебаний, исходящих от камеры сгорания. В канал внешнего контура введен звукопоглощающий рассекающий элемент 9 потока длиной 1,0 м. На этом канале число M потока снижено до 0,47 путем местного увеличения площади сечения для уменьшения шума от обтекания рассекающего элемента. Спрямляющий аппарат вентилятора разделен на две самостоятельные решетки: спрямляющий аппарат внешнего контура, находящийся перед акустическим рассекающим элементом потока и за разделителем потоков по контурам, и спрямляющий аппарат внутреннего контура, находящийся непосредственно за корневой частью рабочего колеса вентилятора до разделителя потока. Разделитель потока облицован звукопоглощающими кана-

лами со всех сторон. Облицовка звукопоглощающими покрытиями входного канала двигателя предназначена, в основном, для снижения шума в передней зоне при заходе на посадку и при включении реверсора тяги. Так как горловина воздухозаборника должна при взлете обеспечивать увеличение числа $M_{гор}$ до 0,78...0,8, а на режимах реверса тяги должна обеспечивать оптимальное положение рабочей точки на характеристике вентилятора, работающего в режиме реверса тяги, площадь сечения горловины воздухозаборника необходимо выбирать специально и, если это необходимо, делать регулируемое критическое сечение (с помощью створок или надувной манжеты). На режимах реверсирования тяги поток в канале воздухозаборника сильно закручен, что влияет на величину потребной эффективной проходной площади.

За обтекателем вентилятора в центральной части струи образуется вихревая зона, которая при коротком воздухозаборнике проникает в горловину канала, уменьшая эффективное проходное сечение.

Звукопоглощающие панели каналов выполняются хоникомбового (рис. 7.5, а) или кельварового типов (рис. 7.5, б). Толщина 1 хоникомбового покрытия 1,0...4,0 см, толщина кельварового покрытия может быть очень небольшой. Изменяя пористость лицевых панелей 2 покрытия и толщину хоникомбового или кельварового слоев, производится глушение наиболее нежелательных звуковых частот. Характеристики отдельных панелей даны в табл. 7.6.

Схема облицовочного звукопоглощающего покрытия стенок выходного канала 1 внутреннего контура дана на рис. 7.6. На внешней стенке 2 канала, где окружная скорость рабочих лопаток турбины наибольшая, установлены панели 3 небольшой толщины для поглощения высоких частот пульсаций потока за турбиной. Через эти панели в направлении по радиусу оси двигателя проходит множество трубок, связывающих проточную часть внутреннего контура с вторым слоем 4 шумоглушающего покрытия, расположенным за первым слоем. Второй слой покрытия предназначен для погашения низкочастотных акустических колебаний, генерируемых в камере сгорания при сгорании топлива.

В результате применения комплекса конструктивно-технологических мероприятий по шумоглушению шум элементов двигателя удастся снизить (у ТРДД с ВПЛ GE 19/F6E — в соответствии с данными рис. 7.7). Определяющим шумом у ТРДД с ВПЛ в системе нижнего обдува закрылков является шум вентилятора и шум от соударения струи с закрылками. Особенно трудно снизить на режиме реверсирования тяги шум вентилятора. Площадь шумового воздействия при взлете и посадке, находящаяся в зоне уровня шума 95 EPN dB, не превышает 1,0 км².

Газогенератором двигателей GE 19 служит газогенератор двигателя F101. Газогенератор двигателя F101 предназначен для

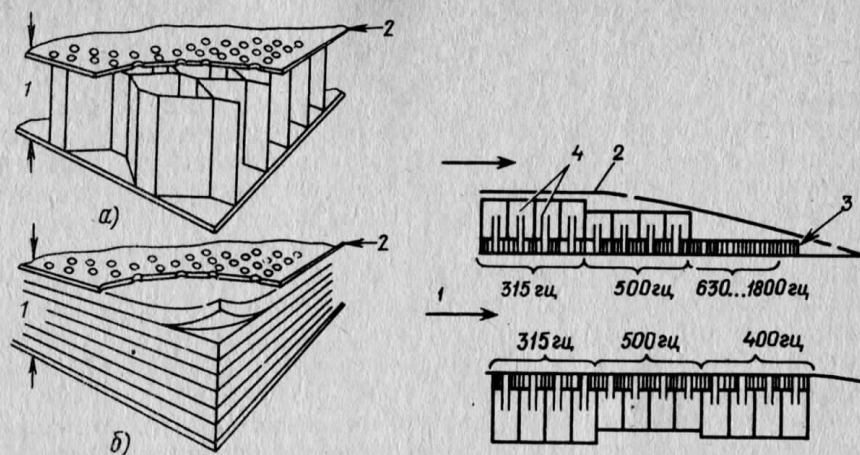


Рис. 7.5. Типичные акустические облицовочные покрытия

Рис. 7.6. Акустические панели, установленные в выходном канале внутреннего контура

сверхзвукового самолета. При использовании этого газогенератора в двигателях GE 19 имеется возможность облегчить газогенератор (в компрессоре можно использовать больше титана, в турбине можно облегчить корпуса). Основные характеристики конструкционных масс двигателей GE 19 сведены в табл. 7.7.

Оба двигателя GE 19 имеют редукторы, корпус вентилятора у обоих двигателей выполнен из композитных материалов. Масса редукторов (табл. 7.8) не превышает 6,5%, а привод

Таблица 7.6

Характеристики звукопоглощающих панелей	Входной канал		Выходной канал внешнего контура	Звукопоглощающий рассекающий внешний контура	Выходной канал внутреннего контура
Тип шумоглушающего покрытия	Хоником-бовое	Кельваровое	Хоником-бовое	Хоником-бовое	Двухслойная акустическая облицовка
Пористость поверхности, обращенной к потоку, %	10	14...22	10...22	11,5	—
Толщина покрытия, см	1,2...3,8	2,5	1,9...5,1	1,2	—

Характеристики конструкционных масс двигателей GE 19
($p_H = 760$ мм. рт. ст.; $T_H = 303$ K)

Двигатель	R_O , кН	$G_{дв}$, кг	$\gamma_{дв}$, кг/Н
	неустановленный двигатель	летный	неустановленный
GE 19/F2C	93,4	1331	0,0143
GE 19/F6E	81,4	1436	0,0176

Сравнение масс элементов двигателей GE 19 в летном варианте (в кг)

Двигатель	Газогенератор F101	Редуктор	Корпус вентилятора	Подшипники, привода, система смазки	Механизм поворота ВПЛ
GE 19/F2C	622	83	208	189	—
GE 19/F6E	622	86	215	201	62

механизма поворота рабочих лопаток ВПЛ укладывается в 4,3%. Обычные реверсивные устройства имеют массу до 15...20%. В двигателе GE 19/F2C их масса не превысила 9,3% массы двигателя. Сравнение масс элементов мотогондол двух двигателей GE 19 приведено в табл. 7.9.

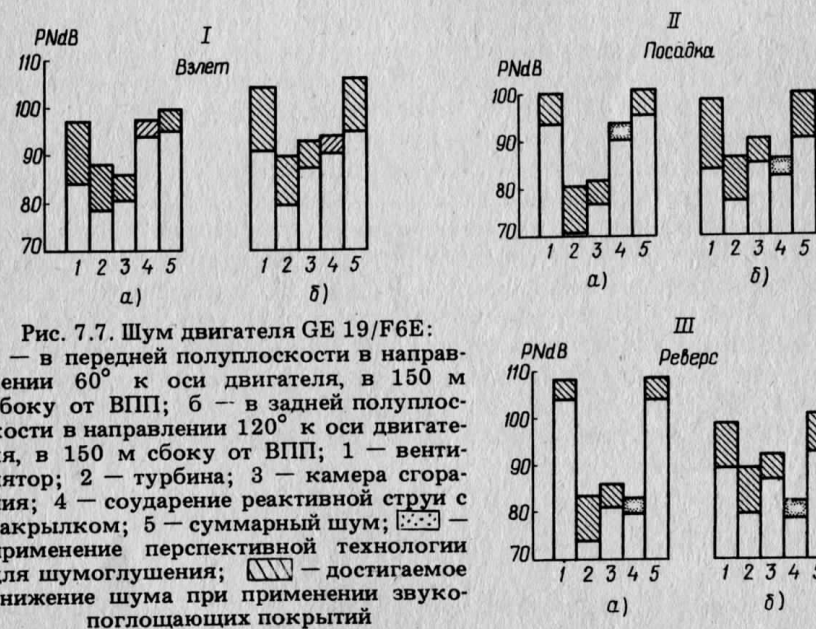


Таблица 7.9
Сравнение масс элементов мотогондол
двух двигателей GE 19 (в кг)

Двигатель	Входной канал	Кожух канала вентилятора и компрессора (из композитных материалов)	Сопло внутреннего контура	Задняя часть мотогондолы	D-образное сопло с реверсом (створчатое сопло из композитных материалов)	$G_{\Sigma \text{мот}}$
GE 19/F2C	150	117	38	113	121	649
GE 19/F6E	150	91	64	—	30	466

Выходной канал двигателя GE 19/F2C имеет большую длину и, следовательно, большую массу, что сказывается на суммарной массе двигателя с мотогондолой. Поэтому хотя удельная масса собственно двигателя GE 19/F6E на 26% больше удельной массы двигателя GE 19/F2C, но с учетом масс мотогондолы и реверсора тяги разница сокращается до 9%.

Так как двигатель GE 19/F2C всегда работает с односторонне направленным движением потока воздуха, разделитель потока размещен в непосредственной близости за рабочим колесом вентилятора, а спрямляющий аппарат корневой части вентилятора, которая работает на внутренний контур, установлен в начальном участке входного канала компрессора. Спрямляющий аппарат внешней части вентилятора размещен на увеличенном расстоянии от рабочего колеса, перед акустическим рассекателем. В двигателе GE 19/F6E поток воздуха в проточной части вентилятора изменяет направление при реверсе тяги и для обеспечения свободного втекания потока в канал компрессора на режимах реверса тяги за корневым спрямляющим аппаратом предусмотрена широкая щель, соединяющая внутренний и внешний контуры. Роль первого и основного разделителя потока играет здесь передняя кромка обечайки корневого спрямляющего аппарата. Роль второго и дополнительного разделителя, расположенного за щелью, играет скругленная задняя кромка щели. Она же служит направляющей поверхностью для уменьшения потерь при повороте потока на 180° на режимах реверса тяги и для недопущения сужения потока на входе в канал компрессора на этих режимах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Брусиловский И. В. Расчет регулировочных характеристик осевого вентилятора при повороте лопаток его рабочего колеса. — В кн.: Промышленная аэродинамика. М.: Оборонгиз, 1960, вып. 17, с. 5—19.
2. Дружинин Л. Н., Морозова Н. В. Аппроксимация характеристик компрессора аналитическими функциями двух переменных. — Труды ЦИАМ, 1975, № 645, с. 5.
3. Ильичев Я. Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей. — Труды ЦИАМ, 1975, № 677, 126 с.
4. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1977, ч. 1, 312 с; 1978, 4.2, 336 с.
5. Расчеты и измерения характеристик шума, создаваемого в дальнем звуковом поле реактивными самолетами/ Н. Я. Блинчевский, Е. В. Власов, Л. В. Горшкова и др.; Под ред. Л. И. Соркина. М.: Машиностроение, 1978. 100 с.
6. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. Управление ВРД/ Ю. С. Белкин, Л. Н. Гецов, Ю. В. Ковачич и др. Под ред.: А. А. Шевякова. М.: Машиностроение, 1976. 344 с.
7. Теория воздушно-реактивных двигателей/ В. М. Акимов, В. И. Бакулев, Г. М. Горбунов и др.; Под ред. С. М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
8. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей/ В. П. Деменченков, Л. Н. Дружинин, А. Л. Пархомов и др.; Под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.
9. Черкасов Б. А. Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1974. 376 с.
10. Янкин В. И. Системы программ для расчета характеристик ВРД на ЭЦВМ. М.: Машиностроение, 1976, 168 с.
11. Cognet-Valignat I. I. Les fans de Turbomeca — Aviation Magazine, 1973, III, N 605, p. 30—33.
12. Dabbadie H. C. Une nouvelle formile de double flux, l'Astafan — Entropie, 1973, V—VI, p. 60—63.
13. Davis D. G. M. Variable pitch fans — Interavia AAE, 1972, vol. 27, N 3, p. 241—243.
14. Denning R. M. Variable pitch Ducted Fans for STOL Transport Aircraft — AMSE Publication, 1/I, 1973.
15. Hamilton Standard and ist Q-fan concept. — Interavia AAE, 1973, VI, vol. 28, N 6, p. 641—643.
16. Kramer I., Montegani F. The NASA Quite Engine Program. — ASME Publication, 1972, GT—96 III, p. 26—30.
17. Lachmann G. V. Boundary Layer and blow control, Vol. I, Pergamon press Oxford—London, New York, Paris, 1961, 600 p.
18. Levintan R. M. The Q-fan demonstrator engine. — AIAA Paper, 1973, 1215, XI, p. 5—7.
19. Lyan T., Hillery R. Geared fan engine systems their advantages and potential reliability Allison, General Motors". — AIAA Paper, p. 1972—1173.
20. Middleton P. Stol fans from Dowty. — Flight, 1971, N 3228, p. 89—91.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Основные обозначения	4
Введение	7
Глава 1. Классификация и основные свойства двигателей и силовых установок малошумных самолетов	12
1.1. Классификация	12
1.2. Шум авиационных двигателей обычных самолетов и малошумных СКВП	25
1.3. Токсичность авиационных двигателей	29
1.4. Основные пути создания двухконтурного ТРДД для экономичного малошумного, малотоксичного СКВП	34
Глава 2. Математическая модель характеристик ТРДД с ВПЛ	38
2.1. Принципы создания математических моделей	38
2.2. Математическая модель характеристик ВПЛ	38
2.3. Математические модели характеристик элементов ГТД	52
2.4. Математическая модель характеристик ТРДД с ВПЛ	60
Глава 3. Характеристики и законы управления одновального ТРДД с ВПЛ на установившихся режимах	81
3.1. Формирование двигателя на расчетном режиме	82
3.2. Земные дроссельные характеристики ТРДД с ВПЛ	85
3.3. Высотно-скоростные характеристики	92
3.4. Основные законы управления	101
Глава 4. Согласование режимов ТРДД с ВПЛ во взлетных и крейсерских условиях полета	105
4.1. Принципы согласования крейсерских режимов со взлетным	105
4.2. Особенности характеристик многогенераторного ТРДД с ВПЛ	110
4.3. Особенности работы ТРДД с ВПЛ на режимах реверсирования тяги	120
Глава 5. Характеристики одновального ТРДД с ВПЛ в процессе приемистости	122
5.1. Схема управления "шаг"	123
5.2. Схема управления "газ"	130
5.3. Схема управления "шаг-газ"	136
5.4. Схемы управления с введением сигнала по нагрузке в контур регулирования частоты вращения	139
Глава 6. Закономерности изменения конструкционной массы ТРДД большой степени двухконтурности	145
Глава 7. Конструктивные особенности и параметры ТРДД большой степени двухконтурности ($m=8...15$)	150
Список литературы	163

Владимир Александрович ШУЛЬГИН,
Семен Яковлевич ГАЙСИНСКИЙ

ДВУХКОНТУРНЫЕ ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ МАЛОШУМНЫХ САМОЛЕТОВ

Редактор В. А. Моисеев
Художественный редактор В. В. Лебедев
Технический редактор Н. В. Петрова
Корректор Н. В. Давыдова
Оператор И. В. Наумова

ИБ 3868

Текст набран на наборно-печатающем автомате
Сдано в набор 28.02.83. Подписано в печать 25.04.84 Т-07776.
Формат 60x90 1/16. Бумага офсетная № 2 Гарнитура Сенчури Ротапринт
Усл. печ. л. 10,5. Усл. кр.-отт. 10,75. Уч.-изд. л. 1089.
Тираж 1244. Заказ 1500 Цена 55 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство "Машиностроение",
107076, Москва, Б-76, Стромьинский пер., 4

Московская типография № 9 Союзполиграфпрома при Государственном
комитете СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли
Москва, Волочаевская ул., 40

УВАЖАЕМЫЕ ЧИТАТЕЛИ!

В 1985 году издательство "Машиностроение" выпускает ряд книг, распространяемых только по подписке.

Подписка принимается магазинами подписных изданий, отделами подписных изданий универсальных книжных магазинов, а также специализированными магазинами (опорными пунктами издательства).

Книги, распространяемые по подписке, в обычную продажу не поступают.

Подписка на специальные научно-технические книги удобный способ обслуживания покупателей, он гарантирует приобретение книги и экономит время.

При оформлении подписной квитанции индивидуальные покупатели полностью оплачивают книгу. Организации и предприятия оформляют свои заказы на книги, распространяемые по подписке, гарантийными письмами.

Подписка на книги выпуска 1985 года будет производиться только до 31 декабря 1984 года.

Ниже приводится список книг, распространяемых по подписке.

Абрамов Р. А. *Ошибки динамически настраиваемых гироскопов.* 13 л.

Изложены причины возникновения разнообразных ошибок динамически настраиваемых гироскопов вследствие появления комбинированных резонансов, нелинейной деформации упругих элементов подвеса, динамической несимметрии гироскопа, упругой податливости подвеса гироскопа под действием больших перегрузок, взаимодействия двух гироскопов, установленных на одной платформе, погрешностей изготовления и др. Показана возможность автоматизации регулировок на основе полной обработки информации и применения регулируемых обратных связей. Даны рекомендации о технологии производства динамически настраиваемых гироскопов.

Бондарос Ю. Г. *Двухканальные системы.* 9 л.

Изложены методы исследования динамических систем, содержащих два идентичных канала с антисимметричными перекрестными связями между ними: системы слежения, стабилизации, наведения, параллельно работающие технологические линии, комплексы однотипных агрегатов. Особое внимание уделено двухканальным системам, имеющим один канал переменного тока. Даны примеры решения прикладных задач.

Захаров В. А. *Технология сборки и контроля подшипниковых опор ГТД.* 10 л.

Рассмотрены конструкция и требования, предъявляемые к сборке опор с подшипниками качения. Проанализированы причины возникновения погрешностей, приведена методика расчета несоосности опор, описана технология сборки с учетом обеспе-

чения требуемых геометрических параметров и действующих нагрузок. Даны методы диагностического контроля качества сборки.

Краев М. В., Лукин В. А., Овсянников Б. В. *Малорасходные насосы авиационных и космических систем.* 10 л.

Изложены теория, результаты экспериментальных исследований, методы расчета и проектирования насосов авиационных гидравлических систем и систем подачи в космических энергоустановках. Рассмотрены различные типы насосов: центробежные, центробежно-парциальные, дисковые, вихревые, импеллерные, указаны области их применения.

Михайлов В. В., Базаров В. Г. *Дросселируемые ЖРД.* 15 л.

Рассмотрены способы дросселирования жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) путем изменения площади проходных сечений форсунок, критического сечения сопла камеры сгорания, изменения плотности и теплопроизводительности компонентов топлива. Приведены методики расчетов и результаты разработки форсунок и органов регулирования, обеспечивающих изменение тяги ЖРД в широком диапазоне. Изложен способ дросселирования ЖРД, работающего на унитарном топливе.

Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов. Авт.: *Локай В. И., Бодунов М. Н., Жуйков В. В. и др.* 18 л.

Рассмотрены способы охлаждения и расчета теплонапряженных деталей ГТД. Изложены вопросы теплообмена между газом и поверхностью лопаток турбин и другими элементами проточной части, теплообмена в осевых компрессорах, камерах сгорания и реактивных соплах. Приведены методы расчета температурного состояния деталей ГТД, теплообмена в каналах лопаток и его интенсификация. Даны алгоритмы и программы расчета температурного состояния деталей двигателя.

Летные испытания систем жизнеобеспечения и защиты бортового оборудования от внешних воздействий. Авт.: *Нагаев Ю. А., Искандеров Р. Д., Тенишев Р. Х. и др.* Под ред. *Ю. А. Нагаева.* 10 л.

Содержит описание методов летных испытаний: систем жизнеобеспечения и защиты бортового оборудования от внешних воздействующих факторов, систем кондиционирования воздуха, кислородного оборудования высотного снаряжения, противообледенительных систем. Рассмотрены методы и порядок оценки соответствия результатов испытаний установленным требованиям и нормам. Описаны методы измерения, регистрации и обработки результатов испытаний.

Методы астрофизических исследований в полете. Авт.: *Миронов А. Д., Грачев В. С., Завершинев Ю. А. и др.* 10 л.

Содержит описание методов астрофизических исследований явлений не полностью моделируемых в аэродинамических тру-

бах: исследование обтекания поверхности самолета, его спутного вихревого следа, распространения ударных волн от летящего самолета, измерение шума турбулентного пограничного слоя и шума от пролетающего самолета.

Клячко М. Д., Арнаутон Е. В. *Летные прочностные испытания самолетов. Статические нагрузки.* 10 л.

Содержит методы изучения статических и повторно-статических нагрузок на конструкцию самолета в полете и сведения об информационно-измерительных системах для этих испытаний. Рассмотрены модели нагружения конструкции и способы их идентификации на основе летных испытаний, методы изучения повторяемости нагрузок функционирования и случайных нагрузок, возникающих при полете в турбулентной атмосфере, при взлетах, посадках и рулежках. Отражены особенности изучения нагружения в условиях аэродинамического нагрева.

Летные испытания пилотажно-навигационных комплексов самолетов и вертолетов. Ав.: Харин Е. Г., Виноградов О. В., Аваев А. Л. Под об. редакцией Е. Г. Харина. 10 л.

Содержит описание методологии оценки точностных характеристик пилотажно-навигационных комплексов (ПНК), методов идентификации моделей погрешностей систем пилотажно-навигационного оборудования, оценки эксплуатационных и эргономических характеристик ПНК. Дана методика оценки отказо-безопасности аппаратуры ПНК и безопасности самолетовождения.

Баженов В. И., Осин М. Н., Захаров Ю. В. *Моделирование основных характеристик и процессов функционирования космических аппаратов.* 10 л.

Рассмотрены основные процессы моделирования с помощью вычислительных средств. Особое внимание уделено проектным исследованиям обводов летательных аппаратов и имитационному моделированию их систем. Изложены вопросы организации эксперимента при испытаниях летательных аппаратов, начиная с теории подобия, методов планирования экспериментальной отработки и кончая анализом структуры и характеристик экспериментальных установок и летных испытаний, как завершающего этапа экспериментальной отработки.