

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИТЕТ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ПО ВЫСШЕМУ ОБРАЗОВАНИЮ

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

*К. А. Жуков, В. А. Кочуров*

ДВИГАТЕЛИ АВИАЦИОННЫХ  
СИЛОВЫХ УСТАНОВОК  
ВХОДНЫЕ И ВЫХОДНЫЕ  
УСТРОЙСТВА

Учебное пособие

САМАРА 1993

УДК 629.7.03

**Двигатели авиационных силовых установок. Входные и выходные устройства:** Учеб. пособие/К. А. Жуков, В. А. Кочуров; Самар. государственный аэрокосмич. ун-т. Самара, 1993. 72 с. ISBN 5-230-16-946-X.

Приводятся сведения об авиационных газотурбинных двигателях, применяемых в силовых установках воздушных судов транспортной авиации; классификация современных авиационных двигателей; области их применения; направления повышения эффективности двигателей; этапы развития самолетов с ВРД в гражданской и транспортной авиации. Рассматриваются входные и выходные устройства ВРД: функции, теория рабочего процесса и параметры дозвуковых и сверхзвуковых устройств; их аэродинамическое сопротивление, а также сопротивление силовой установки в целом; изменения процессов сжатия и расширения в устройствах при изменении условий полета и режимов работы двигателя; особенности процессов регулирования устройств при эксплуатации.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся специальностям 1310, 1302, 1301. Выполнено на кафедре ЭЛВД. Изд. 49. Библиогр.: 10 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва

Рецензенты: А. Н. Белоусов, В. А. Зрелов, В. А. Хитов

ISBN 5-230-16-946-X

© Самарский государственный аэрокосмический университет, 1993

---

---

## ВВЕДЕНИЕ

Силовой установкой (СУ) летательного аппарата (ЛА) — самолета и вертолета — называется комплекс систем и устройств, важнейшим в составе которого является двигатель, обеспечивающий получение тяги, необходимой для полета ЛА в заданных условиях эксплуатации.

Силовая установка должна обеспечивать в заданных пределах стабильность тяги для установившихся режимов полета, так же как и необходимые темпы нарастания или уменьшения тяги на переменных режимах полета во всем диапазоне изменения летних и зимних температур окружающего воздуха, при заданных высотах и скоростях полета. Невыполнение этого требования является нарушением работоспособности и классифицируется как отказ силовой установки.

В состав авиационной силовой установки (АСУ) входят:

1. Системы и устройства, обеспечивающие образование тяги: двигатели в составе ЛА, узлы их крепления, gondолы двигателей; системы всасывания воздуха и выхлопа газов; воздушные винты; система запуска двигателя;
2. Жидкостные системы: топливная система; масляная система; насосы, используемые в АСУ.
3. Защитные системы: противопожарная система; противообледенительная система; система охлаждения.
4. Системы управления, контроля и диагностики двигателей.
5. Системы приводов вспомогательных агрегатов (турбонасос-

ные и турбохолодильные агрегаты, приводы насосных агрегатов, генераторов электрического тока).

Требования к АСУ, независимо от их типа и местоположения на ЛА, подразделяются:

на функциональные, определяющие влияние АСУ на летно-технические характеристики ЛА (уровни лобового сопротивления и удельной массы СУ, характер зависимости тяги от высоты и скорости полета при значительном изменении условий эксплуатации; величины запасов по газодинамической устойчивости двигателя и входного устройства СУ, устойчивости горения топлива в двигателе);

прочностные: величины ресурса и уровень показателей надежности двигателя, других систем и агрегатов СУ, уровни коэффициентов запасов прочности деталей и характеристики используемых материалов;

эксплуатационные и экономические: уровни контроля пригодности АСУ, технологичности их обслуживания; уровень удельного расхода топлива двигателя; стоимость единицы ресурса систем; стоимость прямых эксплуатационных расходов;

экологические: уровни шума и токсичности выхлопных газов АСУ, загрязнение аэродромов сливаемыми топливом и маслом.

Основными требованиями, предъявляемыми к силовым установкам, являются: наименьший удельный расход топлива (особенно для самолетов большой дальности полета), наименьший удельный вес и габариты, возможно большая эксплуатационная надежность, малая стоимость единицы ресурса, низкие прямые эксплуатационные расходы, низкие шум и токсичность.

Как научная и инженерная дисциплина авиационные силовые установки начали развиваться в нашей стране в 30-х годах. В эти годы организуются специальные конструкторские бюро и серийные предприятия, в которых создаются воздушные винты, радиаторы, агрегаты топливных и масляных систем. В центральных авиационных институтах (ЦАГИ и ЦИАМ) организуются конструкторские и исследовательские отделы по всем системам АСУ. Все это позволяет резко ускорить процесс совершенствования элементов силовых установок.

Изучение дисциплины АСУ базируется на знании таких предметов, как теория, проектирование и конструкция авиадвигателей, аэродинамика ЛА, гидравлика и гидромашин, горючесмазочные материалы, вопросы экологии и акустики.

Создание отечественных авиационных силовых установок происходило с участием выдающихся отечественных ученых и талантливых конструкторов:

и двигателестроении — Б. С. Стечкин, К. В. Холщевников,

Г. С. Жирицкий, А. М. Люльки, А. А. Микулина, С. К. Туманский, Н. Д. Кузнецов, А. Г. Ивченко, В. А. Лотарев, П. А. Соловьев;

в области газовой динамики — М. В. Келдыш, Я. И. Левinson, С. А. Христианович, А. Н. Туполев, Н. Н. Поликарпов, С. В. Ильющин, О. К. Антонов, А. А. Туполев, Г. В. Новожилов,

в области воздушных винтов — Н. Е. Жуковский, В. П. Ветчишкин, Б. Н. Юрьев, В. Л. Александров;

в агрегатостроении — Т. М. Башта, С. С. Руднев, Б. Б. Некрасов, Н. И. Зверев и другие ученые и конструкторы.

Большое влияние на развитие отечественных АСУ оказали разработки ведущих зарубежных авиационных фирм, таких как Дженерал-Электрик, Пратт-Уитни, Боинг, Дуглас, Гамильтон (США), Ролл-Ройс, Паккард (Англия), Шнекма (Франция).

---

---

# 1. ДВИГАТЕЛИ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

## 1.1. КЛАССИФИКАЦИЯ И ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

На летательных аппаратах гражданской авиации в настоящее время применяют поршневые, турбовальные, турбовинтовые, двухконтурные турбореактивные с форсажными камерами и без них двигатели. В военной авиации кроме этих двигателей находят применение одноконтурные ТРД с форсажными камерами, прямоточные воздушно-реактивные двигатели. Интенсивно разрабатываются двигатели новых схем: винтовентиляторные, прямоточные ВРД для гиперзвуковых скоростей полета, турбопрямоточные и ракетно-прямоточные (комбинированные), а также двигатели изменяемого рабочего процесса (рис. 1.1).

На рис. 1.2 показаны области применения различных типов ВРД по высоте и скорости полета.

1. На легких самолетах и вертолетах, эксплуатируемых на малых высотах и скоростях полета, используются в настоящее время маломощные поршневые двигатели, которые все еще превосходят маломощные газотурбинные двигатели по удельному расходу топлива. Однако в последние годы поршневые двигатели все в большем количестве заменяются на турбинных, спортивных и сельскохозяйственных самолетах, а также на вертолетах газотурбинными двигателями, имеющими в сравнении с ПД лучшие технико-экономические характеристики.

2. Для скорости и высот полета  $V = 700 \dots 800$  км/ч,  $H \leq 12$  тыс. м широкое применение нашли турбовинтовые двигатели, обладающие в сравнении с ПД более низкой удельной массой, малыми диаметральными габаритами, а также возможностью получения — благодаря использованию газовой турбины в качестве двигателя — большей мощности в одном агрегате (более 12 МВт).

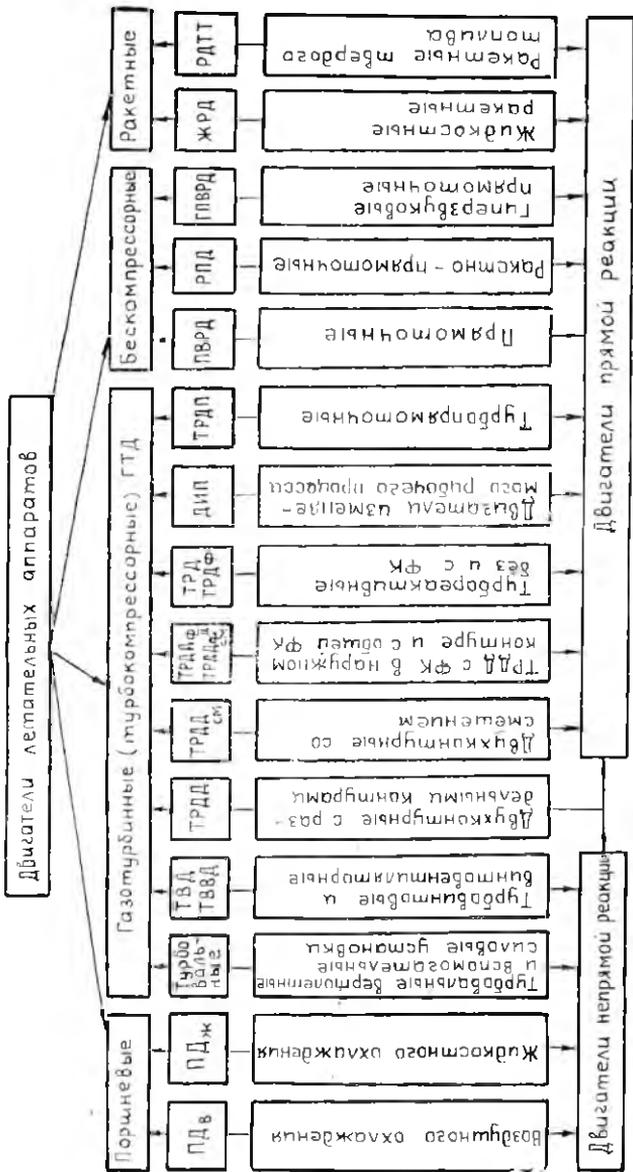


Рис. 1.1. Классификация двигателей ЛА

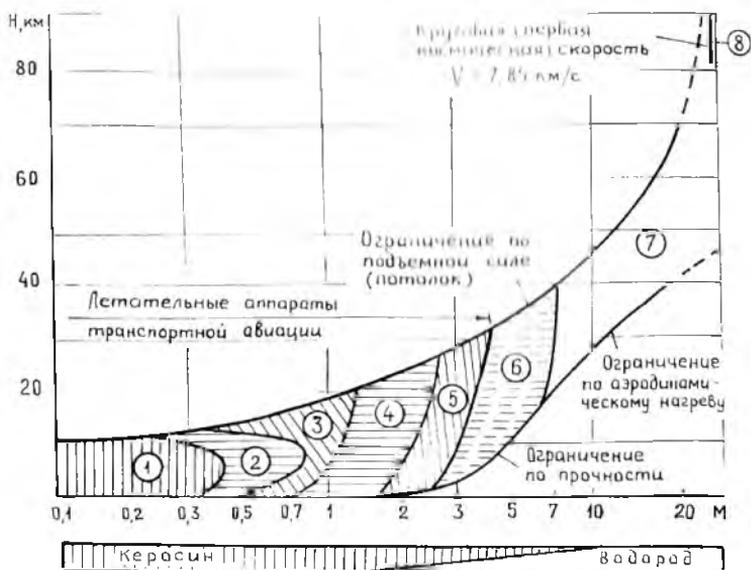


Рис. 1.2. Области применения различных типов ВРД по высоте и скорости полета: 1—турбовальные (ТВД) и винтовые (ПД); 2—турбовинтовые (ТВД) и турбовитовентиляторные (ТВВД); 3—двухконтурные (ТРДД) и одноконтурные (ТРД); 4, 5—двухконтурные (ТРДДФ) и одноконтурные двигатели с форсажными камерами (ТРДФ); 6—турбопрямоточные (ТРДП) и прямоточные (ПВРД); 7—прямоточные сверхзвуковые (СПВРД) и гиперзвуковые (ГПВРД); 8—жидкостные ракетные двигатели (ЖРД)

В указанной области применения ТВД имеют преимущества и перед турбореактивными двигателями: большая тяга на взлете, возможность торможения самолета винтами после посадки и значительно меньший расход топлива. Последнее объясняется существенно более высоким полетным КПД силовой установки с ТВД в сравнении с силовыми установками, имеющими ТРД и даже ТРДД.

Недостатками турбовинтовых двигателей являются сложность конструкции (наличие редуктора), а также повышенные вибрации и шум, вызываемые воздушными винтами. Все это снижает надежность АСУ, увеличивает стоимость ее эксплуатации. Кроме того, турбовинтовые двигатели труднее компонуются с крылом и фюзеляжем самолета, а на скоростях полета более 900 км/ч ТВД с дозвуковыми воздушными винтами, вследствие

падения их КПД, становятся неэффективными. Поэтому в 70-х годах на средних и тяжелых транспортных самолетах ТВД были заменены двухконтурными турбореактивными двигателями.

Однако существенно меньший удельный расход топлива ТВД, чем у ТРДД (примерно в 1,5 раза, благодаря лучшему полетному КПД), заставляет в условиях поиска путей повышения экономической эффективности ЛА вновь рассматривать возможность использования на дозвуковых скоростях полета конструктивно улучшенных турбовинтовых двигателей. Они имеют многолопастные сверхзвуковые винты типа вентиляторов и называются турбовинтовентиляторными—ТВВД. На рис. 13 показаны полетные КПД двигателей трех типов ТВД, ТРДД и ТВВД.

На дозвуковых скоростях полета на самолетах гражданской и военной авиации применяются ТРДД с большей степенью двухконтурности  $m = 3 \dots 8$ , на сверхзвуковых с  $m = 0,5 \dots 1,3$ . В последнем случае для полетов с  $M = 2 \dots 3$  применяются ТРДД с форсажными камерами (на самолетах военной авиации также и ТРД с форсажными камерами).

ТРДД на дозвуковых скоростях имеют меньший на 20...40% удельный расход топлива и меньший на 10...15 дБ уровень шума в сравнении с ТРД. Этим объясняется широкое применение ТРДД с большой степенью двухконтурности на дозвуковых пассажирских и транспортных самолетах.

Сверхзвуковые самолеты делятся на два типа: самолеты, совершающие значительную часть крейсерского полета на большой дозвуковой скорости (военная авиация); самолеты, крейсерский полет которых выполняется на сверхзвуковой скорости (сверхзвуковые пассажирские самолеты — СПС).

Для обоих типов самолетов в настоящее время применяются ТРДДФ. На больших дозвуковых скоростях двигатель работает без форсажа. Достижение сверхзвуковой скорости до  $M = 2,5$  и

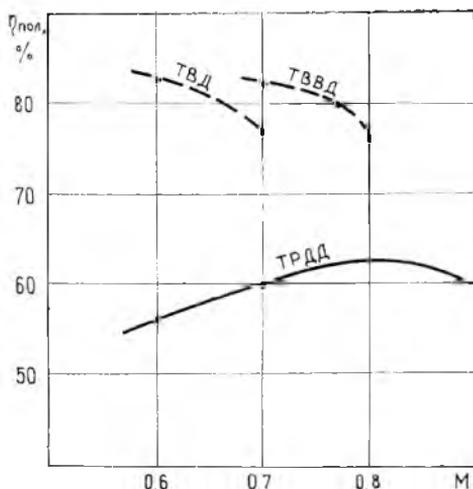


Рис. 13. Зависимость полетных КПД для различных газотурбинных двигателей

более происходит при включенной форсажной камере. При этом тяга возрастает примерно в 1,5 раза, но возрастает и расход топлива в 2,0... 2,5 раза. Поэтому большую дальность полета на сверхзвуковой скорости получить трудно.

ТРДД для сверхзвуковых самолетов имеют относительно малую степень двухконтурности. Увеличить ее (что желательно на дозвуковых режимах полета) нельзя вследствие значительного роста лобового сопротивления силовой установки на трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета. На сверхзвуковом пассажирском самолете «Конкорд» уже более 10 лет используется ТРД Олимп-593 (фирма Ролл-Ройс, Англия), на котором установлена форсажная камера для преодоления звукового барьера, на крейсерском режиме ФК не используется; в настоящее время разрабатываются проекты СПС для деловых целей.

Для скоростей полета с  $M = 3,0$  лучшим является ТРДДФ с невысокой степенью повышения давления в компрессоре  $\pi_k^* = 3 \dots 4$ .

При полетах с  $M \geq 3,5$  компрессор в двигателе становится ненужным и ГТД заменяется ПВРД, который в этом случае становится более экономичным (при  $M < 6$  — ПВРД с дозвуковым горением, при  $M \geq 6$  — ГПВРД со сверхзвуковым горением).

Чем больше скорость полета, тем выше полный КПД воздушно-реактивного двигателя. Так, КПД при  $M = 0,85$  составляет примерно 24%, при  $M = 2$  — 38%, при  $M = 3$  — 46%, рост КПД продолжается и на гиперзвуковых скоростях полета.

## **1.2. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ВРД ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Развитие авиационных ВРД гражданской авиации идет в следующих направлениях:

1. Повышение экономичности и надежности современных ГТД (прежде всего широко используемых ТРДД дозвуковой транспортной авиации).

2. Создание ТРДД новых конструктивных схем (ТРДД IV поколения); создание турбовинтовентиляторных двигателей (ТВВД); решение экологических вопросов, связанных с эксплуатацией ТВВД и ТВВД.

3. Создание ВРД новых конструктивных схем для сверх- и гиперзвуковых самолетов; использование криогенного водородного и углеводородного топлива.

### **1.2.1. Совершенствование современных ТРДД**

Необходимость улучшения экономичности двигателей обусловлена дороговизной топлива, а также значительным и постоян-

ным увеличением количества перевозимых самолетами пассажиров и грузов. Задача повышения надежности двигателей также актуальна, так как это позволяет одновременно повышать безопасность полета ЛА и снижать прямые эксплуатационные расходы, связанные с применением двигателей.

Изменение удельного расхода топлива ТРД и ТРДД на крейсерском режиме полета за период применения этих двигателей показано на рис. 1.4. За 25 лет использования двигателей удалось улучшить экономичность в 1,4 раза. С целью дальнейшего снижения расходов топлива требуется соответствующее увеличение полного КПД двигателей. С этой целью создаются двигатели с повышенными параметрами термодинамического цикла ( $\pi_{к}^* = 35 \dots 40$  и более,  $T_r = 1700 \dots 1800$  К), увеличивается степень двухконтурности до  $m = 8 \dots 12$ , повышается КПД всех узлов проточной части ГТД.

Для обеспечения работоспособности двигателей при высоких термодинамических параметрах предусматривается использование в турбине жаропрочных материалов, полученных новыми технологическими методами — спеканием порошков или точным литьем с регулированием величины и направления кристаллов, а также применением новых конструкций охлаждаемых лопаток.

В конструкциях новых ТРДД предусматривается снижение на 20 % и более массы двигателей. Это возможно при создании более эффективных компрессоров и турбин (с большими КПД, повышенными окружными скоростями роторов, применением биrotативных турбин). Широкое использование в ТРДД обладающих высокой удельной прочностью композиционных материалов также способствует значительному уменьшению массы двигателей.

Ниже приведены основные особенности конструкции элементов современного усовершенствованного трехвального ТРДД английской фирмы Ролле-Ройс.

1. Вентилятор: уменьшение безбажданных полых ширококордных лопаток (в уменьшенном количестве); повышение запасов газодинамической устойчивости; увеличение диаметра для повышения степени двухконтурности ( $m = 8 \dots 12$ ); увеличение устойчивости (жесткости) лопаток при попадании инородных тел. Суммарное снижение удельного расхода топлива  $\Delta C_R = 3 \dots 25$  %.

2. Компрессоры среднего и высокого давления: профили рабочих лопаток с высоким аэродинамическим качеством (расчет трехмерного течения потока на ЭВМ); введение системы управления радиальными зазорами (рис. 1.5) на взлете и в наборе — увеличены, на крейсерском длительном режиме — значительно уменьшены); короткие роторы компрессоров (уменьшение прогиба роторов и овализации статоров при гравитационных и инер-

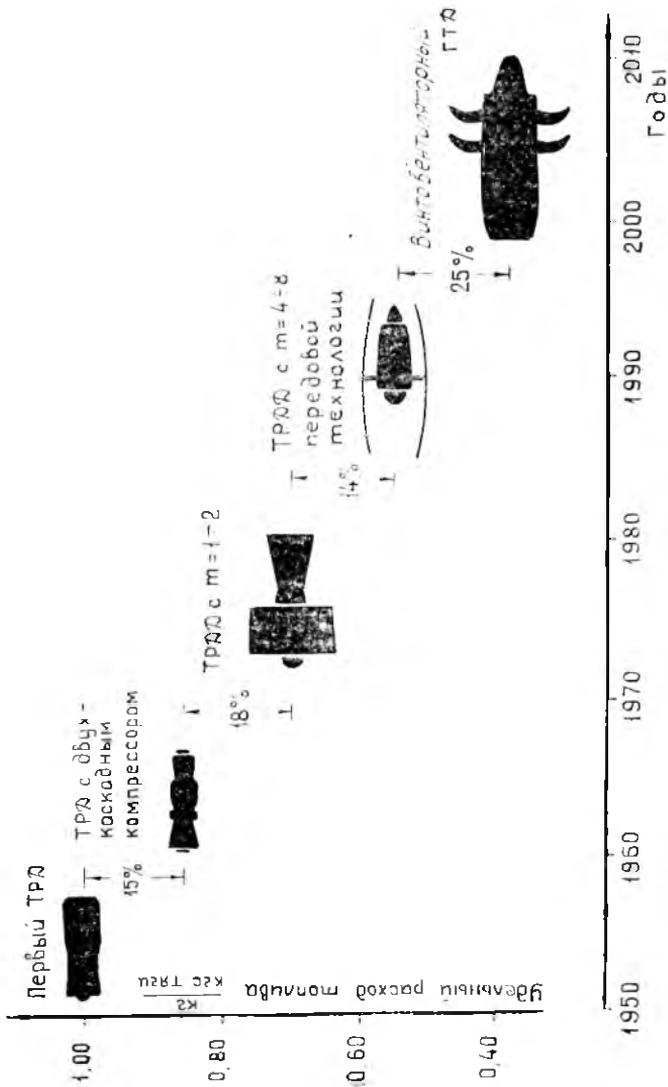


Рис. 1.4. Изменение удельного расхода топлива ГТД различных типов (данные фирмы SNECMA Франции)

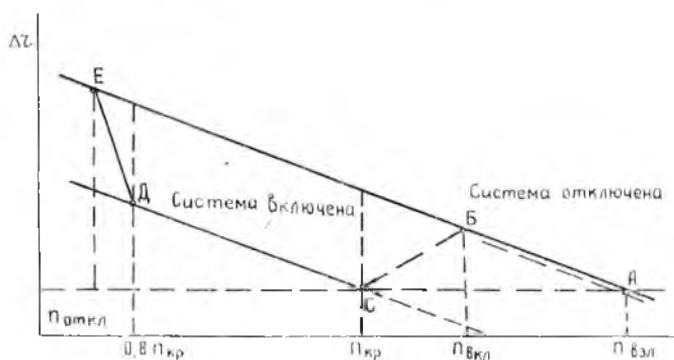
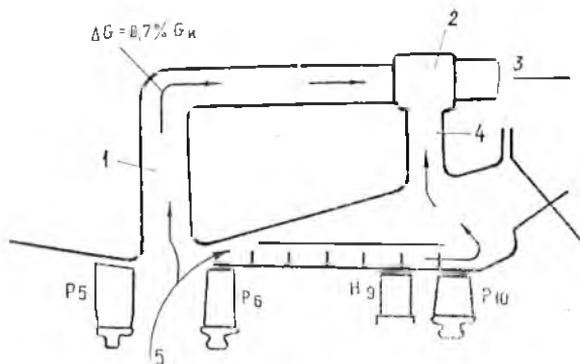


Рис. 1.5. Система регулирования зазора в компрессоре высокого давления (в ступенях P6...P10): 1—линия подачи воздуха; 2—регулирующий клапан; 3—воздух в турбину НД; 4—воздух, охладивший корпус; 5—отбор воздуха за ступенью P5

ционных нагрузках, что небезопасно при уменьшенных радиальных зазорах), подбор материалов для деталей ротора и статора с наименьшей разницей в коэффициентах линейного расширения; наилучшее обеспечение соосности ротора и статора при сборке двигателя. Суммарное снижение удельного расхода топлива  $\Delta C_R = 1\%$ .

3. Турбины среднего и низкого давления: улучшенная аэродинамика лопаток (расчет трехмерного течения); активное управление радиальными зазорами; усовершенствованное охлаждение лопаток; увеличение числа ступеней турбины ИД с  $Z = 3$  до  $Z = 4$ ; уменьшение осевых скоростей и улучшение аэродинамики проточной части турбин СД и НД. Суммарное снижение удельного расхода топлива  $\Delta C_R = 2\%$ .

4. Турбина высокого давления: снятие полок с рабочих лопаток и уменьшение числа лопаток и напряжений в них и в диске, уменьшение количества воздуха, необходимого для охлаждения лопаток, а также толщины их кромок — кромочных потерь в решетке колеса; введение защитного покрытия лопаток соплового аппарата и рабочего колеса (покрытие окисью циркония), допускающего увеличение температуры газов перед турбиной на 50 К, что снижает удельный расход топлива на 1 %.

5. Реактивное сопло со смешением потоков I и II контуров (рис. 1.6.), что улучшает экономичность двигателя на крейсерском режиме на  $\Delta C_R = 2 \%$ .

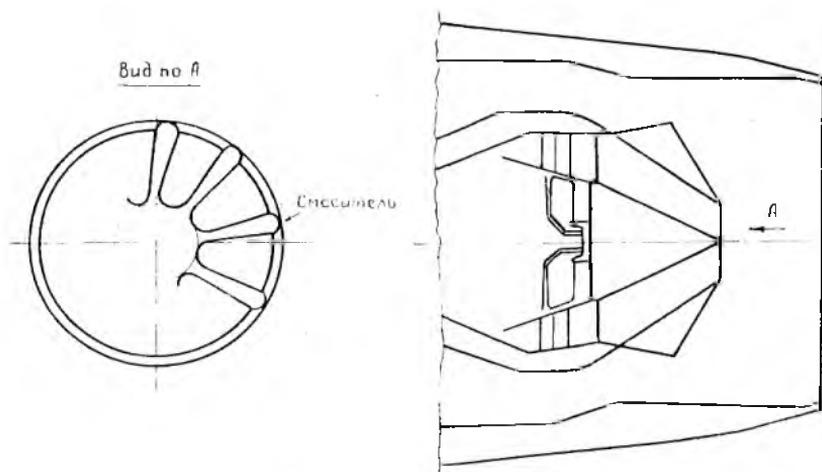


Рис. 1.6. Присоединение смесителя газов в ТРДД (улучшение экономичности на крейсерском режиме на 2%)

6. Снижение массы двигателя достигается в основном путем применения легких композиционных материалов в элементах тоннеля вентилятора, а также в элементах статоров компрессоров СД и НД.

Перечисленные усовершенствования конструкции ТРДД обеспечивают 10 % суммарного снижения удельного расхода топлива двигателя, а также уменьшение его удельной массы.

### 1.2.2. Создание ТРДД новых конструктивных схем (ТРДД IV поколения), турбовинтовентиляторных двигателей

В последние два десятилетия происходит интенсивное развитие авиации. Причины этого: резкое повышение цен на топливо, значительное увеличение объема перевозок, рост затрат на эксплуатацию и техническое обслуживание. На рис. 1.7 показано

изменение отношения массового расхода топлива к массе коммерческого груза при дальности полета 3000 км за 25 лет. Это отношение к 1987 году снизилось в 2 раза и в дальнейшем предполагается его двукратное снижение.

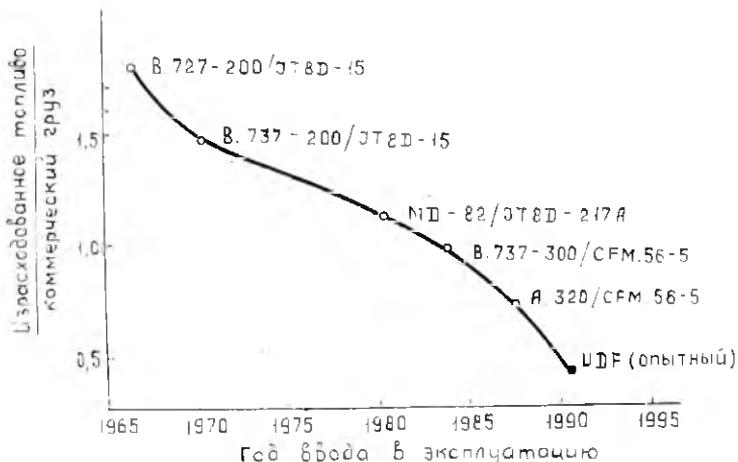


Рис. 1.7. Изменение отношения массового расхода топлива к массе коммерческого груза при дальности полета 3000 км за 25 лет

В авиадвигателестроении ведутся разносторонние исследования с целью уменьшения удельного расхода топлива ГТД. К 2000 году следует ожидать снижение удельного расхода топлива в ТРДД на 18...20 %, для чего потребуются освоение уровня температур газов перед турбиной  $T_{г^*} = 1800-1900$  К и степени повышения давления воздуха в компрессоре до  $\pi_{к^*} = 55-60$ .

Для дозвуковых самолетов создаются перспективные ГТД:

ТРДД IV поколения — двухконтурные турбореактивные двигатели с приводимым через редуктор вентилятором изменяемого шага, большой степенью двухконтурности, высокими параметрами термодинамического цикла ( $T_{г^*}$ ,  $\pi_{к^*}$ ) и малой удельной массой благодаря использованию высокопрочных композиционных материалов;

турбовинтовентиляторные двигатели, в которых вместо воздушных винтов с толстыми прямыми лопастями будут использоваться винты с тонкими сильноискривленными высокоскоростными саблевидными лопастями; эффективность современных винтов низка из-за эффекта сжимаемости воздуха (волновое сопротивление) при обтекании толстых профилей; в 90-х годах планируется ввод в эксплуатацию винтовентиляторных двигате-

лей со сверхвысокой степенью двухконтурности ( $m = 35$ ) для транспортных самолетов средней и малой дальности, у этих двигателей будет такая же топливная экономичность, как и у современных турбовинтовых двигателей, но на большем числе  $M$  ( $M = 0,8$  вместо  $M = 0,6$ ), а в сравнении с ТРДД их топливная экономичность лучше на 30 % (см. рис. 1.4).

В качестве примера ТРДД IV поколения на рис. 1.8 представлена схема двигателя V 2500 «Суперфэн», создаваемого консорциумом фирм IAE (США, Англия, ФРГ, Япония, Испания). Диаметр gondoly этого двигателя 3,05 м (почти одинаковый

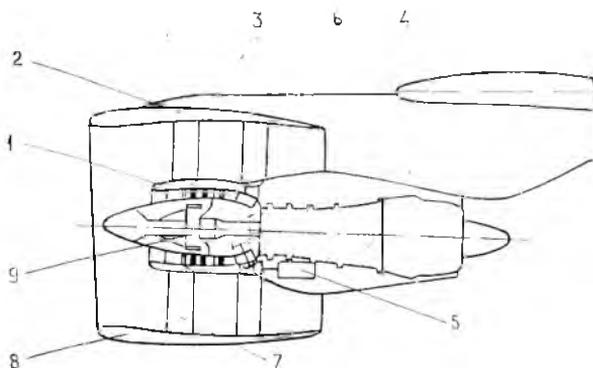


Рис. 1.8. Схема ТРДД (IV поколения) V 2500 «Суперфэн», установленного на подкрыльвом пилоне самолета А-340: 1—механизм установки лопастей вентилятора; 2—акустически обработанная стенка канала наружного контура; 3—лопатки вентилятора с повышенной эрозионной стойкостью; 4—серийный газогенератор; 5—расположенная на корпусе газогенератора коробка приводов; 6—канал внутреннего контура в силовом корпусе вентилятора; 7—рабочее колесо вентилятора; 8—мотогондola из композиционных материалов; 9—редуктор привода вентилятора с передаточным отношением 1/3

с диаметром gondoly современного ТРДД CF-6-80С2-2,92 м). Характеристики двигателя «Суперфэн»:  $m = 17,5$ ,  $D_{\text{вент}} = 2,72$  м,  $Z_{\text{вент}} = 16$ ,  $Z_{\text{г. вент}} = 4$ ,  $\pi_{\text{в}} = 1,25$ ,  $\pi_{\text{к. г.}}^* = 36$ ,  $C_{\text{уд. кр. потр}} = 0,510$  кг/кгс·ч (снижение на 25 % в сравнении с современными ТРДД),  $G_{\text{дв}} = 4060$  кг (масса), необходимая тяга на взлете — 25... 40 т.

Авиакомпания ФРГ Люфтганза в конце 80-х годов сделала предварительный заказ на 15 самолетов — аэробусов А-340 с ТРДД «Суперфэн».

Для иллюстрации разрабатываемых на Западе и в нашей стране новых ТВВД с толкающим винтом на рис. 1.9 и 1.10 по-

казаны схемы безредукторного ТВДД фирмы США Джeneral-Электрик *UDF* (DE-36-C25) и ТВДД 578-ДХ с редуктором фирм Пратт-Уитни и Аллисон (США).

Двигатель 578-ДХ имеет редуктор с передаточным отношением  $i_p=0,12$ , где частота вращения снижается с 11000 об/мин до 1320 об/мин.

Основой лопасти винтовентилятора этого двигателя является алюминиевый лонжерон, имеющий стекловолоконное покрытие,

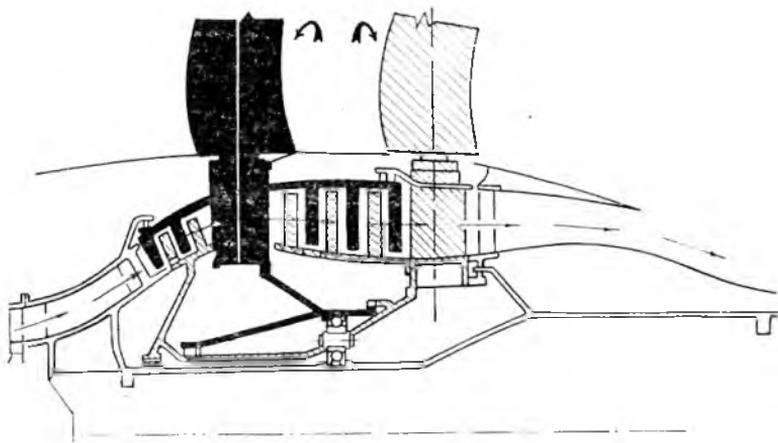


Рис. 1.9. Заднерасположенные винт-вентиляторы, приводимые непосредственно турбинами. Схема безредукторного ТВДД *UDF* (DE-36-C25) фирмы США Джeneral-Электрик

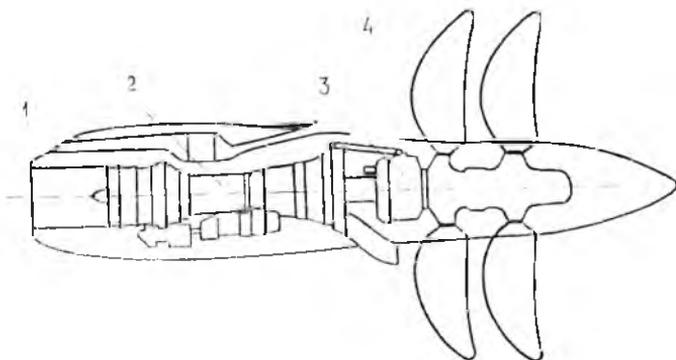


Рис. 1.10. Схема ТВДД 578-ДХ фирм Пратт-Уитни и Аллисон (США): 1—электричная САУ; 2—газогенератор; 3—дифференциальный редуктор; 4—винтовентиляторы протнвоположного вращения с изменяемым шагом лопастей

и укрепляющие вогнутые обечайки: полости у передней и задней кромок лопасти заполнены сотовым материалом. Металлическая обшивка из нержавеющей стали защищает переднюю, а никелевая обшивка — заднюю кромки лопасти от эрозии. Максимальная температура в зоне алюминиевой основы лопасти не превышает 120°C, в то время как на периферии входные кромки винтовентилятора работают при температурах более 260°C.

Винтовентилятор имеет КПД 89% при удельной нагрузке 320 ... 430 л.с./м<sup>2</sup> в условиях полета  $H = 10,5$  км и  $M = 0,8$ .

Для гражданских самолетов наиболее подходящим является расположение силовой установки с толкающим винтом в хвостовой части фюзеляжа для обеспечения минимального уровня вибрации и шума в салоне самолета.

Безредукторный ТВВД — это ГТД принципиально новой конструкции. Он имеет серийный высокооборотный газогенератор, который аэродинамически и механически связан с винтовентилятором.

Винтовентилятор этого двигателя имеет два ряда углеродно-графитовых композиционных лопастей с изменяемым углом установки. Исследуются два варианта ВВ — «8 × 8» и «10 × 8». Лопасти приводятся в противоположное вращение биротативной турбиной, вследствие чего в схеме двигателя отсутствует редуктор. Данные этого двигателя:  $K = 11350$  кгс,  $m = 30$ ,  $\pi_{\text{гд}}^* = 42$ ,  $C_{\text{уд}} = 0,488$  кг/кгсч,  $D_{\text{ввпст}} = 3,5$  м,  $D_{\text{ввпст}} = 3$  м, частота вращения ВВ  $n = 1393$  об/мин. Газогенератор-двигатель с небольшой степенью двухконтурности, имеющий трехступенчатый вентилятор, семиступенчатый ОК, одноступенчатые турбины высокого и низкого давления, расход воздуха  $G_{\text{в max}} = 50$  кг/с, удельную массу  $\gamma_{\text{дв}} = 0,125$  кг/кгс, степень повышения давления воздуха в компрессоре  $\pi_{\text{гд}}^* = 26$ , диаметр гондолы  $D_{\text{г}} = 1,95$  м.

Летные испытания двигателя на самолете МД-80 показали, что удельный расход топлива у него на 20—40% ниже по сравнению с современными ТРДД, а также то, что ТВВД удовлетворяет требованиям ИСАО по шуму и вибрациям. Однако получить такие же акустические и вибрационные характеристики при установке ТВВД с открытым винтовентилятором на пилоне под крыльями самолета не удастся. В этом случае уровни вибрации и шума оказываются недопустимо высокими. Для их снижения ведутся исследования ТВВД с закапотированным ВВ противоположного вращения.

Ряд авиакомпаний планирует замену ТРДД на ТВВД на эксплуатируемых в настоящее время самолетах (фирмы Макдональдс-Дуглас). Подобное предусматривается и на военных самолетах противолодочной обороны (ПЛЮ). Самолет ПЛЮ США

Р-9Д с ТВВД 578-ДХ (или ДЕ-36-С25) может баранжировать в течение недели без дозаправки топлива.

Основные проблемы, возникающие при создании ТВВД: разработка эффективного винтовентилятора для больших скоростей полета ( $M=0,7—0,8$ ) с высоким КПД ( $\eta_{вв} = 0,8$ ) для однорядного винтовентилятора при малом уровне шума и значительно уменьшенном диаметре; создание надежного редуктора малой массы; разработка перспективных элементов газоздушного тракта и других систем двигателя (компрессор, камера сгорания, турбина, сопло, электронная система автоматического регулирования).

### 1.2.3. Создание ВРД новых конструктивных схем для сверх- и гиперзвуковых самолетов

Рассмотренные ранее схемы ВРД могут быть использованы на самолетах, развивающих скорости, соответствующие  $M \leq 3$ . Дальнейшее увеличение скорости самолета с ВРД невозможно. Для полета с соответствующей скоростью не используются прямоточные воздушно-реактивные двигатели — ПВРД. Применение этих двигателей позволяет достигнуть высоких скоростей на самолетах с ПВРД обычной схемы при условии использования водородного топлива. Широкое применение водородного топлива на авиационных двигателях улучшит их экономичность примерно в 2 раза.

С этой целью активизируются работы по созданию ВРД, работающего на жидком водороде, получаемом путем гидролиза (разложения воды на водород и кислород). Запасы этого топлива на земле практически неисчерпаемы. Теплопроводная способность водородного топлива в 2,8 раза выше, чем у керосина, но удельная масса примерно в 11 раз меньше; последнее требует увеличения самолетных баков в 4 раза. К концу XX в. возможно выравнивание стоимости водородного и углеводородного топлива.

Для гиперзвуковых самолетов ( $M = 5 \dots 12$ ) разрабатываются гиперзвуковые ПВРД—ГПВРД со сверхзвуковым горением.

В современных ВРД — газотурбинных и прямоточных — сгорание топлива происходит в камерах при дозвуковых скоростях, что является существенным недостатком в процессе сверхзвукового и особенно гиперзвукового полета самолета. В этой схеме требуется конструктивно сложный (удлиненный) воздухозаборник, где через систему скачков сверхзвуковая скорость потока трансформируется в дозвуковую. Не менее сложной становится в этом случае и конструкция реактивного сопла, в котором происходит обратный процесс разгона потока дозвукового (на выходе из камеры сгорания) до гиперзвукового (на выходе из реактивного сопла). Этот недостаток устраняется при организации про-

Цесса горения топлива в камере при сверхзвуковом течении воздуха. Поэтому создаются ПВРД со сверхзвуковым горением — ГПВРД ст.

Эти двигатели одновременно с ТРД могут применяться на истребителях, бомбардировщиках, транспортных самолетах, самолетах — разгонщиках космических кораблей. При этом двигатель и самолет составляют единую (интегральную) конструкцию, в ней передняя часть самолета (планера) используется для сжатия воздуха, поступающего в двигатель, задняя — для расширения газового потока.

### **1.3. Этапы развития гражданских и военно-транспортных самолетов с ВРД**

#### **Самолеты с ТРД**

В послевоенные 20 лет гражданская авиация прошла три грандиозные ступени развития, связанные с созданием серийных пассажирских, транспортных самолетов сначала с ТРД, затем с более экономичными ТВД и, наконец, с двухконтурными или турбовентиляторными двигателями (ТРДД). На больших дозвуковых скоростях последние оказались экономичнее, чем ТРД, и позволили сделать скачок в сверхзвуковой диапазон скоростей полета гражданских самолетов. Опыт реактивной военной авиации помог гражданским самолетостроителям.

1 января 1950 г. в Англии был испытан в воздухе головной серийный самолет с четырьмя ТРД Де Хэвилленд-106 (ДН-106) «Комет-1». Он мог совершать полет на дальность до 5650 км с грузом 5440 кг при взлетной массе 48,5 т. Герметическая кабина самолета обеспечивала перевозку до 40 пассажиров на высотах 10—12 км. Крейсерская скорость — до 800 км/ч. К 1952 году было построено 23 самолета. За первый год эксплуатации было налетано 168 млн. пасс. — км. и перевезено более 27/00 пассажиров.

Но в апреле 1954 года произошла первая катастрофа. Рейсовый самолет «Комет-1» вылетел с римского аэродрома. Через 30 минут самолет с высоты 10 км рухнул в Средиземное море между островами Эльба и Монте-Кристо. Никакой информации от экипажа получено не было. Катастрофа была загадочной и непонятной. Разрушение самолета произошло почти мгновенно, как взрыв. За этой катастрофой последовала вторая. Эксплуатация этих самолетов была приостановлена. Позднее все самолеты «Комет» были модифицированы в военно-транспортные самолеты ВВС Англии.

В результате длительной работы водолазов, инженеров и ученых впервые в авиации установлена причина катастрофы: разрушение конструкции произошло из-за усталости металла.

Разработанные для самолетов с ПД нормы летной годности того времени не могли обеспечить требуемый уровень безопасности полета при действии длительных переменных нагрузок, обусловленных резким увеличением скорости, дальности и высоты полета, а также существенным увеличением частоты вращения роторов двигателя. В новом варианте самолета «Комст», первый полет которого состоялся лишь в апреле 1958 года, были устранены причины, приводящие к катастрофам 1954 года.

В отличие от английских конструкторов, конструкторы СССР и США создавали первые гражданские самолеты с ТРД на базе хорошо зарекомендовавших себя в эксплуатации боевых реактивных самолетов: в СССР — бомбардировщика Ту-16, в США — военно-транспортного самолета фирмы Боннг. Для этих самолетов существовали более жесткое нормирование эксплуатационных перегрузок, повышенные требования к живучести элементов конструкции и их систем, а также безаварийный слет трехлетней эксплуатации.

Первый советский пассажирский реактивный самолет с двумя ТРД Ту-104 совершил первый полет 10.07.55 г., а американский Боннг-707-120 — в декабре 1957 года. Регулярные перевозки в СССР начались в 1956 году, в США — в 1958 году. На Всемирной выставке в Брюсселе в 1958 году самолету Ту-104 была присуждена золотая медаль.

Стоместный самолет Ту-104Б со взлетной массой в 76 т мог совершать беспосадочные рейсовые полеты на дальность более 3000 км.

Американский Боннг-707-120 «Стратолайнер» с четырьмя ТРД предназначался для перевозки 120 пассажиров. При коммерческой нагрузке 12 т он мог совершать полет на дальность до 6000 км при скорости 845 км/ч на высоте 11 км.

Для межконтинентальных полетов в 1959 г. была создана модификация самолета с дальностью полета свыше 10000 км при коммерческой нагрузке почти в 13 т. Первый самолет имел взлетную массу 116,6 т, второй — 148,3 т.

Во Франции в мае 1955 г. вышел на летные испытания реактивный самолет «Каравелла» новой аэродинамической компоновки с фюзеляжем, расположенным в хвостовой части, вблизи оперения. Такая компоновка разрешала сразу две задачи: снижение уровня высокочастотных нагрузок от двигателей и повышение комфорта пассажиров. Регулярные рейсы этого самолета начались в мае 1959 г.

В дальнейшем самолеты с ТРД начали вытесняться самолетами с ТВД, более экономичными в сравнении с ТРД.

## Пассажирские и транспортные самолеты с ТВД

С появлением более экономичных самолетов с ТВД (через десять лет) доля перевозок на реактивных самолетах уже составила 84,3 %, при этом основные перевозки выполняли самолеты с ТВД.

В 1957 г. под руководством О. К. Антонова и С. В. Ильюшина были построены два четырехдвигательных самолета с ТВД: Ан-10 и Ил-18. Расход топлива на единицу тонна-километра этих самолетов оказался в 4—4,5 раза меньше, чем у самолетов с ТРД типа Ту-104, хотя и при меньших крейсерских скоростях. На международной выставке 1958 г. эти самолеты отмечены золотыми медалями.

С февраля 1960 г. самолет Ан-10А с ТВД-Ан-20 начал регулярные рейсы в Аэрофлоте. Самый массовый в СССР самолет с ТВД-Ан-20 Ил-18 стал рейсовым с 1959 года.

Для более дальних перевозок больших грузов внутри страны и для межконтинентальных полетов с большим числом пассажиров были созданы самолеты большой грузоподъемности: самолет Ту-114 (1957 г.) и Ан-22 «Антей» (1965 г.) с ТВД НК-12МВ и НК-12МА конструкции академика И. Д. Кузнецова.

Самолет Ту-114 стал развитием военного самолета Ту-95. На нем установлены 4 двигателя НК-12МВ с суммарной эффективной мощностью 60000 л.с. Самолет вышел на летные испытания в 1957 году, в канун 40-летия Октября. Он был в то время самым большим самолетом в мире. При взлетной массе 175 т на трассе Москва—Хабаровск самолет перевозил 170 пассажиров, на менее напряженных трассах—220 человек. Использование стреловидности крыла позволяло достигать скорости 850 км/ч, самой большой для всех турбовинтовых самолетов мира. На этом самолете установлено 32 мировых рекорда по скорости. На Всемирной выставке в Брюсселе в 1958 г. самолет Ту-114 удостоен высшей награды — «Гран-при». Самолет совершал регулярные межконтинентальные рейсы Москва—Гавана со 120 пассажирами без промежуточных посадок, а также Москва—Дели, Москва—Токно.

Появившийся в воздухе 24 февраля 1965 г. новый транспортный советский турбовинтовой самолет Ан-22 «Антей» имел взлетную массу 250 т. Аэродинамическая схема этого самолета та же, что и у самолета Ан-10. На Ан-22 установлены модифицированные двигатели НК-12МА с вилтами увеличенного диаметра. Самолету «Антей» принадлежат десятки мировых рекордов. На выставке в Париже журналисты называли этот самолет «пароходом с крыльями», он мог брать на борт теплоход на подводных крыльях или пассажирский железнодорожный вагон, или 5 буль-

дозеров. При полете на 5000 км полезный груз достигал 80 т. В пассажирском варианте самолет смог бы взять на борт 720 человек — столько, сколько перевозит дальний пассажирский железнодорожный состав. Самолет и поныне используется в народном хозяйстве, а также на дальних трассах мира в качестве транспортного самолета.

Значение «Антя» для мировой авиации заключается и в том, что именно этот самолет стал первым в мире широкофюзеляжным самолетом. Мировая авиационная общественность познакомилась с этим самолетом в 1965 году на Парижском салоне в Ле Бурже. После этого ведущие иностранные фирмы Локхид, Боинг, Дуглас и Европейский концерн Эрбас-Индустри приступили к разработке широкофюзеляжных самолетов.

### Пассажирские и транспортные самолеты с ТРДД

С увеличением требований к гражданской авиации по скорости, дальности, шумоглушению взамен ТВД стал внедряться ТРДД. Принципиальная схема ТРДД предложена в 1937 году А. М. Люлька. Применение вместо винта большого диаметра многолопастного вентилятора увеличивает крейсерские скорости полета до 900 км/ч и более при существенно большей экономичности в сравнении с ТРД. ТРДД в сравнении с ТВД имеет менее сложную конструкцию (отсутствие редуктора, сложные маслосистемы воздушных винтов с гидромеханизмами во втулках и специальной системой регулирования и защиты винтов), меньше массу, вибрации и шум.

В СССР первые серийные ТРДД начали разрабатываться в ОКБ П. А. Соловьева в 1955 году. Серийное производство началось в 1960 году — ТРДД Д-20П ( $m = 1$ ,  $\pi_k^* = 14$ ,  $C_{R\text{вэл}} = 0,72$  кг/(даН·ч),  $R_{\text{вэл}} = 5300$  даН,  $C_{R\text{кр}} = 0,68$  кг/(даН·ч).

Двигатели Д-20П устанавливались на самолет Ту-124 — уменьшенную копию Ту-104. К 1963 г. Ту-124 подвергся коренной модификации, новые двигатели ТРДД Д-30 были установлены в хвостовой части фюзеляжа, был создан средний магистральный самолет Ту-134 с крейсерской скоростью полета 850 км/ч и дальностью 1900—3000 км.

Коллектив ОКБ П. Д. Кузнецова создал в 1967 г. ТРДД НК-8-2 ( $m = 1$ ,  $R_{\text{вэл}} = 9400$  даН). В 1968 г. этот двигатель был установлен на трехдвигательный средний магистральный самолет Ту-154, заменивший устаревшие самолеты с ТВД и неэкономичный Ту-104.

Самолет имел крейсерскую скорость 900 км/ч, дальность — 3500 км. Он выпускался во многих модификациях, последние из которых — грузовой Ту-154С и высокоэкономичный Ту-154М,

снабженный новыми ТРДД ОКБ И. А. Соловьёва — Д-30КУ ( $R_{вэл} = 11000$  даН,  $m = 2, 3$ ,  $C_{R\text{кр}} = 0,48$ ,  $G_{\text{комм}} = 18$  т). Подобный самолет в США — Боинг-727 — появился в 1963 году, на пять лет раньше.

В 1988 году ОКБ имени А. И. Туполева выпустило новый, более совершенный среднемагистральный самолет Ту-204. Это двухдвигательный низкоплан, у которого двигатели Д-90А расположены на пилонах под крылом ( $R_{вэл} = 16000$  даН при  $V_{\text{кр}} = 810\text{—}850$  км/ч,  $C_{R\text{кр}} = 0,58$  кг/(даН·ч),  $m = 5$ ,  $\pi_{\text{к}}^* = 32$ ). При дальности 3500 км он может перевозить 198 пассажиров, при меньшей дальности — 214 пассажиров. Взлетная масса самолета 93,5 т, коммерческий груз — 21 т, аэродинамическое качество самолета 17,5. Ту-204 вобрал в себя все современные достижения в области аэродинамики, устойчивости управления, радиолокации. Оборудование самолета позволяет производить посадку на аэродромах с минимальными условиями для посадки по III категории ИКАО: видимость менее 400 м, расположение нижней границы облаков менее 30 м, потребная длина ВПП — не более 2500 м.

В конструкции использованы композиты, что позволило уменьшить массу планера на 1200 кг. В настоящее время в Ульяновском авиапромышленном комплексе самолет Ту-204 внедряется в серийное производство.

За рубежом самолет такого же класса создан консорциумом Эрбас Индустри. Это самолет А320, рассчитанный на перевозку 150—164 пассажиров на дальность 5850 км при  $G_{вэл} = 72$  т,  $V_{\text{кр}} = 905$  км/ч, удельный расход топлива  $G_{R\text{кр}} = 0,596$  (дв. CF—M56—5А1) или  $C_{R\text{кр}} = 0,56$  кг/(даН·ч)  $\Delta$  (ТРДД V 2500 «Суперфэн»).

С целью замены самолета Як-40 (после 20-летней эксплуатации) был создан самолет Ил-114, который 29 марта 1990 г. совершил первый полет. Этот самолет имеет два модифицированных ТВД ТВЗ-117 мощностью 2500—2600 л. с. Самолет перевозит 60 пассажиров на 500 км, при полезной нагрузке 5,4 т на 1000 км, при 3,5 т — на 2850 км; длина разбега самолета по бетону 1000—1200 м, по грунту 1600 м; крейсерская скорость 500—550 км/ч.

Подобный самолет создается в Англии. Предполагается, что эти самолеты в будущем получат новый тип двигателя — ТВВД, который позволит увеличить экономичность на 20—30 % в сравнении с ТРДД. Малогабаритные лопасти винтовентиляторов с «серповидными» концевыми частями не имеют потерь тяги от влияния сжимаемости воздуха на скоростях 800 км/ч и более, как обычные воздушные винты. А большая экономичность ТВВД на этих скоростях делает их реальным конкурентом ТРДД.

В 1963 году создан самолет Ил-62-186 — местный дальний магистральный четырехдвигательный самолет на дальности 6700—9200 км при крейсерской скорости 850 км/ч. На нем впервые в СССР двигатели были размещены попарно по бокам фюзеляжа в его хвостовой части, что позволило улучшить аэродинамику самолета, повысить безопасность полета и сделать более комфортабельными условия полета для пассажиров вследствие снижения уровня шума от двигателей. Вначале серийные самолеты Ил-62 снабжались ТРДД конструкторского бюро Н. Д. Кузнецова НК-8-4 со степенью двухконтурности  $m = 1,02$  и удельным расходом топлива 0,78 кг/(даИ·ч) на крейсерском режиме при скорости 850 км/ч. Применение на этих самолетах созданного коллективом П. А. Соловьева более экономичного высокотемпературного ТРДД Д-30КУ со степенью двухконтурности  $m = 2,33$  привело к снижению удельного расхода топлива на 15 % и к повышению дальности полета на 10 %.

### Широкофюзеляжные пассажирские самолеты

Непрерывное увеличение пассажиропотоков в аэропортах всех стран привело к необходимости создания многоместных (до 250—500 мест) широкофюзеляжных самолетов, появившихся в конце 60-х годов. Фирмами США Боинг, Локхид, Макдональд-Дуглас были построены первые серийные аэробусы В-747, ДС-10 и L-1011 «Тристар».

Самолет Боинг-747-100 совершил первый полет 9 февраля 1969 г. и уже 20 лет он успешно эксплуатируется во многих регионах мира. С 1971 года идет серийный выпуск самолетов В-747-200В с четырьмя ТРДД «Пратт-Уитни» УТ9Д-7 62 ( $R_{взл} = 24700$  даН,  $G_{взл} = 377840$  кг, 516 пассажиров  $G_{комм} = 43290$  кг, дальность — 13670 км). Стоимость самолета очень велика — 83 миллионов долларов, но несмотря на это его приобретают многие авиакомпании мира. По требованию заказчика двигательные установки могут быть различными. Существует семь модификаций самолета с различными типами ТРДД.

На базе самолета В-747-200В созданы различные модификации: грузовые топливозаправщики, грузопассажирские «Комби» и даже носители воздушно-космического корабля. Самолет хорошо зарекомендовал себя как по экономичности, так и по надежности. Катастрофы его были связаны прежде всего не с техническим, а с человеческим фактором. (Например, одновременная гибель двух самолетов с пассажирами из-за столкновения после взлета).

Но одна из крупнейших катастроф самолета японской авиакомпании, унесшая 520 жизней, вызвана явлением усталости ма-

терилов узлов конструкции хвостового оперения самолета, хотя к моменту катастрофы была израсходована всего 1/3 из объявленного ресурса планера (25 тысяч часов из 72 тысяч ресурсных). Самолет эксплуатировался на коротких от 800 до 2500 км авиалиниях с максимальным (до 550) числом мест. Вновь перед авиационными специалистами, как и в 1954 году после катастроф с английскими «Кометами», встала эта проблема — усталость материала элементов планера.

Аэробусы западноевропейского консорциума Эрбас-Индустри предназначены для авиалиний средней и малой протяженности. Это были двухдвигательные самолеты А-300 для 280—345 пассажиров на расстоянии 2600—3900 км с ТРДД фирмы Дженерал-Электрик CF-6-50С, сборку которых по лицензии ведет французская фирма SNECMA ( $R_{взл} = 22700$  кгс,  $m = 4,4$ ,  $C_{R_{кр}} = 0,653$ ). Серийный самолет А300В2-200 при 331 пассажире имеет  $V_{кр} = 917$  км/ч на  $H = 9145$  м. Модификации самолета: А300-600, А310—200, А330, А340. Они отличаются между собой тягами используемых двигателей, а самолет А-340 имеет 4 двигателя, в отличие от других модификаций с 2 двигателями. Этот самолет конкурентоспособен самолету В-747.

### Аэробусы

Первые аэробусы в нашей стране стали разрабатываться с 1969 года в ОКБ имени С. В. Ильюшина под руководством Генерального конструктора Г. В. Новожилова.

Первым советским аэробусом стал пассажирский самолет Ил-86 с четырьмя ТРДД ОКБ Н. Д. Кузнецова ( $R_{взл} = 013500$  даН,  $M_{max} = 0,93$ ). Ил-86 был поднят в воздух 22 декабря 1976 года. В дальнейшем после завершения государственных испытаний он получил сертификат по НЛГС-2, составленный на основе международного стандарта ИКАО «Летная годность ВС». Регулярная эксплуатация самолета началась с 22 декабря 1980 года. При создании самолета Ил-86 впервые была выработана и реализована методика комплексной программы испытаний гражданского самолета на отказобезопасность.

При  $G_{взл} = 206$  т аэробус Ил-86 транспортирует  $S_{комм} = 42$  тс при  $V_{кр} = 900$  км/ч. На расстояние 2860 км доставляется 350 пассажиров.

В 90-х годах планируется внедрить дальний магистральный самолет Ил-96-300 с четырьмя ТРДД Д-90А с  $R_{взл} = 16000$  даН, аэродинамическое качество этого самолета увеличено до 17,5 (за счет большего удлинения крыла (9,5) и постановки на концах крыльев вертикальных законцовок). Длительность беспосадочного полета самолета 12 часов, наибольшая дальность — 11 тысяч километров.

На Ил-96-300 вся необходимая экипажу информация о полете и работе бортовых систем высвечивается на цветных экранах индикаторов-дисплеев. Кроме того, бортовые ЭВМ в полете получают информацию о всех неисправностях и отказах, которая в конце рейса выдается на печатающее устройство в виде бланка дефектов, передаваемого наземному персоналу для проведения соответствующих работ в период подготовки самолета к очередному рейсу.

### Транспортные самолеты для перевозки больших гражданских и военных грузов

В последние 20 лет в результате новой стратегической доктрины Пентагона, основанной на создании «сил быстрого реагирования», такие самолеты стали создаваться значительно чаще.

Еще в 1963 году в США на летные испытания поступил стратегический военно-транспортный и десантный самолет С-141 «Старлифтер» (высокоплан с четырьмя ТРД, расположенными на пилонах под крылом). При  $C_{взл} = 143,6$  т полезный груз составлял 31750 кг, дальность полета — 6700 км. При  $G_{комм} = 14,6$  т дальность увеличивалась до 10100 км.

В октябре—ноябре 1974 г., когда был создан воздушный мост США—Израиль, самолеты С-141 за 33 дня совершили 421 рейс и перевезли 11600 т грузов при  $V_{кр} = 885$  км/ч.

Подобный самолет появился в СССР в 1971 году. Этот самолет Ил-76 с четырьмя ТРДД Д-30КП с  $R_{взл} = 11800$  даН — высокоплан с двигателями на пилонах под крылом. При  $G_{взл} = 157$  т он берет  $G_{комм} = 40$  т. Максимальная дальность Ил-76 — 5000 км.

Далее ВВС США заказали транспортный самолет, способный перевозить на большие расстояния грузы массой 75—100 т. Этот заказ выполнила фирма Локхид, создав в 1965—68 гг. самолет С-5А «Гэлакс» — высокоплан со стреловидным крылом с четырьмя ТРДД фирмы Дженерал-Электрик ТР-39-Е1 ( $R_{взл} = 18500$  даН,  $n = 8$ ;  $G_{взл} = 323$  т). С 1969 по 73 гг. фирма поставила подразделениям быстрого реагирования США 81 самолет. В 1986 г. создана усовершенствованная модификация — самолет С-5В.

Советский транспортный самолет Ан-124 «Руслан», демонстрировавшийся на салонах в Ле-Бурже в 1985 и 86 гг., обладает уникальными летно-техническими характеристиками:  $G_{взл} = 405$  т,  $G_{комм} = 150$  т,  $V_{кр} = 800—850$  км/ч,  $H = 10—12$  км, максимальная дальность 16500 км, дальность при максимальной коммерческой нагрузке — 4500 км. На нем установлены ТРДД Д-18Т, созданные коллективом ОКБ под руководством В. А. Лотарева ( $R_{взл} = 23000$  даН,  $m = 6$ ). Кроме ручного управления каждый двигатель имеет и электронную систему от бортового автоматического

управления (САУ). Используя САУ, экипаж может даже в очень сложных метеоусловиях заходить на посадку в автоматическом или полуавтоматическом режиме.

На самолете применена бортовая автоматизированная система контроля — БАСК. Она дает информацию о состоянии систем и механизмов самолета и предупреждает пилота в случае нарушения им технологии подготовки к старту или посадке. Если, например, экипаж не проверил тормоза, то на электронном табло загорается требование: «Тормоза проверь». Если при явной несправности экипаж пытается взлететь, БАСК отдаст приказ «Взлет запрещен».

Во второй половине 80-х годов ОКБ им. О. К. Антонова, создало самолет Ан-74, имеющий два двигателя Д-36-ТРДД ( $R_{взл} = 6500$  даН,  $m = 6$ ,  $C_{R_{кр}} = 0,63$  кгт/даН·ч). Двигатели расположены сверху крыла высокоплана. Самолет специализирован для работы на полярных станциях и в различных отраслях народного хозяйства. Он успешно прошел эксплуатационные испытания, обеспечивая в 1988 г. советско-канадский лыжный переход через Северный полюс. В настоящее время самолет получил сертификат летной годности по международным нормам ИКАО, запущен в серийное производство. Имеются предложения для его приобретения в странах СНГ и зарубежных.

### Сверхзвуковые тяжелые самолеты с треугольным крылом

Самолеты такого типа военного назначения начали создаваться в конце 40-х — начале 50-х годов нашего столетия с целью их использования в качестве носителей ядерных бомб. Толчком послужило выступление У. Черчилля в США, в Фултоне, в марте 1946 г., названное началом «холодной войны Запада с Востоком».

Сверхзвуковые самолеты-бомбардировщики — носители ядерного оружия — создавались по схеме самолета «бесхвостки» с треугольным крылом при одновременном использовании отсеков крыла для размещения горючего, снятия оборонительного вооружения, уменьшения числа экипажа (все это с целью получения наибольшей дальности полета). Такие самолеты должны были иметь крейсерскую скорость в высотном полете, соответствующую числу  $M$  и более 2.

В США это были самолеты фирмы Конвэр В-58А «Хаслер» с четырьмя ТРД I-79. В течение 1960—62 гг. было построено 116 серийных самолетов с крейсерской скоростью в диапазоне чисел  $M$  от 0,90 до 0,95, с максимальной скоростью  $M=2,0$  на высоте 12200 м. Производство В-58А прекращено в связи с появлением в США новой доктрины упреждающего ракетно-ядерного удара

по противнику с помощью межконтинентальных баллистических ракет.

В СССР ответом на создание бомбардировщика В-58А «Хаслер» были разработка и опытное строительство высотного сверхзвукового бомбардировщика М-50 в ОКБ В. М. Мясинцева, начатые в 1956 году.

Для сверхзвуковых самолетов длительных режимов полета на больших числах  $M$  наиболее сложной проблемой стала проблема кинетического нагрева самолета, который приводит не только к снижению механических свойств материалов конструкции, но и к появлению температурных напряжений вследствие неравномерности нагрева. При этом проявляется явление ползучести материала, что приводит к возникновению деформаций конструкции. В этот период появилось понятие «теплового барьера». Проблема была разрешена с переходом на новые материалы — титановые сплавы и стальные слоистые конструкции. Была создана новая технология производства самолетной конструкции — применение крупногабаритных панелей, где обшивка со стрингерами или поясами шпангоутов выполнена прессованием (я в последующем — фрезерованием).

В отличие от американского бомбардировщика М-50 выполнен по обычной нормальной схеме — с задним расположением горизонтального оперения, крыло — треугольной формы в плане. Первый полет самолета был в 1960 г. Однако в следующем году работы с ним прекратились в связи с тем, что руководство страны отдало предпочтение межконтинентальным ракетам по доставке боевых зарядов к цели. Накопленный опыт при создании самолета М-50 был использован при разработке первого советского сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144.

Отличительной особенностью первого в мире сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144 (декабрь 1968 г.) было применение треугольного крыла с «ломаной» передней кромкой, называемого «оживаемым» или готическим<sup>1</sup>.

Исследования на малых самолетах, проведенные в 50-х годах в СССР, Швеции, США, Англии, показали, что такое крыло позволяет не только снизить коэффициент лобового сопротивления в зоне трансзвуковых скоростей, улучшить взлетно-посадочные характеристики самолета, но и получить меньшее перемещение

---

<sup>1</sup> Прежде чем применить «оживаемые» крылья на самолетах, в СССР и Англии проводили испытания не только в аэродинамических трубах, но и в полете на самолетах-аналогах. В СССР — это самолет ОКБ А. И. Микояна МИГ-АНАЛОГ 144, в Англии — самолет ВАС 221 фирмы Бритиш Эркрафт. При  $G_{взл} = 9000$  кг МИГ-АНАЛОГ 144 достигал потолка 20000 м и максимальной скорости 2500 км/ч. Были выполнены десятки полетов этого самолета, результаты которых позволили ускорить создание Ту-144.

центра давления самолета при выходе на сверхзвуковые скорости. В отношении аэродинамической и общей компоновки сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) ученые и инженеры СССР, Англии и Франции пришли к одному и тому же оптимальному решению.

В мае 1970 года СПС Ту-144 достиг числа  $M=2$ , скорости 2150 км/ч на высоте 16300 м, а осенью того же года — 2430 км/ч на высоте 17000 м. В ноябре 1977 года начались полеты с пассажирами по маршруту Москва—Алма-Ата. К сожалению, они были вскоре прекращены в связи с экономической нецелесообразностью.

С января 1976 года два самолета «Конкорд» начали выполнять регулярные пассажирские рейсы Париж—Рио-де-Жанейро и Лондон—Бахрейн. Всего за 9 лет было построено 18 самолетов «Конкорд».

После многолетней конкурентной борьбы авиакомпаниям, закупившим самолеты «Конкорд», удалось лишь в 1986 г. наладить регулярные пассажирские перевозки между Европой и Америкой. К этому времени были усовершенствованы двигатели, что позволило снизить уровень акустического нагружения и повысить их экономичность.

Были снижены эксплуатационные диапазоны высот полета СПС и повышены требования к чистоте выхлопных газов для уменьшения в них окислов азота. Это удалось путем снижения степени сжатия компрессоров двигателей. Все это диктовалось стремлением не разрушить озоновый слой атмосферы. Именно этот слой защищает все живое на Земле от ультрафиолетового излучения Солнца, а подсчеты ученых показали, что лишь один год эксплуатации 500 сверхзвуковых самолетов типа «Конкорд» в районе высот озонового слоя приведет к необратимым процессам, чреватых гибелью биосферы планеты.

---

---

## **2. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА АСУ**

### **2.1. ФУНКЦИИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ И ИХ ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ**

Функции воздухозаборников в системе силовой установки самолета сводятся к следующему:

осуществление процесса сжатия воздуха, поступающего в двигатель, за счет использования кинетической энергии воздушного потока;

обеспечение двигателя и других агрегатов необходимым количеством воздуха с заданными параметрами.

Эти функции подчинены условию получения максимально возможной тяги силовой установки при ее устойчивой и надежной работе на всех режимах эксплуатации самолета. Для осуществления данных функций воздухозаборники должны удовлетворять ряду требований:

1) обеспечить минимальные потери полного давления в процессе торможения потока воздуха до скорости на входе в двигатель 40 ... 60 м/с;

2) устойчивость процесса течения воздуха при всех условиях полета и режимах работы двигателя;

3) равномерное поле скоростей и давлений без значительных пульсаций на входе в компрессор двигателя;

4) высокая производительность и возможность регулирования расхода воздуха;

5) минимальное внешнее сопротивление;

6) малая масса, габариты, достаточные прочность, жесткость, герметичность и технологичность.

Воздухозаборники должны отвечать эксплуатационным требованиям:

а) высокая надежность работы всех систем воздухозаборника;

б) простота технического обслуживания;

в) защищенность от попадания посторонних предметов, грязи.

Принципиальная схема дозвукового воздухозаборника изображена на рис. 2.1 сверхзвукового — на рис. 2.2.

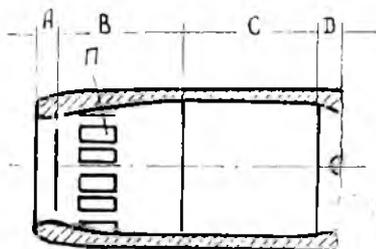


Рис. 2.1. Схема дозвукового воздухозаборника: А—коллектор; П—клапана подпитки; В—диффузор; С—воздуховоды; Д—сужающаяся часть воздухозаборника

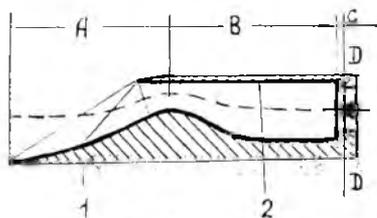


Рис. 2.2. Схема сверхзвукового диффузора: А—сверхзвуковой диффузор; В—дозвуковой диффузор; С—коллектор; 1—центральное тело; 2—обечайка; Д—сечение входа в двигатель

Воздухозаборники характеризуются следующими основными параметрами, оценивающими их эффективность:

1) Степень повышения давления в воздухозаборнике

$$\pi_{\text{вх}}^* = p_{\text{в}}^* / p_{\text{н}}, \quad (2.1)$$

где  $p_{\text{в}}^*$  — полное давление в конце воздухозаборника (перед входом в компрессор);

$p_{\text{н}}$  — атмосферное давление на заданной высоте.

В идеальном случае, когда отсутствуют потери,  $\pi_{\text{вх}}^*$  зависит только от скорости полета и определяется выражением

$$\pi_{\text{вх ид}}^* = \left( 1 + \frac{k-1}{k} M_{\text{п}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где  $M_{\text{п}}$  — число  $M$  полета;

$k$  — показатель адиабаты.

2) Коэффициент сохранения (восстановления) полного давления в воздухозаборнике

$$\sigma_{\text{вх}} = p_{\text{в}}^* / p_{\text{н}}^*, \quad (2.2)$$

где  $p_{\text{н}}^*$  — полное давление в набегающем потоке.

Коэффициентом  $\sigma_{\text{вх}}$  оцениваются газодинамические потери в процессе торможения потока.

В реальном воздухозаборнике  $\pi_{\text{вх}}^*$  определяется по соотношению

$$\pi_{\text{вх}}^* = \pi_{\text{вх ид}}^* \sigma_{\text{вх}}.$$

Величина  $\sigma_{вх}$  дозвукового воздухозаборника определяется потерями в пограничном слое и на вихреобразование. Накопленный опыт проектирования и эксплуатации дозвуковых воздухозаборников позволяет получать высокие значения коэффициента восстановления полного давления:  $\sigma_{вх} = 0,98 \dots 0,96$ , а у ТРДД с высокой степенью двухконтурности  $\sigma_{вх} = 0,98 \dots 0,99$ .

У сверхзвуковых воздухозаборников  $\sigma_{вх}$  зависит от совершенства организации процесса торможения сверхзвукового потока. Здесь потери складываются из волновых потерь (в системе скачков), вихревых потерь и потерь от трения. Например, при  $M_n = 3$   $\pi_{вх ид}^* = 38$ , степень повышения давления в дозвуковом воздухозаборнике с прямым скачком уплотнения  $\pi_{вх дв}^* \approx 12$ , а достигнутая в настоящее время на современных самолетах  $\pi_{вх св}^* \approx 25$ .

3) Коэффициент расхода воздуха  $\varphi$  — отношение действительного расхода воздуха  $G_v$  к максимально возможному при каждом заданном  $M_n$ :

$$\varphi = \frac{G_v}{G_{v \max}} \quad (2.3)$$

или

$$\varphi = \frac{\rho_n F_n V_n}{\rho_n F_{вх} V_n} = \frac{F_n}{F_{вх}},$$

где  $F_n$  — площадь струи воздуха в невозмущенном потоке;

$F_{вх}$  — площадь входного сечения воздухозаборника;

$\rho_n, V_n$  — плотность и скорость полета на заданной высоте.

Коэффициент расхода воздуха характеризует производительность входного устройства.

4) Коэффициент внешнего (лобового) сопротивления входного устройства

$$C_{x \text{ вх}} = X_{вх} / q F_m, \quad (2.4)$$

где  $X_{вх}$  — суммарное внешнее сопротивление воздухозаборника;

$q = \rho_n V_n^2 / 2$  — скоростной напор;

$F_m$  — площадь мидела gondoly.

5) Коэффициент неравномерности скорости потока

$$\delta_V = \int_F \bar{V}_i^3 \cdot dF, \quad (2.5)$$

где  $\bar{V}_i$  — относительная скорость,  $\bar{V}_i = \frac{V_i}{V_{\text{ср}}}$ ,

$V_i$  — скорость в  $i$ -й точке;

$V_{\text{ср}} = G_v / \rho_F \cdot F$  — средняя скорость;

$F$  — площадь сечения;

$\rho_F$  — плотность в сечении.

6) Запас устойчивости воздухозаборника

$$\Delta K_{y_{вх}} = \left( \frac{\sigma_{вх} r / \varphi_r}{\sigma_{вх} / \varphi} - 1 \right) \cdot 100 \% , \quad (2.6)$$

где индекс «г» — соответствует параметрам на границе устойчивой работы по помпажу.

Запас устойчивости  $\Delta K_{y_{вх}}$  аналогичен запасу устойчивости компрессора и определяется экспериментально для каждого  $M_{п.}$

7) Эффективная тяга силовой установки

$$P_{эф} = P_0 - \Delta P_{вх} - X_{вх}, \quad (2.7)$$

где  $P_0$  — тяга двигателя при  $\sigma_{вх} = 1$ ;

$P_{вх}$  — потери тяги, вызванные потерей давления при

$$\sigma_{вх} < 1, \quad \Delta P_{вх} = C_R \cdot P_0 (1 - \sigma_{вх}),$$

где  $C_R$  — коэффициент (для ТРД и ТРДД  $C_R = 1,1 \dots 1,6$ ).

## 2.2. ФОРМА ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

В воздухозаборниках используется принцип «безмашинного» сжатия воздуха, т. е. преобразование кинетической энергии набегающего потока в потенциальную энергию полного давления. Этот процесс осуществляется в диффузорах, имеющих при дозвуковых скоростях потока расширяющийся канал, а при сверхзвуковых — сужающийся или сужающерасширяющийся.

Связь между скоростью набегающего потока и формой проточной части входного устройства определяется уравнением для идеального энергоизолированного течения, полученного из уравнения обращения воздействий в реальном потоке газа:

$$(M^2 - 1) \frac{dc}{c} = \frac{dF}{F}, \quad (2.8)$$

где  $M$ ,  $c$ ,  $F$  — значения числа  $M$ , скорости потока и площади в произвольном сечении потока;

$dc$ ,  $dF$  — изменение скорости и площади потока.

В воздухозаборнике приращение скорости всегда отрицательно ( $dc < 0$ ).

При дозвуковой скорости полета ( $M < 1$ ) левая часть уравнения (2.8) будет положительной, т. е. канал воздухозаборника должен быть расширяющимся диффузором —  $dF > 0$  (рис. 2.3, а).

При сверхзвуковой скорости полета ( $M > 1$ ) левая часть уравнения (2.8) отрицательна, поэтому выполнение условия торможения возможно только в сужающемся канале, где  $dF < 0$  (рис. 2.3, б до сечения  $k-k$ ). Торможение потока после критического сечения, когда  $M < 1$ , должно осуществляться в расши-

рящемся канале ( $dF > 0$ ). Первый и второй участки образуют вместе сверхзвуковой диффузор.

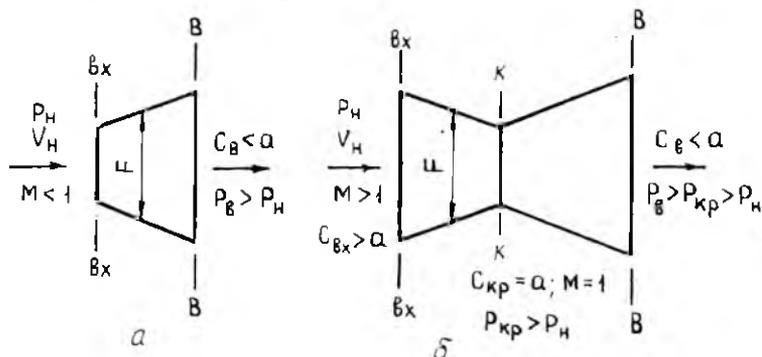


Рис. 2.3. Схема проточной части дозвукового (а) и сверхзвукового (б) диффузоров

### 2.3. ВНЕШНЕЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В ЦЕЛОМ

Суммарное внешнее сопротивление силовой установки состоит из четырех составляющих:

$$X_{\Sigma} = X_p + X_{\text{доп}} + X_{\text{дон}} + X_{\text{тр}},$$

где  $X_p$  — сопротивление давления,

$X_{\text{доп}}$  — дополнительное сопротивление,

$X_{\text{дон}}$  — донное сопротивление,

$X_{\text{тр}}$  — сопротивление трения.

Сопротивление давления представляет собой сумму проекций на ось двигателя сил избыточного давления, действующих на всю внешнюю поверхность gondoly двигателя:

$$X_p = \int_{F_{\text{вх}}}^{F_h} (p - p_n) dF.$$

На головном участке gondoly  $\text{вх} - \text{М}$  (рис. 2.4) давление превышает атмосферное вследствие торможения потока в системе скачков уплотнения, создаваемой воздухозаборником. Это образует на головном участке gondoly равнодействующую силу давления  $X_{\text{гол}}$ , действующую в сторону, противоположную направлению полета:

$$X_{\text{гол}} = \int_{F_{\text{вх}}}^{F_{\text{м}}} (p - p_n) dF.$$

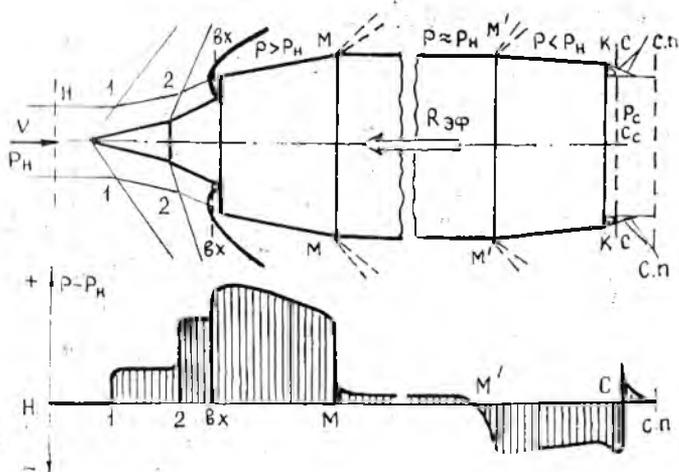


Рис. 2.4. Схема обтекания gondoly сверхзвуковым потоком и распределение давления

Осевая составляющая сил избыточного давления на цилиндрической части gondoly, независимо от характера распределения давлений, равна нулю. На кормовой части gondoly при обтекании угловой точки  $M'$  возникает течение разрежения и давление на ней понижается до значений, меньших атмосферного. Равнодействующая сил давления в этом случае действует в сторону, противоположную направлению полета, и создает кормовое сопротивление

$$X_{\text{корм}} = \int_{F_M}^{F_k} (p - p_H) dF.$$

Таким образом, при сверхзвуковых скоростях равнодействующая сил давления является силой сопротивления движению, которое называют волновым сопротивлением.

Дополнительное сопротивление равно сумме проекций на ось двигателя сил избыточного давления, действующих со стороны внешнего потока на поверхность тока  $H-1-2-v_x$  (рис. 2.4). На этой поверхности осевая сила образуется за счет увеличения давления в скачках уплотнения  $p > p_H$ , поэтому эта сила направлена в сторону, противоположную направлению полета:

$$X_{\text{доп}} = \int_{F_H}^{F_{v_x}} (p - p_H) dF.$$

Данное сопротивление представляет собой силу сопротивления полету, возникающую вследствие появления зон повышенного давления в задней торцевой части gondoly (или при обтекании уступов на ее поверхности). Данная поверхность может представлять собой торцевой уступ между сверхзвуковой струей, вытекающей из двигателя, и внешним потоком, обтекающим gondoly. В общем случае

$$X_{\text{дон}} = - \int_{F_{\text{дон}}} (p_{\text{дон}} - p_n) dF,$$

где  $p_{\text{дон}} < P_n$  — донное давление.

Сопротивление трения воздуха о наружную поверхность gondoly возникает вследствие влияния сил вязкости. Его можно определить при известном распределении по всей поверхности gondoly касательных напряжений трения по выражению

$$X_{\text{тр}} = \int_S \tau dS.$$

При скоростях потока, которые меньше скорости звука, и безотрывном обтекании входного участка gondoly на внешней поверхности передних кромок возникает разрежение (рис. 2.5). В результате создается равнодействующая аэродинамическая сила  $P$ , дающая осевую составляющую в направлении полета, называемую подсосывающей силой  $P_{\text{подс}}$ . При идеальном обтекании, когда отсутствуют трение, скачки уплотнения и срывы потока, подсосывающая сила равна по значению и противоположна по направлению силе дополнительного сопротивления:

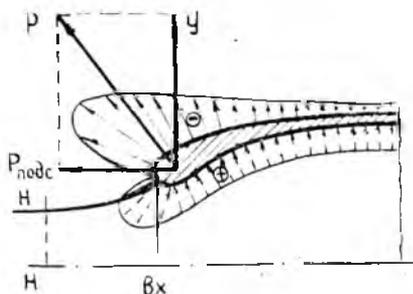


Рис. 2.5. Оборудование подсосывающей силы в дозвуковом воздухозаборнике

$$X_{\text{дон}} + P_{\text{подс}} = 0.$$

## 2.4. ДОЗВУКОВЫЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ

### 2.4.1. Основные геометрические параметры воздухозаборников

Дозвуковые воздухозаборники применяются на пассажирских, военно-транспортных, а также на некоторых боевых и учебно-тренировочных самолетах, имеющих  $M_n < 1,5$ .

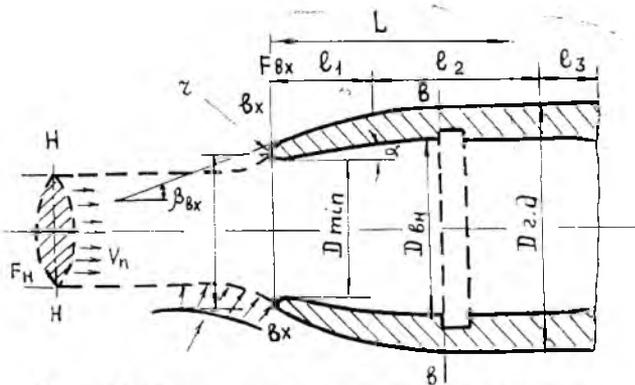


Рис. 2.6. Схема дозвукового воздухозаборника

На рис. 2.6 представлена схема дозвукового входного устройства. Оно имеет входную часть — обечайку  $L_1$  с основным очертанием входных кромок, что необходимо для предотвращения срыва потока, обеспечения требуемой подсосывающей силы и создания равномерного поля скоростей на входе во внутренний канал и перед компрессором. К обечайке  $L_1$  примыкает расширяющийся канал требуемой длины  $L_2$ , в котором происходит дальнейшее уменьшение скорости потока и увеличение давления. Внутренний канал в конце воздухозаборника может иметь сужающийся участок  $L_3$ , на котором происходит ускорение потока, что приводит к выравниванию поля скоростей на входе в компрессор.

Геометрические параметры дозвуковых воздухозаборников при проектировании выбираются для основного режима работы.

Площадь входа воздухозаборника определяется выражением

$$F_{вх} = G_p / V_{вх} \rho_{вх},$$

где  $V_{вх}$ ,  $\rho_{вх}$  — скорость и плотность воздуха на входе в воздухозаборник.

Величина  $V_{вх}$  составляет 0,3...0,7 от  $V_n$  и зависит от формы проточной части воздушного канала; меньшие значения  $V_{вх}$  — для длинных и искривленных каналов, большие — для коротких каналов и ГТД с большими скоростями на входе в компрессор.

Диаметр входа воздухозаборника можно определить следующим образом:

$$D_{вх} = \bar{D}_{вх} \cdot D_{г.д.},$$

где  $\bar{D}_{вх} = 1,1 \sqrt{\frac{1}{(1 - V_{вх}^2)/(1 - M_{г.д.}^2)}} + 1$  — относительный диаметр входа;

$D_{г.д} = (1,2...1,3) D_{вн}$  — максимальный наружный диаметр гондолы двигателя;

$D_{вн} \approx D_{дв}$  — максимальный внутренний диаметр гондолы;

$D_{дв}$  — диаметр двигателя по компрессору;

$V_{вх} = V_{вх}/V_{п}$  — относительная скорость воздуха на входе в воздухозаборник.

Угол притекания внешнего контура потока ко входу в воздухозаборник относительно его оси  $\beta_{вх}$  (градус), позволяющий обеспечить плавное обтекание гондолы и избежать срыва потока на входе, зависит от относительной скорости входа:

$$\beta_{вх} \approx 22 \sqrt{1/V_{вх} - 1},$$

при этом радиус кривизны входной кромки можно принимать

$$r_{min} = (0,04...0,05),$$

а полуугол раствора канала  $\alpha \leq 4...5^\circ$ .

Относительная наружная длина входа, целесообразная из условия минимизации лобового сопротивления гондолы двигателя, может быть выражена как функция числа  $M_p$ :

$$\bar{L} = L/D_{г.д} \approx 1,5 M_p^2,$$

где  $L$  — расстояние от носка гондолы до цилиндрической части.

Приведенные выше зависимости являются приближенными. Окончательные значения основных геометрических параметров воздухозаборников устанавливаются экспериментально.

#### 2.4.2. Торможение дозвукового потока

На рис. 2.7 изображены схемы трех характерных режимов работы воздухозаборника в зависимости от соотношения скоростей  $V_H$  и  $V_{вх}$ :

1)  $V_H < V_{вх}$ , поток перед диффузором ускоряется, коэффициент расхода  $\varphi > 1$ ;

2)  $V_H = V_{вх}$ , трубка тока входит в диффузор без изменения своей формы и торможение воздуха осуществляется только внутри диффузора, коэффициент расхода  $\varphi = 1$ ;

3)  $V_H > V_{вх}$ , сжатие воздуха начинается вне диффузора и заканчивается внутри него, коэффициент расхода  $\varphi < 1$ .

Торможение потока воздуха

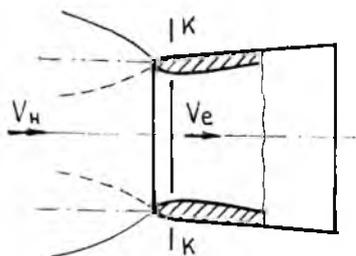


Рис. 2.7. Режимы работы дозвукового воздухозаборника:

—  $V_H < V_{вх}$ ; — — —  $V_H = V_{вх}$ ;  
 - - -  $V_H < V_{вх}$ ; ····  $V_H > V_{вх}$

в расчетных условиях  $V_H < V_{вх}$ ,  $\varphi < 1$  полета начинается перед входом в воздухозаборник, что приводит к снижению потерь в процессе преобразования скоростного напора в давление. На участке от Н—Н до вх—вх (рис. 2.6) отсутствуют ограничивающие поток стенки, поэтому нет потерь из-за трения воздуха о них. Кроме того, уменьшаются потери при течении воздуха в канале воздухозаборника из-за уменьшения скорости на входе в канал.

Для дозвуковых воздухозаборников отношение  $V_{вх}/V_H$  выбирают примерно равным 0,5. При этом основное сжатие воздуха от скоростного напора происходит вне входного устройства (около 75%).

Особенностью дозвуковых входных устройств является малое изменение коэффициента внешнего сопротивления  $C_{x вх}$  при изменении  $M_n$  от 0 до 0,8. Это объясняется появлением подсосывающей силы, направленной по полету (при  $\varphi < 1$ ), которая компенсируется  $X_{доп}$ . Местные сверхзвуковые зоны на обечайке уменьшают подсосывающую силу. Величина  $M_{кр}$ , при которой появляются сверхзвуковые зоны, зависит от формы обечайки. На рис. 2.8 представлена зависимость  $M_{кр}$  от формы внешних обводов обечайки входного устройства. Критическое число Маха

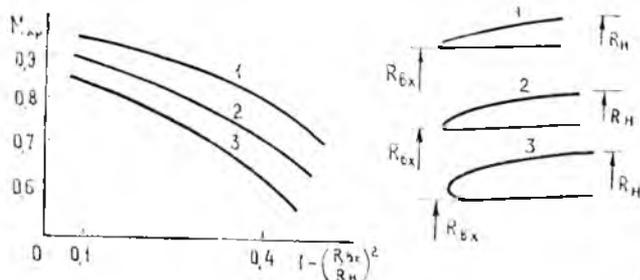


Рис. 2.8. Влияние формы кромки на значение  $M_{кр}$ . 1, 2, 3—кромки заборников имеют различную толщину

$M_{кр}$  — это такое число  $M_n$ , при котором в какой-либо точке поверхности скорость потока равна местной скорости звука. Как видно из рисунка, при высоких околозвуковых скоростях лучшие характеристики имеют входные устройства с меньшей относительной толщиной и более острой входной кромкой.

#### 2.4.3. Работа дозвукового воздухозаборника на небольших сверхзвуковых скоростях

При больших дозвуковых скоростях полета ( $M_n > 0,8$ ), и особенно при переходе к сверхзвуковым скоростям полета, харак-

теристика дозвуковых воздухозаборников резко ухудшаются, заметно возрастает внешнее сопротивление, что обусловлено наличием течения с местными сверхзвуковыми зонами. При  $M_n > 1$  перед плоскостью входа появляется ударная головная волна (рис. 2.9).

Головная волна ведет к росту потерь полного давления на входе в компрессор (уменьшению  $\sigma_{вх}$ ) и росту внешних потерь (увеличению  $C_{x вх}$ ). Эти потери зависят от коэффициента расхода  $\varphi$  и формы кромки. Зависимость коэффициента  $C_{x вх}$  от данных параметров представлена на рис. 2.10. У входных устройств со скругленной формой кромки коэффициент  $C_{x вх}$  больше

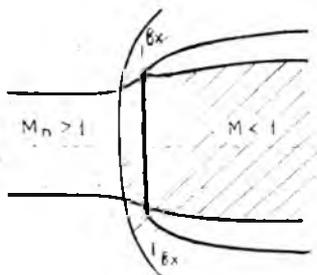


Рис. 2.9. Схема течения в дозвуковом входном устройстве при сверхзвуковых скоростях полета

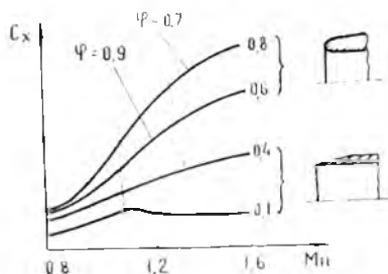


Рис. 2.10. Влияние формы кромки обечайки и числа  $M_n$  на величину внешнего сопротивления

в 2...6 раз, чем у входных устройств с острой кромкой. Это объясняется наличием мощной отошедшей головной ударной волны у воздухозаборников со скругленной обечайкой. При острых кромках скачок уплотнения у обечайки слабее и меньше возмущает течение, а начиная с некоторого  $M_n$  скачок становится присоединенным к боковой поверхности заборника, что ведет к некоторому уменьшению  $C_{x вх}$ .

Однако входные устройства с острыми кромками имеют худшие характеристики при косом обдуве. Они также создают значительные потери полного давления на взлете и малых скоростях полета из-за срыва с кромок потока, втекающего внутрь воздухозаборника, что приводит к уменьшению расхода воздуха через двигатель и его тяги, а также к резкому ухудшению структуры потока на входе в компрессор.

Потери полного давления в дозвуковом воздухозаборнике при сверхзвуковых скоростях определяются потерями в прямом

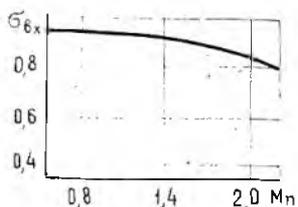


Рис. 2.11. Зависимость коэффициента восстановления от числа  $M_n$

скачке уплотнения и практически не зависят от формы кромки обечайки (рис. 2.11). Например, при  $M_n = 1,5$   $\sigma_{vx}$  прямого скачка уплотнения равен 0,93, а при  $M_n = 1,8$   $\sigma_{vx} \approx 0,8$ . В связи с этим практическое применение дозвуковых входных устройств при  $M_n > 1,5$  становится нецелесообразным.

## 2.5. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Как отмечалось выше, на самолетах, использующихся до  $M_n < 1,3 \dots 1,4$ , могут применяться дозвуковые входные устройства, но с более тонкими и острыми передними кромками. Торможение потока в этих воздухозаборниках реализуется в одном прямом скачке уплотнения. При  $M_n > 1,5$  используются специальные сверхзвуковые воздухозаборники, в которых торможение пабегающего потока осуществляется в специально организованной системе скачков уплотнения (рис. 2.12).

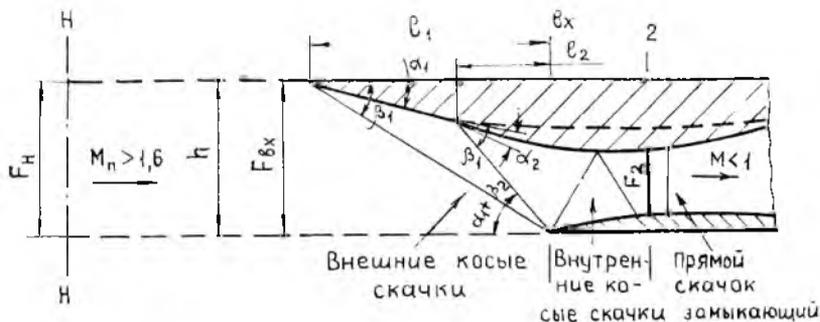


Рис. 2.12. Схема сверхзвукового воздухозаборника:  $\alpha$ —угол поворота потока;  $\beta$ —угол наклона косого скачка уплотнения;  $F_G$ —площадь горла;  $F_{vx}$ —площадь входа

### 2.5.1. Классификация сверхзвуковых воздухозаборников

Классификация воздухозаборников осуществляется по следующим признакам:

- 1) По принципу организации процесса торможения (рис. 2.13):
  - а) внешнего сжатия; б) внутреннего сжатия; в) смешанного сжатия.

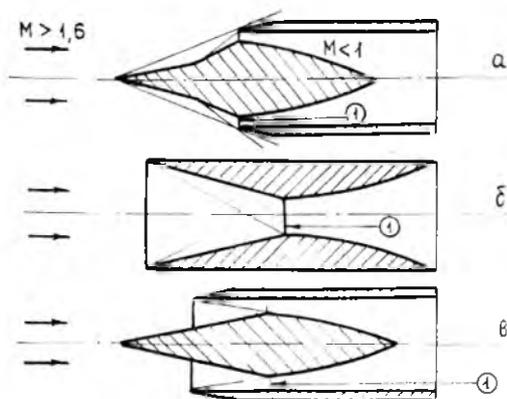


Рис. 2.13. Способы образования скачков уплотнения: а) внешнее сжатие; б) внутреннее сжатие; в) смешанное сжатие

Эти воздухозаборники различаются по месту расположения косых скачков уплотнения. У воздухозаборника внешнего сжатия все косые скачки уплотнения расположены вне канала, внутреннего сжатия — внутри канала. В настоящее время наибольшее практическое применение получили входные устройства с внешним сжатием. Они просты в регулировании, малы по массе, не требуют сложной системы запуска. На пути создания входных устройств с внутренним сжатием имеется ряд трудностей: сильное влияние пограничного слоя, сложность вывода на расчетный режим и регулирования.

Входные устройства смешанного сжатия занимают промежуточное положение между входными устройствами внутреннего и внешнего сжатия. Они чувствительны к изменениям режима работы и возмущениям на входе (изменение угла атаки, снос потока, включение форсажной камеры) и их применение целесообразно на однорежимных самолетах.

Наибольшим коэффициентом  $\sigma_{вх}$  обладает входное устройство внутреннего сжатия. Например, для  $M_{п} = 2,2$  коэффициент  $\sigma_{вх}$  имеет значения 0,91, 0,93 и 0,95 для воздухозаборников внешнего, смешанного и внутреннего сжатия соответственно.

2) По форме поверхности торможения:

а) плоские; б) пространственные (обычно осесимметричные).

У плоских воздухозаборников поверхности торможения выполнены из ряда плоских панелей, образующих ступенчатый клин. В поперечном сечении такие воздухозаборники имеют форму прямоугольника.

У осесимметричных входных устройств поверхность торможения представляет собой несколько сопряженных конических поверхностей — конус торможения. Такие воздухозаборники имеют меньшую массу по сравнению с плоскими, но уступают по широте диапазона изменения регулируемых параметров и конструктивно сложнее регулируются.

3) По расположению на летательном аппарате:

а) лобовые; б) боковые.

На работе лобовых воздухозаборников мало сказывается влияние остальных частей самолета, но их недостатком является длинный и сложный воздушный капал, требующий значительного объема фюзеляжа. Размещение воздухозаборников по бокам фюзеляжа укорачивает по сравнению с лобовым воздушные каналы, уменьшает гидравлические сопротивления, освобождает место для размещения радиолокационных станций. Основным недостатком боковых воздухозаборников является затенение фюзеляжем одного из них во время маневра самолета со скольжением и влияние на работу воздухозаборника пограничного слоя, образующегося на фюзеляже.

## 2.5.2. Торможение сверхзвукового потока.

### Работа воздухозаборника на расчетном режиме

Для идеального газа переход от сверхзвукового течения к дозвуковому происходит в горле диффузора. В идеальном диффузоре поток тормозится в сужающейся части канала без образования скачков уплотнения и потерь полного и статического давления до скорости в горле  $M=1$ . В реальном воздухозаборнике переход сверхзвукового потока к дозвуковому осуществляется в прямом скачке уплотнения. Дальнейшее торможение потока происходит в расширяющемся дозвуковом диффузоре.

Режим работы воздухозаборника характеризуется величинами  $\sigma_{вх}$ ,  $\varphi$ , соотношением располагаемого и потребного расходов ( $m_{расп}$ ,  $m_{потр}$ ), отношением  $F_r/F_{r\text{ расч}}$ . В идеальном случае на расчетном режиме  $m_{расп}=m_{потр}$ ,  $F_r/F_{r\text{ расч}}=1$ ,  $\sigma=\sigma_{\text{max}}$ ,  $\varphi=1$ .

На рис. 2.14 изображена дроссельная характеристика воздухозаборника, представляющая собой зависимость  $\sigma_{вх}=f(\varphi)$ . При  $M_n=\text{const}$  прямая линия соответствует потребному расходу через двигатель, а точка пересечения ее с дроссельной характеристикой представляет фактический режим совместной работы двигателя и воздухозаборника (точка А). Характеристика имеет

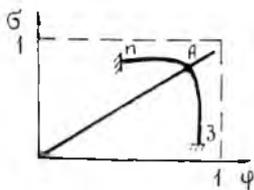


Рис. 2.14. Характеристика воздухозаборника

две ветви: пологую, соответствующую фактическим режимам работы ( $m_{\text{потр}} < m_{\text{расп}}$ ), и вертикальную, относящуюся к сверхкритическим режимам ( $m_{\text{потр}} > m_{\text{расп}}$ ). Скругление в месте сопряжения указанных ветвей условно называют «угловой точкой» характеристики. Эта область является наиболее выгодной для согласования работы воздухозаборника с двигателем, так как здесь высокие значения  $\sigma_{\text{вх}}$  сочетаются со значительными запасами устойчивости. Точка «п» на характеристике относится к границе помпажа, точка «з» — к границе зуда.

Помпаж воздухозаборника характеризуется периодическим с частотой 3...10 Гц изменением давления и скорости потока в канале и сопровождается характерными звуками и тряской конструкции.

Зуд характеризуется повышенными значениями суммарной амплитуды колебаний воздухозаборника и зонами сверхзвуковых скоростей за горлом, что вызывается его сверхкритическим режимом работы.

Коэффициент восстановления полного давления зависит от числа скачков уплотнения, их интенсивности, от режима работы входного устройства. При  $M_n < 1,5$  существенного выигрыша у системы скачков по сравнению с одним прямым нет, поэтому до  $M_n = 1,5$  используют воздухозаборники с одним прямым скачком. При большем числе  $M_n$  дополнительно организуют косые скачки уплотнения.

На рис. 2.15 представлена зависимость коэффициента восстановления полного давления в системе скачков от числа косых скачков уплотнения и  $M_n$ . Коэффициент  $\sigma_{\text{вх}}$  определяется как  $\sigma_{\text{вх}} = (0,9 \dots 0,95) \sigma_{\text{сск}}$ , где  $\sigma_{\text{сск}} = \prod_{i=1}^n \sigma_i$ ;  $\sigma_i$  — коэффициент восстановления давления в одном скачке;  $n$  — число скачков.

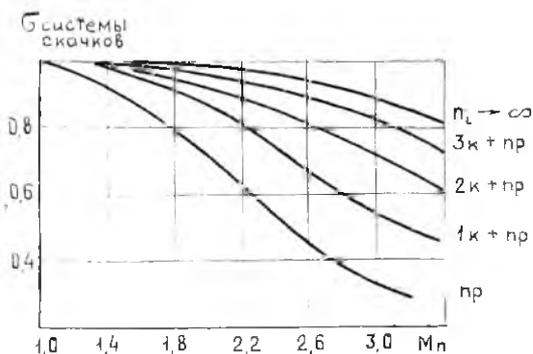


Рис. 2.15. Зависимость коэффициента  $\sigma_{\text{сск}}$  от числа  $M_n$

Рекомендуемые числа скачков для воздухозаборников внешнего сжатия:

$M_n \leq 1,3$  — прямой скачок (пр),

$M_n \leq 1,5$  — 1 косой скачок + 1 пр,

$M_n \leq 2,0$  — 2 кс + 1 пр,

$M_n \leq 3,0$  — 3 кс + 1 пр,

$M_n \leq 3,5$  — 5 кс + 1 пр.

Значение коэффициента восстановления давления в косом скачке представляется зависимостью

$$\sigma_{i \text{ кс}} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left( \frac{M_{i-1} \sin \beta_i}{1 + \frac{k-1}{2} M_{i-1} \sin^2 \beta_i} \right)^{\frac{k}{k-1}} \frac{1}{\left( k M_{i-1}^2 \sin^2 \beta_i - \frac{k-1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}}}, \quad (2.9)$$

где  $M_{i-1}$  — число  $M$  перед  $i$ -м скачком.

Из общей теории оптимальной системы скачков следует, что максимум  $\sigma_{\text{с кс}}$  достигается, когда интенсивность всех скачков уплотнения одинакова, а интенсивность замыкающего несколько ниже. Интенсивность скачка определяется как отношение скоростей потока перед и за ним. Чтобы  $\sigma_{\text{с кс}}$  имел большее значение, скорость потока перед прямым замыкающим скачком не должна превышать  $M = 1,2 \dots 1,25$ .

Углы ступенчатого клина (конуса) выбирают таким образом, чтобы на расчетном режиме работы, во-первых, наружные косые скачки фокусировались на передней кромке обечайки, обеспечивая тем самым величину  $\varphi = 1$  и  $X_{\text{доп}} = 0$ , и, во-вторых, обеспечивалось равенство

$$V_n/V_1 = V_1/V_2 = \dots = V_i/V_{i+1} = \dots,$$

где  $V_i$  — скорость потока за  $i$ -м косым скачком.

Скорость потока за  $i$ -м скачком  $V_i$  связана со скоростью потока перед скачком  $V_{i-1}$  следующим образом:

$$V_i = V_{i-1} \frac{\cos \beta_i}{\cos(\beta_i - \alpha_i)}. \quad (2.10)$$

Число  $M$  потока за  $i$ -м скачком

$$M_i = \sqrt{\frac{5 + M_{i-1}^2}{7 M_{i-1}^2 \sin^2 \beta_i - 1} \cdot \frac{5 M_{i-1}^2 \cos^2 \beta_i}{5 + M_{i-1}^2 \sin^2 \beta_i}}. \quad (2.11)$$

Соотношение между углом поворота потока и углом наклона скачка выражается формулой

$$\lg \alpha_i = \operatorname{ctg} \beta_i \frac{M_{i-1}^2 \sin \beta_i - 1}{1 + M_{i-1}^2 (1,2 - \sin^2 \beta_i)}. \quad (2.12)$$

Зная число косых скачков, из уравнений (2.10)...(2.12) можно определить необходимые значения углов ступенчатого клина (конуса), обеспечивающие одинаковую интенсивность в скачках. Угол наклона первой поверхности сжатия  $\alpha_1$  определяет вынос конуса (клина) — расстояние от вершины клина до плоскости входа. На современных сверхзвуковых самолетах он равен:

М . . . . .	< 2,5	2,5 . . . 3,5
Клин . . . . .	~ 9°	~ 7°
Конус . . . . .	~ 15°	~ 11°
Вынос клина $l_1 = h/\text{tg } \beta_1$ .		

Площадь горла на расчетном режиме определяется по уравнению расхода для сечений Н—Н и  $v_x$ — $v_x$ :

$$m_v \frac{\rho_H^*}{\sqrt{T_H^*}} F_H q(\lambda_H) = m_v \frac{\rho_r^*}{\sqrt{T_r^*}} F_r q(\lambda_r). \quad (2.13)$$

Учитывая, что  $F_H = F_{вх} \varphi$ ,  $F_r = F_r/F_{вх}$ ,  $T_r^* = T_H^*$ ,  $\rho_r^*/\rho_H^* = \sigma_{сск}$ , получим

$$\bar{F}_r = \frac{\varphi}{\sigma_{сск}} \frac{q(\lambda_H)}{q(\lambda_r)}. \quad (2.14)$$

Для оптимальной площади горла на расчетном режиме  $\lambda_r = 1$  и  $\varphi = 1$ , тогда

$$\bar{F}_r = q(\lambda_H)/\sigma_{сск}.$$

Значения величины  $\bar{F}_r$  в зависимости от  $M_n$  рекомендуются следующие:

$M_n \dots$	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5
$\bar{F}_r \dots$	0,5	0,42	0,35	0,32	0,3

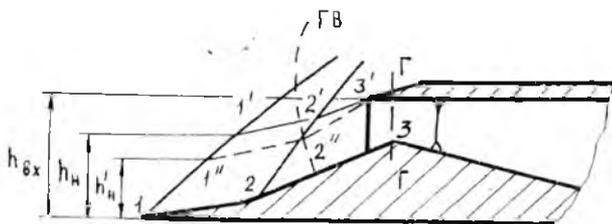
### 2.5.3. Работа сверхзвуковых входных устройств на нерасчетном режиме

#### 2.5.3.1. Влияние нерасчетного числа $M$ полета

При числе  $M_n$  меньшего и большего расчетного значения в соответствии с (2.12) изменяются углы наклона косых скачков уплотнения. Они уже не фокусируются на передней кромке обечайки.

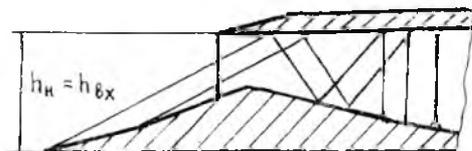
При  $M_n < M_{расч}$  углы наклона косых скачков увеличиваются, что приводит к уменьшению площади струи  $F_H$ , входящей в воздухозаборник, и, как следствие, уменьшению коэффициента расхода  $\varphi < 1$ . При этом появляется дополнительное сопротивление. Линии тока в сверхзвуковом течении практически эквидистантны поверхности ступенчатого клина (конуса), и коэффициент расхода может быть найден построением проходящей

через точку 3' линии тока  $I'-2'-3'$ , эквидистантной поверхности торможения  $I-2-3$  (рис. 2.16). Коэффициент расхода в этом случае определяется как  $\varphi = h_H/h_{\text{вх}}$ . При значительном



$$M_n < M_{\text{расч}}$$

а



$$M_n > M_{\text{расч}}$$

б

Рис. 2.16. Схема течения при пересеченном числе  $M_n$ :

а)  $M_n < M_{\text{расч}}$ ; б)  $M_n > M_{\text{расч}}$

уменьшении числа  $M_n$  относительно расчетного отдельные углы поверхности торможения оказываются больше предельных, что приводит к возникновению головной волны у последних ступеней поверхности торможения. При дальнейшем снижении  $M_n$  головная волна перемещается на ступени с меньшими углами наклона и может установиться перед поверхностью торможения.

Весь воздух, проходящий через систему скачков, должен пройти через горло воздухозаборника. С уменьшением  $M_n$  уменьшается пропускная способность не только системы скачков, но и горла, что связано со снижением плотности воздуха из-за уменьшения скорости напора. Причем пропускная способность горла уменьшается значительно быстрее, чем у системы скачков, и оно не может пропустить весь воздух, проходящий через них. Возникает головная волна, которая обеспечивает необходимое снижение расхода воздуха и коэффициента  $\varphi$  за

счет изменения формы поверхности тока (линия 1—2—3). При дальнейшем уменьшении  $M_n$  головная волна начинает дальше отходить от плоскости входа, что приводит к разрушению системы косых скачков, увеличению неравномерности потока на входе в воздухозаборник, росту дополнительного сопротивления и сопротивления обечайки.

При  $M_n > M_{расч}$  углы наклона косых скачков уменьшаются и они попадают во внутренний канал воздухозаборника (рис. 2.16, б), где образуется течение со сложной системой скачков уплотнения. Коэффициент  $\sigma_{сск}$  до критического сечения, как правило, уменьшается. Потребное число  $\bar{F}_r$  уменьшается, что следует из (2.14), так как с ростом  $\lambda_n$  величина  $q(\lambda_n)$  падает сильнее, чем  $\sigma_{сск}$ . В связи с этим в критическом сечении горла устанавливается сверхзвуковое течение, переходящее в дозвуковое в замыкающем скачке, расположенном за горлом. Поля давлений и скоростей за горлом становятся неравномерными. Значение же коэффициента расхода остается неизменным ( $\varphi = 1$ ,  $C_{x доп} = 0$ ). При дросселировании воздухозаборника (повышении противодавления) может возникнуть выбитая головная ударная волна, что приводит к уменьшению  $\varphi$  и появлению дополнительного сопротивления.

### 2.5.3.2. Влияние углов атаки

Изменение углов атаки и скольжения оказывает сильное влияние на характеристики и запас устойчивости воздухозаборников. Наиболее сильное влияние углов атаки наблюдается для осесимметричных воздухозаборников. Это объясняется тем, что в верхней подветренной части углы наклона косых скачков уменьшаются, а в нижней наветренной увеличиваются, что приводит к разности давлений, перетеканию воздуха, отрыву пограничного слоя, а также появлению головной ударной волны.

У плоских воздухозаборников с горизонтальным расположением клина положительные и отрицательные углы атаки приводят к разным последствиям (рис. 2.17). Переход на небольшие положительные углы атаки может даже улучшить характеристики воздухозаборника, что объясняется, во-первых, уве-

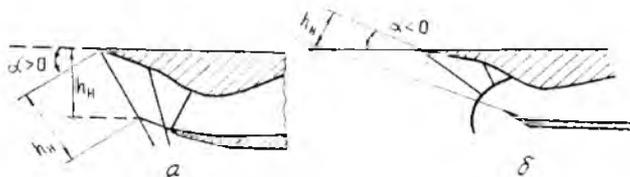


Рис. 2.17. Обтекание воздухозаборника на углах атаки; а)  $\alpha > 0$ ; б)  $\alpha < 0$

личением коэффициента  $\varphi$  из-за увеличения угла наклона косых скачков и, во-вторых, увеличением коэффициента  $\sigma_{вх}$  из-за уменьшения потерь в замыкающем скачке вследствие уменьшения числа  $M$  перед ним. При значительном возрастании угла атаки  $\alpha$  чрезмерное увеличение пропускной способности системы скачков приводит к переполнению воздухозаборника воздухом и снижению запасов устойчивости, а сильное увеличение интенсивности косых скачков — к увеличению потерь в них и снижению  $\sigma_{вх}$ .

При отрицательных углах атаки уменьшаются углы наклона косых скачков и их интенсивность, что приводит к увеличению интенсивности головной волны, уменьшению коэффициентов  $\varphi$  и  $\sigma_{вх}$ , возрастанию неравномерности и пульсаций потока на выходе из воздухозаборника. Запас устойчивости снижается, что может явиться причиной ограничений режимов полета с большими отрицательными перегрузками. По этой причине у самолета *F-15* весь воздухозаборник выполнен поворотным и регулируется по углу атаки самолета.

### 2.5.3.3. Влияние режима работы двигателя

Изменение режима работы двигателя при прочих неизменных условиях равносильно изменению противодавления за воздухозаборником.

При увеличении режима работы двигателя уменьшается противодавление и замыкающий скачок перемещается вниз по потоку, что приводит к увеличению размеров сверхзвуковой зоны и росту числа  $M$  перед скачком. Уменьшается коэффициент  $\sigma_{вх}$  как из-за увеличения интенсивности скачка, так и из-за роста потерь в связи с увеличением размеров сверхзвуковой зоны. Коэффициент расхода  $\varphi$  и коэффициент внешнего сопротивления  $C_{x\text{ вх}}$  при этом остаются неизменными. Воздухозаборник работает на сверхкритическом режиме.

При уменьшении режима работы двигателя противодавление за воздухозаборником возрастает и, передаваясь по дозвуковому потоку к системе скачков уплотнения, приводит к появлению головной ударной волны перед плоскостью входа. Воздухозаборник переходит на докритические режимы работы. При дальнейшем росте противодавления головная волна начинает отходить от плоскости входа, в результате чего уменьшается коэффициент  $\varphi$  и появляются (или увеличиваются) дополнительные сопротивления и коэффициент  $C_{x\text{ вх}}$ . Коэффициент  $\sigma_{вх}$  в начальный момент несколько увеличивается из-за уменьшения сверхзвуковой зоны внутри канала и, следовательно, уменьшения потерь от трения из-за снижения скоростей потока. В дальнейшем, при значительном удалении головной волны от входа и разрушении системы косых скачков, коэффициент  $\sigma_{вх}$  может уменьшаться.

## 2.6. РЕГУЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВЫХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ

В большинстве случаев использование нерегулируемых воздухозаборников нецелесообразно, так как воздухозаборник, спроектированный для определенных условий полета, имеет оптимальные значения  $\varphi$ ,  $\sigma_{вх}$  и  $C_{x вх}$  только в этих условиях. При других условиях эти величины могут существенно отличаться от расчетных.

Регулирование должно осуществляться так, чтобы обеспечить потребное для данного режима  $\bar{F}_r$  максимально возможное значение  $\sigma_{вх}$  при наименьшем  $C_{x вх}$ . Регулирование может выполняться путем изменения площади входа, перепуском воздуха через перепускные клапаны, перемещением центрального тела, регулированием площади горла, изменением углов ступенчатого клина.

Регулирование сверхзвуковых воздухозаборников осуществляется автоматической системой регулирования. Она должна обеспечивать получение высокой эффективной тяги при устойчивой работе на всех режимах. Система регулирования может быть программной или замкнутой. В программной системе регулирования перемещение регулируемых элементов осуществляется на практике в зависимости от степени повышения давления в компрессоре  $\pi_{к*}$  или от приведенной частоты вращения  $n_{пр}$ .

Замкнутые системы регулирования могут лучше обеспечить оптимальные условия работы воздухозаборника при различных условиях полета. В этих системах в качестве регулируемых параметров могут быть использованы: поддержание заданной интенсивности скачка, расположенного за горлом; поддержание местоположения замыкающего прямого скачка.

Рассмотрим режимы работы регулируемого сверхзвукового воздухозаборника на примере воздухозаборника самолета Ту-144 (рис. 2.18).

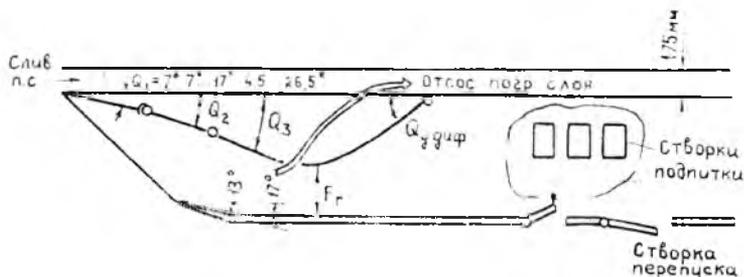


Рис. 2.18. Схема воздухозаборника самолета Ту-144

Воздухозаборник самолета Ту-144 — подкрыльевой, спаренный, плоский. Для предотвращения попадания в двигатель пограничного слоя с крыла воздухозаборники отодвинуты от его нижней поверхности на 175 мм. Между крылом и спаркой выполнен клин слива, отбрасывающий пограничный слой с крыла.

Торможение потока осуществляется в трех косых скачках уплотнения, прямом замыкающем и дозвуковом диффузорах. Поверхность торможения выполнена в виде трехступенчатого клина: передняя панель неподвижная с углом  $\Theta_1 = 7^\circ$ , вторая и третья подвижные с углом, изменяющимся в диапазоне  $\Theta_2 = 7 \dots 17^\circ$  и  $\Theta_3 = 4,4 \dots 26,5^\circ$ . Задняя панель, кинематически связанная со средней (третьей) подвижной панелью, определяет минимальную проходную площадь — горло воздухозаборника.

Получение высоких газодинамических характеристик воздухозаборника обеспечивается применением отсоса пограничного слоя с клина торможения в щель, образованную между средней и задней панелями, и затем в атмосферу. Геометрия воздухозаборника выбрана из условия получения оптимальных характеристик по дальности полета на крейсерском сверхзвуковом режиме. Площадь входа в воздухозаборник по передним кромкам  $1,35 \text{ м}^2$ . Работа воздухозаборника на промежуточных режимах полета по числу  $M_n$ , при отклонениях температуры от стандартной и на режимах дросселирования двигателя обеспечивается системой управления воздухозаборником, изменяющей положение панелей клина и створки перепуска в зависимости от приведенной частоты вращения ротора низкого давления двигателя по заданной программе. Для повышения эффективности работы на старте и взлете на каждом воздухозаборнике выполнены четыре «плавающих» створки подпитки (три сбоку, одна снизу), открывающихся на угол  $37 \dots 40^\circ$  и имеющих суммарную площадь примерно  $0,35 \text{ м}^2$ . При скорости полета с числом  $M_n \geq 0,6 \dots 0,7$  створки подпитки под действием обратного перепада давления закрываются.

На рис. 2.19 показаны основные режимы работы воздухозаборника.

Взлет. Режим работы двигателя — форсажный. Клин убран в стартовое положение. Створки подпитки максимально открыты. Створка перепуска закрыта.

Разгон. Двигатели работают на форсажном режиме. Створки подпитки при  $M_n \geq 0,6 \dots 0,7$  закрыты. Створка перепуска закрыта. Панели клина опускаются в соответствии с программой регулирования, раскрывается щель отсоса пограничного слоя с панелей клина.

Крейсерский сверхзвуковой полет. Двигатель работает в режиме крейсерского форсажа. Панели клина в про-

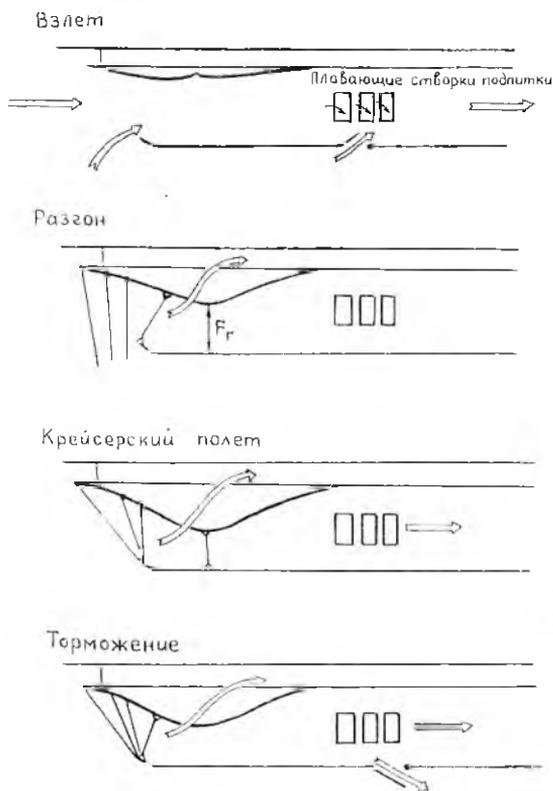


Рис. 2.19. Основные режимы работы воздухозаборника самолета Ту-144

граммном положении. Заборник работает в оптимальном режиме. Створки подпитки и створка перепуска закрыты.

**Торможение.** Режим работы двигателя может изменяться от максимального бесфорсажного до малого газа. Створки подпитки закрыты. Положение панелей клина и створки перепуска на сверхзвуковых скоростях полета изменяется в соответствии с программой регулирования. На режиме малого газа двигателя происходит 100%-ный выпуск панелей клина и частичное открытие створки перепуска.

В диапазоне чисел  $M_n$  от 0 до 1,25 при разгоне основное автоматическое управление обеспечивает удержание панелей клина в убранном положении, а створки перепуска — закрытой, и возвращает их в это положение при снижении скорости до  $M_n \leq 1,1$ .

### 3. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА АСУ

На силовых установках современных самолетов применяются разнообразные типы выходных устройств. Выбор их схемы определяется назначением самолета, его основными режимами полета и другими факторами. Выходные устройства включают в себя ряд элементов, основным из которых является реактивное сопло. Кроме того, выходное устройство может включать: соединительные трубы, устройства реверса, системы подачи воздуха для охлаждения элементов конструкций.

#### 3.1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РЕАКТИВНОГО СОПЛА

Назначение реактивного сопла (РС) состоит в преобразовании внутренней энергии рабочего тела (тепловой и потенциальной) в кинетическую и создании выходного импульса, который определяет величину силы тяги двигателя.

РС должно обеспечивать:

необходимое изменение эксплуатационных режимов работы двигателя;

малые потери эффективной тяги;

высокую экономичность двигателя на всех основных режимах полета;

регулирование направления вектора тяги (реверсирование) и величины тяги от максимальных положительных до максимальных отрицательных значений;

необходимую степень глушения шума.

Наряду с этим реактивное сопло во всех случаях должно иметь простую конструкцию и малую массу.

Основными параметрами РС являются следующие величины. Расчетное отношение давлений в РС (расчетная степень по-

понижения давления]

$$\pi_{ср} = p_0^* / p_c,$$

где  $p_0^*$  — полное давление во входном сечении сопла;

$p_c$  — статическое давление на срезе сопла.

Располагаемое отношение давлений в РС (полная степень понижения давления)

$$\pi_{сн} = p_0^* / p_H,$$

где  $p_H$  — атмосферное давление.

Тяга РС

$$P = G_r c_c + F_c (p_c - p_H) - G_a V_p,$$

где  $G_r$  — расход газа через сопло;

$c_c$  — скорость газа на срезе сопла;

$F_c$  — площадь выходного сечения сопла.

Импульс сопла

$$I_c = G_r c_c + p_c F_c.$$

Импульс по физическому смыслу является тягой сопла при истечении в пустоту ( $I_c = P$  при  $p_H = 0$ ).

Режим работы выходного устройства определяется соотношением расчетной и полной степени понижения давления: если  $\pi_{ср} = \pi_{сн}$  — расчетный режим, если  $\pi_{ср} \neq \pi_{сн}$  — нерасчетный.

Дозвуковое сопло может работать с полным расширением и недорасширением. На режиме с полным расширением ( $\pi_{сн} = \pi_{ср}$ ) скорость на срезе сопла может быть меньше скорости звука или равной ей. На режиме с недорасширением ( $\pi_{сн} > \pi_{ср}$ ) скорость на срезе сопла равна скорости звука.

Сверхзвуковое выходное устройство типа сопла Лавалья может работать в трех режимах: расчетном, с перерасширением, с недорасширением. На режиме с перерасширением  $\pi_{ср} > \pi_{сн}$ .

### 3.2. КОЭФФИЦИЕНТЫ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА

Коэффициент расхода выходного устройства  $\mu$  есть отношение действительного расхода газа через ВУ к идеальному. Он учитывает неравномерность потока газа в критическом сечении:

$$\mu = G_r / G_{r\text{ид}},$$

где  $G_{r\text{ид}} = m \frac{p_c}{\sqrt{T_0^*}} F_{кр} q(\lambda_{кр})$ .

У сужающихся сопел  $\mu$  зависит от отношения площадей  $F_{кр}/F_0$  угла конусности  $\Theta$ , числа  $Re$  и  $\pi_{сн}$  (рис. 3.1). При уве-

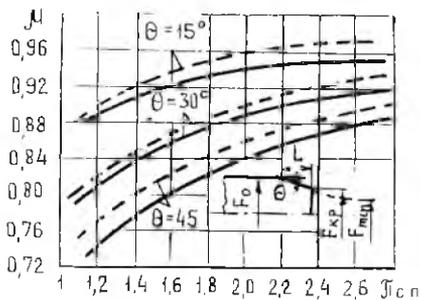


Рис. 3.1. Зависимости коэффициента расхода конического сужающегося сопла от располагаемого отношения давлений и геометрических параметров: —————  $F_{кр}/F_0 = 0,6$ ;  
 —————  $F_{кр}/F_0 = 0,3$

личении  $F_{кр}/F_0$ ,  $\Theta$  и уменьшении  $\pi_{св}$   $\mu$  уменьшается, что объясняется сужением струи после выхода из сопла и расположением фактического  $F_{мин}$  за срезом сопла. Для сужающегося сопла  $\mu < 1$  всегда. Для сопла Лавалля  $\mu$  может быть больше 1 в области малых  $\pi_{св}$  ( $\pi_{св} < 1,85$ ). Это объясняется тем, что в критическом сечении этого сопла скорость может равняться скорости звука уже при  $\pi_{св} < 1,85$  и  $q(\lambda_{кр}) = 1$ .

В идеальном ВУ в этом случае  $q(\lambda_{кр}) < 1$  и, следовательно,  $G_T > G_{T-ид}$ .

Коэффициент скорости  $\varphi_c$  учитывает уменьшение скорости истечения из-за трения потока о стенки, непараллельности потока и скачков уплотнения (для сверхзвуковых ВУ):

$$\varphi_c = \varphi_{тр} \varphi_{ск} \varphi_x \quad \text{или} \quad \varphi_c = c_c / c_{с ад},$$

где  $c_{с ад}$  — скорость истечения из сопла в условиях адиабатного расширения.

Коэффициент сохранения полного давления

$$\sigma_c = p_{с*} / p_0^*.$$

Коэффициенты  $\varphi_c$  и  $\sigma_c$  связаны между собой определенной зависимостью, и задание одного из них позволяет найти значение другого.

Коэффициент нерасчетного режима работы сопла

$$K_{нр} = P_c / P_{с н},$$

$\bar{K}_{нр}$  — отношение тяг сопла при неполном и полном расширении.

Коэффициент тяги сопла

$$\bar{P}_c = P_c / P_{с ид},$$

где  $P_{с ид} = G_T c_{с ад}$  — идеальная тяга сопла при полном расширении.

Произведя преобразование  $\bar{P}_c = P_c / P_{с н} \cdot P_{с н} / P_{с ид}$ , где  $P_{с н} / P_{с ид} = \frac{c_{с н}}{c_{с ад}} = \varphi_c$ , окончательно получим

$$\bar{P}_c = K_{нр} \cdot \varphi_c.$$

Коэффициент импульса сопла  $\bar{I}_c$  — отношение действительного (замеренного) импульса сопла  $I_c$  к импульсу сопла тех же геометрических размеров при отсутствии потерь (т. е. при адиабатическом расширении газа):

$$\bar{I}_c = I_c / I_{c ад.}$$

$\bar{I}_c$  имеет такой же физический смысл, что и  $\varphi_c$ , в соответствии с чем может быть представлен следующим образом:

$$I_c = I_{тр} \cdot I_{ск} \cdot \bar{I}_c.$$

Коэффициент внешнего сопротивления кормовой части силовой установки

$$C_{x кор} = 2 X_{кор} / (\rho n V_n^2 F_{mid}),$$

где  $X_{кор}$  — сопротивление кормы;

$F_{mid}$  — мидель кормы;

$\rho n V_n^2 / 2$  — скоростной напор.

$X_{кор}$  состоит из сопротивления давления  $X_p$ , сопротивления трения  $X_{тр}$  и дошного сопротивления. Внешнее сопротивление по отношению к суммарным потерям эффективной тяги ВУ может достигать 40—60%.

Внешнее сопротивление оценивается также коэффициентом

$$X_{кор} = X_{кор} / P_{с ид.}$$

Тогда коэффициент эффективной тяги

$$\bar{P}_{с эф} = P_{с эф} / P_{с ид} = \frac{P_{с} - X_{кор}}{P_{с ид}} = \bar{P}_{с} - X_{кор}.$$

Коэффициенты  $C_{x кор}$ ,  $\bar{X}_{кор}$  и  $\bar{P}_{с эф}$  определяют тяговую эффективность ВУ в условиях полета.

### 3.3. ВУ ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ И НЕБОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Дозвуковые ВУ представляют собой канал, заканчивающийся сужающимся нерегулируемым или регулируемым насадком (рис. 3.2). Нерегулируемый насадок применяется для силовых установок без форсажной камеры. При наличии форсажной камеры требуется регулировка выходного сечения в широких пределах.

Наиболее равномерное поле скоростей обеспечивает насадок, стенки которого выполнены по криволинейному контуру таким образом, что градиент изменения поперечного сечения уменьшается и достигает нуля на срезе сопла. На практике, однако, обычно используют конический насадок.

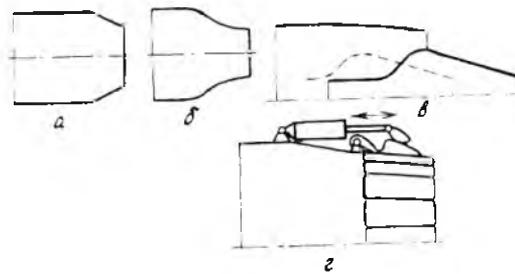


Рис. 3.2. Схемы сужающихся регулируемых и регулируемых насадков: *a*—регулируемый конический насадок; *б*—регулируемый насадок с плавным контуром; *в*—насадок с регулируемым выходным сечением посредством перемещаемого центрального тела; *г*—регулируемый насадок со створками

Регулирование в широком диапазоне выходного сечения осуществляется на практике с помощью створок. Изменение выходного сечения в небольших пределах можно осуществить с помощью центрального тела или газодинамическим регулированием.

Схемы компоновки дозвуковых устройств бывают следующие: со срезом сопла, вынесенным за пределы мотогондолы или фюзеляжа и «утопленным» сопловым насадком (рис. 3.3). Первая схема целесообразна для летательных аппаратов с небольшой скоростью полета  $M_n < 1,6$  и в случае, когда система привода створок имеет небольшую строительную высоту. Если си-

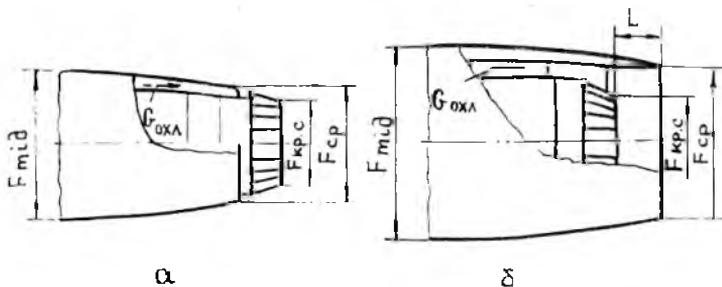


Рис. 3.3. Выходные устройства летательных аппаратов с дозвуковыми соплами: *a*—схема с дозвуковым соплом, вынесенным за срез фюзеляжа; *б*—схема с «утопленным» дозвуковым соплом

стема привода имеет значительную строительную высоту, то более целесообразна схема с «утопленным» соплом.

Работа дозвуковых устройств в условиях старта ( $M_n=0$ ) определяется их схемой и величиной  $\pi_{ср}$ . Режим работы сопла влияет на форму струи за соплом. При значении  $1 < \pi_{ср} < \pi_{ср}^*$  геометрия струи за срезом сопла имеет плавно сужающуюся форму, степень сужения зависит от  $\pi_{ср}$  и геометрии сопла (рис. 3.4).



Рис. 3.4. Конфигурация струи за срезом сужающегося сопла при различных значениях  $\pi_{ср}^*$ : а—значение  $\pi_{ср}^* < \pi_{ср}^*$ ; б— $\pi_{ср}^* < \pi_{ср}^* < \pi_{ср}^*$

При величине  $\pi_{ср} < \pi_{ср}^*$  геометрия струи имеет периодическую «бочкообразную» форму. Это объясняется тем, что  $p_c > p_n$  и происходит расширение газа за пределами сопла и увеличение поперечного сечения струи с образованием зоны расширения на начальном участке струи.

Но газ, вследствие его упругих свойств, перерасширяется и давление в ядре струи оказывается меньше  $p_n$ . Поэтому за процессом расширения следует процесс сжатия струи с образованием скачков уплотнения, а поперечное сечение струи уменьшается. Тяговая характеристика ВУ с вынесенным насадком практически не отличается от характеристики изолированного сужающегося насадка (рис. 3.5). У ВУ с «утопленным» насадком струя газа расширяется внутри выходного устройства и эжектирует воздух из двигательного отсека,

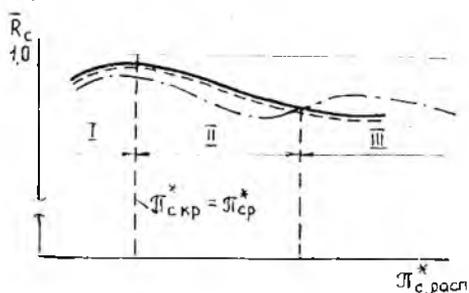


Рис. 3.5. Тяговые характеристики сужающегося сопла и дозвуковых выходных устройств в условиях старта ( $M_n=0$ ): — тяговая характеристика изолированного сужающегося сопла; - - - тяговая характеристика дозвукового выходного устройства с вынесенным сужающимся соплом (см. рис. 3.3, а); ..... тяговая характеристика дозвукового выходного устройства с «утопленным» сужающимся соплом (см. рис. 3.3, б)

что приводит к разрежению в пространстве между внешней обечайкой и соплом ( $p < p_n$ ). А это, в свою очередь, приводит к ухудшениям тяговых характеристик. При некотором  $\pi_{ср}$  струя, истекающая из насадка, касается кромки кормовой части силовой установки, а давление в указанном пространстве становится больше  $p_n$ , в нем появляются рециркуляционные зоны. Это определяет наличие двух характерных зон тяговой характеристики ВУ.

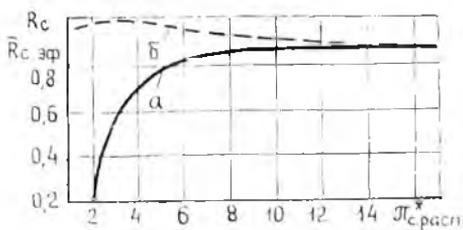


Рис. 3.6. Тяговая характеристика дозвукового выходного устройства с сужающимся соплом у среза цилиндрической кормовой части при  $M_n = 2,0$ : а — тяговая характеристика дозвукового выходного устройства; б — тяговая характеристика изолированного сужающегося сопла ( $M_n = 0$ )

Характеристики ВУ, определенные по результатам испытаний моделей во внешнем потоке, представляются в виде зависимости коэффициента эффективной тяги конкретного ВУ фиксированной геометрии от  $\pi_{ср}$  при фиксированном  $M_n$  (рис. 3.6):  $R_{с\text{ эф}} = f(\pi_{ср}, M_n)$ .

Большие потери тяги ВУ по сравнению с изолированным сужающимся соплом при наличии внешнего потока обусловлены разрежением за кормой, которые особенно велики при малых значениях  $\pi_{ср}$ .

### 3.1. ВУ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Сверхзвуковые выходные устройства бывают различных схем, например: с соплом Лаваля, эжекторные ВУ, с соплом с центральным телом, с разрывом сверхзвукового контура.

#### 3.4.1. Сопло Лаваля

Сопло Лаваля представляет собой сужающерасширяющийся канал с дозвуковой скоростью на входе. Контур проточной части сопла образован сужающимся регулируемым насадком и конической или профилированной сверхзвуковой частью, стыковка между которыми осуществляется элементами с небольшим радиусом кривизны.

На расчетном режиме  $\pi_{ср} = \pi_{сн}$  и давление на срезе сопла равно атмосферному. На режимах недорасширения и перерасширения струя имеет периодическую «бочкообразную» структуру, как и при истечении из сужающегося сопла в случае  $\pi_{ср} < \pi_{сн}$ . Но на режиме перерасширения начальный участок струи имеет сужающуюся форму, где в скачках уплотнения

давление становится больше атмосферного (рис. 3.7). По мере увеличения отношения  $p_{II}/p_c$  (т. е. увеличения степени перерасширения) скачок уплотнения передвигается против потока к срезу сопла, а затем начинает перемещаться внутрь него. Из-под основания скачка возникает отрыв потока и автотельность внутри сопла нарушается. Для каждого  $\pi_{ср}$  существует определенное значение  $\pi_{ср} = \pi_{ср.отр}$ , ниже которого начинается отрыв потока, что приводит к потерям тяги (уменьшению  $\bar{P}_c$ ).

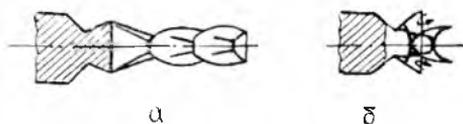


Рис. 3.7. Форма струи за срезом сопла на режимах: а—перерасширения; б—отрывном

При работе сопла на расчетном режиме коэффициент  $K_{IIp} = 1$  и значение тяги сопла определяется только внутренними потерями, которые складываются из потерь на трение и потерь на непараллельность потока в выходном сечении. Потери на непараллельность потока зависят от угла наклона стенки сопла в выходном сечении и для конической сверхзвуковой части определяются выражением

$$\Delta \bar{P}_\alpha = \bar{P}_\alpha - \bar{P}_{\alpha=0} = \frac{1 + \cos \alpha/2}{2},$$

где  $\bar{P}_\alpha$ ,  $\bar{P}_{\alpha=0}$  — коэффициент тяги сопла с углом конуса сверхзвуковой части, равным  $\alpha$  и  $\alpha = 0^\circ$ .

Так как потери на трение обратно пропорциональны углу  $\alpha$ , а потери на непараллельность прямо пропорциональны  $\alpha$ , то для каждого  $\pi_{ср}$  существует оптимальное значение угла раскрытия, обеспечивающее минимальные суммарные потери (рис. 3.8).

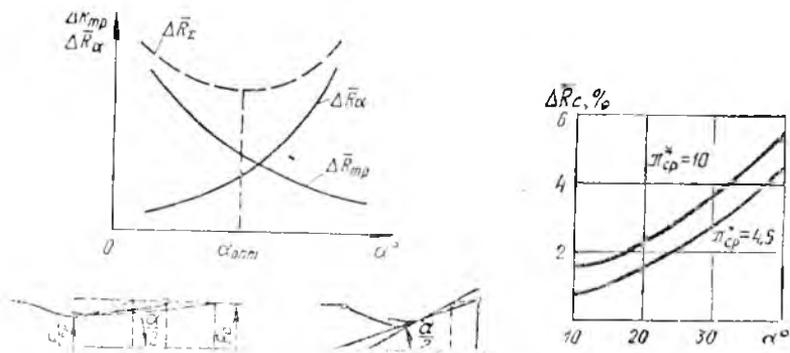


Рис. 3.8. Зависимость потерь тяги на трение, на непараллельность и суммарных потерь в сопле Лавали от угла конусности сверхзвуковой

$$\text{части } \Delta \bar{R}_\alpha = 1 - R_{c\alpha} = 0.$$

При  $\pi_{ср} \neq \pi_{ср}$  к указанным потерям добавляются потери от нерасчетного режима и  $P_c$  уменьшается, причем при перерасширении эти потери больше, чем при недорасширении.

$\pi_{ср}$  однозначно определяется относительной площадью выходного сечения сопла  $F_c = F_c/F_{кр}$  (отношение площадей выходного и критических сечений). Потери тяги в зависимости от  $\pi_{ср}$  определяются и величиной  $F_c$ . Причем для каждого  $F_c$  имеется определенное  $\pi_{ср}$ , при котором потери минимальные (рис. 3.9).

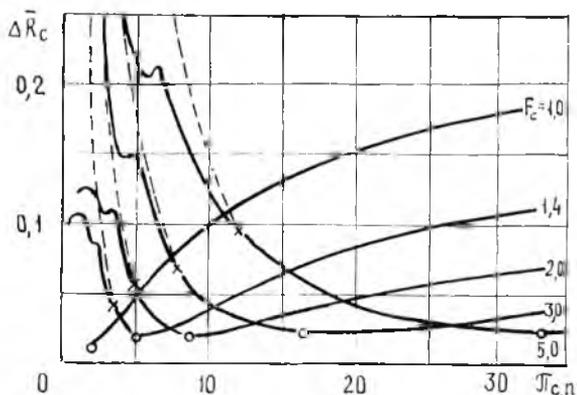


Рис. 3.9. Характеристика нерегулируемых сопел Лавала с различными значениями  $F_c$

Из рисунков 3.9 и 3.10 видно, что чем на большее  $M_n$  рассчитано сопло, тем большее  $F_c$  требуется для обеспечения минимальных потерь. Этого можно достичь регулированием сопла.

Во всережимном регулируемом сопле Лавала изменяются как  $F_c$ , так и  $F_{кр}$ . Это осуществляется применением многостворчатого сопла. Схема сопла показана на рис. 3.11. Створка  $A$  служит для изменения  $F_{кр}$ , створка  $B$  —  $F_c$ , створка  $C$  служит для создания такого очертания гондолы, при котором внешнее сопротивление, возникающее при уменьшении  $F_c$ , было бы небольшим. Чем больше  $F_c$ , тем больше потери эффективной тяги сопла в области  $M_n = 1 \dots 1,2$ . В этой области величина  $\Delta P_{c \text{ эф}}$  имеет пик, в то время как коэффициент  $\Delta P_c$  постоянен (рис. 3.12). У сопел, рассчитанных на высокие  $M_n$ , потери эффективной тяги в расчетных условиях полета получаются меньшими за счет практического отсутствия потерь на недорасширение потока в сопле, но в области трансзвуковых скоростей полета потери эффективной тяги у них оказываются более высокими. При этом внутренние потери у различных сопел в области трансзвуковых скоростей полета получаются одного порядка. Отсюда

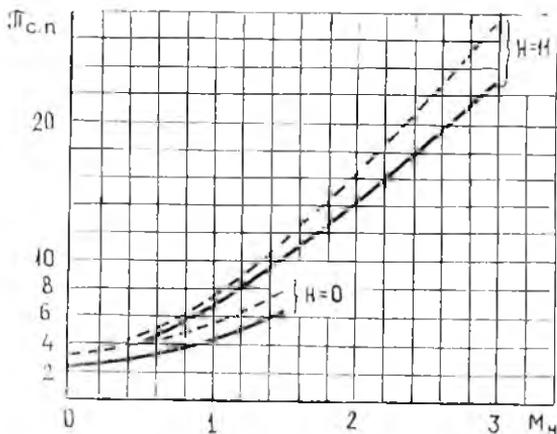


Рис. 3.10. Зависимость располагаемой степени понижения давления в выходных устройствах ТРДФ от числа  $M$  полета ( $\lambda_{кр}^* = 10$ ):  
 —————  $T_{г}^* = 1400 \text{ К}$ ; - - - - -  $T_{г}^* = 1600 \text{ К}$

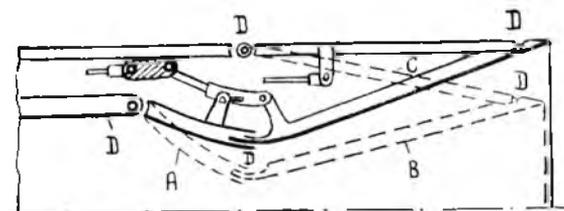


Рис. 3.11. Схема регулируемого сопла Лавали

следует, что для многорежимных самолетов, у которых значительная часть задач выполняется в диапазоне трансзвуковых скоростей полета, может оказаться выгодным использовать сопла с малым  $F_c$ . Это позволяет упростить конструкцию при умеренных потерях эффективной тяги при  $M_{п\max} \sim 2...5\%$ . Указанным требованиям удовлетворяют «ирисовые сопла» (рис. 3.13). На малых  $\lambda_{св}$  створки могут образовывать сужающееся сопло, при высоких — сопло Лавали с  $F_c \approx 1,3...1,4$ .

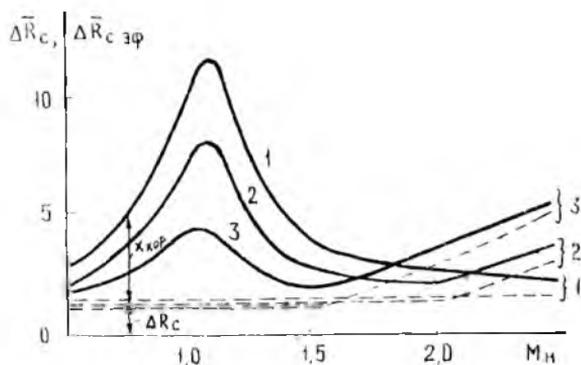


Рис. 3.12. Характеристика регулируемых сопел Лаваля: —  $\Delta R_{c \text{ эф}}$ ; —  $\Delta R_c$ ; 1)  $M_{np} = 2,5$ ; 2)  $M_{np} = 2,0$ ; 3)  $M_{np} = 1,5$

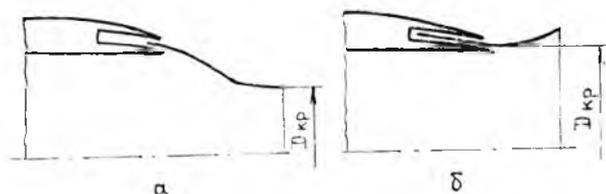


Рис. 3.13. Схема «ирисового» сопла: а — положение створок для максимального режима; б — для режима форсажа

### 3.4.2. Выходное устройство с эжекторным соплом

Эти сопла отличаются от сопла Лаваля тем, что у них сверхзвуковой контур полностью или частично заменен границей свободной сверхзвуковой струи. Эти сопла также называют соплами с разрывом сверхзвукового контура.

На рис. 3.14 изображены четыре схемы эжекторного сопла. Они состоят из первичного сопла и обечайки. Основные параметры сопла:  $D_{кр}$  — диаметр критического сечения сопла,  $D_a$  — диаметр среза сверхзвукового сопла,  $D_r$  — диаметр горла обечайки,  $D_c$  — диаметр выходного сечения обечайки.

Эжекторные сопла обладают тем преимуществом перед соплом Лаваля, что конструктивно регулировать их проще. Крити-

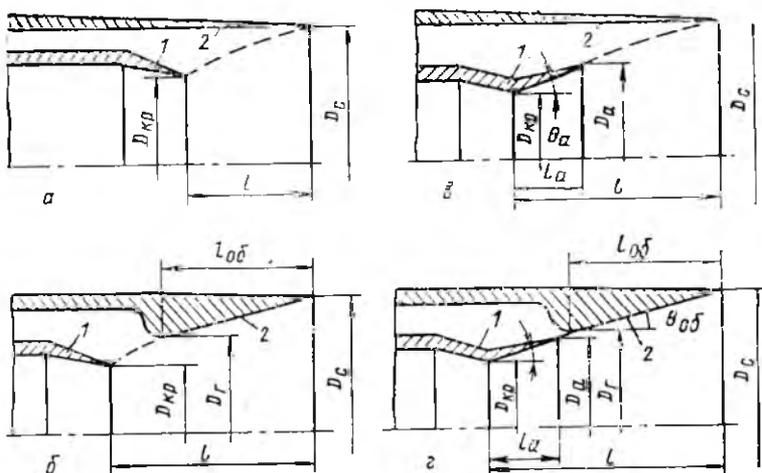


Рис. 3.14. Схемы эжекторных сопел

ческое сечение может изменяться за счет использования обычных регулируемых створок. Регулирование площади выходного сечения обечайки также может быть выполнено проще, чем в сопле Лаваля. Дополнительная возможность регулирования обеспечивается подачей вторичного воздуха  $G_2$ , благодаря чему граница свободной струи может изменять свою форму, приспосабливаясь к изменению положения створок и перепада давлений в сопле. Однако тяговые характеристики эжекторных сопел хуже, чем сопел Лаваля с тем же  $\pi_{ср}$ .

Относительный расход вторичного воздуха  $G_2$  характеризуется коэффициентом эжекции

$$K_{эж} = G_2/G_1$$

или приведенным коэффициентом эжекции

$$\bar{K}_{эж} = G_2/G_1 \sqrt{T_2^*/T_1^*}$$

Схема течения в эжекторном сопле показана на рис. 3.15. При  $K_{эж} = 0$  поток при обтекании угловой точки  $a$  расширяется и образуется свободная сверхзвуковая струя, которая в точке  $m$  присоединяется к обечайке и образуется скачок уплотнения  $m - n$ . При увеличении  $K_{эж} > 0$  угол присоединения  $\psi$  уменьшается, что приводит к уменьшению интенсивности скачка, уплотнения. При некотором значении  $K_{эж} = K_{эж гр}$   $\psi = 0$  и скачок уплотнения исчезает. Тяга такого эжек-

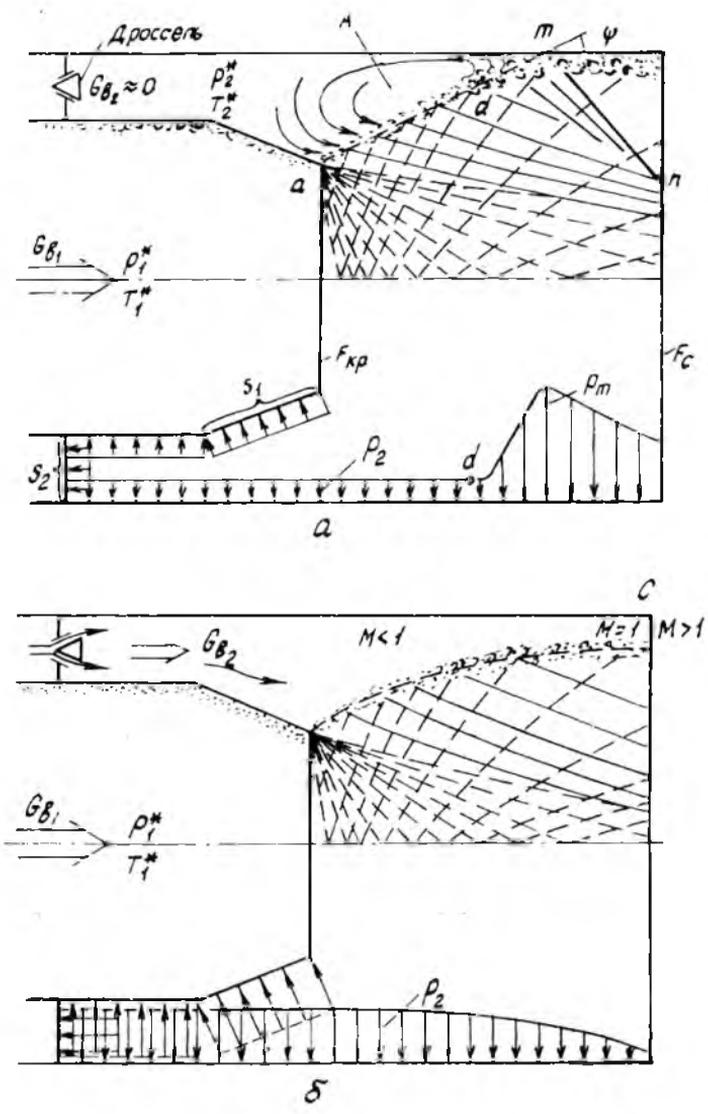


Рис. 3.15. Схема истечения из эжекторного сопла

торного сопла

$$P_{c \text{ эж}} = P_{c \text{ суж}} + (p_2 - p_H) (F_c - F_{кр}),$$

где  $P_{c \text{ суж}}$ —тяга сужающегося сопла.

Таким образом, сужающееся сопло с «утолщенным» насадком по сути является эжекторным соплом. Тяговые характеристики эжекторных сопел представлены на рис. 3.16.

Регулирование эжекторных сопел производится путем изменения площадей  $F_{кр}$  и  $F_c$ , а кроме того, может регулироваться подачей третичного воздуха  $G_3$  (рис. 3.17).

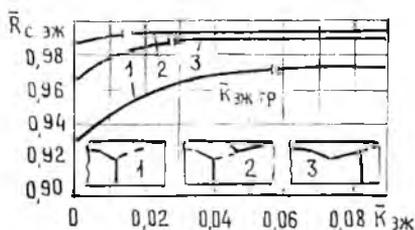


Рис. 3.16. Внутренние характеристики эжекторных сопел трех различных схем при  $F_c = 2, 3$ ; 1, 2, 3—сопел различных схем

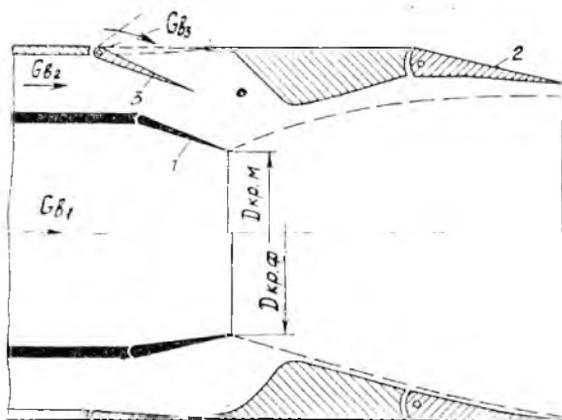


Рис. 3.17. Схема регулируемого эжекторного сопла

### 3.4.3. Сопла с центральным телом

Схема проточной части таких сопел приведена на рис. 3.18. Использование сопел с центральным телом позволяет исключить возможность значительного перерасширения газа при уменьшении перепада давлений. При  $\pi_{ср} < \pi_{ср}$  у сопла Лавала  $P_c$  вследствие перерасширения значительно снижается, у сопла с закрытой обечайкой вследствие полного внешнего расшире-

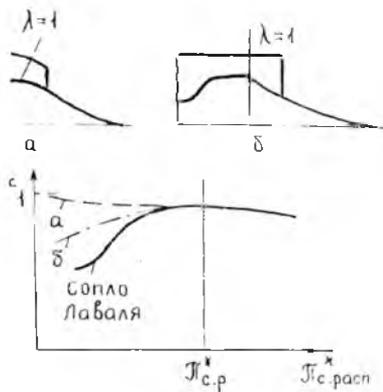


Рис. 3.18. Сравнение тяговых характеристик в условиях старта для сопел с центральным телом и сопла Лаваля с одинаковым значением  $\lambda_{с.р}^*$ : а — сопло с прикрытой обечайкой; б — сопло с цилиндрической обечайкой

применение сопел с центральным телом на ВРД, хотя такие сопла получаются более короткими, чем сопла Лаваля.

### 3.5. РЕВЕРС ТЯГИ

Реверсом тяги называется изменение направления ее действия на противоположное, в результате чего создается отрицательная тяга, направленная против движения самолета и вызывающая его торможение. Реверс тяги является эффективным средством сокращения длины пробега самолета при посадке и быстрого уменьшения скорости в полете.

Если считать, что в процессе реверсирования участвует часть газа  $G_{рев}$  от всего расхода газа через сопло  $G_c$ , то получим следующее выражение для величины тяги реверса:

$$P_{рев} = G_{рев} \cdot c_{рев} \cdot \cos \beta - (G_c - G_{рев}) \cdot c_c - G_n V_n,$$

где  $c_{рев}$  — скорость на выходе из реверсивного устройства;  
 $\beta$  — угол вектора скорости  $c_{рев}$  с осью силовой установки.  
 Коэффициент реверса тяги, оценивающий эффективность реверсивных устройств, равен

$$P_{рев} = P_{рев} / P_c.$$

Обычно  $\varphi_{рев} = c_{рев} / c_c = 0,9 \dots 0,95$ ;  $G_{рев} / G_c = 0,8 \dots 1,0$ ,  $\beta = 120 \dots 150^\circ$ .

для сверхзвукового потока и отсутствия перерасширения  $P_c$  практически не уменьшается, у сопла с цилиндрической обечайкой из-за частичного внутреннего расширения  $P_c$  несколько снижается, но значительно меньше, чем у сопла Лаваля.

При наличии внешнего потока характеристики сопел с центральным телом в области  $\lambda_{ср} < \lambda_{ср}^*$  заметно ухудшаются.

Регулирование сопел с центральным телом связано со значительными конструктивными трудностями. Сложной задачей является охлаждение центрального тела, со всех сторон омываемого горячими газами. Эти трудности ограничивают широкое

При этих условиях  $P_{\text{рев}} = 0,4 \dots 0,6$ . Как показывают расчеты, при  $P_{\text{рев}} = 0,5 \dots 0,6$  длина пробега тяжелых самолетов сокращается в 2,5...5 раз по сравнению с использованием только колесных тормозов. При  $P_{\text{рев}} > 0,6$  эффект торможения существенно не увеличивается (рис. 3.19).

Требования к реверсивным устройствам:

1. Реверсивное устройство не должно оказывать влияния на нормальную работу турбокомпрессора двигателя.
2. Потери прямой тяги из-за потерь, обусловленных конструкцией реверса, должны быть минимальными. Опыт создания реверсивных устройств показывает, что они могут быть сведены до 1%.
3. Организация процесса выхода потока газа из реверсивного устройства должна быть такой, чтобы свести к минимуму попадание горячих газов на вход в двигатель.
4. Конструкция реверса должна быть жесткой и обладать минимальным весом.

5. Время переключки реверсивного устройства и задержки получения максимальной обратной тяги должно быть минимальным.

Существует два основных типа реверсивных устройств: реверсивное устройство давления, называемое также решетчатым, и реверсивное устройство скорости (створчатое РУ) (рис. 3.20). В РУ первого типа для отклонения потока используются специальные решетки профилей 1, а для перекрытия пути движения газа в прямом направлении применяются створки 2.

В РУ второго типа поворот потока на угол больше  $90^\circ$  осуществляется специальными створками 3, которые на режиме прямой тяги располагаются у наружной поверхности ВУ, образуя его внешние обводы.

У двигателей с большой степенью двухконтурности 60...70% тяги создает наружный контур. Реверс тяги у таких двигателей обычно производят применением решетчатых РУ в наружном контуре. Реже реверс осуществляется в обоих контурах. В этом случае РУ первого контура только поворачивают поток на угол  $\beta \approx 90^\circ$  и не создают отрицательной тяги. Это делается по той

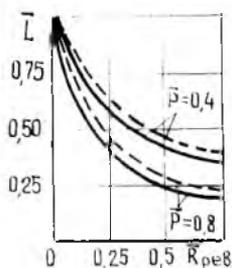


Рис. 3.19. Зависимость относительной длины пробега самолета от коэффициента реверсирования при различных удельных нагрузках на крыло  $Q$  и энерговооруженности  $P$  при качестве  $K = 5$  и коэффициенте трения  $\mu = 0,2$ :  
 ---  $Q = 29400 \text{ Н/м}^2$ ;  
 \_\_\_\_\_  $Q = 58800 \text{ Н/м}^2$ .

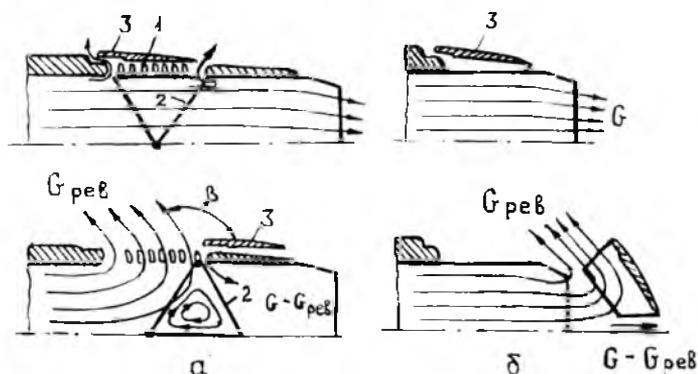


Рис. 3.20. Схемы реверсивных устройств: а — решетчатого типа, б — створчатого типа

причине, что, во-первых, тяга первого контура мала, а, во-вторых, горячие газы при  $\beta > 90^\circ$  могут попасть на вход в двигатель и привести к нарушению нормальных условий его работы.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович Г. И. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 823 с.
2. Акимов В. И., Бакулев В. И., Курзимер Р. И. и др. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко, 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1987. 568 с.
3. Виноградов Р. И., Пономарев А. Н. Развитие самолетов мира. М.: Машиностроение, 1991. 384 с.
4. Данильченко К. П., Лебединский А. Г. Воздухозаборники самолетов: Учеб. пособие / Харьков авиац. ин-т, Харьков, 1984. 56 с.
5. Доматенко Н. Т., Кравец А. С., Никитин Г. А. и др. Авиационные силовые установки. Системы и устройства. М.: Транспорт, 1976. 312 с.
6. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. и др. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / Под ред. С. М. Егеря, 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
7. Косточкин В. В. Надежность авиационных двигателей и силовых установок: Учебник для студ. авиац. специальностей вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.
8. Печавев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1. М.: Машиностроение, 1977. 312 с.
9. Новожилов Г. В., Лешинер Д. В., Шейнин В. М. и др. Из истории советской авиации. Самолеты ОКБ имени С. В. Ильюшина / Под ред. Г. В. Новожилова. М.: Машиностроение, 1990. 384 с.
10. Теория воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.

## СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
1. Двигатели авиационных силовых установок	6
1.1. Классификация в области применения авиационных двигателей	6
1.2. Перспективы развития ВРД гражданской авиации	10
1.2.1. Совершенствование современных ТРДД	10
1.2.2. Создание ТРДД новых конструктивных схем (ТРДД IV поколения), турбовинтовентиляторных двигателей	14
1.2.3. Создание ВРД новых конструктивных схем для сверх- и гиперзвуковых самолетов	19
1.3. Этапы развития гражданских и военно-транспортных самолетов с ВРД	20
2. Входные устройства АСУ	31
2.1. Функции воздухозаборников и их основные параметры	31
2.2. Форма проточной части воздухозаборника	34
2.3. Внешнее сопротивление воздухозаборника и силовой установки в целом	35
2.4. Дозвуковые воздухозаборники	37
2.4.1. Основные геометрические параметры воздухозаборников	37
2.4.2. Торможение дозвукового потока	39
2.4.3. Работа дозвукового воздухозаборника на небольших сверхзвуковых скоростях	40
2.5. Входные устройства для сверхзвуковых скоростей полета	42
2.5.1. Классификация сверхзвуковых воздухозаборников	42
2.5.2. Торможение сверхзвукового потока. Работа воздухозаборника на расчетном режиме	44
2.5.3. Работа сверхзвуковых входных устройств на нерасчетном режиме	47
2.5.3.1. Влияние нерасчетного числа $M$ полета	47
2.5.3.2. Влияние углов атаки	49
2.5.3.3. Влияние режима работы двигателя	50
2.6. Регулирование сверхзвуковых воздухозаборников	51
3. Выходные устройства АСУ	54
3.1. Назначение и основные параметры реактивного сопла	54
3.2. Коэффициенты, характеризующие эффективность выходного устройства	55
3.3. ВУ для дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростей полета	57
3.4. ВУ для сверхзвуковых скоростей полета	60
3.4.1. Сопло Лаваля	60
3.4.2. Входное устройство с эжекторным соплом	61
3.4.3. Сопла с центральным телом	67
3.5. Реверс тяги	68

Жуков Константин Алексеевич  
Кочуров Валерий Алексеевич

**ДВИГАТЕЛИ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ  
УСТАНОВОК. ВХОДНЫЕ И ВЫХОДНЫЕ  
УСТРОЙСТВА**

Редактор Т. К. Кретькина  
Техн. редактор Н. М. Каленюк  
Корректор Т. И. Щелокова

Лицензия ЛР № 020301 от 28.11.91 г.

Сдано в набор 2.03.93 г. Подписано в печать 17.01.94 г.  
Формат 60×84 1/16. Бумага офсетная.  
Гарнитура литературная. Печать высокая.  
Усл. печ. л. 4,18. Усл. кр.-отт. 4,42. Уч.-изд. л. 4,5.  
Тираж 500 экз. Заказ 132.С— 13/93.

Самарский государственный аэрокосмический  
университет имени академика С. П. Королева.  
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

---

Тип. ИПО Самарского государственного  
аэрокосмического университета.  
443001 Самара, ул. Ульяновская, 18.