

КУЙБЫШЕВСКИЙ  
ОРДЕНА ТРУДОВОГО  
КРАСНОГО ЗНАМЕНИ  
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
имени С. П. КОРОЛЕВА

**ИНЖЕНЕРНЫЕ  
ОСНОВЫ  
ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
ВЫХОДНЫХ  
УСТРОЙСТВ  
АВИАЦИОННЫХ  
ГТД**

**КУЙБЫШЕВ**  
**1984**

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО  
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ  
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени С. П. КОРОЛЕВА

В. П. Данильченко,  
С. Ю. Крашенинников,  
Ю. И. Цыбизов

# ИНЖЕНЕРНЫЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫХОДНЫХ УСТРОЙСТВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

*Утверждено редакционным советом института  
в качестве учебного пособия*

В. П. Данильченко, С. Ю. Крашенинников, Ю. И. Цыбизов. **Инженерные основы проектирования выходных устройств авиационных ГТД.** — Куйбышев: КуАИ, 1984. — 96 с.

В пособии приведены в систематизированном виде сведения, необходимые при разработке выходных устройств современных авиационных газотурбинных двигателей. Изложены многочисленные требования, которые следует учитывать при выборе типа реверсивного устройства и реактивного сопла. Рассмотрены схемы течения в смесителях, при реверсировании тяги в различных соплах. Приведены методики выбора основных параметров и конструктивных размеров сопел, реверсивных устройств и смесителей. Даны примеры, иллюстрирующие применение этих методик.

Пособие предназначено для студентов факультета «Двигатели летательных аппаратов», выполняющих курсовой и дипломный проекты, слушателей факультета повышения квалификации инженеров; оно может быть полезно также для специалистов, занимающихся проектированием выходных устройств ГТД.

Ил. 25, табл. 7, библиогр. 22 назв.

Рецензенты: кафедра теории воздушно-реактивных двигателей КАИ; доцент Ю р и н А. В.

## ПРЕДИСЛОВИЕ

---

Создание высокоэффективных авиационных ГТД требует повышения коэффициента полезного действия всех комплектующих его узлов, это требование распространяется, естественно, и на выхлопные устройства двигателей.

В настоящее время в мире наибольшее распространение в гражданской, военно-транспортной и боевой авиации получили двухконтурные двигатели (ТРДД) со смешением потоков за турбиной и общим реактивным соплом: в конструкцию таких двигателей широко внедряются реверсивные устройства, причем на боевых самолетах реверсы тяги используются не только для сокращения длины пробега при посадке, но и как средство улучшения маневренности в полете.

Расширение функции и диапазона применения по числу  $M$  выхлопных устройств выдвигает новые требования к их конструированию и эффективности. Течение потоков в выхлопных устройствах имеет сложный пространственный характер как из-за особенностей их геометрии, так и разнородности рабочих тел (в ТРДД — затурбинный газ и воздух).

Возможность дальнейшего совершенствования этих устройств с целью отыскания путей повышения тяги и снижения удельного расхода топлива требует знаний особенностей течения в выхлопных устройствах, умения оптимизировать их геометрию, наличия зависимостей, позволяющих рассчитать тяговые и расходные характеристики с учетом потерь давления и полноты смешения, умения определить действующие в разных условиях эксплуатации нагрузки и тепловое состояние деталей.

Отдельные вопросы расчета сопел, реверсов и смесителей рассмотрены рядом исследователей [1—8], однако в известной литературе отсутствуют работы, позволяющие осуществить проектные разработки под заданные технические условия с учетом комплекса ограничений, с которыми неизбежно встречается разработчик соответствующего узла.

В данном пособии предпринята попытка восполнить этот пробел.

Пособие состоит из трех глав. В первой представлены материалы, необходимые для проектирования смесителей, рассмотрена физическая картина течения в них, представлены типы смесителей, получивших практическое применение.

Во второй главе анализируются особенности работы различных (основных) схем реверсирования тяги, приведены необходимые для проектирования статистические параметры, сформулированы соображения и предложены закономерности, позволяющие осуществить выбор величины реверсивной тяги двигателя на этапе проектирования. Приводится также методика оценки параметров реверсивного устройства.

В третьей главе довольно полно развернута физическая картина течения газа в сопле Лаваля и эжекторном сопле, а также приведены необходимые расчетные зависимости, позволяющие определить оптимальные геометрические размеры сопел и рассчитать их тяговые расходные характеристики, а также нагрузки от газовых сил и тепловое состояние элементов.

Кроме того, в пособии приведены примеры выполненных конструкций смесителей, реверсивных устройств и реактивных сопел некоторых зарубежных авиадвигателей.

Авторы выражают признательность за внимательный просмотр рукописи и полезные критические замечания рецензентам: кафедре теории воздушно-реактивных двигателей Казанского авиационного института и доценту КуАИ Юрину А. В.

---

## Глава 1

# СМЕСИТЕЛИ ТРДД СО СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ

---

### 1.1. СХЕМА ТРДД СО СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ

Для повышения эффективности рабочего процесса в ТРДД может быть использована так называемая «схема со смешением потоков внутреннего и наружного контуров» [1]. Повышению эффективности рабочего процесса обусловлено передачей тепла нагретого газа внутреннего контура холодному газу наружного контура и реализуется наиболее полно при равномерном поле температур на выходе из сопла.

На рис. 1.1 приведена схема выхлопной системы двигателя со смешением. На рисунке показана выхлопная часть двигателя с большой степенью двухконтурности ( $m \approx 6$ ) с сужающимся соплом. Соотношение размеров элементов двигателя типичное для ТРДД с большой степенью двухконтурности. Смесителем обычно называют насадок, предшествующий сечению начала взаимодействия (смешения) потоков внутреннего контура (после турбины) и наружного контура (после вентилятора) и проточной части канала наружного контура. Протяженность тракта, в котором происходит взаимодействие потоков (фактически это сопло двигателя), в типичных случаях не превосходит  $0,7-0,8D$  канала. Для того, чтобы достаточно полно перемешать потоки при малой протяженности тракта, смесительный насадок имеет так называемые «карманы» или иначе «лепестки». За счет этого развивается периметр сечения среза смесительного насадка для повышения площади соприкосновения потоков, создания условий для их взаимного внедрения. Развитие периметра этого сечения достигается увеличением глубины лепестков  $H$  и их числа  $Z$ . Параметры  $H$  и  $Z$  в реальных конструкциях изменяются в ограниченных пределах. Типичное число  $Z = 12-24$ , а  $H = (0,2-0,5) \cdot R_{\text{ЭКВ}}$ , где  $R_{\text{ЭКВ}}$  — эквивалентный радиус, т. е. радиус круга, площадь которого равна площади среза смесительного насадка.

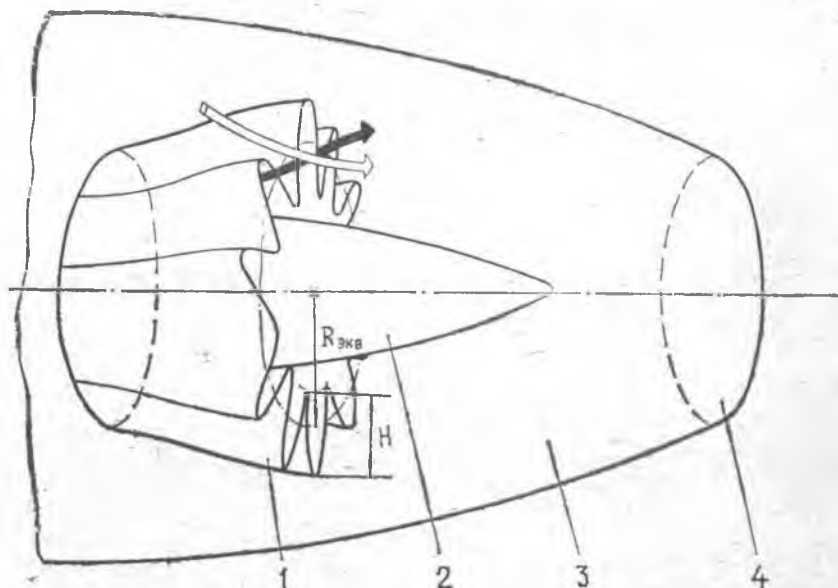


Рис. 1.1. Схема выхлопной части двигателя со смешением: 1 — смеситель; 2 — затурбинный стекатель (центральное тело); 3 — камера смешения; 4 — общее реактивное сопло; ⇒, → — потоки наружного и внутреннего контуров соответственно

Из-за наличия «лепестков» в потоке газов появляются дополнительные потери полного давления, составляющие 10—20% от скоростного напора. Эти потери обусловлены как наличием местных поворотов потока в лепестках, так и обтеканием кормовой части газогенератора. В связи с этим снижение уровня гидравлических потерь до минимально возможного должно достигаться специальным профилированием каналов, образуемых «лепестками», подбором общей конфигурации проточной части и снижением значения скорости в месте установки смесителя. Полнота смешения является параметром, по которому можно судить об эффективности использования смесителя. Она характеризуется коэффициентом полноты смешения  $\eta$ , типичные значения которого для ТРДД с большой степенью двухконтурности при использовании «лепесткового» смесителя  $\eta \approx 0,5—0,7$  и при использовании разделительного насадка кругового сечения  $\eta \approx 0,25$ .

Следует заметить, что используемое при анализе эффективности смешения с точки зрения тяговых характеристик двигателя понятие полноты (оно будет расшифровано в разделе 1.2)

выбрано именно для этого случая. Оно может быть непригодным для других задач смешения компонентов, например, для характеристики смешения компонентов горючей смеси или в химическом реакторе, т. е. рассматриваемая здесь характеристика полноты является специфической. Действительно, указанные высокие значения коэффициента полноты  $\eta \approx 0,5 - 0,7$  говорят о том, что на длине сопла происходит достаточно полное смешение потоков с точки зрения влияния смешения на тяговые характеристики двигателя, с другой стороны, известно, что с точки зрения образования смеси достаточно полного смешения в рассматриваемой конструктивной схеме на таких длинах (см. рис. 1.1) произойти не может [2].

Еще одним фактором, влияющим на эффективность процесса смешения потоков, является наличие так называемых «потерь смешения», т. е. снижение общего уровня полного давления, происходящее при смешении потоков газа с разной температурой или плотностью. Оказывается, что и здесь, как и в случае гидравлических потерь, потери пропорциональны скоростному напору потока. Это требует организации процесса смешения при наиболее низком, насколько это возможно, уровне скорости потока. Поскольку процесс смешения идет в сопле, этому условию трудно удовлетворить, можно лишь стремиться к тому, чтобы большая часть процесса смешения происходила вблизи среза смесителя, где уровень скоростей можно считать умеренным. Анализ показывает, что в обычных условиях «потери смешения» могут на 20—30% снизить общий эффект повышения удельной тяги, обусловленный использованием смешения.

## **1.2. УВЕЛИЧЕНИЕ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА ПОТОКА ПРИ СМЕШЕНИИ. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОНЯТИЯ ПОЛНОТЫ СМЕШЕНИЯ**

Рассмотрим более подробно свойства процесса смешения, происходящего в ТРДД и приводящего к увеличению удельной тяги. Анализ влияния исходных условий на конечный результат этого процесса, который может быть сделан на основании рассмотрения одномерного течения, показывает, что наибольшее увеличение удельного импульса потоков имеет место при близких полных давлениях потоков [3]. При этом оказывается, что для расчета рассматриваемого эффекта в оптимальном случае можно считать, что полные давления потоков равны.

Максимум-максимум увеличения удельной тяги достигается (для фиксированного отношения температур) при одинаковых площадях сечений смешивающихся потоков и одинаковых полных давлениях. - При разных площадях сечений смешиваю-



щихся потоков эффект увеличения удельной тяги меньше и имеет максимальное значение при некотором отличии полных давлений смешивающихся потоков, т. е. в оптимальном случае большее полное давление должен иметь поток с большей площадью. Однако для реального отношения площадей и температур потоков, смешивающихся в ТРДД, оптимальное увеличение удельного импульса превышает значение увеличения удельного импульса при равных полных давлениях на величину порядка 1,5—3%, что несущественно при анализе этого эффекта. Это и позволяет произвести анализ эффективности процесса смешения, считая, что полные давления смешивающихся потоков одинаковы.

Относительная разница количества движения смешанного и перемешанного потоков

$$\Delta I_{см} = I - 1 \quad (1.1)$$

зависит от относительных плотностей (температур), площадей (потоков массы) и степеней перемешанности.

Соотношение, которое характеризует влияние отдельных параметров на изменение удельного импульса при полном смешении, имеет вид

$$\Delta I_{см n} = \frac{i}{1+i} \approx i, \\ i = F_1 (1 - F_1) [m(n+1) - m^2 \cdot n - 1],$$

где  $n = \rho_{II} / \rho_I$ ,

$\rho$  — плотность потоков I и II контуров.

Отсюда видно, что максимальное повышение удельного импульса имеет место при равенстве полных давлений в потоках и равенстве площадей каналов в сечении начала смешения  $F_I = F_{II} = 0,5$ . При условии равенства полных давлений смешивающихся потоков ( $m^2 \cdot n = 1$ ,  $m = 1 / \sqrt{n}$ ) имеется однозначная связь относительных расходов и площадей каналов

$$F_I = \frac{1}{1+g}; \quad g = \frac{G_{II}}{G_I} \cdot \frac{1}{\sqrt{n}}$$

Максимальное увеличение удельного импульса имеет место при  $G_{II} = \sqrt{n} G_I$ . При смешении в цилиндрическом канале возникает градиент статического давления. Этот градиент является характеристикой степени смешения потока с точки зрения полноты реализации изменения его удельного импульса. Если пренебречь трением на стенках цилиндрического канала, условие сохранения импульса имеет вид

$$I + P \cdot F = \text{const} = I_0 + P_0 \cdot F,$$

где  $P$  — статическое давление,  $I_0$ ,  $P_0$  — количество движения и

статическое давление в начальном сечении. Отсюда изменение удельного импульса при смешении

$$\Delta \bar{I}_{\text{см}} = (P_0 - P) F.$$

При полном смешении

$$\Delta \bar{I}_{\text{см п}} = (P_0 - P_{\infty}) F.$$

Полнота смешения может быть введена как полнота реализации изменения удельного импульса и вычислена по переносу давления

$$\eta = \frac{\Delta \bar{I}_{\text{см}}}{\Delta \bar{I}_{\text{см п}}} = \frac{P_0 - P}{P_0 - P_{\infty}}. \quad (1.2)$$

Таким образом, при смешении потоков в цилиндрическом канале в каждом его сечении имеется некоторая полнота смешения  $\eta(x)$ , которая может быть измерена в долях от общего изменения удельного импульса потока при смешении, т. е. в каждом сечении реализуется изменение удельного импульса

$$\Delta \bar{I}_{\text{см}} = \eta(x) \Delta \bar{I}_{\text{см п}}. \quad (1.3)$$

Отсюда следует, что задача определения изменения удельного импульса в канале конкретной протяженности может быть сведена к вычислению полноты смешения на основании соотношения (1.2) и к определению величины  $\Delta \bar{I}_{\text{см п}}$ , соответствующей полному смешению.

### 1.3. СВЯЗЬ ИЗМЕНЕНИЯ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА С ИЗМЕНЕНИЕМ УДЕЛЬНОЙ ТЯГИ СОПЛА. ПОЛНОТА СМЕШЕНИЯ ПОТОКОВ

Целью смешения в ТРДД является повышение удельной тяги сопла. Однако изменение удельного импульса при смешении, определенное соотношением (1.3), еще не определяет изменение удельной тяги. Для того, чтобы полученное при смешении изменение удельного импульса превратилось в изменение удельной тяги, нужно смешать поток при малой скорости, а затем использовать в выходном сопле. Это связано с ростом энергии потока при смешении, что приводит к снижению его полного давления, т. е. к появлению так называемых «потерь полного давления» при смешении (эти потери аналогичны тепловым потерям при нагреве потока). В случае несжимаемого течения из условия сохранения импульса для цилиндрического канала следует, что при смешении полное давление в потоке уменьшается на величину

$$\Delta P^* = \Delta \bar{I}_{\text{см}} \cdot \frac{\rho \cdot c^2}{2}. \quad (1.4)$$

Отсюда следует, что смешение в цилиндрическом канале не приводит к увеличению импульса струи, поскольку рост ее удельного импульса оказывается полностью скомпенсированным потерями полного давления при смешении. Для реализации выигрыша необходимо использовать сужающееся сопло. При этом, как следует из (1.4), наиболее выгодно смешать потоки до сопла при малых значениях скоростного напора.

Рассмотрим случай сверхкритического перепада давления на сопле, когда в горле сопла  $\lambda_c = 1$ ; сравним импульс полностью перемешанного потока  $\Phi_{\Pi}$  и суммарный импульс двух потоков  $\Phi_I + \Phi_{II} = \Phi_{I, \Pi}$

$$\begin{aligned}\Phi_{\Pi} &= f(I) P_{\Sigma}^* F_{\Sigma}; \\ \Phi_{I, \Pi} &= f(I) P_I^* (F_I + F_{II}) \\ \bar{\Phi}_I &= \frac{\Phi_{\Sigma}}{\Phi_I + \Phi_{II}} = \frac{F_{\Sigma} \sigma_{cm}}{F_I + F_{II}},\end{aligned}$$

где  $\sigma_{cm}$  — коэффициент потерь полного давления, связанных со смешением по (1.4).

Из условия равенства расходов  $G_{\Sigma} = G_I + G_{II}$  следует условие на площадь горла сопла

$$F_{\Sigma} \sigma_{cm} = \left( \frac{F_I}{\sqrt{T_I^*}} + \frac{F_{II}}{\sqrt{T_{II}^*}} \right) \cdot T^* = T^*/T_{\Sigma}^*, \quad (1.5)$$

Отсюда

$$\bar{\Phi}_{\Pi} = \frac{F_I}{\sqrt{T_I^*}} + \frac{F_{II}}{\sqrt{T_{II}^*}}. \quad (1.6)$$

Для полного перемешивания при малых  $\Delta I_{cm \Pi}$  можно получить

$$\Delta \bar{\Phi}_{\Pi} = 1/2 \cdot \Delta I_{cm \Pi}. \quad (1.7)$$

Очевидно при частичном смешении

$$\Delta \bar{\Phi} = 1/2 \cdot \Delta I_c.$$

Соотношение (1.7) характеризует увеличение тяги сопла при истечении в вакуум. При наличии противодействия необходимо учесть увеличение площади среза сопла  $F_{\Sigma}$  по сравнению с  $(F_I + F_{II})$ .

В соответствии с (1.5) и (1.6) при смешении потоков для сохранения расходов необходимо увеличить площадь горла сопла на величину

$$\Delta \bar{F} = \Delta \bar{\Phi} + \delta \cdot \sigma_{cm},$$

где  $\sigma$  — потери полного давления в потоке при организации смешения. При этом увеличение удельного тяги сопла будет

$$\Delta \bar{P} = \frac{\Phi \Delta \bar{\Phi} - P_{\infty} F \Delta F}{\Phi - F P_{\infty}},$$

отсюда

$$\Delta \bar{P} = \Delta \bar{\Phi} - \frac{1}{\pi_c f (l) - 1} \delta \sigma_{см}. \quad (1.8)$$

Потери полного давления  $\delta \sigma_{см}$  обычно имеют две составляющие: потери, связанные с процессом смешения  $\Delta \sigma_{см}$ , и гидравлические потери  $\Delta \sigma_{г}$ , связанные с организацией процесса смешения, которые должны быть определены независимо. Таким образом, суммарные потери полного давления

$$\delta \sigma_{см} = \Delta \sigma_{см} + \Delta \sigma_{г}. \quad (1.9)$$

Величина  $\Delta \sigma_{см}$  вычисляется в соответствии с соотношениями (1.4) и (1.7)

$$\Delta \sigma_{см} = 2 \cdot \Delta \bar{\Phi} \frac{P^* - P}{P^*} = 2 \cdot \Delta \bar{\Phi} [1 - \pi(\lambda_c)]. \quad (1.10)$$

Из соотношений (1.8) и (1.10) можно определить, как влияют потери полного давления, связанные только с процессом смешения, на величину выигрыша в удельной тяге сопла

$$\Delta \bar{P}_c = \Delta \bar{\Phi} \left( 1 - \frac{1}{\pi_c f (l) - 1} \right) [1 - \pi(\lambda_c)]. \quad (1.11)$$

При  $\pi_c \approx 2 - 3$  и  $\lambda_c \approx 0.75$  уменьшение выигрыша в удельной тяге составляет  $\sim 30\%$ ; при  $\lambda_c \approx 0.45$  — около  $15\%$ .

С увеличением скорости, при которой происходит смешение до  $\lambda_c \approx 1$  и снижение перепада давления на сопле до критического значения, потери на смешение полностью компенсируют увеличение удельной тяги.

Если смешение происходит в канале переменного сечения при непостоянном значении скорости ( $\lambda_c \neq \text{const}$ ), то, используя соотношение (1.11), можно определить потери удельной тяги по элементам потока, определяя для каждого элемента прирост удельного импульса и соответствующие потери

$$\begin{aligned} \Delta \bar{P} &\approx \int_0^{\Delta \bar{\Phi}} \left( 1 - \frac{1}{\pi_c f (l) - 1} [1 - \pi(\lambda_{ci})] \right) d\bar{\Phi} \approx \\ &\approx \sum_i \Delta \bar{\Phi}_i \left( 1 - \frac{1}{\pi_c f (l) - 1} [1 - \pi(\lambda_{ci})] \right). \end{aligned} \quad (1.12)$$

Для использования этого соотношения нужно для каждого элемента потока определить прибавку полноты смешения  $\Delta \bar{\Phi}_i$  и среднюю скорость движения  $\lambda_{ci}$ .

Если имеется расчет полноты смешения как функции продольной координаты  $\eta(x)$  для цилиндрического канала, то потери удельной тяги можно определить, приняв некоторые предположения о смешении в сужающемся канале. Данные о том, как изменяется полнота смешения вдоль канала, могут быть получены на основании расчета или по экспериментальным

данным. В эксперименте полнота смешения определяется приближенно по полям температур. В работе [4] приведены соответствующие формулы для расчета полноты смешения по распределению температуры, измеренному в опытах. Эти соотношения приближенные, и при использовании их для реальных условий значение полноты смешения завышается. При этом ошибка может достигать 10—15%.

При численном расчете течения со смешением (например, по методу [5]) вычисление полноты может быть произведено точно, но сам расчет, как правило, лишь приближенно описывает процесс смешения.

На рис. 1.2 приведены результаты расчетов полноты смешения изотермических потоков за смесителями ТРДД в цилиндрических каналах с центральным телом с относительным диаметром 0,4 и без него. Эти данные показывают, что в реальных условиях полнота смешения соответствует области значений, показанных на рис. 1.2 штриховкой. Т. е. в соответствии с этими оценками  $\eta \approx 0,65$  для смесителя с развитым периметром ( $Z = 12 - 18$ ;  $H/R_{\text{экв}} \approx 0,25$ ).

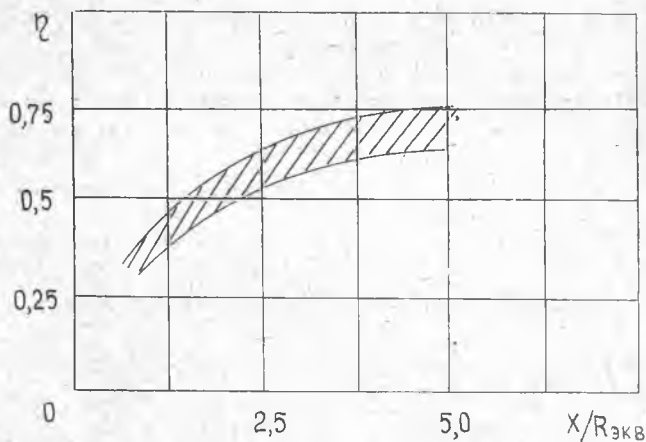


Рис. 1.2. Закономерность изменения полноты смешения в цилиндрическом канале

Для определения потерь, связанных со смешением, необходимо знать не только конечное значение полноты, но и корреляцию изменения полноты смешения с изменением приведенной скорости  $\lambda_{ci}$ . Результаты расчетов показывают, что полнота смешения сначала нарастает резко, а затем меняется более плавно. Это обозначает, что если принять в соотношении (1.11) среднее значение  $\lambda_c$  по величинам приведенной скорости на

срезе смесителя и на срезе сопла, потери будут завышены, т. е. характерное значение  $\lambda_c$  для двигателя несколько выше приведенной скорости в начале смешения  $\lambda_{c0}$ , но ниже, чем среднее значение, равное  $(\lambda_{c0} + 1)/2$ .

#### 1.4. ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ ПОТЕРИ В СМЕСИТЕЛЕ. СУММАРНАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ СМЕШЕНИЯ

Эффективность смешения в ТРДД определяется разностью положительного и отрицательного эффектов: увеличением удельной тяги за счет смешения и потерь полного давления, связанных с процессом смешения и его организацией. Потери полного давления при смешении проанализированы в предыдущем разделе.

Для анализа влияния гидравлических потерь на тяговые характеристики можно использовать соотношение (1.8). По этому соотношению могут быть вычислены потери тяги  $\Delta P$ , обусловленные потерями полного давления, возникающими из-за гидравлических потерь, т. е. при обтекании элементов конструкции.

Уровень гидравлической потери для «лепестковых» смесителей можно ориентировочно определить по данным работы [5]. На рис. 1.3,а приведены эти данные в виде зависимости коэффициента суммарных гидравлических потерь  $\xi$  в потоке от относительного периметра смесителя  $\Pi/D_k$ , где  $\xi$  — коэффициент гидравлических потерь в долях скоростного напора;  $\Pi$  — периметр

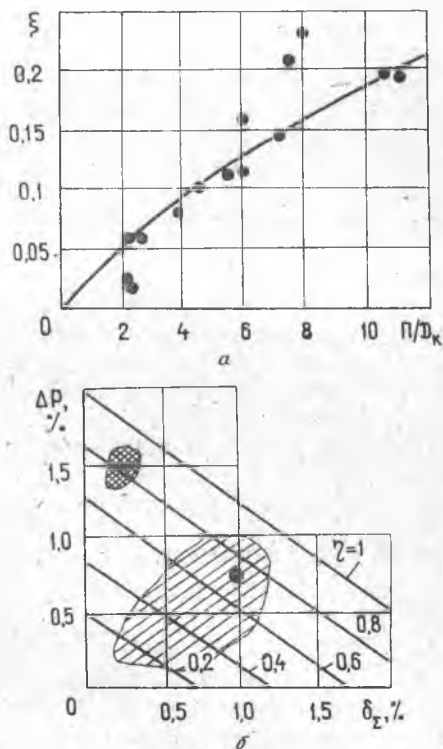


Рис. 1.3. Зависимость коэффициента гидравлических потерь от отношения периметра сечения среза смесителя к диаметру камеры смешения по данным работы [5] (а); связь увеличения удельной тяги с потерями полного давления и полнотой смешения по данным работы [6] (б)

среза смесительного насадка:  $D_k$  — диаметр канала, в котором установлен смесительный насадок (в плоскости среза «лепестков»).

Следует отметить, что данные работы [5] получены при степени двухконтурности  $m \approx 1,0$ . При повышении степени двухконтурности уровень гидравлических потерь на смесительном насадке снижается. Это связано с тем, что площадь изменяется пропорционально квадрату линейного размера и при одном и том же значении параметра  $\Pi/D_k$ . Смесительный насадок для двигателя с большой степенью двухконтурности имеет меньшую относительную площадь сечения среза и соответственно оказывает меньшее суммарное воздействие на поток. Можно ожидать, что при степени двухконтурности  $m \approx 5-6$  уровень гидравлических потерь будет на 20—40% ниже, чем по данным работы [5], приведенным на рис. 1.3,а. При этом нужно учитывать также, что данные работы [5] о полноте смещения также нуждаются в коррекции при степени двухконтурности  $m > 1,0$ . По-видимому, значения полноты смещения большой степени двухконтурности также будут ниже, чем по данным работы [5]. Кроме того, следует иметь в виду, что при наличии развитого центрального тела уровень гидравлических потерь повышается.

Приведенные данные позволяют анализировать эффективность использования смещения в ТРДД. Для этого нужно задаться уровнем температур смешивающихся потоков, степенью двухконтурности, перепадом давления на сопле, скоростью, при которой начинается смещение, и законом ее изменения вдоль канала, а также данными по полноте смещения и гидравлическим потерям.

Выигрыш в тяге сопла при смещении потоков  $\Delta P_c$  имеет три слагаемых

$$\Delta P_c = \Delta \bar{\Phi} - \Delta P_r - \Delta P_n.$$

Величина  $\Delta \bar{\Phi}$  определяется по максимальной величине удельного импульса  $\Delta \bar{\Phi}_n$  и полноте смещения  $\eta$

$$\Delta \bar{\Phi} = \eta \cdot \Delta \bar{\Phi}_n.$$

Для определения величины  $\Delta \bar{\Phi}_n$  можно воспользоваться соотношением (1.5) или (1.7). Однако при этом следует учитывать, что они получены на основе анализа течения газов с постоянной теплоемкостью. В двигателе же теплоемкость горячего газа несколько больше, чем холодного, и это приводит к увеличению роста удельного импульса при смещении. При отношении температур внутреннего и наружного контуров двигателя порядка 2,6—2,8 и степени двухконтурности  $m = 5-7$  величина  $\Delta \bar{\Phi}_n$  возрастает на 30—40%.

Потери тяги из-за уменьшения полного давления при смешении и из-за наличия гидравлических потерь  $\Delta P_{\Gamma}$  определяются в соответствии с соотношениями (1.11) и (1.12)

$$\Delta P_{\Pi} = \sum_i \Delta \bar{\Phi}_i \cdot \frac{[1 - \pi(\lambda_{ci})]}{\pi_c f(1) - 1};$$

$$\Delta P_{\Gamma} = \frac{\Delta \sigma_{\Gamma}}{\pi_c f(1) - 1},$$

где  $\Delta \sigma_{\Gamma}$  — гидравлические потери, обусловленные применением смесительного насадка

$$\Delta \sigma_{\Gamma} \approx \frac{\varphi \cdot \frac{\rho \cdot c^2}{2}}{\rho^*} \approx \xi [1 - \pi(\lambda_c)].$$

В соответствии с данными рис. 1.3,а для смесителей, рассмотренных в предыдущем разделе,  $\xi \approx 0,1$ . При  $\lambda_c \sim 0,4 - 0,45$  это соответствует  $\Delta \sigma_{\Gamma} \approx 1\%$ .

Если скорость течения, при которой происходит смешение, за счет ускорения смешивающихся потоков в сопле изменяется в интервале  $\lambda_c = 0,4 - 1$ , то в зависимости от закона изменения скорости при  $\pi_c \approx 2,2 - 2,4$  происходит уменьшение выигрыша в импульсе на 20 — 30%.

При этом, как уже указывалось, существенную роль играет корреляция законов изменения  $\eta(x)$  и  $\lambda(x)$ . Если основное смешение происходит при меньших  $\lambda$ , т. е. в той части сопла, где поток еще не претерпел заметного ускорения, то потери минимальны, т. е.  $\sim 20\%$  от  $\Delta \bar{\Phi}$ .

$$\Delta P_{\Pi} \approx 0,2 \cdot \Delta \bar{\Phi}.$$

Потери тяги, связанные с гидравлическими потерями при обтекании смесительного насадка, пропорциональны  $\Delta \sigma$  и для указанных значений  $\pi_c$  и  $\Delta \sigma$  в соответствии с (1.8)

$$\Delta P_{\Gamma} \approx 0,53 \%.$$

Величина  $\Delta \bar{\Phi}_{\Pi}$ , соответствующая увеличению удельной тяги сопла при полном идеальном (без потерь) смешении, определяется степенью двухконтурности и отношением температур потоков. Согласно (1.7) при равенстве полных давлений смешивающихся потоков

$$\Delta \bar{\Phi}_{\Pi} \approx \frac{1}{2} \cdot \bar{F}_1 (1 - \bar{F}_1) \frac{(1 - \sqrt{\bar{n}})^2}{\sqrt{\bar{n}}}.$$

Для перспективных ТРДД отношение температур потоков составляет  $\sim (2,5 - 2,7)$  и степень двухконтурности  $\sim (5 - 7)$ . В этом случае при постоянной теплоемкости  $\Delta \bar{\Phi}_{\Pi} \approx 0,021$ . Если



учесть непостоянство теплоемкости, то  $\Delta \bar{\Phi}_{\Pi} \approx 0,027$ . Теперь следует учесть отрицательные эффекты, приводящие к неполной реализации увеличения удельного импульса за счет смешения:

$$\eta \approx 0,6; \quad \Delta P_{\Pi} \approx 0,2 \cdot \eta \Delta \bar{\Phi}_{\Pi}; \quad \Delta P_{\Gamma} \approx 0,0053;$$

$$\Delta P_c = \eta \cdot \bar{\Phi}_{\Pi} - \Delta P_{\Pi} - \Delta P_{\Gamma} \approx 0,0075.$$

В соответствии с изложенным выше эффективность использования смешения потоков для повышения внутренней удельной тяги сопла повышается при увеличении отношения температур смешивающихся потоков, повышении перепада давления на сопле и при приближении степени двухконтурности к оптимальной:  $F_1 = F_{11}$ , что эквивалентно  $G_{11} = \sqrt{n} G_1$ . Если эти параметры фиксированы, то эффективность смешения может быть улучшена с помощью конструктивных мероприятий по снижению гидравлических потерь при обтекании смесительных насадков, т. е. за счет разработки смесительных насадков, обеспечивающих высокую полноту смешения при минимальных гидравлических потерях. Снижение гидравлических потерь может быть также получено за счет снижения приведенной скорости. Однако в реальных условиях уровень приведенной скорости на срезе смесителя ТРДД мало отличается от  $\lambda \sim 0,45$ , поэтому основным путем оптимизаций смесителя является выбор его конструкции.

За счет вариации конструкции смесителя достигается оптимальное соотношение между гидравлическими потерями и полнотой. Согласно данным работы [5] и имеющемуся опыту создания смесителей, полнота смешения в фиксированном сечении за смесителем при его конструкции растет приблизительно так же, как и его гидравлическое сопротивление, т. е. уровень гидравлических потерь определяется уровнем полноты смешения. Если эффекты от смешения велики, т. е. велика разница температур, а влияние гидравлических потерь не очень велико (это имеет место при больших перепадах давления на сопле), допустима организация смешения с высоким уровнем полноты. В этом случае гидравлические потери будут большими. Если же перепад давления на сопле мал, гидравлические потери сильно уменьшают тягу сопла, и оптимальным становится смеситель с малыми потерями, а значит и с низкой полнотой смешения.

В настоящее время ведутся активные работы по созданию смесителей, обеспечивающих высокую полноту смешения при низком уровне гидравлических потерь. На рис. 1.3,б, взятом из работы [6], приведены данные об эффективности использования смесителя в перспективном ТРДД со степенью двухконтурности  $m = 6 - 7$ . Штриховкой показана область параметров для со-

временных смесителей (там же, приведена точка, полученная по проведенным выше вычислениям). Двойной штриховкой показана область параметров, которая должна обеспечиваться смесителями перспективных конструкций. Видно, что смесители перспективных конструкций должны обеспечивать приблизительно в 1,5 раза более высокую полноту смешения при более низких потерях (в 2—3 раза). Следует отметить, что пути такого повышения эффективности смесителей в настоящее время не определены. Изложенный материал позволяет проводить анализ эффективности смесителей, гидравлические потери которых заданы на уровне современной технологии.

## Глава 2

### РЕВЕРСИВНЫЕ УСТРОЙСТВА

#### 2.1. ФУНКЦИИ РЕВЕРСИВНЫХ УСТРОЙСТВ

Потребность в реверсивных устройствах возникла в связи с ростом посадочных скоростей самолетов, истощением возможностей средств механизации крыла, а также необходимостью в том, чтобы длина пробега самолета по взлетно-посадочной полосе (ВПП) не превышала длины имеющихся и строящихся ВПП при любом состоянии их покрытия (сухом, обледенелом).

Рассмотрим влияние основных факторов на длину пробега самолета по ВПП при посадке. На самолет при пробеге действуют силы, изображенные на рис. 2.1.

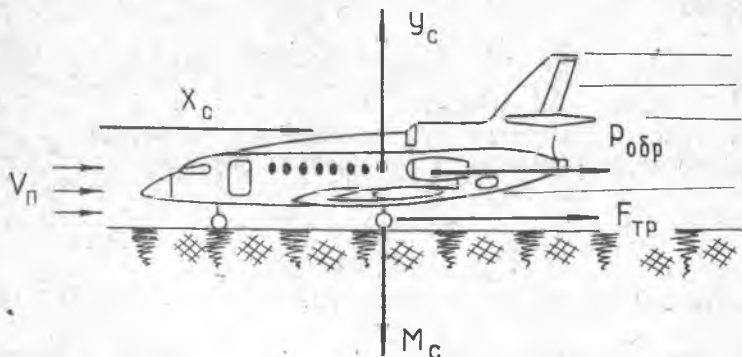


Рис. 2.1. Схема сил, действующих на самолет при пробеге его по ВПП после посадки

Сила аэродинамического сопротивления самолета

$$X^* = \frac{c_x \cdot \rho \cdot v_{\Pi}^2 \cdot S}{2}. \quad (2.1)$$

Сила трения

$$F_{\text{тр}} = M_{\text{тр}} \left( M_c - \frac{c_y \cdot \rho \cdot v_{\Pi}^2 \cdot S}{2} \right), \quad (2.2)$$

где  $c_x$ ,  $c_y$  — аэродинамические коэффициенты сопротивления и подъемной силы;

$\rho$  — плотность воздуха;

$M_c$  — масса самолета;

$M_{\text{тр}}$  — коэффициент трения между колесами самолета и покрытием ВПП;

$S$  — площадь крыла.

Кроме того, на самолет может действовать реверсивная тяга (если установлено реверсивное устройство), которую можно выразить через коэффициент реверсирования, входной импульс воздуха и тягу двигателя

$$P_{\text{обр}} = P \cdot \bar{P}_{\text{обр}} + G_{\text{в}} \cdot v_{\Pi}, \quad (2.3)$$

где  $P$  — тяга двигателя;

$G_{\text{в}}$  — массовый расход воздуха через двигатель;

$v_{\Pi}$  — скорость движения самолета;

$\bar{P}_{\text{обр}} = \frac{P_{\text{обр}}}{P_c}$  — коэффициент реверсирования;

$P_c = P + G_{\text{в}} \cdot v_{\Pi}$  — внутренняя тяга реактивного сопла.

Уравнение движения самолета при пробеге можно представить в виде

$$\frac{d v_{\Pi}}{d \tau} \cdot M_{\text{с0}} = X + F_{\text{тр}} + P_{\text{обр}}, \quad (2.4)$$

где  $M_{\text{с0}}$  — масса самолета при взлете.

Длина пробега самолета при посадке со скоростью  $v_{\text{пос}}$  до полной остановки выразится следующим образом:

$$L_{\text{проб}} = \int_0^{v_{\text{пос}}} \frac{v_{\Pi} \cdot d v_{\Pi}}{d v_{\Pi} / d \tau}. \quad (2.5)$$

После подстановки выражений (2.1—2.4) в уравнение (2.5)

\* Включает сопротивление собственно планера, средств механизации крыла, а также  $X$  может включать такие средства торможения, как парашюты.

и несложных преобразований получим

$$L_{\text{проб}} = \frac{1}{B} \ln (B \cdot v_{\text{пос}} \cdot \tau_1 + 1) + \frac{1}{2B} \cdot \ln \times$$

$$\times \frac{B \cdot v_{\text{пос}}^3 \cdot M_c + A \cdot n \cdot v_{\text{пос}} \cdot C + n C^2 \cdot P_{\text{обр } v=0}}{C^2 \cdot n \cdot P_{\text{обр } v=0}} + \frac{A \cdot n}{B \sqrt{\Delta}} \left( \text{arc tg} \frac{A \cdot n}{\sqrt{\Delta}} - \right.$$

$$\left. - \text{arc tg} \frac{2 \cdot M_c \cdot B \cdot v_{\text{пос}} + A \cdot n \cdot C}{C \sqrt{\Delta}} \right), \quad (2.6)$$

где первое слагаемое представляет собой участок пробега от момента касания ( $v_{\text{пос}}$ ) до момента включения реверса;

$\tau_1$  — время задержки включения реверса;

$n$  — число двигателей на самолете; имеющих РУ;

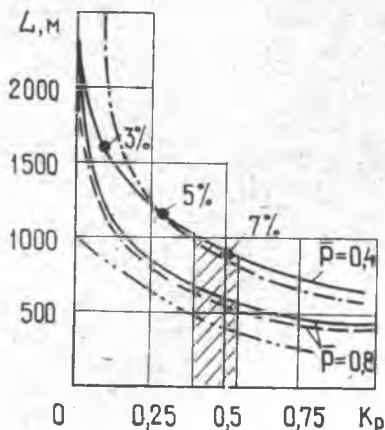
$$B = \frac{c_x \cdot \rho \cdot S}{2 \cdot M_c}; \quad \Delta = 4 \cdot M_c \cdot B \cdot n \cdot P_{\text{обр } v=0} - A^2 \cdot n^2;$$

$$C = B \cdot v_{\text{пос}} \tau_1 + 1; \quad A = P_{\text{обр } v=v_{\text{пос}}} + P_{\text{обр } v=0}.$$

Зная характеристики двигателя и самолета при посадке, располагая длиной и состоянием покрытия ВПП, можно найти требуемую величину реверсивной тяги, обеспечивающей торможение самолета в пределах посадочной полосы.

Результаты расчетов длины пробега самолета с удельной нагрузкой на крыло  $\bar{q} = 600 \text{ кг/м}^2$  и  $\bar{q} = 300 \text{ кг/м}^2$  при различной энерговооруженности самолета  $\bar{P} = \frac{P}{M_c} = 0,4$  и  $0,8$  приведены на рис. 2.2. Из рис. 2.2 видно, что реверсирование тяги приводит к резкому сокращению длины пробега, при этом для реализованных коэффициентов реверсирования на известных двигателях длина пробега может быть сокращена в 2—2,5 раза.

Рис. 2.2. Зависимость длины пробега самолета по ВПП от коэффициента реверсирования  $\bar{P}_{\text{рев}}$  при удельной нагрузке на крыло  $\bar{q} = 600 \text{ кг/м}^2$ ;  $300 \text{ кг/м}^2$ ; энерговооруженности  $P = 0,4; 0,8$ ; — — — — качество самолета  $K = 7$ ; коэффициент трения  $M = 0,2$ ; — — — —  $K = 5$ ;  $M = 0,2$ ; — · — · —  $\bar{q} = 300 \text{ кг/м}^2$ ;  $P = 0,4$ ; — · — · —  $K = 7$ ;  $M = 0,02$ ; ● — процент механизации крыла самолета; ■ — область  $\bar{P}_{\text{рев}}$ , реализованная на известных двигателях



Наиболее сильное влияние на эффективность реверсирования тяги оказывает энерговооруженность самолета, с увеличением которой эффективность реверсирования возрастает. Изменение аэродинамического качества самолета ( $K = \frac{c_x}{c_y}$ ) на длину пробега влияет незначительно. Видно также, что чем больше нагрузка на крыло  $\bar{q}$ , а следовательно посадочная скорость самолета  $v_{\text{пос}}$ , размер крыла  $S$  и соответственно его аэродинамическое сопротивление  $X$ , тем больше потребная длина посадочной полосы.

Средства механизации крыла влияют существенно на длину пробега. Если площадь механизации составляет 6—7%, то такое крыло и реверсивное устройство становятся равноэффективными. Чрезмерное увеличение средств механизации крыла нежелательно в связи с ухудшением его аэродинамического качества на основном крейсерском режиме полета.

Очень сильное влияние на длину пробега оказывает состояние покрытия ВПП и степень реверсирования двигателями средствами. На рис. 2.2 показано, что при отсутствии реверсивного устройства ( $\bar{P}_{\text{рев}} = 0$ ) при посадке на обледеневшую полосу ( $M = 0,02—0,03$ ) длина пробега оказывается недопустимо большой (примерно в 2 раза), а уже при  $\bar{P}_{\text{рев}} = 0,1$   $L_{\text{проб}}$  не больше, чем при торможении самолета в нормальных условиях только колесными тормозами, т. е. при  $\bar{P}_{\text{рев}} = 0$ .

В настоящее время известны разнообразные способы сокращения длины пробега самолетов: торможение колесами; парашюты; комбинация этих способов со средствами механизации крыла; реверсивные устройства (либо на входе в двигатель, либо на выходе).

Реверсирование на входе в двигатель выполняется флюгированием лопастей. Такая система реверсирования нашла применение пока только на двигателях семейства «Астазу» французской фирмы «Турбомека». Реверсирование на выходе, меняя направление тяги основного двигателя на обратное, позволяет получить мощный эффект торможения без применения других средств торможения.

Система торможения (пневматическая или гидравлическая) колесами самолета ограничена размерами и весом пневматиков и не эффективна при обледенении ВПП.

Парашютные системы весьма эффективны, однако им присущ существенный недостаток: заносы самолета при сильном боковом ветре. Парашюты, как и средства механизации крыла, эффективны только при повышенных скоростях движения самолета, т. е. в начале посадки. Эти системы относятся к пассив-

ным способам торможения, тогда как реверсивные устройства работают эффективно независимо от состояния покрытия ВПП. Наличие бокового ветра и малых скоростей движения самолета.

Основными задачами, которые решаются реверсивными устройствами, являются: снижение длины пробега при нормальной посадке самолета на ВПП; снижение длины пробега в условиях прерванного взлета (в этом случае реверс оказывает максимальную услугу); улучшение маневренности самолета в полете. В этом случае использование реверса облегчает выполнение эволюции. На истребителе Pan-avia-200 С с ТРДД RB.199 установлен реверс для применения его при числе  $M_n = 0,5-0,7$ .

Из приведенного перечня задач следует, что основное время полета самолета реверсивное устройство не используется и является паразитным. Значительные габариты РУ сами по себе приводят к непосредственному снижению полезной нагрузки и, кроме того, требуют затрат топлива на транспортировку его массы. Поэтому одним из важнейших требований к конструкции реверса является обеспечение минимальных габаритов и веса.

Кроме того, введение в состав двигателя реверсивного устройства требует отработок двигателя, связанных с попаданием горячей реверсируемой струи на вход в воздухозаборник, сопровождающееся обычно помпажом турбокомпрессора, вплоть до разрушения двигателя.

Однако, несмотря на отмеченные недостатки, необходимость обеспечения безопасной посадки самолета при любом состоянии покрытия на ВПП привела к массовому распространению реверсивных устройств в гражданской и транспортной авиации.

## 2.2. СХЕМА ТЕЧЕНИЯ ПРИ РЕВЕРСИРОВАНИИ ТЯГИ

На рис. 2.3, 2.4, 2.5, 2.6 приведены схемы и некоторые данные по реверсивным устройствам, установленным на известных самолетах.

Несмотря на кажущееся разнообразие применяемых конструктивных схем выполненных реверсивных устройств, все они функционально сводятся к двум основным типам:

1) РУ (см. рис. 2.3, 2.4, 2.5), в которых отклонение потока газа, проходящего через двигатель в заданном направлении, осуществляется в специальных конфузорных решетках (или без них), установленных до выходного сечения реактивного сопла, а направление газа на решетку осуществляется системой специальных створок, перекрывающих прямой путь газа. Такого типа реверсивные устройства называются устройствами давления;

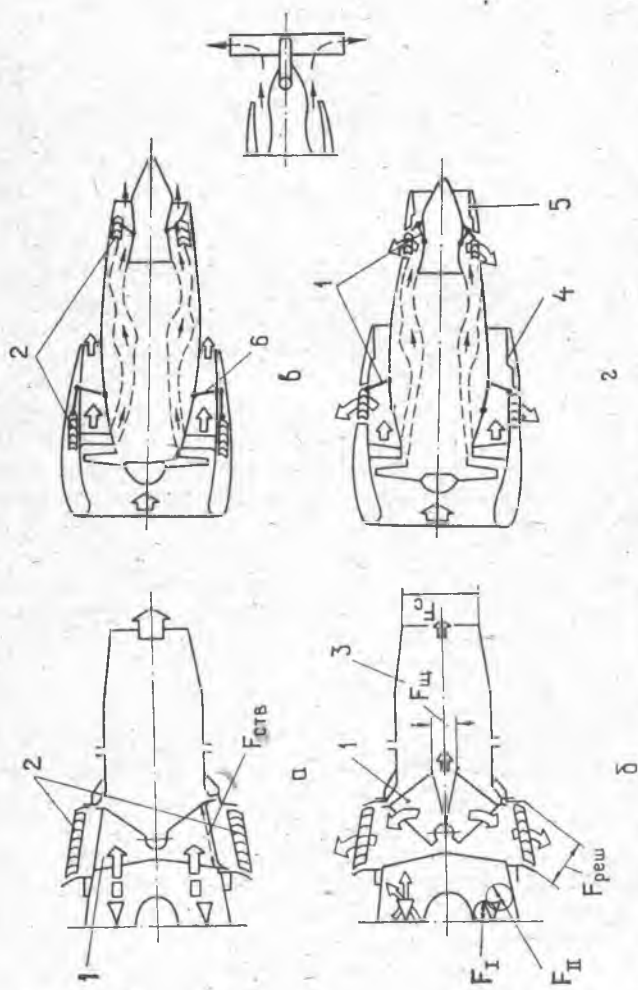


Рис. 2.3. Схема реверсивных устройств давления решетчатого типа: а, в — на режиме прямой тяги; б, г — на режиме реверсирования; а, б — реверс общий (на весь газовый поток); в, г — реверс в обоих контурах на ТРДД без смещения потоков внутреннего и наружного контуров; 1 — внутренние створки; 2 — отклоняющие решетки; 3 — реактивное сопло; 4, 5 — подвижный кожух; 6 — стойка; 7 — нейтрализатор тяги

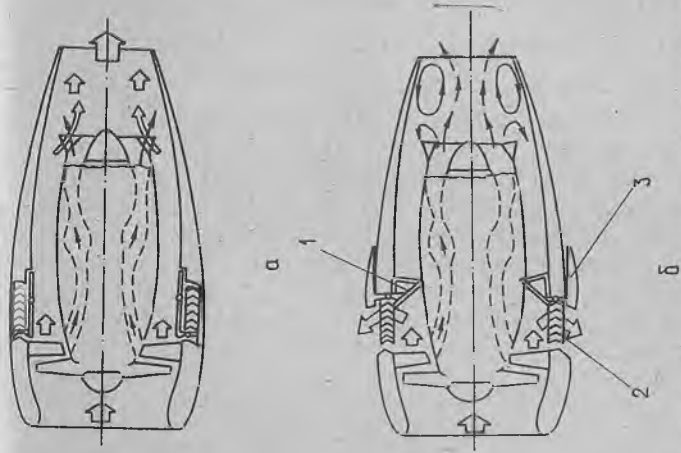


Рис. 2.4. Схема реверсивного устройства давления решетчатого типа в наружном контуре ТРДД со смешением и большой степенью двухконтурности на режиме прямой тяги (а) и на режиме реверсирования (б); 1 — внутренние створки; 2 — отклоняющие решетки; 3 — кольцевой подвижный кожух наружного контура;  $\Rightarrow$  — направление течения воздуха наружного контура;  $\leftarrow$  — внутреннего контура

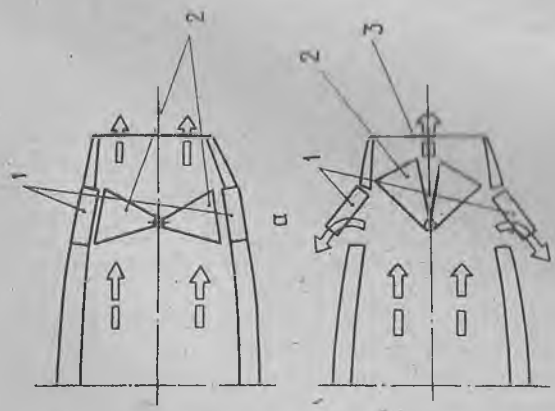


Рис. 2.5. Схема реверсивного устройства давления (без решеток) на режиме прямой тяги (а) и на режиме реверсирования (б); 1 — отклоняющие створки; 2 — наружные; 3 — внутренние створки;  $\Rightarrow$  — направление течения воздуха

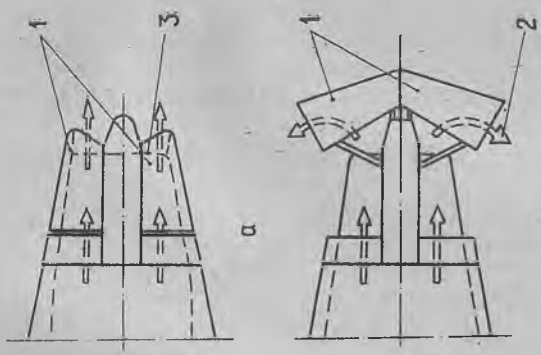


Рис. 2.6. Схема реверсивного устройства скорости ковшевого типа на режиме прямой тяги (а) и на режиме реверсирования (б); 1 — отклоняющие створки ковша РУ; 2 — направление течения реверсивного потока, 3 — срез реактивного сопла



2) РУ (см. рис. 2.6), в которых осуществляется отклонение разогнанного в реактивном сопле потока створками, расположенными за срезом реактивного сопла.

Рассмотрим схемы течения при реверсировании тяги.

При отсутствии внешнего обдува двигателя (число  $M_{\Pi} = 0$ ) схема течения при реверсировании тяги показана на рис. 2.7, а.

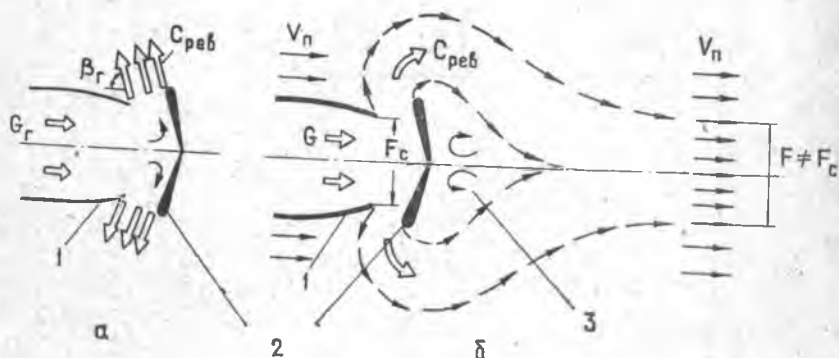


Рис. 2.7. Схема течения потока газа и воздуха при реверсировании тяги: в условиях старта (а), при наличии внешнего потока ( $M_{\Pi} > 0$ ) (б); 1 — сопло, 2 — отклоняющее препятствие, 3 — зона отрыва потока (донная область).  $\Rightarrow$  — поток через двигатель,  $\rightarrow$  — поток воздуха, обдувающего мотогондолу двигателя

Реверсивная (обратная, отрицательная) тяга  $P_{обр}$  возникает тогда, когда некоторая часть потока газа, проходящая через двигатель, отклоняется препятствием и истекает под углом  $\beta_r$ , меньшим  $\frac{\pi}{2}$  к оси двигателя, со скоростью  $c_{rev}$  согласно теореме сохранения количества движения

$$P_{обр} = G_{rev} c_{rev} \cos \beta_r. \quad (2.7)$$

Как видно из уравнения (2.7), увеличение обратной тяги возможно за счет вовлечения в процесс реверсирования максимального количества воздуха (газа)  $G_{rev}$ , повышения скорости истечения газа реверсируемой струи  $c_{rev}$  и уменьшения угла выхода потока  $\beta_r$ . Максимальный расход реверсируемого потока равен расходу газа через двигатель, максимальная скорость  $c$  определяется параметрами цикла двигателя ( $P_c^*$ ,  $T_c^*$ ) и гидравлическими потерями на поворот потока. Что касается угла выхода потока  $\beta_r$ , то минимальная величина угла ограничивается эффектом прилипания реверсируемого потока к мотогондole и последующим попаданием горячей выхлопной струи на вход в двигатель. Практически минимальная величина  $\beta_r$  ограничена углом, равным  $45^\circ$ .

При наличии внешнего потока (число  $M_{п} \neq 0$ ) сила тяги силовой установки  $P_{обр}$  определяется как разность количества движения на выходе  $G_{в} \cdot c_{рев}$  и на входе в двигатель  $G_{в} \cdot v_{п}$ .

$$P_{обр} = G_{рев} \cdot c_{рев} \cdot \cos \beta_r - G_{в} \cdot v_{п}. \quad (2.8)$$

Возможная схема течения при реверсировании тяги приведена на рис. 2.7,б. Наличие внешнего потока изменяет направление скорости  $c_{рев}$ , которая первоначально направлена против внешнего воздушного потока, а затем поворачивается в направлении течения  $v_{п}$  и на бесконечности становится параллельной скорости набегающего потока.

Из рис. 2.7,б видно, что поток газа, проходящий через двигатель, отрывается за отклоняющим препятствием, и обратная тяга возникает, с одной стороны, вследствие повышения давления перед препятствием, как и в случае без набегающего потока, а с другой — вследствие разрежения в донной области (за препятствием).

Таким образом, механизмы получения тормозящей силы существенно различны при наличии и отсутствии внешнего потока.

### 2.3. ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ РЕВЕРСИВНЫХ УСТРОЙСТВ

Последние годы выявили ряд тенденций в развитии реверсивных устройств. Выполненный в настоящем разделе анализ конструктивных, параметрических и других закономерностей РУ является необходимым при проектировании устройств.

Реверсивные устройства применяются на двигателях с расходом воздуха через них от  $G_{в} = 25$  кгс/с до  $G_{в} = 750$  кгс/с, при тяге от  $P = 1,36$  тс до  $P = 22,5$  тс и используются на современных самолетах со взлетной массой от  $M_c = 15$  тс до  $M_c = 350$  тс и дальностью полета от 1000 км до 14 000 км.

Как следует из анализа статистических материалов, реверсы давления применены на большинстве двигателей ( $\approx 73\%$  из них  $63\%$  — РУ с решетками и  $\sim 8\%$  со створками перед реактивным соплом), а реверсы скорости на  $\approx 35\%$  двигателей.

На реактивных двигателях 60-х гг. применялись, в основном, РУ решетчатого типа. Объясняется это стремлением получать высокие значения реверсивной тяги  $P_{обр}$ , так как эффективность таких устройств может быть доведена до 50—55%. Кроме того, в многодвигательных силовых установках решетчатые РУ позволяют относительно просто решить задачу по исключению

попадания горячих струй во входные устройства соседних двигателей путем специальной ориентации решеток по окружности мотогондолы двигателя и подбора углов установки лопаток в решетках  $\beta_n$  по ее длине.

В отдельных случаях системы реверсирования упрощались за счет изъятия из конструкции РУ отклоняющих решеток и замены их ковшами-створками. Это допустимо при умеренных потребных значениях коэффициента реверсирования тяги и позволило снизить потери прямой тяги на крейсерских режимах полета из-за уменьшения гидравлических сопротивлений реверсивных устройств и снижения утечек воздуха.

Наряду с реверсами давления на двигателях низких тяг (расход воздуха) нашли применение реверсы скорости (см. рис. 2.6). Конструкция таких устройств проще, и масса их меньше.

На двигателях с повышенной степенью двухконтурности ( $m = \frac{G_{n II}}{G_{n I}} > 5.0$ ) используются реверсивные устройства в основном только в наружном контуре, причем исключительно РУ давления с решетками (см. рис. 2.4, 2.3). Тяга внутреннего контура реверсируется отдельно, либо нейтрализуется спойлерами (см. рис. 2.3).

Некоторые новые тенденции в развитии самолетостроения накладывают существенные ограничения на выбор типа и конструкции реверсивного устройства. Так, например, низкое расположение мотогондол на современных аэробусах затрудняет применение реверсов скорости ковшового типа, особенно в случае необходимости их разворота вокруг оси двигателя для исключения попадания горячих струй в воздухозаборники соседних двигателей.

Необходимость снижения уровня шума двигателей при взлете и посадке самолета и размещение в некоторых случаях специальных устройств и усовершенствований в хвостовой части двигателя для шумоглушения, также заставляют отказаться от использования отклоняющих створок за срезом реактивных сопел двигателей.

*Система управления реверсивным устройством.* Системы управления (СУ) реверсивным устройством должны обеспечить необходимое для создания обратной тяги перемещение подвижных элементов РУ в заданное время, а также обеспечить необходимые блокировки для повышения эксплуатационной надежности РУ и двигателя. В этой связи системы управления включают в себя силовой привод, агрегаты управления, блокировочные устройства, элементы, обеспечивающие нормальную работу системы (насосы, фильтры, автоматы разгрузки, гидроаккумуляторы, обратные клапаны и т. д.).

В данной работе не ставилась цель разработать основы проектирования систем управления реверсивными устройствами. Поэтому ниже будут только перечислены основные тенденции в развитии СУ, выявленные при анализе статистических материалов. Из всех рассмотренных и реализованных на практике систем управления реверсивными устройствами примерно 55% имеют пневмопривод, 25% — гидропривод, 15% — пневмомеханический привод, одна система выполнена с электроприводом и одна — с механическим приводом.

**Пневмопривод** использован на подавляющем большинстве реверсов давления, что свидетельствует о сравнительно небольших перестановочных усилиях, присущих этому типу реверсивного устройства.

**Гидроприводы** применены в основном в ковшовых РУ, т. е. в системах, требующих больших располагаемых усилий на передвижение и поворот створок. Этот тип привода обеспечивает меньший вес системы на 1 кгс располагаемого усилия.

**Пневмомеханический привод** (с пневмомотором) применен на сравнительно новых зарубежных двигателях (*JT9D*, Олимп-593, *CF6*, *RB211*); он обеспечивает высокие располагаемые усилия при относительно малом весе системы, а также удобен при больших перемещениях элементов реверсивного устройства. Пневмо- и пневмомеханические приводы пожаробезопасны.

#### **2.4. ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА**

Основным назначением реверсивного устройства, как отмечалось, является снижение длины пробега самолета по ВПП при посадке или прерванном взлете. При выполнении этой функции РУ должно удовлетворять ряду дополнительных требований, которые могут быть объединены в шесть групп. В первую группу сведены требования к параметрическим показателям РУ, во вторую — к допустимому изменению параметров РУ в течение ресурса (функциональные показатели), в третью — требования к прочностным показателям, в четвертую — к показателям контролепригодности, в пятую — к показателям ремонтопригодности и восстанавливаемости реверса, в шестую — требования к технологичности конструкции и экономические показатели.

## 2.4.1. Параметрические показатели (группа I)

Рассмотрим требования к параметрическим показателям реверсивного устройства на основе анализа табл. 2.1.

Таблица 2.1

№ п/п	Параметрический показатель	Требуемая величина	Место проверки
1.	Реверсивная тяга $P_{обр}$ — при $H=0$ , $M_{П} = 0,8$ в % от $P$ (назначается разработчиком летательного аппарата из условия посадки до полной остановки самолета на ВПП заданной длины с учетом входного количества движения воздуха)		Специальные испытания двигателя Летные испытания двигателя в составе самолета
	По статистике для ТРД, $P_{обр}$ в % от $P$ ;	$\approx 50 \begin{matrix} +5 \\ -2 \end{matrix}$	
	ТРДД с общей камерой смещения и $m < 1,5$ ;	$\sim (35-40) \begin{matrix} +5 \\ -2 \end{matrix}$	
	ТРДД с $m \geq 4,0$	$\sim (22-35) \begin{matrix} +5 \\ -2 \end{matrix}$	
2.	Коэффициент реверсирования решеток или створок контура (при $H=0$ , $M_{П} = 0$ ) ТРД и ТРДД ( $m < 1,5$ ) с общей камерой смещения; ТРДД ( $m \geq 4,0$ ) без смещения потоков контуров	$\geq 0,4-0,55$	Специальные установки и двигатель при спец. испытаниях
	$P_{рев II}$	$\geq 0,4-0,55$	
	$P_{рев I}$	$-1,0 - +0,55$	
	ТРДД ( $m \geq 4,0$ ) со смещением потоков контуров	$\geq 0,4-0,55$	
	$P_{рев II}$	$\geq 0,4-0,55$	
	$P_{рев I}$	$-1,0$	
3.	Коэффициент расхода реверсивного устройства, $\bar{\sigma}_{рев} = \sigma_{рев} / G_e$ ТРД и ТРДД ( $m < 1,5$ ), $\bar{\sigma}_{рев}$ ; ТРДД ( $m \geq 4,0$ ), $\bar{\sigma}_{рев}$	$\approx 1,0$ $\approx G_{в II}$	Специальные установки и двигатель
4.	Смещение рабочих линий каждого из каскадов турбокомпрессора по коэффициенту газодинамической устойчивости на установившемся режиме реверсирования и в процессе перекладки с прямой тяги на обратную		Двигатель при спец. испытаниях
	$\Delta K_y = \frac{(\pi_{к\bar{\sigma}} / G_{впр}) с РУ}{(\pi_{к\bar{\sigma}} / G_{впр})}, \%$	$< \pm 1,0$	

№ п/п	Параметрический показатель	Требуемая величина	Место проверки
5.	Коэффициент потери прямой тяги на режиме крейсерского полета: из-за ухудшения газозвдушного тракта,		
	$\delta_{\text{тр}} = \frac{P - P_{с\text{РУ}}}{P}, \%$	$< 0,5$	
	из-за утечек газа (воздуха) через уплотнения РУ		
	$\delta_{\text{ут}} = \frac{P - P_{с\text{РУ}}}{P}, \%$	$< 0,5$	
	из-за ухудшения внешней аэродинамики мотогондолы, %	$< 0,2$	
6.	Направление выхлопных струй при реверсировании не должно нарушать устойчивую работу двигательных установок и воздействовать на элементы самолета. Максимальные значения показателей реверсивной тяги должны сохраняться в процессе торможения самолета от скорости посадки до скорости, на которой отключается реверсивное устройство $v_{\text{откл}} < 100$ км/час*		Специальные установки и летные испытания двигателя в составе самолета
	Для ТРД и ТРДД ( $m < 1,5$ ) неравномерность поля давления, обусловленная искажением на входе и пульсациями $\Delta P$ , %	$< 6$	
	окружная неравномерность поля температур (мгновенная) $\Delta T$ , %	$< 4,5$	
	Для ТРДД ( $m \geq 4,0$ ) $\Delta P$ , %	$< 8$	
	$\Delta T$ , %	$< 6$	
7.	Коэффициент восстановления полного давления в отклоняющихся створках или решетках, $\sigma_p$	$\geq 0,8 - 0,85$	Специальные установки и двигатель

\* Значение  $v_{\text{проб}} \leq v_{\text{откл}}$  определяется компоновкой силовой установки на самолете из условия потери газодинамической устойчивости двигателя вследствие заброса струи и различно для ТРД и ТРДД.

№ п/п.	Параметрический показатель	Требуемая величина	Место проверки
8.	Удельная масса реверсивного устройства, $M_{уд} = \frac{M_{ру}}{G_{рев}}, \frac{кг}{кгс/с}$ при $G_{рев} \approx 200—700 \text{ кгс/с}$ $G_{рев} \approx 100—200 \text{ кгс/с}$ $G_{рев} < 100 \text{ кг/с}$	$\leq 1,3—1,4$ $\leq 1,4—1,5$ $\leq 1,5—1,6$	
9.	Время переключения створок РУ двигателя с режима работы при $(0,3—0,5) P_{ном}$ на реверсивную тягу, с; с режима реверсирования на режим прямой тяги до $P = P_{макс}$ , с; с режима максимальной прямой тяги на режим максимальной обратной тяги, с	$1—2$  $2—4$  $\leq 7—10$	Двигатель при спец. испытаниях
10.	Реверс не должен самопроизвольно включаться при любых скоростях полета, $M_{п}$		Двигатель при спец. испытаниях
11.	Усилие, действующее на отклоняющие решетки или створки, должно быть направлено на приведение узлов реверса в положение прямой тяги		Двигатель при спец. испытаниях
12.	В реверсивном устройстве должны быть предохранительные приспособления в приводах управления, исключающие случайное включение летчиком РУ, например: совмещение рычагов «управление двигателя» и «управление реверсом»; направление перемещения рычага «управление реверсом» — «к себе»; автоматическое снижение режима работы двигателя до малого газа при ложных переключениях реверса; наличие замка в положении «прямая тяга»; сигнализация об открытии замка в положении реверса «обратная тяга»		Двигатель при спец. испытаниях

№ п/п.	Параметрический показатель	Требуемая величина	Место проверки
13.	Запас по мощности привода, $N_{пр}$	$1,5 \cdot N_{пр ном}$	Специальные установки и двигатель при спец. испытаниях
14.	Уровень шума при работе реверсивного устройства не должен превышать норм для режима прямой тяги		Двигатель при спец. испытаниях
15.	Число включений реверсивного устройства на 100 часов работы двигателя в зависимости от средней продолжительности полета, $\tau_{п}$ и		Двигатель при спец. испытаниях
	$\tau_{п}$ более 4 ч;	35	
	$\tau_{п}$ от 2 ч до 4 ч;	60	
	$\tau_{п}$ от 1,5 до 2 ч;	80	
	$\tau_{п}$ от 1 до 1,5 ч	100	
16.	При выходе из строя реверсивного устройства двигатель должен оставаться работоспособным		Двигатель при спец. испытаниях
17.	Ресурс реверсивного устройства для двигателей гражданской авиации, ч начальный*; межремонтный; общетехнический	3000 7500 15 000	Двигатель при спец. испытаниях

Рассмотрим более подробно содержание табл. 2.1.

1. Требуемая величина реверсивной тяги  $P_{обр}$  определяется, исходя из необходимого сокращения длины пробега по ВПП при посадке самолета с известным посадочным весом в экстремальных условиях (прерванный взлет на обледеневшей полосе). В качестве минимальной величины реверсивной тяги принимается величина, обеспечивающая пробег в пределах посадочной полосы. На современных самолетах реверсивные устройства

\* Начальный ресурс — это минимальное время надежной работы узла, которое гарантирует завод в начале его летной эксплуатации (после государственных испытаний); межремонтный ресурс — это кратное общетехническому время работы, при истечении которого необходим капитальный ремонт узла или замена его; общетехнический ресурс — это время эксплуатации, после которого ремонт узла двигателя экономически нецелесообразен.



обеспечивают полное торможение при пробеге, равном 1500—1900 мм, по ВПП.

На самолетах военного назначения (типа Pan-Avia-200 С) реверс используется, как было сказано выше, для осуществления маневров в полете; величина реверсивной тяги назначается исходя из допустимых перегрузок на элементы планера и двигателя. Практика применения реверсивных устройств выявила необходимость вовлечения в процесс реверсирования 100% расхода газа в ТРД и ТРДД с малой степенью двухконтурности ( $m \leq 1,5$ ).

В ТРДД повышенной экономичности ( $m \geq 4,0$ ) без смещения потоков наружного и внутреннего контуров (раздельный выхлоп) оказалось возможным обеспечить безопасную посадку (в экстремальных условиях) при реверсировании потока вентиля расхода газа в ТРД и ТРДД с малой степенью двухконтурности.

В ТРДД ( $m > 4,0$ ) со смещением потоков (объединенный выхлоп) удастся решить задачу торможения без применения нейтрализаторов. Это связано с возможностью выведения вентилятора на необходимые обороты при уменьшенной температуре газа перед турбиной и, следовательно, тяги первого контура вследствие полного расширения затурбинного потока в пределах камеры смещения (турбина низкого давления работает при этом с малым противодавлением). В то же время вентиляторный контур на режиме реверсирования тяги работает вдоль рабочей линии, заданной режимами прямой тяги.

После определения величины потребной обратной тяги решается вопрос о схеме реверсирования (общий реверс, реверс в обоих контурах ТРДД или только в наружном контуре) и о количестве воздуха (газа), вовлекаемого в процессе реверсирования.

2. Коэффициент реверсирования  $\bar{P}_{\text{рев}}$ , формально определяемый как отношение обратной тяги к прямой, не полностью характеризует совершенство реверсивного устройства. Например, в ТРДД с повышенной степенью двухконтурности  $m > 4,0$  и малой потребной обратной тягой коэффициент реверсирования может иметь небольшие значения, но это не свидетельствует о низком совершенстве выполненной конструкции. В дальнейшем под коэффициентом реверсирования будем понимать отношение обратной к прямой тяге только потоков, вовлеченных в процесс реверсирования. Такая характеристика отражает совершенство преобразования тяг, и поэтому необходимо обеспечивать максимальное значение этого коэффициента.

Величина  $\bar{P}_{\text{рев}}$  определяется минимальным допустимым углом выхода потока из отклоняющей решетки  $\beta_d$ , который, как

было сказано выше, ограничен прилипанием струи к мотогондоле  $\beta_{л\text{ мин}} = 45^\circ$  или возможностью заброса горячей струи в соседние силовые установки, а также величиной потерь коэффициента восстанавления полного давления при повороте струи на участке до входа в отклоняющую решетку и в решетке, как показано на рис. 2.8.

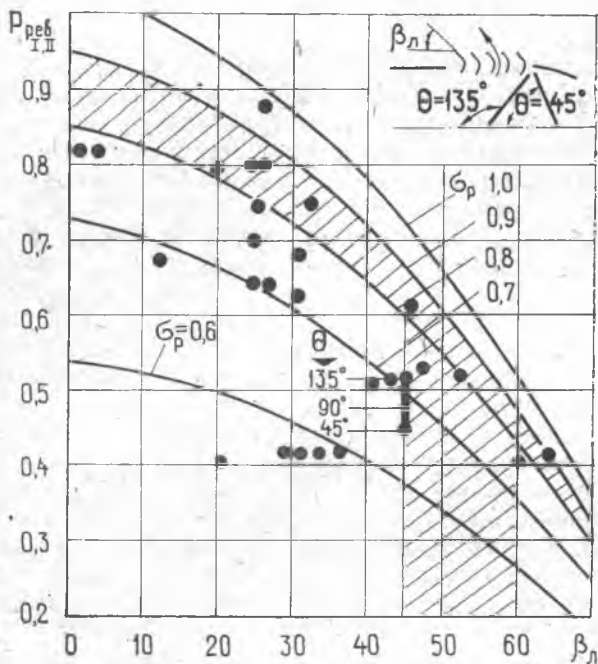


Рис. 2.8. Зависимость коэффициента реверсирования  $\bar{P}_{\text{рев}}$  от угла наклона створок (или лопаток в решетках)  $\beta_{\text{л}}$  и коэффициента восстановления полного давления  $\sigma_p$  при  $l_c \geq 1,6$   $\theta = 45^\circ$ ; ● — опытные данные различных авторов для РУ, расположенных до выходного сечения реактивного сопла [1]

Анализ данных по коэффициенту реверсирования  $\bar{P}_{\text{рев}}$  показал, что в ТРД и ТРДД с общей камерой смешения ( $m \leq 1,5$ ) обеспечение необходимой реверсивной тяги, как уже отмечалось, осуществляется при реверсировании всего потока газа за турбиной. При этом удается получать  $\bar{P}_{\text{рев}} = 0,4 — 0,55$ .

По мере увеличения степени двухконтурности тяга наружного контура становится преобладающей. В этих условиях уменьшается потребность в реверсировании горячего потока,

покидающего турбину внутреннего контура. Так, при значении степени двухконтурности, равной  $m = 5$  и более, коэффициенте реверсирования наружного контура  $\bar{P}_{\text{рев}} = 0,5—0,55$ , потребная величина реверсивной тяги может быть получена при отсутствии реверса во внутреннем контуре.

При умеренных значениях степени двухконтурности  $2 \leq m \leq 4$  может возникнуть необходимость в применении реверсивных устройств в обоих контурах или нейтрализатора тяги внутреннего контура.

3. Реверсивное устройство не должно оказывать влияния на нормальную работу турбокомпрессорной группы двигателя. При работе РУ давление и температура газа за турбиной не должны изменяться. Это требование достигается при таком подборе минимальных проходных сечений отклоняющих элементов РУ, когда суммарный расход через них и через реактивное сопло (при наличии перепуска части газов в прямом направлении) при  $\lambda^* = \text{const}$  будет равен расходу на режиме прямой

тяги, т. е. коэффициент расхода  $\bar{G}_{\text{рев}} = \frac{G_{\text{рев}}}{G_c}$  (где  $G_{\text{рев}}$  — массовый расход на режиме реверсирования,  $G_c$  — массовый расход на режиме прямой тяги) должен быть равен единице.

4. В реверсивных устройствах, расположенных до среза реактивного сопла, в местах соприкосновения поворотных (подвижных) элементов (например, створок) с узлами и деталями двигателя неизбежны утечки газа (воздуха) через зазоры между ними, приводящие к потере прямой тяги на основных режимах работы. Значительные потери прямой тяги двигателя могут быть также из-за нахождения в газовом воздушном тракте двигателя элементов конструкции реверсивного устройства. В некоторых схемах эти потери могут достигать до 5%.

В реверсивных устройствах потери прямой тяги должны быть минимальными. Из анализа опыта создания реверсивных устройств, расположенных до выходного реактивного сопла, следует, что потери прямой тяги могут быть сведены до 1%.

Внешние обводы реверсивного устройства, а также места стыковки с мотогондолой не должны ухудшать внешней аэродинамики самолета, и потери прямой тяги двигателя на основных режимах не должны превышать 0,2%.

5. Эксплуатация реверсивных устройств показала, что газы из РУ попадают на вход в двигатель, вызывая повышение температуры потока на входе и, как следствие, помпаж компрессора. Из опыта следует, что полностью исключить попадание горячих газов на вход в двигатель очень трудно, а зачастую и невозможно. Попадание газов на вход в двигатель ограничивает время работы реверсивного устройства (РУ выключаются

на скорости пробега самолета, равной примерно  $v_{\text{проб}} \approx 100$  км/ч), что существенно снижает его эффективность.

Поэтому важным условием надежности работы двигателя с реверсивным устройством является такая организация выхода потока из отклоняющих элементов (решеток) РУ, которая позволяет свести к минимуму попадание горячих газов на вход в двигатель.

Для предупреждения попадания горячего газа на вход в двигатель и уменьшения взаимодействия струй с элементами самолета (фюзеляжем, шасси и т. п.) угол установки створок (или лопаток в решетке) выполняется равным  $\beta_d \approx 45\text{--}62^\circ$  и переменным по длине решетки.

6. В отклоняющих элементах реверсивных устройств (створках или решетках) желательно иметь высокие коэффициенты  $\sigma_r$  восстановления полного давления, порядка 0,8—0,85, представляющее собой  $P_c^*$  отношение полных давлений перед реверсом и в минимальном сечении отклоняющих решеток ( $\sigma_r = \frac{P_{cн}^*}{P_c^*}$ ).

Увеличение  $\sigma$  в отклоняющих элементах позволяет при данном расходе газа через РУ достигнуть больших коэффициентов реверсирования и, наоборот, при данном коэффициенте реверсирования ограничиться меньшим расходом газа, отклоняемым в обратном направлении. Последнее обстоятельство облегчает борьбу с попаданием горячих газов на вход в двигатель. Повышение  $\sigma_r$  означает также уменьшение габаритов и веса реверсивного устройства за счет снижения размеров как отклоняющих, так и дросселирующих элементов РУ.

7. Обеспечение минимального веса реверсивного устройства связано с большими конструктивными трудностями, так как элементы конструкций РУ несут очень большие нагрузки от газовых сил. Удельная масса реверсивных устройств при проектировании может быть приблизительно определена в соответствии с рекомендациями, приведенными в табл. 2.1, как функция расхода воздуха через двигатель и тяги двигателя.

8. Длина пробега самолета по ВПП в случае использования реверсивного устройства зависит от времени перекладки РУ и от времени задержки получения максимальной отрицательной тяги. Время перекладки известных реверсивных устройств с пневматическими сервомоторами и быстродействующими ходовыми винтами, используемыми в системах управления крупных РУ внешних контуров, на реверсивную тягу составляет примерно 1—2 с, на прямую тягу — 2—4 с. Задержка получения максимальной реверсивной тяги для типичных реверсивных устройств составляет менее 7—10 с с момента работы на режиме малого газа.

Силовая установка в момент касания колес ВПП работает на промежуточном режиме, и время ее приемистости при этом составляет около 2 с. Таким образом, время от момента касания колес ВПП до достижения полной обратной тяги составит около 5—7 с. Необходимо стремиться к сокращению этого времени. Исследования показали, что уменьшение времени от момента касания самолетом земли до получения полной отрицательной тяги на одну секунду эквивалентно увеличению коэффициента реверсирования примерно на 30%.

Время работы двигателя на режиме реверсирования определяется минимальной скоростью пробега самолета по ВПП, при которой необходимо выключать реверсивное устройство из-за попадания на вход двигателя горячего газа или посторонних предметов, поднятых с земли в результате взаимодействия реверсивных струй, направленных к земле.

Для многих пассажирских самолетов (Ту-134А, Ил-62, Ил-62М, Ту-154 и др.) скорость пробега, при которой необходимо отключать реверсивные устройства, превышает 100 кгс/ч, время работы реверсивных устройств на режиме постоянной максимальной обратной тяги составляет примерно 45 с [7]. Опыт эксплуатации РУ при указанных ограничениях показал, что в этом случае длина пробега при посадке на сухую ВПП сокращается не более, чем на 20% по сравнению с длиной пробега, получаемой без реверсирования тяги двигателей. Малое сокращение длины пробега самолета обусловлено ранним отключением реверсивных устройств.

Учитывая, что наибольшая эффективность использования реверсивных устройств должна быть достигнута при посадке самолета на обледеневшую ВПП (коэффициент трения  $M_{тр} = 0,02—0,03$ ) и длина торможения должна быть в пределах ВПП, время работы реверсивного устройства должно составить порядка 1,5 минут.

#### 2.4.2. Функциональные показатели (группа II)

Вторая группа требований, представленных в табл. 2.2, отражает работоспособность элементов реверса, двигателя и самолета в целом в течение ресурса. Учет этих требований при проектировании позволяет определить те необходимые конструктивные решения, которые гарантируют надежную эксплуатацию самолета.

Показатели, изменение которых допускается в течение ресурса	Допустимое изменение в течение межремонтного ресурса	Место проверки
Реверсивная тяга при $H=0, M_{II}=0$ , %	$< 2 - 3$	Двигатель при спец. испытаниях
Коэффициент расхода реверсивного устройства, %	$< 2$	То же
Коэффициент потери прямой тяги на крейсерском режиме, %	$< 1$	Двигатель при испытаниях в термобарокамере
Время перекадки двигателя: с режима (0,3—0,5) $P_{ном}$ на реверсивную тягу, с;	$< 1$	Двигатель при спец. испытаниях
с режима реверсирования на режим прямой тяги до $P_{макс}$ , с;	$< 1$	То же
при прерванном взлете с режима максимальной прямой тяги на режим максимальной обратной тяги, с	$< 1$	То же

### 2.4.3. Прочностные показатели (группа III)

Третья группа требований (табл. 2.3) регламентирует запасы прочности деталей реверсивного устройства, которые в конечном итоге существенно влияют на его весовые показатели. Существуют нормативные значения коэффициентов запаса, учитывающие целевое назначение двигателя (для военной или гражданской авиации). Приближенные методики расчета реверсивных устройств на прочность изложены в руководящих материалах для конструкторов.

Детали РУ рассчитываются на прочность и колебания. Соответственно назначаются коэффициенты запаса длительной прочности и величины допустимых напряжений.

Таблица 2.3

Элементы РУ. Их прочностные показатели	Требуемая величина
1. Корпус реверсивного устройства $K_B$ $\sigma_{дв}$ $M_H/M^2$ Давление опрессовки	$\geq 1,8$ $\pm 30$
$P_{опр} = 1,5 \cdot P_{раб} \cdot \frac{\sigma_T = 288}{\sigma_T = \tau_{раб}}$	$(1,5 - 1,6) P_{раб}$

Элементы РУ. Их прочностные показатели	Требуемая величина
2. Дросселирующие створки (внутренние) $K_B$ $\sigma_a, M_H/M^2$	$\geq 1,8$ $\pm 30$
3. Решетка отклоняющая $K_B$ $\sigma_a, M_H/M^2$	$\geq 1,8$ $\pm 30$
4. Опоры створок $K_B$ $\sigma_a, M_H/M^2$	$\geq 1,8$ $\pm 30$
5. Винт шариковинтовой пары, перемещающий подвижный кожух $K_B$ $\sigma_a, M_H/M^2$	$\geq 1,8$ $\pm 30$

#### 2.4.4 Контролепригодность РУ (группа IV)

Четвертая группа требований связана с возможностью осуществления контроля минимального количества параметров, по которым можно судить о состоянии узла в целом. Обычно контроль за состоянием РУ на двигателе осуществляется по внешнему виду элементов реверсивного устройства, двигателя и самолетных узлов, по контрольным проверкам включения РУ через каждые 100 часов работы двигателя с замером времени переключения, задержки и работы на режиме реверсирования.

#### 2.4.5. Ремонтпригодность и восстанавливаемость РУ (группа V)

Ремонтпригодность реверсивного устройства внешнего контура является более простой проблемой, чем ремонтпригодность РУ, используемых во внутреннем контуре, из-за более низкой температуры рабочего тела.

При выборе типа реверсивного устройства и системы его привода важно не упустить из вида необходимость иметь свободный доступ по всем элементам реверсивного устройства и агрегатам двигателя, связанным с работой устройства. Реверсивное устройство должно иметь модульную конструкцию, причем желательно, чтобы модули РУ различных двигателей одного самолета были взаимозаменяемы, т. е. не требовалось бы под-

бирать условия выхода реверсивной струи при заменах модулей.

#### 2.4.6. Технологические и экономические требования (группа VI)

1. Стоимость и трудоемкость изготовления реверсивных устройств существенны и будут возрастать при увеличении размеров двигателей и с ростом степени двухконтурности. Однако с ростом степени двухконтурности отпадает необходимость в применении РУ во внутреннем контуре. Эта особенность является главным источником снижения трудоемкости и увеличения экономии, так как для реверсивных устройств и нейтрализаторов, устанавливаемых во внутреннем контуре, требуются дорогостоящие жаропрочные материалы. Реверсивное устройство внешнего контура может быть выполнено из недорогих материалов. Для них вследствие низкого давления воздуха возможно применение ажурных конструкций и более простой механизации.

2. С целью снижения трудоемкости изготовления и стоимости РУ узлы и детали его должны изготавливаться прогрессивными методами: точное литье, штамповка, включая штамповку взрывом, раскат с минимальными припусками, сварка, пайка, клепка, лазерный прожиг каналов и другие методы.

3. Раскрой листового материала должен производиться с учетом минимального количества отходов. КИМ\* (коэффициент использования металла) листовых деталей (с учетом утилизации отходов) должен быть не менее 0,9, а КИМ узла РУ в целом — не менее 0,6.

4. Технологические процессы должны обеспечивать получение узлов со стабильными геометрическими размерами (от экзземпляра к экзземпляру и во времени). С целью сохранения формы сварных узлов РУ и снятия остаточных напряжений они должны подвергаться термофиксации.

5. Механизм привода и его стоимость для вновь проектируемых реверсивных устройств будут близки к применяемым в реверсивных устройствах современным ТРДД, в которых используются пневмодвигатели с несколькими быстродействующими ходовыми винтами.

---

\* КИМ является одной из характеристик, отражающих стоимость изготовления РУ, определяется как отношение массы готовых деталей к массе исходных заготовок.



## 2.5. ПРОЕКТИРОВАНИЕ РЕВЕРСИВНОГО УСТРОЙСТВА

При проектировании реверсивного устройства необходимо знать:

1. Требования, предъявляемые к конкретному РУ (их примерный перечень изложен в разделе 2.4);

2. Параметры рабочего тела на основных режимах работы двигателя, в том числе на режиме малого газа и реверсирования; расход газа (воздуха)  $G_{рев}$ , температуру газа (воздуха)  $T_c$ , давление  $P_c^*$  на входе в сопло и реверсивное устройство, степень понижения давления в сопле  $\pi_c^* = \frac{P_c^*}{P_{II}}$ , площадь критического сечения сопла  $F_c$ ;

3. Схему двигателя, размеры (диаметр, высоту) каналов в предполагаемом месте установки реверсивного устройства;

4. Компоновку двигателей на самолете, число двигателей, вес самолета, величину обратной тяги  $P_{обр}$  в условиях старта.

На примере двух реверсивных устройств для ТРДД со смешением потоков проиллюстрируем порядок проектирования РУ.

### 2.5.1. Выбор соотношений между геометрическими и газодинамическими параметрами РУ, расположенного в наружном контуре ТРДД со смешением потоков

В качестве прототипа проектируемого реверсивного устройства выбрано РУ решетчатого типа ТРДД CFM-56, у которого величина реверсивной тяги составляет 28% от  $P_{max}$  ( $P_{обр} = 2800$  кгс) на максимальных оборотах ротора двигателя; степень двухконтурности двигателя равна  $m = 6,0$ ; степень расширения газа в сопле  $\pi_c^* = 1,58$ . На рис. 2.4 показана схема проектируемого реверсивного устройства.

1. Коэффициент реверсирования, как было сказано выше, равен отношению обратной тяги  $P_{обр}$  и прямой тяги реверсируемого (в данном случае наружного) контура двигателя, которую он имел бы на оборотах ротора, соответствующего режиму реверсирования. Обратная тяга двигателя с РУ, расположенным в наружном контуре, будет тем больше, чем меньше при реверсировании прямая тяга внутреннего контура. Поэтому надо стремиться к тому, чтобы тяга, создаваемая внутренним контуром на режиме реверсирования, была меньше при прочих равных параметрах в общей тяге двигателя.

2. Значение  $\bar{P}_{рев} = 0,52$  можно обеспечить при углах установки лопаток в отклоняющей решетке, равных  $\beta_d = 45-56^\circ$ , и коэффициенте восстановления давления в решетке  $\sigma_P$  от 0,7 до 0,9 (см. рис. 2.8). Известно, что с уменьшением угла  $\sigma_d$  уве-

личивается коэффициент реверсирования  $\bar{P}_{рев}$ , однако при значениях угла  $\beta_{л} = 45^\circ$  возможно прилипание газовой струи к мотогондоле. Поэтому, учитывая это обстоятельство, значение угла  $\beta_{л}$  выбираем равным  $52^\circ$ , причем величина коэффициента восстановления полного давления в решетке должна быть не ниже  $\sigma_P = 0,8$ .

3. Известно, что коэффициент реверсирования зависит и от установки отклоняющей створки. Из данных, представленных на рис. 2.8, видно, что для заданной степени расширения в сопле  $\pi_c^* \approx 1,6$  можно обеспечить получение коэффициента реверсирования, равного  $\bar{P}_{рев} = 0,52$ , только при вполне определенном угле установки створки  $\Theta = 135^\circ$ .

4. Наличие потерь полного давления в реверсируемом потоке наружного контура  $\delta = 1 - \sigma_P = 0,2$  и необходимость сохранения неизменного расхода воздуха через двигатель при реверсировании по сравнению со случаем работы на режиме прямой тяги, когда потери полного давления отсутствуют, заставляют увеличивать площадь выходного сечения решетки  $F_P$  по отношению к площади сопла, приходящейся на поток наружного контура  $F_{сн}$ . Для проектируемого РУ при  $\sigma_P = 0,8$  и  $\pi_c^* = 1,58$  значение относительной площади отклоняющих решеток можно принять равным

$$F_P / F_{сн} = 1,38. \text{ Здесь } (F_{сн} = \frac{m}{1+m} \cdot F_c) . .$$

5. Геометрические параметры отклоняющей решетки находятся по следующим зависимостям:

площадь живого сечения в решетке

$$F_P = F_P / F_{сн} \cdot F_{сн} = \frac{F_P}{F_{сн}} \cdot \frac{m}{1+m} F_c ;$$

площадь окна, в котором устанавливается решетка,

$$F_{ок} = \frac{F_P}{\epsilon_1 \cdot \sin \beta_{л}},$$

где  $\epsilon_1$  — коэффициент пористости сечения окна, занятого лопатками решетки ( $\epsilon_1 = 0,9 - 0,94$  для решеток известных РУ);

$D_{ру}$  — диаметр, на котором должно быть расположено реверсивное устройство  $D_{ру} = K_1 D_{вент}$ ;

$K_1 = 1,1 - 1,2$  — коэффициент пропорциональности, взятый по двигателю-прототипу;

длина отклоняющей решетки

$$l_P = \frac{F_{ок}}{\epsilon_2 \cdot \pi \cdot D_{ру}} = \frac{1}{\pi} \frac{F_P}{F_{сн}} \frac{m}{1+m} \frac{F_c}{\epsilon_1 \cdot \sin \beta_{л}} \frac{1}{\epsilon_2 \cdot K_1 \cdot D_{вент}} ;$$

где  $\epsilon_2 \cdot \pi \cdot D_{ру}$  — длина дуги окружности, на которой установлены решетки,  $\epsilon_2 = 0,65 - 0,75$ .

После определения основных геометрических и газодинамических параметров реверсивного устройства должна быть произведена конструкторская компоновка, в результате которой уточняются все геометрические размеры.

6. При конструировании реверсивного устройства необходимо учитывать, что при его переключке кинематика поворотных створок, сдвижного кожуха и т. п. должна обеспечить превышение суммы площадей открытой части решетки  $f_1$  и окна между наружным диаметром газогенераторной части двигателя и створками  $f_2$  над величиной  $F_{сн}$  во избежание пережатия рабочей линии вентилятора.

Для реверсивных устройств современных двигателей значение  $\left(\frac{f_1 + f_2}{F_{сн}}\right)_{мин}$  лежит в диапазоне 1,3—1,32.

### 2.5.2. Газодинамический расчет и определение нагрузок на элементы РУ от газовых сил для ТРДД со смешением потоков и реверсом, установленным в камере смешения

В качестве прототипа выбрано РУ решетчатого типа ТРДД, у которого величина обратной тяги составляет 30% от  $P_{макс}$  ( $P_{обр} = 4000$  кгс); степень двухконтурности равна  $m = 1,3$ ;  $\pi_c = 1,7$ .

Схема реверсивного устройства приведена на рис. 2.3. Из схемы видно, что газоздушный поток после выхода из наружного и внутреннего контуров двигателя поворачивается створками реверса и направляется в окна створок, а затем в отклоняющие решетки. Часть потока внутреннего контура проходит через центральную щель, образуемую створками.

Целью данного газодинамического расчета является определение потребных площадей: на выходе из отклоняющих решеток в наиболее узком сечении (горле) —  $F_p$ ; проекции окна створки на решетку  $F'_{ств}$ ; проекции центральной щели на поперечное сечение реверса, соответствующее осям створок,  $F_{щ}$ .

Для выполнения расчета необходимо воспользоваться следующими данными термодинамического расчета:  $G_{см}$  — расход газа;  $G_{топл}$  — расход топлива;  $P$  — тяга двигателя;  $P_{вд}^*$ ,  $T_{вд}^*$  — давление и температура воздуха за компрессором высокого давления;  $P_{см}^*$ ,  $T_{см}^*$  — давление и температура газа в камере смешения.

*Расчет параметров на выходе из решеток реверса*

1. Массовый расход газа через решетки равен

$$G_p = G_{см} - G_{щ}, \text{ кг/с.}$$

2. Коэффициент восстановления полного давления в решетках  $\sigma_p$  и при повороте потока  $\sigma_{пов}$  вычисляется по следующим формулам

$$\sigma_p = 1 - \frac{\Delta P_p}{P_{см}^*};$$

$$\sigma_{пов} = 1 - \Delta P_{пов} / P_{см}^*.$$

Если потери полного давления в решетках  $\Delta P_p$  и на поворот потока  $\Delta P_{пов}$  выразить через коэффициенты потерь в решетке  $\xi_p$  и потерь на повороте  $\xi_{пов}$  и скорость в горле решетки  $c_p$ , то получим

$$\Delta P_p = \xi_p \cdot \rho \cdot \frac{c_p^2}{2} = \xi_p \cdot 0,37 \cdot q (\lambda_p) \lambda_p \cdot P_{см}^* \cdot \sigma_p;$$

$$\Delta P_{пов} = \xi_{пов} \cdot \rho \cdot \frac{c_p^2}{2} = \xi_{пов} \cdot 0,37 \cdot q (\lambda_p) \lambda_p \cdot P_{см}^* \cdot \sigma_{пов}.$$

Из соотношений для  $\sigma_p$ ,  $\sigma_{пов}$ ,  $\Delta P_p$  и  $\Delta P_{пов}$  получаются зависимости, связывающие между собой соответственно  $\sigma_p$  и  $\xi_p$ ,  $\sigma_{пов}$  и  $\xi_{пов}$ .

$$\sigma_p = \frac{1}{1 + 0,37 \cdot \xi_p \cdot q (\lambda_p) \lambda_p};$$

$$\sigma_{пов} = \frac{1}{1 + 0,37 \cdot \xi_{пов} \cdot q (\lambda_p) \lambda_p}.$$

С помощью этих формул (для  $\sigma_p$  и  $\sigma_{пов}$ ) рассчитываются зависимости  $\sigma_p = f(\lambda_p)$  и  $\sigma_{пов} = f(\lambda_p)$  при постоянных значениях  $\xi_p = 0,162$  и  $\xi_{пов} = 0,382$ , найденных по [8].

3. Коэффициент восстановления проточной части реверса  $\sigma_{рев}$  равен произведению коэффициентов  $\sigma_p$  и  $\sigma_{пов}$

$$\sigma_{рев} = \sigma_p \cdot \sigma_{пов}.$$

Потери полного давления в проточной части реверса  $\Delta P_{рев}$  можно представить в виде

$$\Delta P_{рев} = \xi_{рев} \frac{\rho c_p^2}{2} = \xi_{рев} \cdot 0,37 \cdot q (\lambda_p) \cdot \lambda_p \cdot P_{см}^* \cdot \sigma_p.$$

Коэффициенты  $\sigma_{рев}$  и  $\xi_{рев}$  связаны соотношением

$$\sigma_{рев} = \frac{1}{1 + 0,37 \cdot \xi_{рев} \cdot q (\lambda_p) \lambda_p},$$

где  $\xi_{рев} = 0,567$  — коэффициент потерь давления, определенный по работе [8].

Зависимости  $\sigma_{рев} = f(\lambda_p)$ , найденные по вышеприведенным формулам, как показывают расчеты, практически совпадают.

Далее рассчитывается зависимость  $\Delta P_{см}^* = f(\lambda_p)$  по формуле

$$P_{см}^* = \frac{P_H}{\lambda (\lambda_p) \sigma_{рев}}.$$

4. Потребная площадь на выходе из решеток реверса определяется из следующего уравнения

$$F_p = \frac{G_p \sqrt{T_{cm}^*}}{m_{кр} P_H y (\lambda_p)}$$

5. Потребная площадь на входе в решетки в этом случае равна

$$F_{p\text{ вх}} = \frac{F_p}{\sin \beta_\lambda}, \text{ М}^2,$$

где  $\beta_\lambda$  — угол установки лопаток в отклоняющих решетках по отношению к оси двигателя, принят равным  $52^\circ$ .

Площадь проекции окна створки  $F_{ств}$  принимается равной площади на входе в решетки реверса  $F_{p\text{ вх}}$ .

6. Обратная тяга, создаваемая решетками реверсивного устройства  $P_p$ , равна

$$P_p = G_p \cdot \lambda_p \cdot 18,3 \sqrt{T_{cm}^*} \cdot \cos \beta_\lambda.$$

7. Обратная тяга двигателя  $P_{обр}$  равна

$$P_{обр} = P_p - P_{щ} = P_p - G_{щ} \cdot \lambda_{щ} \cdot 18,3 \cdot \sqrt{T_{cm}^*}.$$

8. Вычисляется коэффициент реверсирования по соотношению  $\bar{P}_{рев} = P_{обр} / P$ .

Результаты расчетов газодинамических параметров на различных режимах работы двигателя при реверсировании приведены в табл. 2.4.

На режиме  $\bar{n}_{нд} = 0,87 \cdot n_{ном}$  газодинамические параметры имеют следующие значения:  $G_{см} = 248$  кг/с;  $P_{см}^* = 1,58$  бар;  $T_{см}^* = 475$  К,  $\bar{P}_{рев} = 0,485$ ;  $\lambda_{щ} = 0,785$ ;  $\lambda_p = 0,709$ ;  $\sigma_{щ} = 0,96$ ;  $\sigma_p = 0,962$ ;  $\sigma_{нов} = 0,916$ ;  $\sigma_{рев} = 0,881$ ;  $G_{щ} = 9,13$  кг/с;  $P_{щ} = 0,07 \cdot P_{обр} = 291$  кгс;  $G_p = 239$  кг/с;  $P_p = 4240$  кгс.

*Расчет усилий на элементы реверсивного устройства.* Для проведения расчета выбираются, как правило, режимы прямой и обратной тяги. В табл. 2.5 приведены режимы работы иллюстрируемого двигателя, на которых необходимо произвести определение усилий от газодинамических нагрузок и результаты расчета усилий.

Таблица 2.4

ПАРАМЕТРЫ	РАЗМЕРНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЕ ПАРАМЕТРА		
$\bar{P}_{нд}$	—	0,786	0,872	1,0
$P_{см}$	бар	1,47	1,67	1,98
$T_{см}$	К	454	492	545
$G_{см}$	кг/с	228	262	298
$\lambda_{щ}$	—	0,72	0,81	0,97
$\sigma_{щ}$	—	0,96	0,958	0,95
$G_{щ}$	кг/с	8,4	9,7	11,2
$P_{щ}$	кгс	243	335	473
$G_p$	кг/с	220	252	287
$\sigma_p$	—	0,968	0,958	0,95
$\sigma_{пов}$	—	0,928	0,91	0,89
$\sigma_{реб}$	—	0,898	0,873	0,847
$\lambda_p$	—	0,64	0,75	0,88
$F_p$	м <sup>2</sup>	1,06	1,04	1,025
$F_{стб}$	м <sup>2</sup>	1,34	1,32	1,3
$P_p$	кгс	3450	4860	6790
$\bar{P}_{обр}$	кгс	3207	4525	6317
$\bar{P}_{обр}$	—	0,247	0,348	0,487
$\bar{P}_{реб}$	—	0,467	0,478	0,486

Вид проверки и параметр	Режим прямой тяги работы ГТД		Режим обратной тяги работы ГТД		прерванный взлет
	взлетный	максимальная обратная тяга	максимальная обратная тяга	прерванный взлет	
	$H = 0; v_{\Pi} = 0;$ $t_{\text{н}} = +15^{\circ}\text{C}$	$H = 0; v_{\Pi} = 615 \text{ км/ч,}$ $t_{\text{н}} = -60^{\circ}\text{C}$	$H = 0,$ $v_{\Pi} = 0$	$H = 0,$ $v_{\Pi} = 250 \text{ км/ч,}$ $t_{\text{н}} = -60^{\circ}\text{C}$	$H = 0;$ $v_{\Pi} = 280 \text{ км/ч;}$ $t_{\text{н}} = -60^{\circ}\text{C}$
Вид проверки	Отработка РУ на ресурс	Максимальные усилия на элементы РУ ( $P_{\text{см макс}}$ )	Отработка РУ на ресурс	Максимальные усилия на элементы РУ ( $P_{\text{см макс}}$ )	
$P_{\text{см}}, \text{ бар}$	1,983	2,44	1,58	1,78	2,11
$T_{\text{см}}, \text{ К}$	0,545	424	474	3,73	410
$\bar{P}_{\text{н.л.о}}$	1,0	0,878	0,8360	0,768	0,872
$P_{\text{см}}, \text{ бар}$	1,66	2,05	—	—	—
$P_{\text{ств}}, \text{ кгс}$	16600	20500	$P_{\text{ств х}} = 3180$ $P_{\text{ств з}} = 2740$	4350 3800	6740 5900
$P_{\text{р}}, \text{ кгс}$	—	—	$P_{\text{р х}} = 2120$ $P_{\text{р з}} = 1240$	2650 2260	3610 3480
$P_{\text{яч}}, \text{ кгс}$	—	—	$P_{\text{яч х}} = 12,3$	15,8	20,5
1 секция, 1 ряд			$P_{\text{яч з}} = 5,3$	7,5	11,9

### 3.1. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К РЕАКТИВНЫМ СОПЛАМ

Выходное устройство (ВУ) современного ГТД является сложным и ответственным узлом двигателя, оказывающим существенное влияние на его экономичность. В общем виде ВУ включает в себя переходные (удлинительные) трубы для подвода газа к реактивному соплу, узлы реверсирования или отклонения вектора тяги, шумоглушения, а также элементы конструкции, служащие для плавного сопряжения с наружными обводами мотогондолы, и систему подачи воздуха для охлаждения деталей конструкции и подпитки с целью снижения внутренних потерь.

Реактивное сопло (основной элемент ВУ) предназначено для преобразования тепловой и потенциальной энергии газа в кинетическую энергию вытекающей струи с минимальными потерями.

Регулированием критического и выходного сечений сопла подвижными венцами створок достигаются оптимальные значения параметров турбокомпрессора и форсажной камеры и снижаются потери тяги от недорасширения или перерасширения на основных и нерасчетных режимах.

Реактивное сопло является силовым элементом конструкции двигателя, воспринимающим радиальные и осевые усилия от газовых и массовых сил, возникающих при эксплуатации самолета.

Основным требованием, предъявляемым к выходным устройствам современных ВРД, является обеспечение высоких тяговых характеристик (включая внутреннее и внешнее сопротивление) силовой установки на основных (крейсерских) режимах работы, приемлемых характеристик в условиях разгона, набора высоты, при планировании и посадке.

- Кроме того, для каждого конкретного двигателя выдвигаются специфические требования к схеме сопла, конструкции, системе регулирования, используемым материалам, технологии производства и т. д., наиболее общими из которых являются: правильное сочетание форм силовой установки и планера с целью обеспечения высоких аэродинамических характеристик; обеспечение приемлемого веса и стоимости конструкции в сочетании с использованием прогрессивных видов заготовок, высокого коэффициента использования материала и т. д.;



максимально возможное снижение уровня шума; обеспечение высокой надежности и удобства эксплуатации.

### 3.2. КЛАССИФИКАЦИЯ РЕАКТИВНЫХ СОПЕЛ

Современные самолеты можно разделить на несколько классов: самолеты с дозвуковой крейсерской скоростью полета (Боинг 727, 747, А-300 и т. д.); самолеты, которые могут совершать разгон и полет на сверхзвуковой скорости, но имеют также большое время с дозвуковой скоростью полета (В-1, F-111, F-15 и т. д.); самолеты со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета («Конкорд» и т. д.).

Признаками различия ВУ для перечисленного класса самолетов служат:

1. **Выходная скорость**  $w$ . Если коэффициент скорости в сечении на срезе сопла  $\lambda_2 = \frac{w_2}{a_{кр}} \leq 1$ , то сопло — дозвуковое (сужающееся), оно находит применение в качестве ВУ на самолетах с дозвуковой крейсерской скоростью полета и на самолетах, совершающих разгон до небольших сверхзвуковых скоростей. Если  $\lambda_2 > 1$ , то сопло — сверхзвуковое (сужающе-расширяющееся) и находит применение на самолетах со сверхзвуковыми скоростями полета на крейсерском режиме.

2. **Форма сопла** (осесимметричное, плоское, несимметричное, сопло с центральным телом).

3. **Вид исполнения конструкции** (регулируемое и нерегулируемые сопла, с разрывом или без разрыва контура в сверхзвуковой части, сопло с реверсивным устройством, поворотные сопла и т. д.).

В настоящее время находятся в эксплуатации и разрабатываются вновь большое разнообразие ВУ.

Освоение современной авиацией скоростей полета  $M_{п}=2,2—3,0$  ставит перед конструктором двигателей трудную задачу разработки высокоэффективных, легких и надежных в эксплуатации ВУ.

Известны три основных вида сопла, которые могут быть использованы для этой цели: сужающе-расширяющееся сопло (сопло Лаваля), сопло с центральным телом и эжекторное сопло. Для получения сверхзвуковой скорости можно использовать, например, сопло Лаваля. Такое сопло на расчетном режиме имеет минимальные потери тяги, но при низких перепадах давлений оно имеет неприемлемо плохие тяговые характеристики, что оказывает большое влияние на экономичность силовой установки. Например, по сообщениям иностранной печати, для сверхзвукового транспортного самолета с крейсерской

скоростью  $M_{п} = 2,2$  при дальности полета 5500 км 10% потерь выходного импульса на нерасчетных режимах соответствует 2% потерь выходного импульса на крейсерском режиме, что соответствует 16% снижения платной нагрузки.

Одностороннее же стремление свести до минимума внутренние потери тяги может привести к увеличению внешних потерь. Для устранения этого недостатка необходимо введение регулирования сверхзвуковой части сопла Лаваля, что приводит к значительному усложнению конструкции и увеличению его веса. К такому виду сопла относится ВУ двигателя F-101 самолета В-1.

Другой тип — сопло с центральным телом. Основными элементами его являются центральное тело и обечайка. Изменение площади критического сечения осуществляется за счет перемещения центрального тела или регулирования створок на обечайке или на самом центральном теле. Однако, несмотря на благоприятное протекание внутренних характеристик, это сопло имеет повышенные потери при внешнем обтекании. Кроме того, не решены вопросы надежного охлаждения деталей такого сопла, поэтому оно не получило широкого распространения в качестве ВУ ТРДФ и ТРДДФ.

Эжекторное сопло получило наибольшее распространение для самолетов со скоростями  $M_{п} \leq 2$ . Эжектируемый воздух, в качестве которого используется либо наружный воздух слива пограничного слоя, либо избыточное количество воздуха от основного воздухозаборника двигателя, служит для охлаждения деталей сопла и одновременно улучшает характеристики его (к такому виду сопла относится, например, ВУ двигателя «Олимп» самолета «Конкорд»). Благодаря регулированию среза и оптимальному коэффициенту эжектирования удается получить неплохие характеристики сопла в широком диапазоне режимов работы двигателя в различных условиях полета.

### 3.3. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И ОЦЕНКА СОВЕРШЕНСТВА СОПЕЛ

#### 3.3.1 Располагаемая степень расширения

Основным параметром, характеризующим запас потенциальной энергии, преобразуемой в кинетическую энергию струи, является располагаемая степень расширения газа

$$\pi_c = P_1^* / P_H$$

равная отношению полного давления на входе в сопло  $P_1^*$  к давлению окружающей среды  $P_H$ .

При работе двигателя в земных условиях располагаемый перепад не намного превышает критический ( $\pi_c = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} = 1,86$  при  $k = 1,33$ ). До  $\pi_c < 5$ , т. е. при  $M_{П} \leq 1,2 \div 1,4$ , применяются сужающиеся сопла, при более высоких значениях  $\pi_c$  применяются сужающе-расширяющиеся сопла.

Величина, обратная  $\pi_c$  ( $\varepsilon = 1/\pi_c = P_{П}/P_1^*$ ), называется отношением давлений и также используется для анализа работы ВУ.

### 3.3.2. Коэффициент расхода

При проектировании и анализе работы ВУ большое значение имеет оценка его пропускной способности. Действительный расход газа через сопло  $G$  отличается от теоретического. Такое отличие удобно учитывать коэффициентом расхода

$$\mu = G / G_{\tau}.$$

Теоретический расход газа определяется при изэнтропическом одномерном процессе истечения через сопло тех же геометрических размеров при одинаковом располагаемом перепаде давления по формуле

$$G_{\tau} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{\frac{k}{R}} \frac{P_1^* F_{кр} q(\lambda_{кр})}{\sqrt{T_1^*}},$$

где  $P_1^*$  и  $T_1^*$  — полное давление и температура;

$F_{кр}$  — площадь критического сечения;  $q(\lambda_{кр})$  — приведенная плотность тока, определяемая с помощью газодинамических функций по величине отношения  $\varepsilon(\lambda) = P_{П}/P_1^* = 1/\pi_c$ ;  $k$  — показатель изэнтропы.

Величина  $\mu$  зависит от степени сужения (поджатия) канала  $n = F_1/F_{кр}$  ( $F_1$  и  $F_{кр}$  — площади на входе и в минимальном сечении сопла соответственно), от режима работы сопла, определяемого величиной  $\pi_c$ , и либо от угла наклона образующей (в случае конического сужающегося сопла), либо от радиуса скругления критического сечения в случае профилированного сужающегося или сужающе-расширяющегося сопла.

Действительный расход газа отличается от теоретического вследствие падения скорости в пограничном слое и неравномерности потока в выходном сечении. Различают два режима истечения: докритический, который соответствует области, где  $\mu$  зависит от  $\pi_c$  и закритический, где наступает стабилизация звуковой линии, а коэффициент расхода достигает максимальной величины  $\mu^{**}$  и не меняется при изменении  $\pi_c$ .

Особенностью реального течения является существование второго критического отношения давлений  $\varepsilon_{**} = 1/\pi_{c**}$ , при котором  $\mu = \mu^{**}$  [9, 10].

**Сужающееся сопло.** Такое сопло характеризуется тем, что сечение среза  $F_2$  является критическим сечением при сверхкритических перепадах давлений. Для хорошо спрофилированных сужающихся сопел и малых поджатий величина  $\mu^{**}$  близка к 1 и равна 0,99 – 0,995. Величина  $\mu$  определяется, в основном, размерами пограничного слоя и связана с толщиной вытеснения  $\delta^*$  соотношением

$$\mu = 1 - \frac{4\delta^*}{D_2}.$$

Величина  $\varepsilon_{**}$  близка к  $\varepsilon_* = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$  и изменяется для продуктов сгорания от 0,47 – 0,5.

Для конических сужающихся сопел, получивших наибольшее распространение, влияние пограничного слоя на  $\mu$  значительно меньше по сравнению с влиянием неравномерности, вызванной деформацией звуковой линии. На основании обобщения многочисленных экспериментальных данных величину  $\mu$  конических сужающихся сопел можно определить по формуле

$$\mu = \mu^{**} \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \xi^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \xi^{\frac{k-1}{k}}\right) \frac{1}{q(\lambda_{кр})}}, \quad (3.1)$$

где  $\xi = \frac{\varepsilon - \varepsilon_{**} + (1 - \varepsilon)\varepsilon_*}{1 - \varepsilon_{**}}$ ,  $\varepsilon = 1/\pi_c$  – текущее значение отношения давлений;  $\varepsilon_{**}$  – величина второго критического отношения давлений;  $q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(1 - \frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda$  газодинамическая функция (равна 1 при  $\varepsilon \leq \varepsilon_*$ ).

На рис. 3.1,а приведены результаты расчета по формуле (3.1) в сравнении с опытными данными испытаний ряда конических сопел. Обработка опытных данных показывает, что физические свойства газа оказывают существенное влияние на  $\mu$  и это влияние можно учесть в формуле (3.1) через величины  $\mu_0^{**}$ ,  $\varepsilon_{**}$  и  $k$ . Установлено, что между  $\mu^{**}$  и  $\varepsilon_{**}$  для постоянных значений  $k$  существует универсальная зависимость (см. рис. 3.1,б), которая удовлетворительно аппроксимируется формулой

$$\mu^{**} = \mu_{90}^{**} + (\mu_0^{**} - \mu_{90}^{**}) \left(\frac{\varepsilon_{**} - \varepsilon_{**90}}{0,5 - \varepsilon_{**90}}\right)^{\frac{1}{k}},$$

где  $\mu_{90}^{**}$  и  $\mu_0^{**}$  – максимальные значения коэффициентов расхода конического сопла с углом наклона образующей  $\alpha = 90^\circ$  и

профилированного сопла соответственно;  $\epsilon_{**90}$  — второе критическое отношение давлений для сопла, у которого  $\alpha = 90^\circ$ .

Зависимость  $\mu^{**}$  от угла  $\alpha$  конических сужающихся сопел, геометрические размеры которых характерны для ВУ ГТД, иллюстрирует рис. 3.1, в.

Величина  $\epsilon_{**}$  и угол  $\alpha$  на основании работ [9, 10] связаны соотношением

$$\alpha = \frac{2}{c} \left( \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \operatorname{arctg} \sqrt{\frac{2}{\frac{k+1 - \epsilon_{**}^k}{\epsilon_{**}^k}}} - \operatorname{arctg} \times \right. \\ \left. \times \sqrt{\frac{\frac{k+1}{k-1} (1 - \epsilon_{**}^k)}{\epsilon_{**}^k}} \right),$$

где  $c$  — экспериментальная константа. Для  $20^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ$  и поджатий  $1,45 \leq n \leq 4$   $c = 0,433 + 0,66 n$ .

**Сопло Лавалья.** Такое сопло характеризуется тем, что сечение среза  $F_2 > F_{кр}$ . Опытные данные и результаты численного исследования течений показывают, что расход газа через сопло Лавалья с радиусом скругления минимального сечения определяется, в основном, формой подводящей (дозвуковой) части и слабо зависит от угла конусности  $\alpha$ . Существенное влияние на  $\mu_d$  оказывает отношение радиуса скругления в горле сопла  $r$  к радиусу критического сечения  $r_{кр}$  ( $\bar{r} = r/\bar{r}_{кр}$ ) и толщина вытеснения пограничного слоя на входе в сопло, как показано на рис. 3.2, а. Как и у сужающегося сопла, здесь существуют докритический  $\epsilon > \epsilon_{**}$  и закритический  $\epsilon < \epsilon_{**}$  режимы истечения. В случае закритического режима максимальная величина коэффициента расхода сопла Лавалья  $\mu_d^{**}$  совпадает с величиной  $\mu^{**}$  сужающегося сопла, геометрические размеры которого одинаковы с размерами его дозвуковой части.

Величина  $\mu_d$  конического сопла Лавалья ( $\bar{r} = 0$ ) определяется по формуле (3.1), в которой переменная  $\xi$  определяется из соотношения

$$\xi = [(\epsilon - \epsilon_{**}) + \epsilon_*], \quad (3.2)$$

где  $\epsilon_{**}$  — второе критическое отношение давлений, при котором наступает стабилизация течения в критическом сечении.

В формуле (3.1), как и в случае сужающегося сопла, газодинамическая функция  $q(\lambda)$  равна 1 при  $\epsilon \leq \epsilon_*$ , но в отличие от него у сопла Лавалья  $\epsilon_{**} > \epsilon_* = \left(\frac{1}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$ .

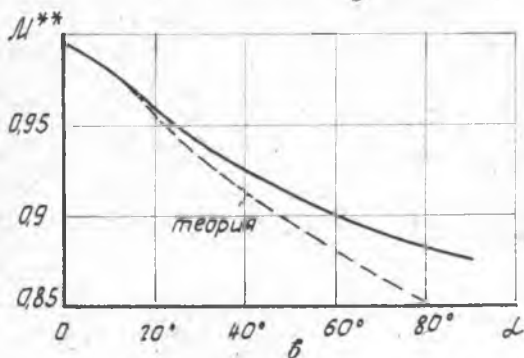
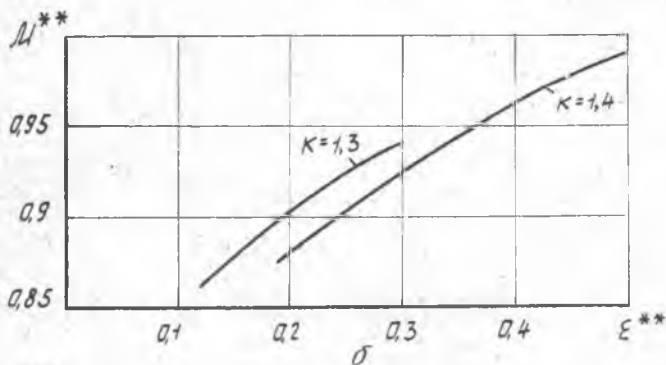
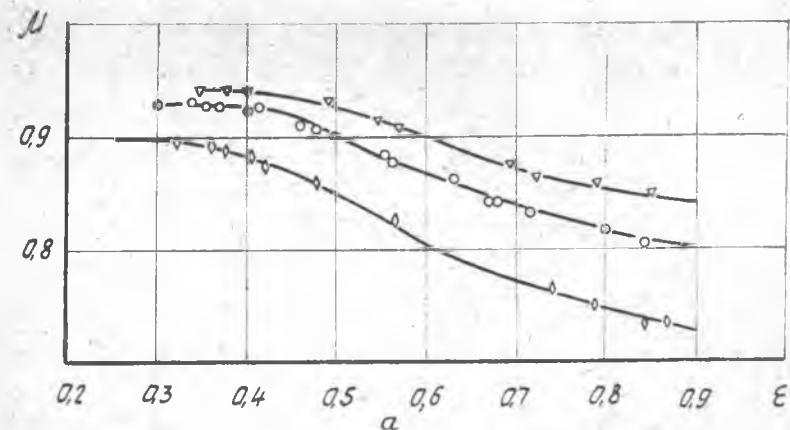


Рис. 3.1. Коэффициент расхода сужающегося конического сопла: а — сравнение результатов расчета по формуле 3.1 и опытными данными; б — зависимость максимальной величины коэффициента расхода  $\mu^{**}$  от второго критического отношения давления  $\varepsilon^{**}$ ; в — зависимость  $\mu^{**}$  от угла наклона образующей

На рис. 3.2,б приведены зависимости коэффициентов  $\mu$  сопел Лавалья и сужающихся конических сопел, подсчитанные по формулам (3.1) и (3.2).

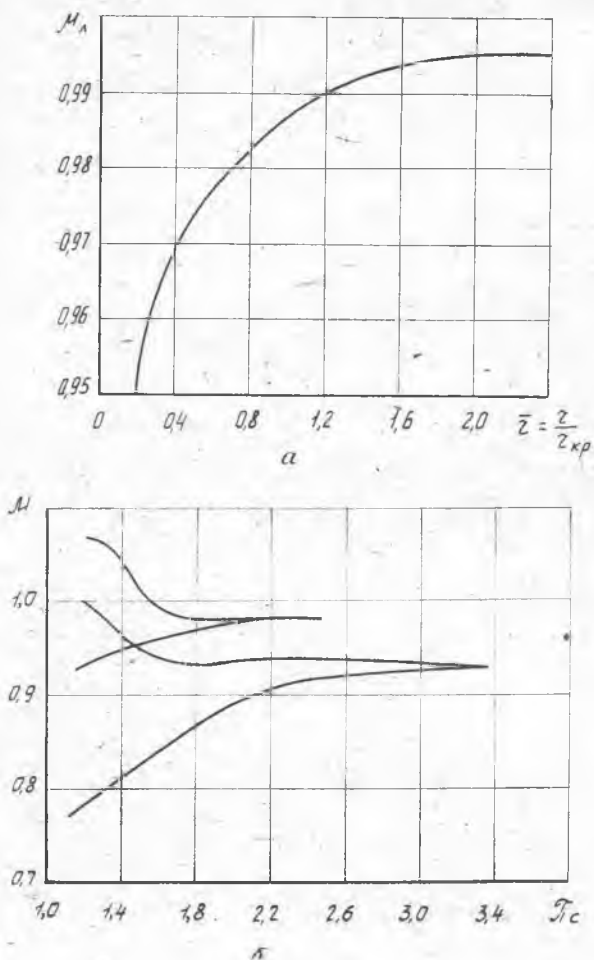


Рис. 3.2. Коэффициент расхода сопла Лавалья: а — зависимость  $\mu^{**}$  от радиуса скругления критического сечения, б — результаты расчета величины по формулам 3.1 и 3.2

### 3.3.3. Коэффициент тяги

Совершенство процесса расширения определяется величиной коэффициента тяги сопла

$$\bar{R} = \frac{R}{R_{ид}} \left( R_{ид} = k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} F_{кр\mu} \cdot P_1^* \cdot q(\lambda_{кр}) \times \right. \\ \left. \times \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left( 1 - \left( \frac{1}{\pi_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} \right), \quad (3.3)$$

определяемого как отношение действительной тяги к идеальной тяге сопла при расширении в нем действительной массы газа без потерь до давления окружающей среды  $P_H$ . Относительные потери тяги сопла при этом равны  $\Delta \bar{R} = 1 - \bar{R}$ . Действительная тяга отличается от идеальной наличием вязкостного трения, возможностью скачков уплотнения внутри сопла, неравномерностью и непараллельностью скорости в выходном сечении, а также потерями от нерасчетности истечения (перерасширения или недорасширения потока).

Типичные характеристики различных схем сопел (зависимости  $\bar{R} = f(\pi_c)$ ) приведены на рис. 3.3. Для сужающегося сопла (кривая 1) коэффициент тяги слабо зависит от угла наклона образующей к оси  $\alpha$  в пределах изменения от 0 до 40° и сте-

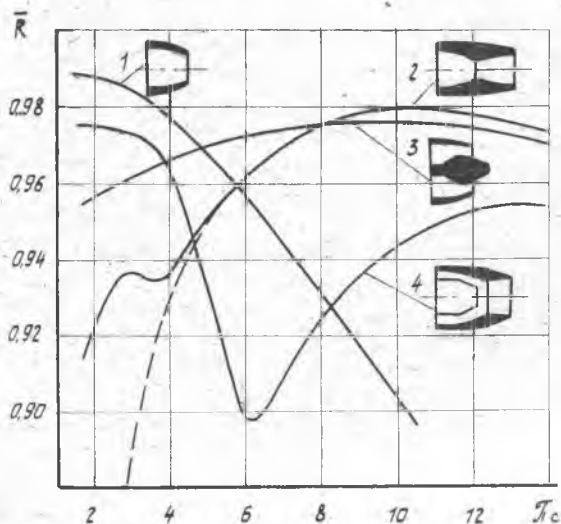


Рис. 3.3. Коэффициент тяги различных видов ВУ



пени поджатия  $n$ . Максимальная величина  $\bar{R}$  имеет место при низких  $\pi_c$ . По мере роста  $\pi_c$  (начиная с  $\pi_c \geq 2,5$ ) величина  $\bar{R}$  падает из-за потерь на недорасширение потока.

Для сужающе-расширяющегося сопла Лавалья (кривая 2) величина  $\bar{R}$  имеет максимум на расчетном режиме. При низких значениях  $\pi_c$  коэффициент тяги сопла Лавалья значительно ниже, чем у суживающегося сопла из-за перерасширения потока в нем. Зависимость  $\bar{R} = f(\pi_c)$  при этом имеет немонотонный характер вследствие изменения силы, действующей на сверхзвуковую часть при отрывах потока от стенок (изменение  $\bar{R}$  по  $\pi_c$  для безотрывного течения на рис. 3.3 показано пунктиром). Возрастание  $\bar{R}$  при наличии отрыва потока от стенок объясняется тем, что в зону отрыва со стороны среза сопла проникает атмосферное давление и потери от перерасширения по сравнению со случаем безотрывного течения уменьшаются. За большим максимумом на режимах, близких к расчетному, величина  $\bar{R}$  снова уменьшается из-за недорасширения.

Сопло с центральным телом (кривая 3) как бы объединяет лучшие характеристики сужающегося сопла при низких  $\pi_c$  (из-за невозможности глубокого перерасширения потока, имеющего свободную верхнюю границу струи) и сопла Лавалья вблизи расчетных значений  $\pi_c$ .

Здесь же (кривая 4) приведены характеристики эжекторного сопла, имеющего разрыв контура в районе критического сечения. При оптимальных геометрических размерах эжекторного сопла и при низких  $\pi_c$  на отрывных режимах истечения, когда струя не касается стенок сверхзвуковой части, давление в струе близко к  $P_H$  и характеристики его приближаются к характеристикам сужающегося сопла. Однако на режимах запуска, когда струя начинает прилипать к стенкам сверхзвуковой части при глубоком перерасширении потока, характеристики сопла резко ухудшаются. При  $\pi_c$ , близких к расчетному режиму истечения, величина  $\bar{R}$  также имеет пологий максимум. Однако при одинаковой величине относительной площади среза величина  $\bar{R}$  меньше, чем у сопла Лавалья из-за больших потерь ввиду наличия свободного участка струи в районе критического сечения и последующего присоединения свободной струи со скачком.

Отдать предпочтение той или иной схеме сопла, принимая во внимание только внутренние характеристики его, не является правильным решением задачи выбора оптимальной конструкции ВУ. В связи с этим необходим анализ работы ВУ в составе силовой установки самолета в полетных условиях.

### 3.3.4. Коэффициент эффективной тяги

Сила тяги ВУ силовой установки на самолете, где наряду с внутренними характеристиками сопла учитывается обтекание наружных поверхностей кормовой части, взаимодействие внешнего потока со струей истекающего газа, данное сопротивление уступов и т. д., оценивается коэффициентом эффективной тяги сопла и соответственно потерями эффективной тяги

$$\bar{R}_{\text{эф}} = \frac{R_{\text{эф}}}{R_{\text{ид}}} = \frac{R - X}{R_{\text{ид}}}, \quad \Delta \bar{R}_{\text{эф}} = 1 - \bar{R}_{\text{эф}},$$

где  $R_{\text{эф}}$  — эффективная тяга сопла (с учетом внешнего сопротивления  $X$ );  $R_{\text{ид}}$  — идеальная тяга из соотношения (3.3).

Сопротивление кормовой части  $X$  состоит из сопротивления трения и сопротивления давления. Внешнее сопротивление зависит от отношения площади среза выходного сечения сопла  $F_0$  к площади миделя  $F_{\text{мид}}$  и от формы обводов. Чем плавнее выполнены обводы внешней поверхности ВУ, тем меньше сопротивление давления. Величина внешнего сопротивления рассчитывается либо по известному коэффициенту внешнего сопротив-

ления  $c_x$  ( $X = c_x \frac{\rho \omega_n^2}{2} \cdot F_{\text{мид}} = c_x \frac{k}{2} M_{\text{П}}^2 \cdot P_{\text{Н}} \cdot F_{\text{мид}}$ ), либо по фактическому распределению давлений. При дозвуковой и околозвуковой скоростях полета расчетное определение давлений по внешней поверхности ВУ оказывается весьма сложным и мало достоверным, поэтому пользуются обобщениями опытных данных по величинам  $c_x$ . Качественная картина протекания величины  $\Delta \bar{R}_{\text{эф}}$  в зависимости от числа  $M_{\text{П}}$  для сопла Лаваля (кривая 1) и эжекторного сопла (кривая 2) по результатам продувок моделей хвостовых частей одиночных мотогондол приведена на рис. 3.4. Наибольшие потери эффективной тяги ВУ всех типов имеют в области трансзвуковых скоростей полета, так как в этом случае возможно возникновение сверхзвуковых зон, что сопровождается увеличением сопротивления.

Здесь же приведено изменение статического давления вдоль наружной поверхности сопла Лаваля (1) оптимальной геометрии и эжекторного сопла (2) при обтекании их потоком со скоростью  $M_{\text{П}} \approx 0,8$ . Видно, что в случае сопла Лаваля (1) имеет место меньший уровень разрежения и большее восстановление давления к срезу. Это результат взаимодействия недорасширенной струи с внешним потоком. У эжекторного сопла, работающего на отрывном режиме (см. схему течения на рис. 3.4), этот эффект менее выражен, в результате чего эффективные потери тяги выше.

Следует отметить, что на эпюру давлений вдоль кормовой части оказывает влияние струя газа, истекающая из сопла. В связи с этим при определении  $c_x$  большое внимание уделяют имитации внутренней реактивной струи газа.

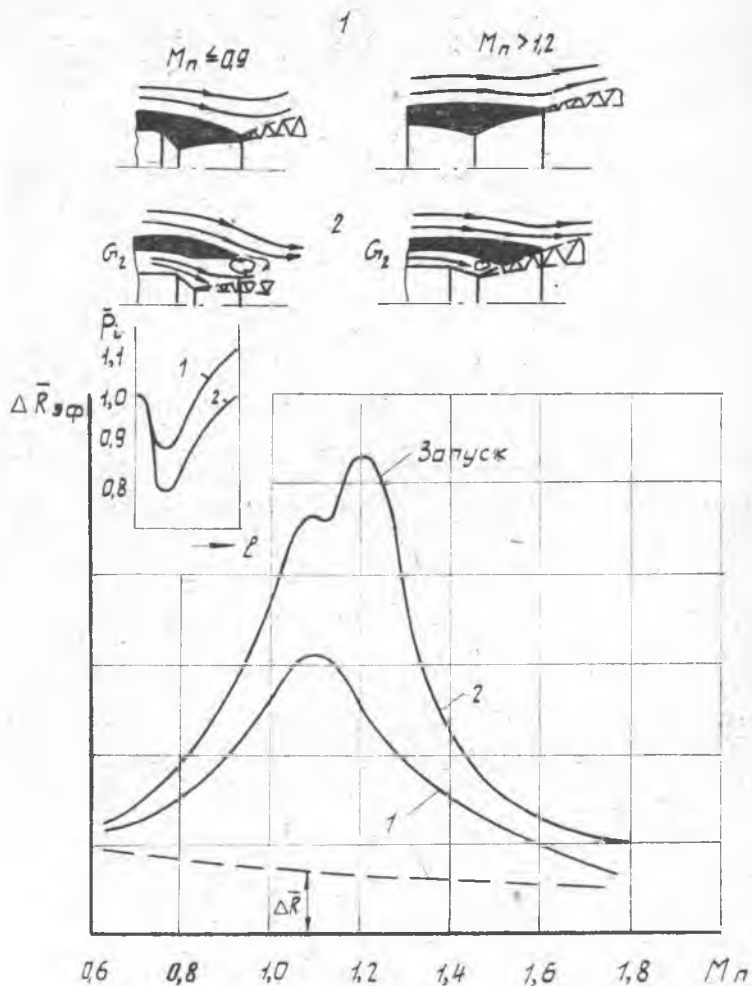


Рис. 3.4. Сравнительная оценка эффективных потерь тяги эжекторного сопла и сопла Лавала от числа  $M_n$

### 3.3.5. Другие виды оценки совершенства сопла

В инженерных расчетах зачастую учет потерь производят и по относительному снижению скорости истечения на выходе из сопла, вводя понятие коэффициента скорости

$$\varphi_c = \omega_2 / \omega_{2ид},$$

равного отношению действительной осевой скорости к скорости в идеальном процессе расширения до геометрической площади на выходе из сопла. На расчетном режиме  $\bar{R} = \varphi_c$ , а на других режимах справедливо неравенство  $\varphi_c > \bar{R}$ .

Для оценки внутренних потерь тяги и для определения характера течения (отрывное или автомодельное), как будет показано ниже, можно использовать коэффициент импульса (относительный импульс), рассчитываемый по формуле

$$I = I / I_p, \quad (3.4)$$

где  $I = R + P_n F_2$  — действительный импульс сопла;  $I_p$  — расчетный идеальный импульс, определяемый по действительному расходу и расширению без потерь до геометрической площади выхода.

Тяга двигателя  $P_{дв}$ , определяемая как разность импульсов в выходном и входном сечениях, всегда меньше или равна тяге сопла в стендовых земных условиях и на старте. Отношение  $K_c = R/P$  называют коэффициентом усиления потерь, величина которого зависит от скорости полета самолета и режима работы двигателя. Величина  $K_c$  характеризует степень влияния совершенства ВУ на тягу и экономичность двигателя; для современных двигателей изменяется от 1 до 3,5.

### 3.4. РАБОЧИЕ РЕЖИМЫ

Траекторию движения самолета (профиль полета) можно разбить на несколько характерных участков (рассматривается профиль полета на максимальную дальность). Основными из них являются: взлет и набор высоты; разгон до крейсерской скорости и участок (составляющий максимальное время) полета с этой скоростью; планирование и посадка. В соответствии с такими представлениями назначаются основные режимы работы двигателя и определяются потребная тяга СУ, экономичность двигателя и длительность наработки на каждом из них. Таким образом, к основным режимам работы двигателя, а значит и ВУ, относятся следующие.

1. **Взлетный режим** соответствует максимальной тяге, т. е. максимальной частоте вращения роторов двигателя, а для двигателя с форсажем — максимальному форсированию. У современных двигателей величина  $\pi_c$  на этом режиме составляет

1,9 ÷ 2,4. В условиях стендовой отработки ТРДФ и ТРДДФ контролируются параметры и экономичность двигателя на максимальном бесфорсажном режиме для прогнозирования характеристик в высотных условиях.

2. **Режимы разгона** до крейсерской скорости соответствуют условиям получения максимальной тяги на высоте. Для двигателей сверхзвуковых самолетов дополнительно контролируются параметры в условиях перехода через скорость звука. Режим работы — максимальный с форсажем,  $\pi_c$  изменяется от 3,5 до 5. В случае двигателя без форсажа для самолетов с  $M_{П} = 0,75 - 0,85$  контролируются параметры на режиме максимальной тяги ( $\pi_c = 2,6 - 3,2$ ).

3. **Крейсерские условия полета.** Для двигателя самолета с дозвуковыми скоростями полета в этих условиях режим работы ниже максимального и обычно соответствует минимальному удельному расходу топлива. У двигателя самолета с  $M_{П}$  от 1,7 до 3  $\pi_c$  изменяется от 7 до 20 и для получения высокой эффективности ВУ требуется максимальная площадь среза сопла, которая ограничивается габаритами мотогондолы.

4. **Планирование и посадка** соответствуют пониженной частоте вращения ротора двигателя, малым тягам и низким  $\pi_c$ . Но и в этих условиях требуется достижение приемлемого уровня потерь тяги ВУ.

Из анализа перечисленных основных условий полета видно, что ВУ двигателя должно обеспечивать высокую экономичность и работоспособность в широком диапазоне изменения  $\pi_c$ , температур газа и, следовательно, изменяемых геометрических размеров критического и выходного сечений.

### 3.5. ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ

В соответствии с действующим ЭСКД «техническое задание устанавливает основное назначение, технические и тактико-технические характеристики, показатели качества и технико-экономические требования, предъявляемые к разрабатываемому изделию, выполнение необходимых стадий разработки конструкторской документации и ее состав, а также специальные требования к изделию»\*.

В ТЗ на ВУ включаются следующие основные положения.

1. Основные исходные данные, соответствующие требованиям «Норм летной годности», действующие нормы прочности, газодинамические параметры, полученные на основании термодинамического расчета двигателя и определяющие работу ВУ на основных режимах и т. д.

\* ГОСТ 2.103. — 68

2. Технические требования, определяющие состав ВУ, геометрические размеры и характеристики, конструктивные требования, требования к системе регулирования и управления, охлаждения и технологии, требования к испытаниям узлов ВУ на стендах в самолете, к ресурсу, к ремонтпригодности и т. д.

3. Показатели качества и надежности узлов ВУ, включающие в свою очередь параметрические, функциональные, прочностные, конструкционные, технологические и другие показатели исполнения.

В качестве иллюстрации и примера этого раздела служат данные, приведенные в таблице 3.1.

Таблица 3.1

№ пп.	Наименование показателя качества	Размерность	Количественное выражение	Подтверждение показателя
1.	Параметрические			
1.1.	Газодинамические показатели	—	$\bar{R} = 0,97 - 0,98$	Стендовые испытания в составе двигателя
	Коэффициент тяги на основных режимах работы двигателя $H = 0$ , $M = 0$ , взлет			
	Крейсерские условия полета	—	$\bar{R} = 0,975 - 0,98$	Испытания с имитацией условий полета
1.2.	Соответствие параметров на входе в сопло на основных режимах, заданных в ТЗ на двигатель:			
	отклонение $P_1^*$	%	2	То же
	отклонение $T_1^*$	%	3	—>—
	отклонение $F_{кр}$	%	3	—>—
1.3.	Диапазон регулирования критического сечения среза	м <sup>2</sup> м <sup>2</sup>	По данным термодинамического расчета	При изготовлении То же
1.4.	Гарантийное перекрытие створок	мм	8—10	—>—
1.5.	Масса ВУ	кгс		—>—
2.	Функциональные			
2.1.	Ресурс и максимальная наработка входящих узлов			Испытания на стенде и на самолете
	начальный ресурс	час		
	максимальная наработка узлов	час		
	общетехнический ресурс	час		

№ пп	Наименование показателя качества	Размер- ность	Количес- венное выражение	Подтверж- дение показателя
2.2.	Герметичность. Максимально допустимая величина утечек через щели и зазоры створок сопла	%	0,5	Испытания на стенде и при имитации полетных условий
3.	Прочностные			
3.1.	Запасы прочности, напряжения запас по местным напряжениям запас устойчивости тяг, корпусов	— —	1,6 1,5	Специальные испытания с тензометрированием узлов ВУ
	запас по общим напряжениям переменные напряжения переменные напряжения, кратковременно на переходных режимах критический уровень перегрузок	— кгс/мм <sup>2</sup> кгс/мм <sup>2</sup> м/сек <sup>2</sup>	2—2,5 ± 3 ± 5 7 д	То же —>— —>—
3.2.	Не допускается наличия прочностных дефектов, деформаций, заклинивания створок и элементов управления после помпажа двигателя	м/сек <sup>2</sup>	7 д	По результатам обработки статистических данных испытаний
4.	Конструкционные			
4.1.	Взаимозаменяемость для любого двигателя СУ	—	Специальные требования конструктора самолета	В проекте
4.2.	Размещение ВУ в мотогондоле, исключающее дополнительные потери тяги в полете	—		То же
5.	Технологичность Коэффициент использования материала (КИМ) ВУ в целом	—	0,6	При изготовлении
	листы отливки штамповки трубы	— — — —	0,5—0,8 0,6 0,6 0,8	То же —>— —>— —>—
6.	Ремонтопригодность			

№ пп	Наименование показателя качества	Размер- ность	Количес- венное выражение	Подтверж- дение показатели
6.1.	Степень ремонтпригодности			
	замена любого из узлов ВУ	%	100	В проекте
	замена отдельных створок дозвуковой и сверхзвуковой части	%	100	То же

### 3.6. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЦЕССА РАСШИРЕНИЯ В РЕГУЛИРУЕМЫХ СОПЛАХ ВРД

В практике проектирования регулируемых сверхзвуковых сопел ВРД с форсажем находит широкое применение схема сопла с разрывом сверхзвукового контура в районе критического сечения. Такие сопла, условно называемые эжекторными, вполне удовлетворяют сформулированным в п. 3.1 основным требованиям и имеют приемлемые характеристики в широком диапазоне изменения  $\pi_c$ .

В отличие от сопла, выполненного по схеме Лавалья, оно имеет более простую конструкцию, систему управления подвижными элементами и меньший вес. Однако эффективные потери тяги такого сопла на многих режимах выше (рис. 3.4), поэтому для СУ, где требуются в первую очередь высокие тяговые характеристики и можно считать приемлемым несколько увеличенный вес ВУ, к разработке принимается всережимное регулируемое сопло Лавалья.

Таким образом, выбор оптимальной схемы сопла—сложная техническая задача, при решении которой необходимо представлять особенности физической картины течения и работы сопла, его совершенство в составе СУ самолета во всех условиях полета, а также весовые характеристики.

#### 3.6.1. Организация рабочего процесса в эжекторном сопле

Как было уже указано, регулируемые эжекторные сопла получили наибольшее распространение в качестве ВУ силовых установок самолетов с умеренными сверхзвуковыми скоростями полета. На примере такого сопла, изображенного на рис. 3.5,а, рассмотрим типичную картину организации рабочего процесса истечения и основные элементы конструкции ВУ.



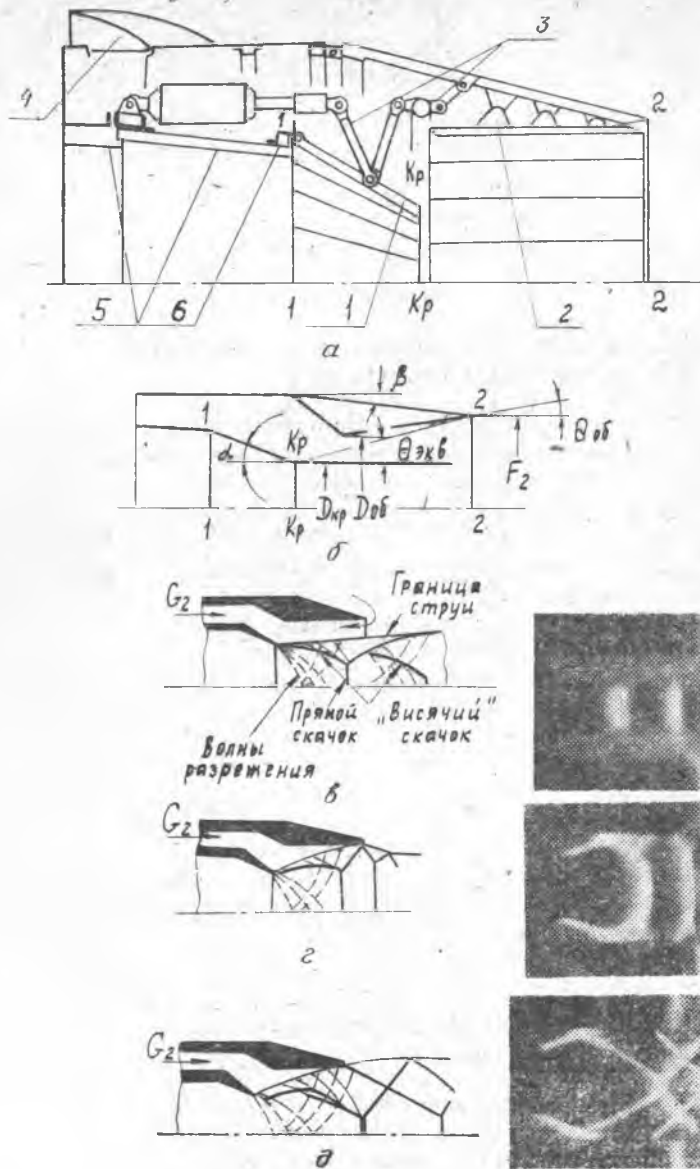


Рис. 3.5 Эжекторное сопло: а — основные элементы конструкции; б — геометрические размеры; в — течение на отрывном режиме,  $\pi_c < \pi_{\text{зап}}$ ; г — течение на режиме запуска,  $\pi_c = \pi_{\text{зап}}$ ; д — течение на автомодельном режиме,  $\pi_c > \pi_{\text{зап}}$

В дозвуковую регулируемую часть сопла (сечения  $1/1$ — $—$   $кр/кр$ ) газ поступает из форсажной камеры. На бесфорсажных режимах работы двигателя площадь критического сечения  $F_{кр}$  составляет минимальную величину, относительная скорость  $\lambda_1$  на входе обычно невелика и равна  $0,25—0,35$ , температура газа  $\sim 400—500$  К. На режимах максимального форсажа  $F_{кр} = F_{кр\ макс}$ ,  $\lambda_1 = 0,6—0,7$  и температура газа  $\sim 1850—2050$  К. В сужающейся дозвуковой части, образованной венцом створок  $1$ , газ разгоняется до звуковых скоростей. Дальнейшее расширение и ускорение газового потока происходит в сверхзвуковой части сопла (сечения  $кр/кр—2/2$ ), образованной венцом регулируемых створок  $2$ , которые одновременно являются продолжением внешних обводов мотогондолы СУ. Охлаждение венцов створок  $1$  и  $2$  осуществляется либо холодным воздухом вентилятора в случае ТРДДФ, либо затурбинным газом в случае ТРДФ, подаваемым в канал, образованный корпусом  $6$  и антивибрационным экраном  $5$  в количестве  $4—6\%$  от расхода газа через двигатель. Для охлаждения элементов управления соплом  $3$  и створок сверхзвуковой части  $2$  обычно используется паружный воздух. Простейшая схема подачи его предусматривает расположение на корпусе мотогондолы вспомогательных заборников  $4$ . На земле в условиях взлета и до  $M_{п} \approx 0,4$  циркуляция охлаждающего наружного воздуха осуществляется эжектирующим действием газового потока. В полетных условиях при  $M_{п} > 0,4$  — от скоростного напора.

Известны также схемы подачи воздуха от основного воздухозаборника двигателя. В этом случае проводится согласование расхода воздуха через двигатель и воздухозаборник путем пропускания избыточного количества его через наружный контур сопла. Воздух охлаждения одновременно служит и для подпитки, улучшая характеристики эжекторного сопла. Расход воздуха подпитки и охлаждения изменяется в зависимости от скорости полета, режима работы двигателя, особенностей конструкции самого заборника или системы подвода от основного воздухозаборника и составляет обычно величину  $2—8\%$  от расхода воздуха через двигатель.

### 3.6.2. Картина и особенности течения потока в эжекторном сопле

Эжекторное сопло, схема и основные геометрические параметры которого обозначены на рис. 3.5,б, имеют относительно короткую камеру смещения (в общем случае нецилиндрической формы) и небольшую относительную площадь среза ( $F_2 = F_2/F_{кр} \leq 2,5$ ). Поэтому на первом плане в объяснении осо-

бенностей физической картины течения — влияние неравномерности основного (активного) потока и взаимодействие его с вторичным (эжектируемым) потоком, что может вызывать специфические особенности для каждой конкретной конструкции.

Рассмотрим некоторые особенности течения и изменения основных параметров, характеризующих процесс расширения потока в таком сопле. При небольших  $\pi_c$  и при дозвуковых скоростях эжектируемого потока (воздуха подпитки), когда струя активного потока не касается стенок сверхзвуковой части сопла, т. е. не заполняет все сечение на срезе, имеет место неавтономный (отрывной) режим истечения. Схема отрывного течения показана на рис. 3.5, в. Исследования показывают [11], что в этих условиях вторичный поток разгоняется до входа в камеру смешения. Далее уже в самой камере смешения статическое давление несколько возрастает благодаря передаче энергии от активной струи. Рост давления особенно заметен при относительно высоких  $\pi_c$ . Причем, радиальная эпюра давлений вторичного потока почти равномерна вплоть до среза. При малых расходах вторичного воздуха осуществляется подсос наружного воздуха со стороны среза. У сопла оптимальной геометрии совместное действие вторичного воздуха подпитки и подсоса воздуха из окружающей среды компенсирует эжектирующее действие активной струи, и  $P_2$  близко к  $P_H$ . На описанную картину течения потока оказывает влияние форма звуковой линии сопла активного потока. Звуковая линия (линия перехода) у кромки сопла в месте встречи с эжектируемым потоком входит внутрь, а на оси сопла выходит за его пределы. Форма звуковой линии зависит от угла наклона дозвукового сопла, от степени поджатия потока.

Теневые фотографии рабочего процесса (рис. 3.5, в) показывают, что структура потока напоминает структуру, характерную при истечении из сужающегося сопла недорасширенной струи.

Относительный импульс сопла, определяемый по формуле (3.4), на отрывных режимах зависит от величины располагаемого перепада давлений. В этом случае к действительному импульсу основного потока  $I_1 = P_1^* \sigma_{1-2} F_{2д}^1 f(\lambda_{2д}^1, \pi \varphi_1)$  добавляется импульс вторичного потока  $I_2 = P_2^* \sigma_{1-2} (F_2 - F_{2д}^1) f(\lambda_{2д}^2, \pi \varphi_2)$ . Здесь  $F_{2д}^1$  определяется из условия расширения основного потока по  $P_H$  с использованием газодинамических функций по величине  $\pi(\lambda_{2д}^1, \pi \varphi_1) = \frac{1}{\pi_c \sigma_{1-2}}$ , а  $\sigma_{1-2}$  и  $\sigma_{2-1}$  — потери полного давления основного (1) и вторичного (2) потоков на участке 1—2 (см. рис. 3.5, б),  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$  — коэффициенты скорости. Индекс  $\pi$  означает параметр, определяемый по  $\pi_c$ .

При проектировании сопла стремятся так подобрать геометрические размеры, чтобы в условиях старта и набора высоты давление во вторичном потоке мало отличалось от  $P_H$ , то есть  $\lambda_{22}^2 \approx 0$ .

Тогда с допустимой погрешностью можно считать  $I_2 = P_H(F_2 - F_{2д}^1)$  и (3.4) принимает вид

$$I = \frac{I_1 + I_2}{I_p} = \frac{P_1^* \sigma_{1-2}^1 F_{2д}^1 f(\lambda_{2ил}, \pi \varphi_1) + P_H(F_2 - F_{2д}^1)}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \mu F_{кр} P_1^* z(\lambda_{2ил}, F)} =$$

$$= \frac{1}{(k+1)^{\frac{1}{k-1}}} \left[ \frac{f(\lambda_{2ил}, \pi \varphi_1) \pi(\lambda_{2ил}, \pi)}{q(\lambda_{2ил}, \pi \varphi_1) z(\lambda_{2ил}, F) \pi(\lambda_{2ил}, \pi \varphi_1)} + \right.$$

$$\left. + \frac{1}{\pi_c} F_2 \frac{1}{z(\lambda_{2ил}, F)} - \frac{1}{\pi_c} \cdot \frac{1}{q(\lambda_{2ил}, \pi \varphi_1) z(\lambda_{2ил}, F)} \right] \quad (3.5)$$

В (3.5)  $\varphi_1$  обычно находится в пределах 0,975–0,99, индекс  $F$  — означает параметр, определяемый по геометрической площади.

Таким образом, течение внутри сопла зависит от давления  $P_H$ , что и отражается структурой формулы (3.5). На малых  $\pi_c$  добавка к действительному импульсу основной струи — существенная величина, так что вполне допустимо  $I \geq 1$ . С ростом  $\pi_c$  величина  $I$  монотонно уменьшается.

Отрывные режимы реализуются в условиях старта, набора высоты, в условиях крейсерского дозвукового полета ( $M_{п} \leq 0,85$ ) на бесфорсажном режиме работы двигателя, а также при планировании.

Режимы, при которых течение потоков внутри сопла не зависит от  $P_H$ , называют **автомодельными**. Автомодельные режимы возникают либо в результате совместного «запирания» основного и вторичного потоков, либо в результате присоединения основного потока к стенкам сверхзвуковой части сопла. Такие режимы реализуются при сравнительно больших  $\pi_c$ , малых  $F_2$  и больших относительных длинах камеры смешения. Схема автомодельного режима течения показана на рис. 3.4 и 3.5.

Как показывают теневые фотографии на рис. 3.5, д, характерной особенностью течения в этом случае является наличие двух систем скачков уплотнения. Одна система обусловлена взаимодействием основного потока с вторичным, вторая — взаимодействием со стенками сверхзвуковой части (камеры смешения). На автомодельных режимах, предшествующих «отлипанию» струи от стенок, скачковая структура не выходит за срез сопла. Течение трансзвуковое, число  $M$  на срезе сопла ненамного превышает

единицу. Точка пересечения тройной скачковой конфигурации находится на значительном расстоянии от оси сопла по радиусу.

При дальнейшем увеличении  $\lambda_c$  скачковая структура выходит за срез сопла, а точка пересечения скачков приближается к оси.

Изменение поля скоростей на срезе по радиусу имеет немотонный характер. Провал числа  $M$  является следом за тройной скачковой конфигурацией.

Так как количество вторичного воздуха обычно мало, часть его распределяется между наружными и внутренними стенками сверхзвуковой части сопла, а остальное количество направляется в пограничный слой свободного участка струи до точки встречи ее со стенками, то можно принять, что струя основного потока заполняет все сечение среза. Тогда формула (3.5) принимает вид

$$I = \frac{z(\lambda_{2ид}, F, \varphi_1)}{z(\lambda_{2ид}, F)}, \quad (3.6)$$

где газодинамическая функция  $z(\lambda_{2ид}, F)$  определяется по величине  $q(\lambda_{2ид}, F) = F_{кр}/F_2$ .

Как видно из (3.6), величина  $I$  не зависит от  $\lambda_c$ , что является характерным в определении автотельного режима течения.

Переход от отрывного режима к автотельному и обратно происходит через особый режим, называемый **запуском сопла**. Этот режим истечения характеризуется наибольшими потерями тяги из-за максимального перерасширения и неустойчивостью течения.

Теневая фотография структуры потока при запуске приведена на рис. 3.5, г.

Экспериментальные исследования показывают, что вблизи запуска имеет место явление гистерезиса. Многие вопросы явления запуска и гистерезиса до настоящего времени не выяснены и остаются объектом изучения. Объяснению механизма гистерезиса при запуске и изучению особенностей работы эжекторного сопла посвящены работы В. Ф. Сивиркина. Им была предложена математическая модель работы эжекторного сопла, основанная на рассмотрении баланса расходов в камере смешения, которая позволила дать количественное объяснение явлению гистерезиса. Расчет течения с использованием такой модели приспособлен применительно к ЭВМ. Работа проводилась под руководством Сивиркина В. Ф. На рис. 3.5 приведены теневые фотографии процесса, полученные в Куйбышевском авиационном институте.

На практике получила распространение экспериментальная оценка зависимости  $\lambda_{c\text{ зап}}$  от геометрических размеров сопла. Установлено, что увеличение показателя адиабаты рабочего

тела  $k$  приводит к увеличению  $\pi_{с\text{ зап}}$ . К такому же результату приводит увеличение молекулярного веса и плотности.

При проектировании обращается внимание на то, чтобы основная работа ВУ была далека от режимов запуска, а работа на режиме запуска была кратковременной.

Потери тяги сопла определяются по известной величине  $\bar{I}$  из соотношения

$$\Delta \bar{R} = 1 - \frac{\left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} z (\lambda_{2\text{пл}}, F) I - \frac{F_2}{\pi_c}}{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[ 1 - \left( \frac{1}{\pi_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}} \quad (3.7)$$

На рис. 3.6 показано изменение давления во вторичном контуре  $\bar{P}_2$ , относительного импульса  $\bar{I}$ , коэффициента тяги  $\bar{R}$  и

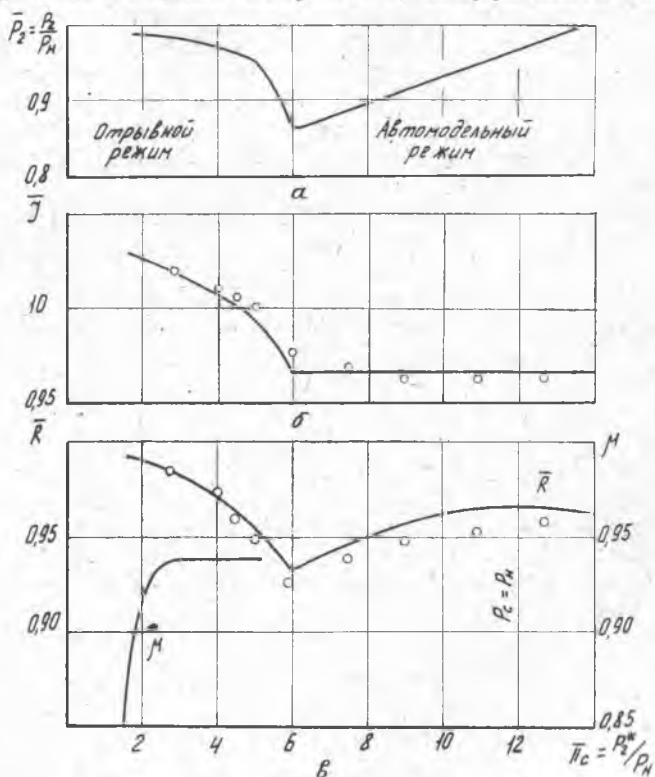


Рис. 3.6. Изменение основных характеристик эжекторного сопла от располагаемого перепада давлений: а — изменение относительного давления  $\bar{P}_2$  в эжекторном контуре; б — изменение относительного импульса; в — изменение коэффициента тяги  $\bar{R}$  и коэффициента расхода  $\mu$

расхода  $\mu$  в зависимости от  $\pi_c$ . (Эжекторное сопло имеет следующие размеры:  $\alpha = 30^\circ$ ,  $\Theta = 17^\circ$ ,  $\bar{F}_2 = 2,1$ ). Как видно, на отрывных режимах величина  $\bar{R}$  уменьшается с ростом  $\pi_c$ . На режиме запуска  $\bar{P}_2$  и  $\bar{R}$  достигают минимума. При  $\pi_c > \pi_{c \text{ зап}}$   $\bar{I} = \text{const}$ . Величина  $\bar{R}$  достигает максимума при  $P_2 = F_H$ , а затем уменьшается из-за недорасширения потока, ограниченного геометрической площадью среза  $F_2$ . Как и в случае суживающегося сопла величины  $\mu$  растут при увеличении  $\pi_c$ , достигая максимальной величины при  $\pi_{c **}$ .

### 3.6.3. Особенности формы сопла Лавалья ВРД

Анализ перспективных разработок двигателей для самолетов с относительно большими сверхзвуковыми крейсерскими скоростями полета ( $M_{п} > 2$ ) показывает, что дальнейшее развитие сопел ГТД сопровождается усложнением их конструктивных схем и приближением контура газоздушного тракта к теоретическому. Нововведением является переход к соплам с непрерывным контуром в сверхзвуковой части с автотельным режимом течения, чему способствует также наметившаяся в современной авиации тенденция к использованию в качестве СУ ТРДДФ вместо ТРДФ.

В отличие от традиционного сопла Лавалья ЖРД всережимное регулируемое сопло ВРД, показанное на рис. 3.7, обозначения которого приведены на рис. 3.8,а, характеризуется следующими особенностями геометрической формы:

отсутствует радиус скругления входной части в месте перехода корпуса форсажной камеры в створчатую дозвуковую часть;

изменяется геометрия дозвуковой части (изменение угла  $\alpha$  составляет от  $3^\circ$  на режимах максимального форсажа до  $40^\circ$  на бесфорсажных режимах);

как правило, отсутствует или составляет малую величину радиус скругления минимального сечения  $\bar{r} = 0$  (угловая точка);

изменяется геометрия сверхзвуковой части (изменение угла  $\Theta$  составляет  $30' - 2^\circ$  для дозвуковых и околосзвуковых,  $9 - 12^\circ$  для сверхзвуковых скоростей полета).

Результаты исследований сопел Лавалья такой формы позволили установить ряд особенностей физической картины течения.

### 3.6.4. Картина течения в сопле Лавалья

На рис. 3.8,а приведена соответствующая схема течения и типичная эпюра распределения относительного давления  $\bar{P}_i = P_i/P_1^*$ , измеренного вдоль стенок сопла Лавалья в проекции на ось. Геометрические размеры приведенного сопла (большие

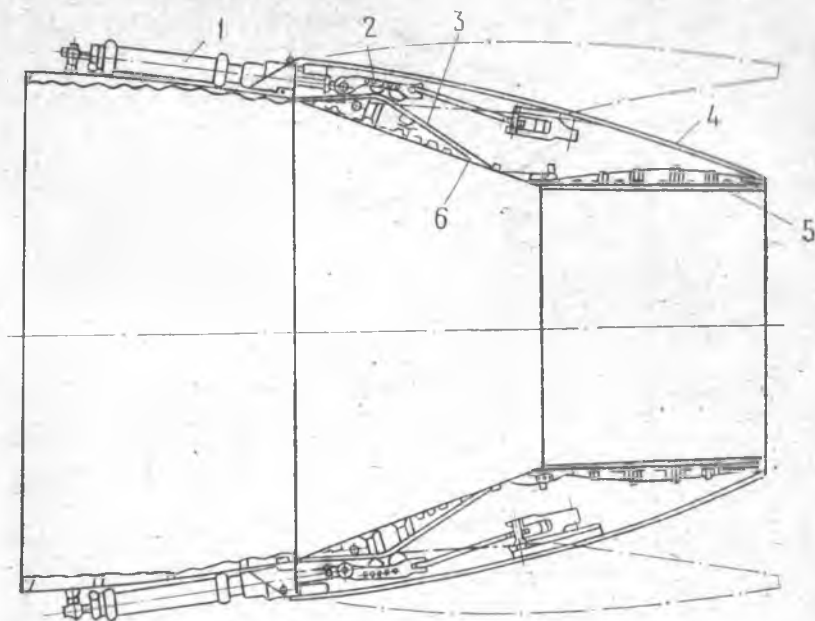


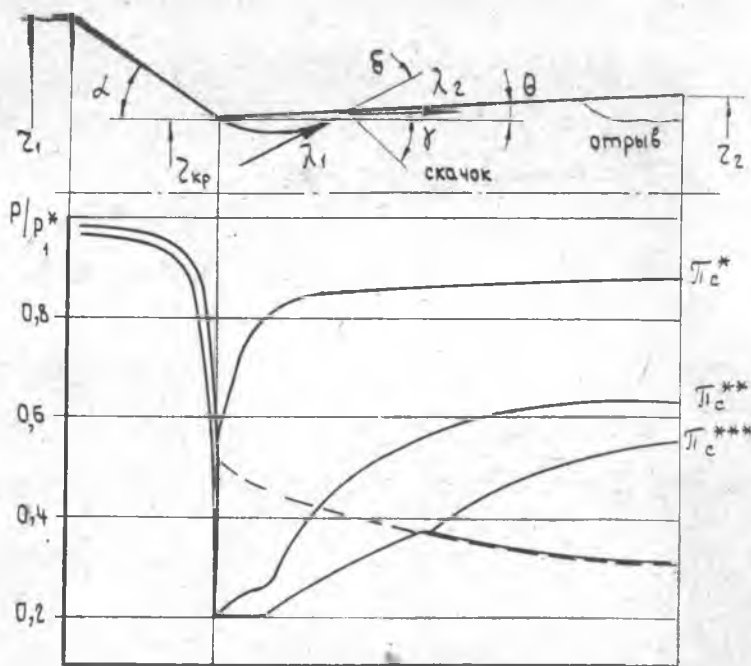
Рис. 3.7. Конструкция регулируемого сопла Лавала двигателя F-101: 1—8 — славовые гидроцилиндры, 2—ролики механизма поворота створок, 3—кулачок механизма поворота створок, 4—вторичная внешняя створка уплотнения, 5—вторичная внутренняя створка, 6—внутренняя первичная створка

углы  $\alpha$  и  $\beta$  и малые  $F_2$ ) характерны для работы на небольших  $\pi_c$  в условиях старта, набора высоты и крейсерского дозвукового полета на бесфорсажных режимах работы двигателя. Однако и с увеличением  $F_2$  и уменьшением углов  $\alpha$  и  $\beta$  имеют место многие рассмотренные особенности течения.

Пунктирной кривой на рис. 3.8, а для сравнения нанесено распределение относительных давлений, подсчитанное по закономерностям одномерной теории. Распределения давлений представлены для особых режимов сопла, отмеченных соответствующими значениями  $\pi_c$  со звездочкой.

Звуковая зона  $\pi_{c*}$  появляется при низких дозвуковых перепадах давления. При  $\pi_c < \pi_{c*}$  течение всюду дозвуковое, аналогичное течению в трубе Вентури. По мере увеличения  $\pi_c > \pi_{c*}$  в минимальном сечении наступает резкий провал давлений, величина провала непрерывно уменьшается с ростом  $\pi_c$ . При больших углах  $\alpha$  и низких  $\pi_c$  возможен отрыв потока в районе критического сечения с образованием струйного течения, схема

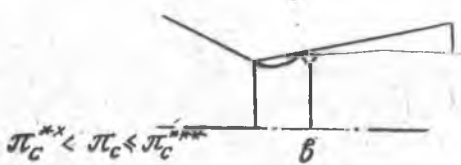




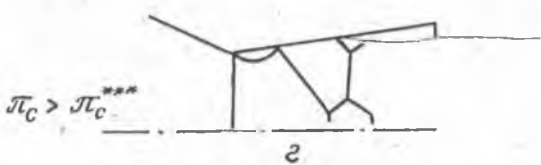
*a*



*б*



*в*



*г*

Рис. 3.8. Сопло Лавая ВРД: *a* — геометрические размеры, схема течения и изменение относительного статического давления по длине сопла в зависимости от  $\pi_c$ ; *б* — отрыв потока с кромок в критическом сечении; *в* — стабилизация потока в критическом сечении; *г* — перерасширение и отрыв потока в районе среза

которого показана на рис. 3.8,б. И, наконец, при  $\pi_c = \pi_{c**}$  относительное давление достигает минимальной величины 0,2. В этом случае уже полностью заканчивается формирование звуковой линии, расход воздуха достигает максимальной величины, а коэффициент расхода не зависит от  $\pi_c$ .

Таким образом, в области минимального сечения сопла вблизи стенки при  $\pi_c \geq \pi_{c**}$  поток является уже сверхзвуковым, т. е. звуковая линия начинается несколько выше по потоку плоскости минимального сечения. По-видимому, это связано с наличием большого отрицательного градиента давления в окрестности угловой точки. Возникающая при этом область пониженного давления распространяется через пограничный слой вверх по потоку, что и вызывает местный сверхзвуковой разгон в пристенной области дозвуковой части.

Теневые фотографии и визуализация течения [12] показывают, что за угловой точкой образуется косой «висячий» скачок уплотнения, обусловленный изломом контура. Интенсивность скачка увеличивается с увеличением суммарного угла излома контура  $\alpha + \Theta$ . Создаваемый скачком положительный градиент давления обуславливает угрозу отрыва потока. При малом суммарном угле излома контура  $\sim 5^\circ$  заметной зоны отрыва не наблюдается. Однако уже при  $\alpha + \Theta \geq 26^\circ$  четко прослеживается зона отрыва.

Установлено, что по мере увеличения суммарного угла  $\alpha + \Theta$  имеют место два механизма отрыва потока. При малых углах  $\alpha + \Theta$  отрыв начинается не с угловой точки, а несколько ниже по потоку и обусловлен, в основном, взаимодействием косого «висячего» скачка уплотнения с пограничным слоем. При достаточно больших углах  $\alpha + \Theta$  поток отрывается непосредственно с угловой точки, после чего он разгоняется в веере волн разрежения и затем присоединяется к стенкам сопла. В месте повторного присоединения за зоной отрыва для всех значений углов  $\alpha + \Theta$  на теневых фотографиях виден косой скачок уплотнения. Следует отметить также, что взаимодействие прямого скачка перерасширения в районе среза с косым скачком повторного присоединения приводит к сильному искривлению его, т. е. вызывает дополнительную неравномерность истекающего потока.

Установлено, что провал в распределении давлений по длине образующей и большая глубина провала давлений связаны с отрывом потока с угловой точки. При  $\pi_c = \pi_{c**}$  (для данной геометрии сопла на рис. 3.8,в  $\pi_{c**} = 1,66$ ) наступает автомодельный режим течения. В этом случае заканчивается стабилизация скачковой структуры за минимальным сечением, полностью формируется зона отрыва

и последующего присоединения потока к стенкам; и прямой скачок перерасширения, в свою очередь вызывающий отрыв от стенок, уже находится за точкой присоединения зоны отрыва. Начиная с  $\pi_{c***}$ , относительное давление  $P_i = P_i/P_i^*$ , замеряемое на стенках сопла за точкой присоединения зоны отрыва в минимальном сечении, становится независимым от  $\pi_c$ . Распределение относительного давления вдоль стенок при этом хорошо согласуется с положениями одномерной теории (см. рис. 3.8,а).

Специальным исследованием влияния рабочего тела на картину течения установлено, что изменение показателя изоэнтропы  $k$  не вызывает каких-либо качественных различий в структуре потока. Однако с уменьшением величины  $k$  размеры зоны и интенсивность скачка присоединения увеличиваются.

### 3.6.5 Перерасширение и отрыв потока

При работе сопла Лавалья на нерасчетных режимах перерасширения, когда давление на стенке меньше некоторой критической величины, возникает отрыв потока от стенок (см. рис. 3.8,б—г). В течении без отрыва потока пограничный слой в районе среза еще выдерживает повышение давления в косом скачке за срезом сопла. Теоретически такой режим истечения можно представить в невязком течении вплоть до перехода этого косога скачка в прямой.

В течении рис. 3.8,г отрыв потока внутри сопла сопровождается образованием системы косых скачков уплотнения, переходящих на оси в прямой скачок с образованием местных дозвуковых областей течения.

Исследования конических сопел Лавалья ГТД показали, что в области малых углов  $\Theta$  ( $\Theta \leq 10^\circ$ ) можно отметить влияние угла  $\Theta$  на величину  $P_{i\text{отр}}$ ; зависимость критерия отрыва от угла  $\Theta$  в логарифмических координатах является линейной и удовлетворительно аппроксимируется в виде соотношения  $\lg(P_i^*/P_{i\text{отр}}) = 0,364 \lg \pi_c + 0,387$ .

Приведенные выше характерные особенности течения в соплах необходимо учитывать при проектировании и анализе работы ВУ ВРД.

### 3.7. ПЛОСКИЕ СОПЛА

На современных многодвигательных самолетах хвостовая часть мотогондолы СУ обычно близка к прямоугольной форме, тогда как двигатели имеют осесимметричные сопла. Поэтому поверхности перехода мотогондолы к наружным створкам ВУ имеют

крутые обводы и уступы, что приводит к образованию зон отрыва потока, к увеличению данного сопротивления и, следовательно, к ухудшению характеристик СУ.

Для некоторых перспективных самолетов рассмотрены вопросы применения плоских сопел и проведены модельные испытания хвостовых частей СУ. В результате анализа проблем использования плоских сопел на самолете установлено, что основные преимущества их по сравнению с осесимметричными состоят в следующем:

1) уменьшение сопротивления самолета на крейсерских режимах и при маневрах с большой подъемной силой за счет лучшей компоновки,

2) уменьшение возможностей инфракрасного и радиолокационного обнаружения,

3) уменьшение стоимости и упрощение его конструкции за счет сокращения количества подвижных элементов,

4) большая приспособленность для управления вектором тяги и для установки реверсивного устройства.

К основным недостаткам относятся: проблема охлаждения из-за большой поверхности, увеличение веса, ухудшение внутренних характеристик сопла.

Фирмой General Electric разработано прямоугольное дефлекторное сопло ADEN (Augmented Deflector Exhaust Nozzle), которое хорошо компоуется с фюзеляжем самолета вертикального взлета и посадки СВВП и отличается сравнительной простотой и компактностью. Основными элементами сопла ADEN, изображенного на рис. 3.9, являются газоход 1, переформировывающий круглое сечение в прямоугольное на переходе в сопло, основной щиток 2 и вспомогательный щиток 3, поверхность

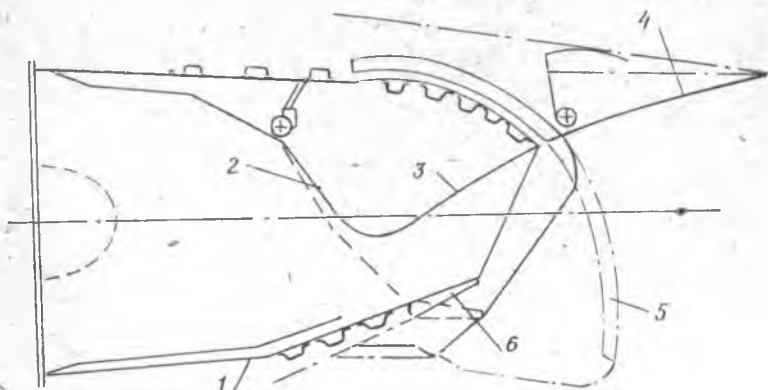


Рис. 3.9 Конструктивная схема сопла ADEN

которых образует проточный тракт; дефлектор 5, служащий для создания вертикальной тяги; внешний щиток 4 (являющийся закрылком крыла) и нижний щиток 6. В режиме горизонтальной тяги дефлектор 5 находится в крайнем верхнем положении, а в режиме вертикальной тяги он повернут на  $110^\circ$  и при этом щиток 2 занимает крайнее верхнее положение с целью увеличения проходного сечения. В систему управления соплом входят два гидравлических исполнительных механизма, один из которых перемещает щитки с помощью шарнирно-кулачкового механизма, а другой поворачивает дефлектор. В системе охлаждения узлов сопла используется воздух, отбираемый из вентилятора ТРДД и распределяемый с помощью клапана, коллек-

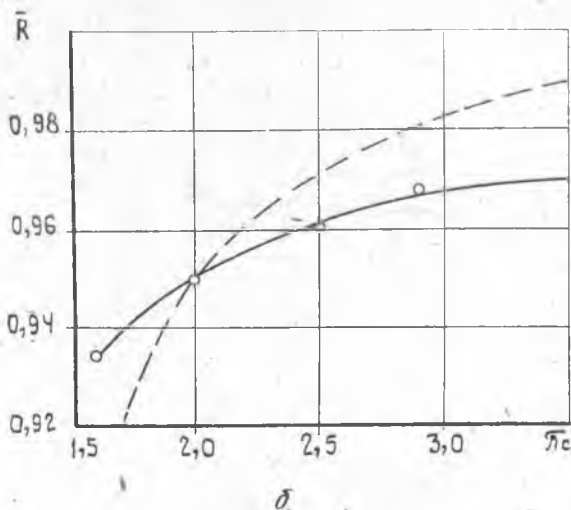
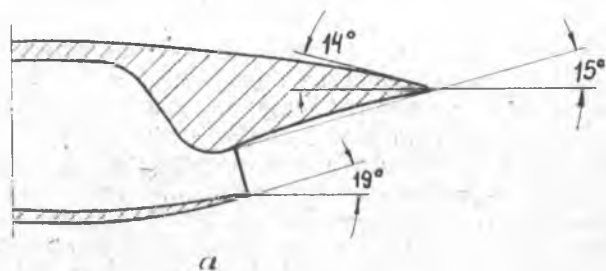


Рис. 3.10. Схема (а); коэффициент тяги  $\bar{R}$  сопла ALBEN (о—о) в сравнении с осесимметричным соплом (— — —) одинаковой размерности (б)

тора и трубок подачи. Весовой анализ показал, что по сравнению с исходным осесимметричным соплом весом 197 кгс, прямоугольное сопло ADEN, имеющее удлинение 4 (размер ширины выходного сечения) увеличивает массу самолета на 174 кгс. Сравнение сопел по величине коэффициента тяги показывает, что из-за необходимости охлаждения на форсажных режимах потери тяги прямоугольных сопел увеличиваются на 1,8%. Однако плоские сопла позволяют снизить сопротивление интерференции хвостовой части самолета почти во всех условиях полета. Опубликованы результаты исследования характеристик плоского сопла с односторонней клиновидной сверхзвуковой обечайкой ALBEN, изображенной на рис. 3.10 в сравнении с характеристиками осесимметричного сопла. Регулирование критического сечения осуществляется нижней обечайкой. Угол наклона нижней обечайки в основном определяет сопротивление хвостовой части. Внешнее сопротивление пропорционально зоне отрыва, которая зависит от угла наклона обечайки. Плоское сопло обеспечивает на порядок меньшую интенсивность инфракрасного излучения при малых углах относительно продольной оси, в результате чего дальность захвата самолета ИК головкой самонаведения уменьшается почти вдвое.

### 3.7.1. Профилирование сверхзвуковой части

Плоские сопла находят также широкое применение в пневмонике, ракетной технике и служат для ускорения газового потока в аэродинамических сверхзвуковых шлюзах мощных лазеров.

Профилирование и расчет сверхзвуковой части плоских сопел Лавала производится хорошо разработанным методом характеристик. Результаты расчета в виде таблиц контуров стенок сопел, выполненные с помощью ЭВМ для ряда значений чисел  $M_2$  и показателей изоэнтропы  $k$  представлены, например, в [13].

Для расчета же сверхзвуковой части в случае любого произвольного заданного значения  $M_2$  и величины  $k$  можно воспользоваться аналитическим методом работ [14, 15].

Принимаем, что поверхность перехода через скорость звука является плоской. Осуществляется течение расширения однородного идеального потока совершенного газа около угловых точек  $O$  и  $O_1$ , это видно на рис. 3.11, а. Задача профилирования разбивается на две: 1 — расчет разгонного участка  $ABB_1C$  и 2 — расчет выравнивающего участка  $MM_1DD_1$ .

1. **Разгонный участок.** Разгон потока от плоской поверхности перехода  $OO_1$  до заданного значения  $M_2 = M_c$  происходит в области  $ABB_1C$  взаимодействия центрированной простой волны разрежения от возмущающих точек  $O$  и  $O_1$ . Физической области течения  $ABB_1C$  (где  $AB_1BC$ ,  $AB_1$  и  $B_1C$  являются характерис-

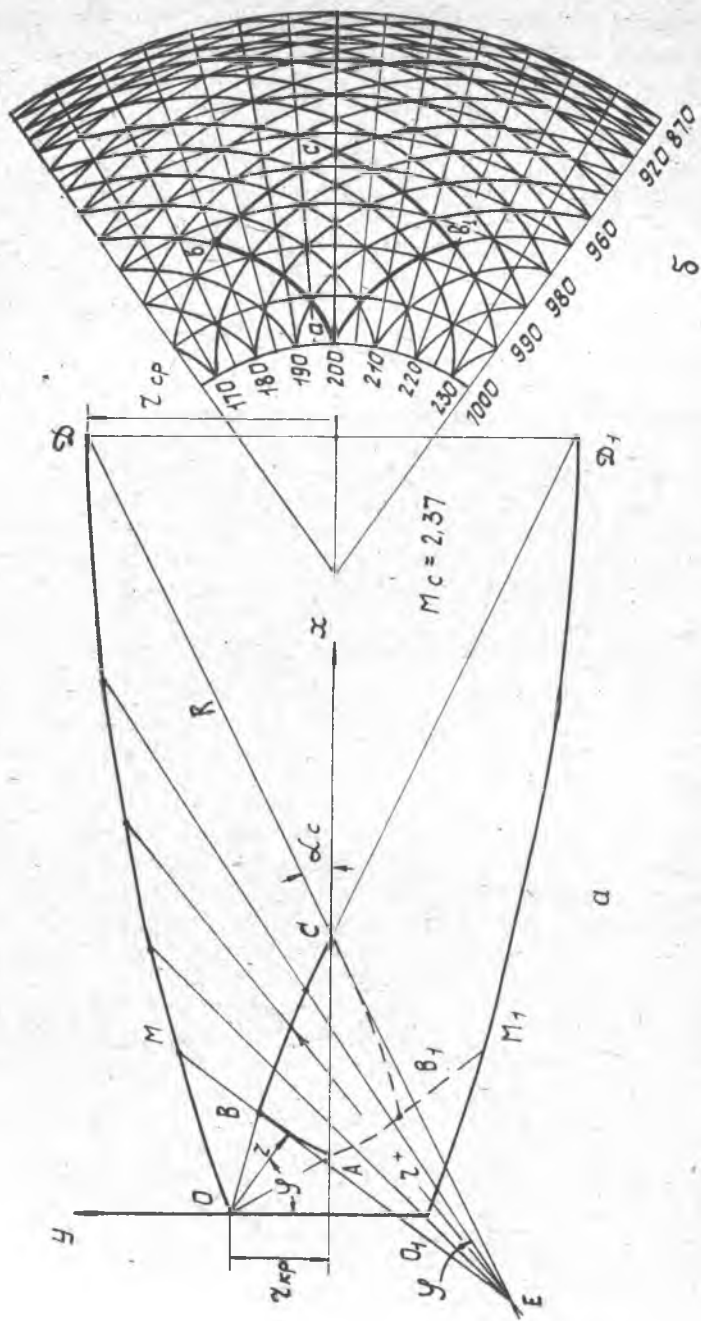


Рис. 3.11. Профилирование сверхзвуковой части плоского сопла:  $a$  — физическая плоскость,  $b$  — плоскость годографа скорости

тиками) соответствует область  $abb_1c$  (рис. 3.11,б) плоскости годографа скорости. В случае однородного потока на выходе из сопла (т. е. при прямолинейной характеристике  $CB$ ) углы отклонения потока возмущающими точками  $O$  и  $O_1$  равны и, следовательно, справедливо

$$\Theta_b = \Theta_{b1} = \frac{1}{2}\Theta_c \cong \frac{1}{2} \left[ m \operatorname{arctg} \frac{\sqrt{M_c^2 - 1}}{m} - \operatorname{arctg} \sqrt{M_c^2 - 1} \right], \quad (3.8)$$

где  $\Theta$  — угол отклонения потока (угол наклона вектора скорости к оси потока);  $M_c$  — число Маха, на которое рассчитывается

$$\text{сопло, } m = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}}.$$

Условие (3.8) полностью определяет параметры  $\lambda$  (где  $\lambda = W/a_{кр}$  — коэффициент скорости) и  $\Theta$  границы характеристического контура  $abb_1c$  плоскости годографа (кривые  $ab$  и  $bc$  являются эписклоидами).

Для расчета течения в физической плоскости удобно ввести полярную систему координат переменных  $r$  и  $\varphi$ , где  $\varphi$  — угол расширения сверхзвукового потока. Зависимость параметров потока от угла  $\varphi$  имеет вид:

$$\text{плотность потока } \rho = \rho^* \left( \frac{1 + \cos 2\varphi/m}{k-1} \right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$\text{давление } P = P^* \left( \frac{1 + \cos 2\varphi/m}{k-1} \right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$\text{коэффициент скорости } \lambda = \sqrt{\frac{k - \cos 2\varphi/m}{k-1}};$$

$$\text{скорость звука } a = a_{кр} \cos \varphi/m;$$

где  $\rho^*$  и  $P^*$  — заторможенные параметры.

Дифференциальное уравнение характеристик в простой волне имеет вид

$$\frac{1}{r} \frac{dr}{d\varphi} = \operatorname{ctg} 2\alpha,$$

где  $\alpha = \arcsin \frac{1}{M}$  — угол Маха.

Интегрируя это выражение, получим

$$r = \frac{\operatorname{const}}{\sqrt{\sin \varphi/m (\cos \varphi/m)^{m^2}}} = \frac{\operatorname{const}}{(\lambda^2 - 1)^{1/2} (1 - \lambda^2/m^2)^{m^2/2}} = \frac{\operatorname{const}}{f(\varphi)}.$$

Принимая начало полярной системы координат в точке  $O$  и то, что начальная точка  $A$  взаимодействия веера волн разрежения от точек  $O$  и  $O_1$  принадлежит линии тока в течении Пранд-



Гля-Майера  $r = r_{кр} (\cos \varphi/m)^{-m^2}$ , получим уравнение кривой АВ

$$r = r_{кр} \sqrt{\frac{\sin \varphi_A/m}{(\cos \varphi_A/m)^{m^2}}} \frac{1}{\sqrt{\sin \varphi/m (\cos \varphi/m)^{m^2}}} = r_{кр} \frac{\gamma(\varphi_A)}{j(\varphi)},$$

где  $2 \cdot r_{кр}$  — размер критического сечения сопла  $00_1$ , а текущее значение угла  $\varphi$  изменяется в пределах  $\varphi_A \leq \varphi \leq \varphi_B$ . Угол наклона начальной характеристики  $\varphi_A$  можно принять с достаточной точностью равным  $1^\circ$ . Значение угла  $\varphi_B$  определяется из условия (3.8) по формуле

$$\varphi_B + \operatorname{arctg} (m \operatorname{tg} \varphi_B/m) = \frac{\pi}{2} - \frac{1}{2} [m \operatorname{arctg} \frac{\sqrt{M_c^2 - 1}}{m} - \operatorname{arctg} \sqrt{M_c^2 - 1}].$$

Характеристика  $BC$  области  $ABB_1C$  имеет новую систему координат с началом в точке  $E$ . Угол между радиусом — вектором  $\bar{r}_B$  новой системы и  $r_B$  старой системы координат в общей точке  $B$  равен  $2\alpha_B = 2 \operatorname{arctg} (m \operatorname{tg} \varphi_B/m)$ . Уравнение кривой  $BC$  имеет вид

$$\bar{r} = \bar{r}_E \frac{1}{j(\varphi)}, \quad (\varphi_B \leq \varphi \leq \varphi_C).$$

Здесь постоянная  $\bar{r}_E$  определяется из условия равенства расходов через характеристики  $AB$  и  $BC$  и равна

$$\bar{r}_E = r_{кр} \left[ \frac{\gamma(\varphi_B) - \gamma(\varphi_A)}{\gamma(\varphi_C) - \gamma(\varphi_B)} \right] \gamma(\varphi_C).$$

Величина угла  $\varphi_C$  определяется из соотношения

$$\varphi_C = m \operatorname{arctg} \left( \frac{\sqrt{M_c^2 - 1}}{m} \right).$$

**2. Выравнивающий участок.** Стенка сопла ОМД является линией тока. Участок ОМ имеет прямолинейную границу, где угол  $\angle MOB$  равен  $\alpha_B$  и совпадает с направлением вектора скорости.

Стенка сопла МД представляет собой линию тока в течении Прандтля-Майера и рассчитывается в полярной системе координат с началом в точке  $E$  по формуле

$$R = [(r_B + \bar{r}_B) (\cos \varphi_B/m)^{m^2}] \cdot (\cos \varphi/m)^{-m^2}.$$

Подобным же образом строится и нижняя половина сопла.

Переходя к декартовой системе координат, направив ось абсцисс вдоль оси сопла и совместив ось ординат с плоскостью критического сечения (рис. 3.11,а), текущие координаты сверхзвуковой части рассчитываем по формуле

$$\bar{x} = \frac{x}{r_{кр}} = \left\{ \frac{\gamma(\varphi_A)}{j(\varphi_B)} + \left[ \frac{\gamma(\varphi_B) - \gamma(\varphi_A)}{\gamma(\varphi_C) - \gamma(\varphi_B)} \right] \frac{\gamma(\varphi_C)}{j(\varphi_B)} \left( \frac{\cos \varphi_B/m}{\cos \varphi/m} \right)^{m^2} \right\} \times$$

$$\begin{aligned} & \times \cos \left[ 2 \operatorname{arctg} (m \operatorname{tg} \varphi_B / m) - (\varphi - 2 \varphi_B) - \frac{\pi}{2} \right] - \\ & - \left[ \frac{\gamma(\varphi_B) - \gamma(\varphi_A)}{\gamma(\varphi_C) - \gamma(\varphi_B)} \right] \frac{\gamma(\varphi_C)}{j(\varphi_B)} \cos \left[ \operatorname{arctg} (m \operatorname{tg} \varphi_B / m) + \right. \\ & \left. + \frac{1}{2} \left( m \operatorname{arctg} \frac{\sqrt{M_c^2 - 1}}{m} - \operatorname{arctg} \sqrt{M_c^2 - 1} \right) \right] - \frac{\gamma(\varphi_A)}{j(\varphi_B)} \cdot \sin \varphi_B; \\ \bar{y} = & \frac{y}{r_{кр}} \left\{ \frac{\gamma(\varphi_A)}{j(\varphi_B)} + \left[ \frac{\gamma(\varphi_B) - \gamma(\varphi_A)}{\gamma(\varphi_C) - \gamma(\varphi_B)} \right] \frac{\gamma(\varphi_C)}{j(\varphi_B)} \left( \frac{\cos \varphi_B / m}{\cos \varphi / m} \right)^m \right\} \times \\ & \times \sin \left[ 2 \operatorname{arctg} (m \operatorname{tg} \varphi_B / m) - (\varphi - 2 \varphi_B) - \frac{\pi}{2} \right] - \\ & - \left[ \frac{\gamma(\varphi_B) - \gamma(\varphi_A)}{\gamma(\varphi_C) - \gamma(\varphi_B)} \right] \frac{\gamma(\varphi_C)}{j(\varphi_C)} \frac{1}{M_c}. \end{aligned}$$

Контроль правильности построения контура осуществляется:

1. Вычислением расхода через замыкающую характеристику СД

$$G_{сд} = \frac{1}{2} \rho_c a_c (R_{сд} - \bar{r}_c) = \frac{1}{2} G_{кр}.$$

2. Вычислением угла наклона замыкающей характеристики к оси сопла

$$\alpha_e = 2 \alpha_B - (\varphi_c - 2 \varphi_B) - \frac{\pi}{2}.$$

На практике необходимо знать зависимость выходного импульса от длины укорочения сопла. Такая зависимость в функции угла  $\varphi_i$ , где  $\varphi_B < \varphi_i < \varphi_C$ , описывается в виде

$$\begin{aligned} I_i = & \left( \sqrt{\frac{k - \cos 2 \varphi_i / m}{k - 1}} \cdot \cos \left( 2 \Theta_B - (\varphi_i + \operatorname{arctg} (m \operatorname{tg} \varphi_i / m)) - \right. \right. \\ & \left. \left. - \frac{\pi}{2} \right) + \frac{\cos \varphi_i / m}{k} \right) \left[ \frac{\gamma(\varphi_A) \pm R_E}{j(\varphi_B)} \right] (\cos \varphi_B / m)^{m^2} - \\ & - \left( \sqrt{\frac{k - \cos 2 \varphi_C / m}{k - 1}} + \frac{\cos \varphi_C / m}{k} \right) \frac{R_E}{j(\varphi_C)}. \end{aligned}$$

Величина  $\bar{I}$  отнесена к произведению  $2 \rho^* r_{кр} a_{кр}^2 \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}$ .

На рис. 3.12 показаны контуры сверхзвуковой части сопла для  $M_c = 4$  и значений  $k = 1,25; 1,3$  и  $1,4$  и зависимость выходного импульса от длины сопла. Видно, что укорочение длины сопла на 10—15% не оказывает существенного влияния на его характеристики.

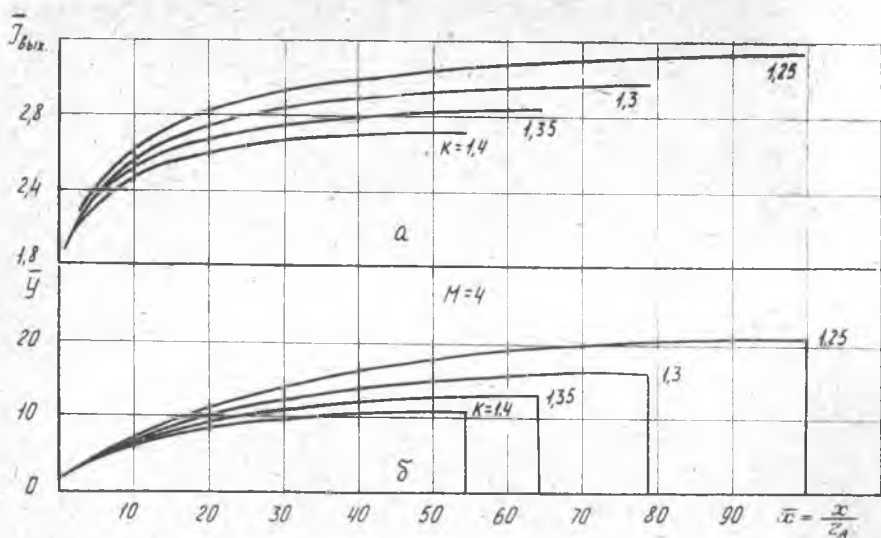


Рис. 3.12. Влияние показателя изоэнтропы  $k$  на зависимость относительного выходного импульса от длины сопла (а), размеры сопла (б)

### 3.8. ПРОЕКТИРОВАНИЕ СОПЛА

Исходными данными для проектирования служат результаты термодинамического расчета двигателя для основных режимов (см. п. 3.3), техническое задание, основные положения которого изложены в п. 3.4, а также специальные требования конструктора самолета.

#### 3.8.1. Эжекторное сопло

Схема сопла и его основные геометрические размеры приведены на рис. 3.5,б.

**Дозвуковая часть.** Правильному конструктивному оформлению дозвуковой части должно быть уделено большое внимание, так как она играет немаловажную роль в общем балансе потерь тяги и особенно при работе на отрывных режимах при небольших  $\lambda_c$ . Решение данной задачи усложняется значительным диапазоном регулирования площади критического сечения. Диапазон регулирования критического сечения должен быть установлен на основании анализа термодинамического расчета двигателя во всем диапазоне возможного изменения высот и скоростей полета на бесфорсажных и форсажных режимах рабо-

ты. Потребная величина площади критического сечения определяется по формуле

$$F_{кр} = \frac{G \sqrt{T_1^*}}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{k+1}{k-1} \sqrt{\frac{k g}{R}} q(\lambda_{кр}) \pi_c P_H \mu}$$

При  $\pi_c > \left(\frac{2}{k+1}\right)^{-\frac{k}{k-1}}$  газодинамическая функция  $q(\lambda_{кр}) = 1$ .

Для регулируемых сопел обычно применяются конические сужающиеся сопла, так как они наиболее технологичны, имеют меньшие утечки и достаточно приемлемые тяговые характеристики. В этом случае коэффициент расхода  $\mu$  легко определяется по формуле (3.1) и графическим зависимостям рис. 3.1, б и в.

Оценка тяговой характеристики проводится по результатам обобщения опытных исследований, из которых следует, что при  $\pi_c \approx 3-4$  потери тяги конических сопел с углом  $\alpha$  от 10 до 40° и профилированных незначительно отличаются и могут быть определены из рис. 3.5. На этом основании, а также в связи с тем, что увеличение угла  $\alpha$  приводит к уменьшению длины створок для бесфорсажных режимов работы двигателя, когда сопло максимально прикрыто ( $F_{кр} = \text{мин.}$ ), можно рекомендовать применение углов  $\alpha \approx 35-40^\circ$ . На режимах с максимальным форсажем ( $F_{кр} = \text{макс.}$ ) створки должны составлять угол с осью сопла не менее 3°. Эти условия, наряду с вычисленными величинами  $F_{кр \text{ мин}}$  и  $F_{кр \text{ макс}}$ , достаточны для определения потребной длины створок дозвуковой части сопла.

**Сверхзвуковая часть.** Сверхзвуковая часть сопла определяется следующими основными геометрическими размерами (см. рис. 3.5, б):

1. Относительной площадью среза  $\bar{F}_2 = F_2/F_{кр}$ .
2. Относительной величиной диаметра обечайки створки, характеризующей величину разрыва сверхзвуковой части в радиальном направлении  $\bar{D}_{об} = D_{об}/D_{кр}$ ,
3. Углом раскрытия трактовой поверхности сверхзвуковых створок  $\Theta_{об}$ .
4. Эквивалентным углом раскрытия.  $\Theta_{экв}$ , измеряемым по критическому и выходному диаметрам.
5. Наружным углом наклона внешней поверхности створок  $\beta$ .

В процессе проектирования подбирается такое сочетание этих размеров, которое обеспечивает надежную работу сопла и при которых потери тяги не превышают значений, заявленных в высотно-скоростных характеристиках двигателя. Так как

в настоящее время отсутствует аналитический метод определения оптимальных геометрических размеров сопла с учетом особенностей работы ВУ на самолете в полетных условиях, то выбор их проводится на основании обобщения экспериментальных данных по результатам испытаний моделей однотипных сопел. При этом принимаются во внимание следующие основные режимы работы.

**Режим двигателя с максимальным форсажем** является определяющим для выбора  $D_{06}$ . Диаметр  $D_{06}$  выбирается таким, чтобы основная струя, выходя из дозвуковой части, не попадала в разрыв сверхзвукового контура. Угол наклона струи, отсчитываемый от оси сопла на основании соотношений п. 3.6, равен

$$\Theta_{стр} = \frac{m}{2} \left\{ \arccos \left[ \left( \frac{P_2}{\sigma P_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} (k-1) - 1 \right] \right\} + \operatorname{ctg} \frac{m^1}{2} \operatorname{tg} \times \\ \times \left[ \frac{\arccos \left[ \left( \frac{P_2}{\sigma P_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} (k-1) - 1 \right]}{m} \right] - \frac{\pi}{2},$$

где  $P_2$  — давление в области разрыва контура;  $\sigma$  — потери полного давления на участке 1/1 — кр/кр рис. 3.5,6.

Определяется также точка подвески и угол наклона  $\beta$  образующей внешней поверхности створок. Угол  $\beta$  обычно не превышает  $3^\circ$ , а площадь среза  $F_2$  всегда меньше площади миделя мотогондолы  $F_{мид.}$

**Бесфорсажный крейсерский режим** при дозвуковых скоростях полета наряду с бесфорсажным режимом в условиях взлета является определяющим для выбора основных геометрических размеров эжекторной части сопла. В этих условиях работы двигателя, т. е. при относительно низких  $\pi_c$ , малые потери тяги могут быть обеспечены простым сужающимся соплом. Поэтому задачей конструктора является «нейтрализация» вредного влияния сверхзвуковой части. Это достигается путем устойчивого стрывного течения и благоприятного внешнего обтекания наружной поверхности сопла в условиях силовой установки самолета. Для определения оптимальных геометрических размеров можно воспользоваться данными многочисленных испытаний моделей сопел, представленных в виде зависимости  $\Delta \bar{R}_{эф}$  от угла  $\Theta_{эжв}$  (на рис. 3.13,а) при  $\pi_c$  около 3 и  $M_{п} \leq 0,85$  (в этой серии испытаний наружный угол наклона  $\beta$  не превышал  $13^\circ$ ).

На рис. 3.13,а видно, что в этих условиях оптимальный угол  $\Theta_{эжв}$  составляет величину  $17-18^\circ$ . Следует отметить, что сверхзвуковые створки на этих режимах максимально прикрыты и должны иметь плавное сопряжение с обводами мотогондолы для благоприятного влияния на характеристики сопла.

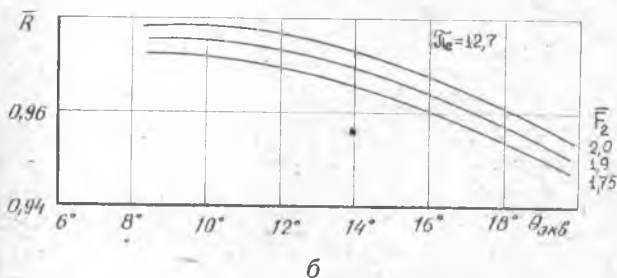
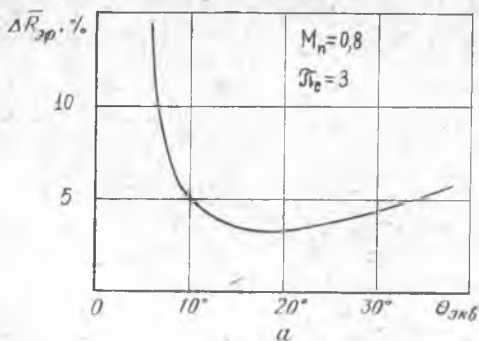


Рис. 3.13. Эффективные потери тяги эжекторного сопла от угла  $\Theta_{\text{экв}}$  на отрывных режимах (а); зависимость коэффициента тяги эжекторного сопла от угла  $\Theta_{\text{экв}}$  и относительной площади среза  $F_2$  при  $\rho_c = \text{const}$  (б)

Внутренние характеристики сопла на отрывных и автомоделльных режимах рассчитываются по формулам (3.5) и (3.6) соответственно и по формуле связи  $\bar{I}$  с  $\Delta \bar{R}$  (3.7).

**Форсажный крейсерский режим при сверхзвуковых скоростях полета** является автомоделльным, т. е. основной поток занимает все сечение на срезе. Выбор угла  $\Theta_{\text{экв}}$  проводится по результатам обработки статистических данных по его влиянию на выходной относительный импульс (см. рис. 3.13,б). По формулам связи  $\Delta \bar{R} = f(\bar{I})$  (3.7) и рис. 3.13,б, строится зависимость коэффициента тяги  $\bar{R}$  от  $F_2$  для нескольких значений  $\Theta_{\text{экв}}$  и  $\rho_c$ . При выборе оптимального значения  $F_2$  необходимо руководствоваться тем, что в реальных условиях максимум тяги соответствует соплу, работающему с некоторым недорасширением [16] (порядка 10%).

По результатам выбора геометрических размеров составляются таблицы, в которых приведены основные режимы работы двигателя, геометрические размеры сопла, полученные внутренние и эффективные потери тяги сопла. Затем выбирается кинематика связного управления дозвуковыми и сверхзвуковыми створками сопла от одной группы гидроцилиндров в заданном габаритном размере. В результате увязки некоторые размеры могут быть уточнены и изменены.

## 2.8.2. Сопло Лавала

Геометрические размеры дозвуковой части выбираются по аналогии с эжекторным соплом. При этом необходимо принимать во внимание особенности изменения коэффициента расхода от  $\pi_c$ . Величина  $\mu_d$  рассчитывается по формулам (3.1) и (3.2).

**Сверхзвуковая часть.** Сопло работает на автотомельных режимах. При малых  $\pi_c = 2,5 - 3,5$  для получения приемлемых характеристик угол раскрытия сверхзвуковой части выбирают равным  $30' - 2^\circ$  и небольшие относительные площади среза сопла  $F_2 \approx 1,03 - 1,1$ . Чтобы получить хорошие характеристики сопла с внешним обдувом, необходимо плавное сопряжение диаметра миделя мотогондолы с диаметром среза сопла. Радиус сопряжения должен составлять 1—2 диаметра миделя мотогондолы, а оптимальный угол наклона касательной к профилю внешнего обвода сопла составлять угол  $19 - 20^\circ$ . При таком исполнении профиля наружных створок удастся уменьшить перерасширение внешнего потока и добиться восстановления давления к срезу сопла, превышающего  $P_H$  на 10—12% (см. рис. 3.4). Для больших  $\pi_c$  оптимальный угол раскрытия сопла составляет величину  $8 - 10^\circ$ . Потери выходного импульса на неосевой выход оцениваются по формуле

$$\bar{I}_\theta = \frac{1 + \cos \theta}{2}.$$

Потери тяги сопла Лавала можно оценить по приведенным на рис. 3.14 зависимостям. На рис. 3.14,а приведена зависимость потерь на неосевой выход  $\Delta \bar{R}_\theta$  и трения  $\Delta \bar{R}_{тр}$  от относительной длины сверхзвуковой части  $\bar{L} = L/r_{кр}$  и угла  $\theta$  для продуктов сгорания ( $k = 1,33$ ). На рис. 3.14,б приведены потери тяги от нерасчетности (перерасширения или недорасширения) потока. Эти зависимости построены по данным работы [17], в которой обобщены результаты расчета сверхзвуковых частей сопел методом характеристик.

Тяга сопла подсчитывается в виде суммы импульса в критическом сечении, интеграла сил давления по поверхности соп-

ла, интеграла сил трения и дополнительного члена, связанного с учетом давления  $P_H$  по формуле

$$R = I_{кр} + \int_S P \sin \Theta ds - \int_S dR_{тр} - P_H F_2,$$

где

$$I_{кр} = 2 \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} F_{кр} \pi c,$$

$$dR_{тр} = c_f q \cos \Theta x ds,$$

$$\Delta \bar{R} = \Delta \bar{R}_B + \Delta \bar{R}_{тр}$$

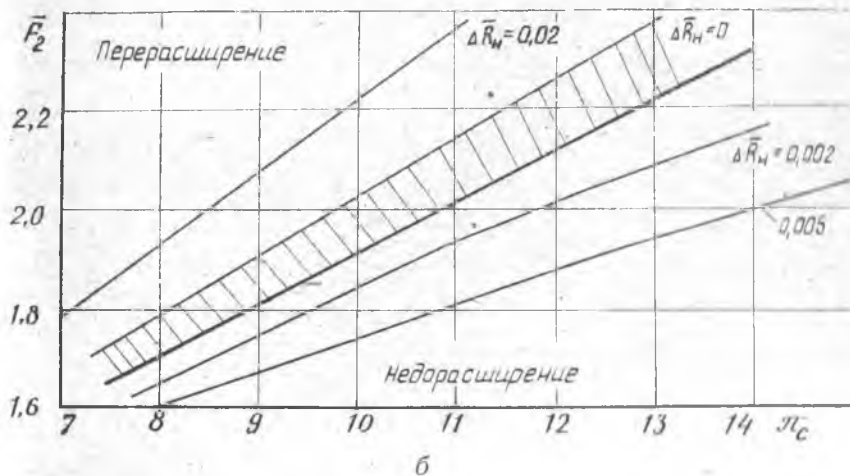
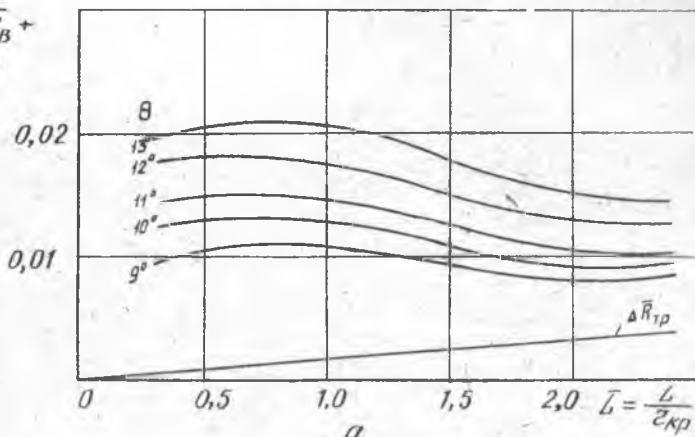


Рис. 3.14. Оценка потерь тяги сопла Лавала: зависимость потерь тяги на деосевой выход  $\Delta \bar{R}_\Theta$  и трения  $\Delta \bar{R}_{тр}$  от относительной длины сопла при  $\Theta = \text{const}$  (а); величина потерь тяги на нерасчетность течения от  $F_2$  и  $\pi_c$  (б)



$q$  — скоростной напор;  $c_f = 0,003 \left[ 1 + 0,72 \left( \frac{k-1}{2} \right) M^2 \right]^{-0,578}$  — коэффициент трения.

### 3.9. РАСЧЕТ ГАЗОВЫХ НАГРУЗОК

При работе двигателя детали сопла воспринимают нагрузки от действия газовых сил, которые зависят от режима работы и условий полета. Расчет усилий производится после предварительной увязки изменения  $F_{кр}$  и  $F_2$  для обеспечения работы сопла на основных режимах.

Целью такого расчета является определение нагрузок для выбора приемлемой конструкции управления, прочностного расчета и конструктивной разработки деталей сопла. В результате расчета определяются:

**Газовые силы**, являющиеся результирующими сил давления и трения по наружной и внутренним поверхностям. В результате расчета дозвуковой части определяется газовая сила  $P_{r1}$ , приложенная к дозвуковым створкам и точка ее приложения. Расчет силы  $P_{r1}$  производится в следующем порядке.

Створка разбивается на  $n$  равных по длине участков и из уравнения неразрывности (используя закономерности одномерной теории) находится произведение газодинамических функций

$$\pi(\lambda_i) y(\lambda_i \varphi_1) = \frac{g \sqrt{T_1^*}}{m P_1^* F_i} \quad (i = 0 \dots n), \quad (3.9)$$

где  $F_i$  — текущее значение площади сечения;

$$m = \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} g/R;$$

$R$  — универсальная газовая постоянная.

Из уравнения (3.9) с помощью таблиц газодинамических функций при  $\varphi_1 = \text{const}$  определяем  $\lambda_i$  и величину  $P_i = P_1^* / \pi(\lambda_i)$ . Построив эпюру распределения статических давлений  $P_i$  по длине створки путем численного интегрирования выражения

$$P'_{r1} = \int_0^s P_i ds,$$

где  $ds$  — элемент боковой поверхности, определяем величину, действующую изнутри газовой силы.

Точку приложения вектора  $P'_{r1}$  относительно начала створки находим из условия

$$a_n = \frac{\sum_1^n P'_{r1} \Delta S L_c \frac{2i-1}{2n}}{P'_{r1}},$$

где  $L_c$  — длина створки.

Результирующая сила давления на внешнюю поверхность створок определяется по формуле

$$P_{\text{нор}} = \bar{P}_2 P_{\text{н}} \pi L_c \left( \frac{D_1 + D_{\text{кр}}}{2} \right),$$

где  $\bar{P}_2$  — относительное давление в пространстве над створками. Величина  $\bar{P}_2$  зависит от скорости полета и режима работы двигателя. Величина  $P_2$  для эжекторного сопла обычно изменяется в соответствии с данными рис. 3.6.

Тогда нормальная избыточная газовая сила равна

$$P_{r_1} = P'_{r_1} - P_{\text{нор}}.$$

В результате расчета сверхзвуковой части сопла с учетом данных рис. 3.6 и 3.8 также определяется нормальная газовая сила  $P_{r_1}$  по изложенной выше методике.

Усилия в основных деталях сопла определяются из условия равновесия плоской системы сил. Составляются уравнения моментов относительно точек привеса дозвуковых и сверхзвуковых створок и проекции сил на оси  $x$  и  $y$  в выбранной системе координат, что позволяет определить усилия в рычагах управления, петлях привеса, усилия в гидrocилиндрах и т. д.

### 3.10. ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА ОХЛАЖДЕНИЯ

Корпусные детали и створки сопла охлаждаются с помощью заградительного и комбинированного (заградительно-конвективного) способа, схема которого приведена на рис. 3.15. Заградительное охлаждение — это такой вид охлаждения, при котором считается, что стенка, защищаемая холодной струей от воздействия газовой струи, теплоизолирована и можно пренебречь отводом тепла через стенку. При комбинированном же охлаждении стенка дополнительно охлаждается холодным потоком с другой стороны.

Задачей расчета является отыскание распределения температуры защищаемой стенки и определение такой длины ее, где температура не выше допустимой для выбранного вида материала с учетом действующих нагрузок. В основу расчета положены закономерности распространения спутных струй [18]. Принимаются следующие допущения:

осесимметричное течение заменяется плоским;

статическое давление охлаждающей среды принимается равным статическому давлению газа в начале области смешения;

пренебрегается влиянием градиента давления (если угол конусности дозвукового сопла не более  $15^\circ$ ).

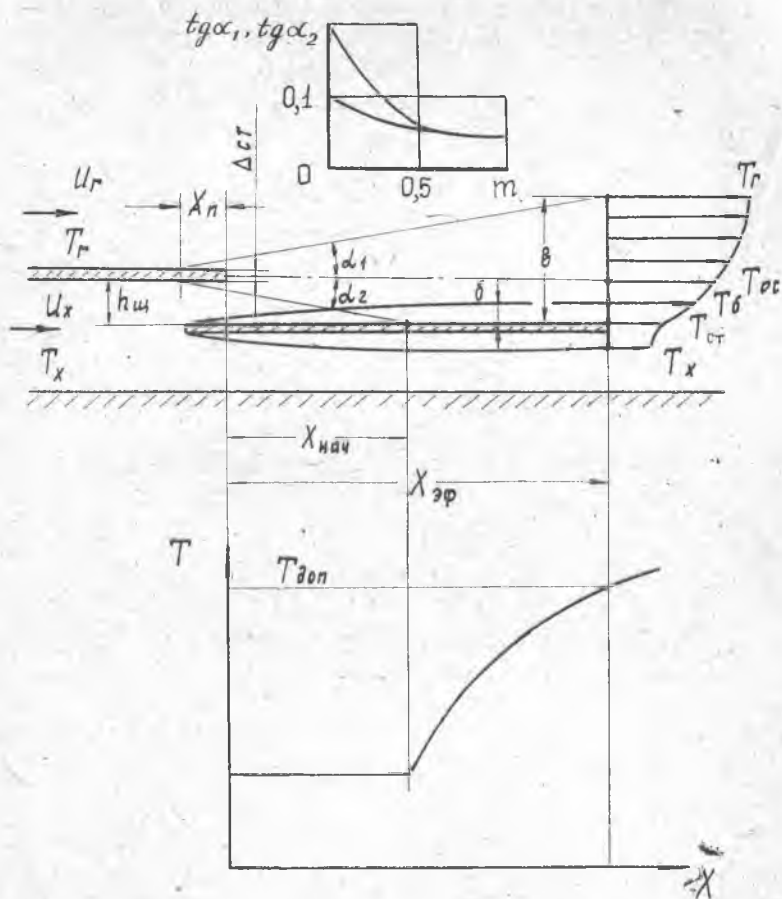


Рис. 3.15. Схема течения при заградительном охлаждении стенки

При определении температур внутренних и наружных створок учитываются факторы: излучение продуктов сгорания на поверхность внутренних створок, конвективный теплообмен между внутренними створками и потоком, непосредственно прилегающим к внутренним створкам, лучистый теплообмен между внутренними и наружными створками, условие теплообмена между наружными створками и окружающей средой.

Температурное состояние корпуса, экранов и створок определяются следующим образом.

1. Рассчитывается отношение скоростей  $\bar{m} = \omega_r / \omega_x$ , где  $\omega_x$  — скорость холодного потока,  $\omega_r$  — скорость горячего потока.

Для найденной величины  $\bar{m}$  из графика рис. 3.15 находится  $\text{tg } \alpha_1$  и  $\text{tg } \alpha_2$  соответственно тангенсы углов расширения области смещения.

2. Определяется длина начального участка

$$x_{\text{нач}} = \frac{h_{\text{ш}}}{\text{tg } \alpha_2} - x_n,$$

где  $h_{\text{ш}}$  — размер щели подачи охлаждающего воздуха,  $x_n$  — «полюс» зоны смещения (точка, в которой пересекаются границы области смещения). Величина  $\bar{x}_n$  определяется по графику рис. 3.16, а ( $\bar{x}_n = x_n / \Delta_{\text{ст}}$ , где  $\Delta_{\text{ст}}$  — толщина стенки рис. 3.15).

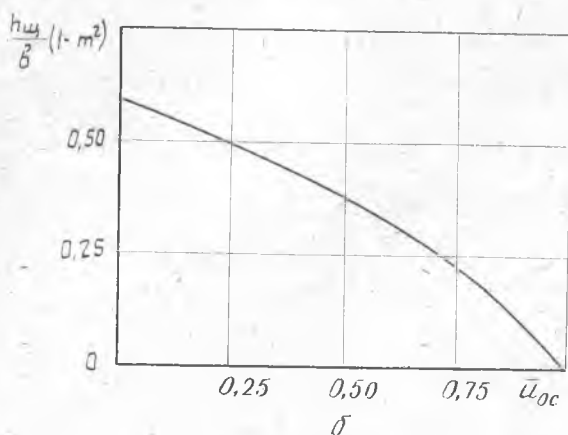
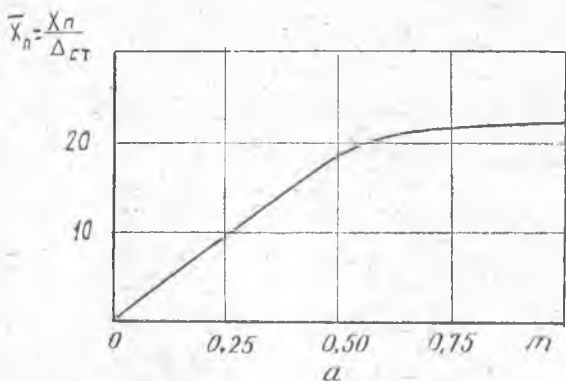


Рис. 3.16. Соотношения для расчета охлаждения: смещение полюса от отношения скоростей  $m$  (а); определение относительной величины скорости на оси смещения струй (б)

3. Рассчитывается половина ширины струи смещения

$$b = \operatorname{tg} \alpha_1 x + h_{\text{ш}}.$$

4. Определяются скорость и температура на оси струи по формуле

$$\frac{u_{\text{ос}} - u_x}{u_{\text{г}} - u_x} = \frac{T_{\text{ос}} - T_x}{T_{\text{г}} - T_x} = 1 - \frac{1 - \bar{u}_{\text{ос}}}{1 - \bar{m}},$$

где  $(1 - \bar{u}_{\text{ос}})$  находится из графика рис. 3.16,б по величине комплекса  $h_{\text{ш}}(1 - m^2)/b$ .

5. Рассчитывается толщина пристеночного пограничного слоя

$$\delta = 0,37 \left( \frac{v_{\text{ср}}}{\frac{u_x + u_{\text{г}}}{2}} \right)^{0,2} x^{0,8},$$

$v_{\text{ср}}$  [м<sup>2</sup>/сек] — коэффициент кинематической вязкости, определяемый по температуре  $T_{\text{ср}} = \frac{T_x + T_{\text{г}}}{2}$ .

6. Определяются параметры на границе пограничного слоя

$$\frac{T_{\text{г}} - T_{\delta}}{T_{\text{г}} - T_{\text{ос}}} = \frac{u_{\text{г}} - u_{\delta}}{u_{\text{г}} - u_{\text{ос}}} = \left[ 1 - \left( \frac{\delta}{b} \right)^{3/4} \right]^2.$$

В случае заградительного охлаждения температура  $T_{\delta}$  принимается равной температуре стенки на длине  $x_{\text{эф}}$  рис. 3.15. Условие нормальной работы охлаждаемой детали  $T_{\text{ст}} \leq T_{\delta}$ , где  $T_{\text{ст}}$  — температура стенки.

В случае комбинированного охлаждения определяются:

7. Значение коэффициента теплообмена — со стороны газа.

$$\alpha_1 = 0,0225 \cdot 3600 \cdot g \cdot \rho_{\delta} \cdot u_{\delta} \cdot c_p \left( \frac{u_{\delta} \delta}{v_{\delta}} \right)^{-\frac{1}{4}} \cdot \operatorname{Pr}^{-\frac{2}{3}},$$

где  $\rho_{\delta}$  — плотность потока на границе пограничного слоя,  $c_p \left[ \frac{\text{ккал}}{\text{кг град}} \right]$  — удельная теплоемкость,  $\operatorname{Pr}$  — число Прандтля (0,72);

с внешней стороны

$$\alpha_2 = 0,0296 \cdot 3600 \cdot g \cdot \rho_x \cdot u_x \cdot c_p \left( \frac{u_x \cdot x}{v_x} \right)^{0,2} \cdot \operatorname{Pr}^{-\frac{2}{3}}.$$

Тогда температура стенки равна (рис. 3.18):

$$T_{\text{ст}} = T_x + (T_{\delta} - T_x) \frac{1}{1 + \alpha^2/\alpha_1}.$$

Таким образом, приведенные выше соотношения позволяют выбрать оптимальные геометрические размеры проектируемого сопла, определить параметры его и условия работы основных деталей сопла по нагрузкам и температуре.

#### ЛИТЕРАТУРА (основная)

1. Теория воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С. М. Шляхтенко. — М.: Машиностроение, 1975. — 568 с. Авт.: В. М. Акимов, В. И. Бакулев, Г. М. Горбунов и др.
2. Абрамович Г. Н., Крашенинников С. Ю., Секундов В. Н. Турбулентные течения при воздействии объемных сил и неавтомоделности. — М.: Машиностроение, 1975. — 88 с.
3. Клячкин А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969. — 512 с.
4. Frost T. H. Practical bypass systems for fanjet aeroengines. — *Aeronaut. Quart.*, 1966, vol. 17, № 2, p. 141—160.
5. Лабеддин В. П., Данцыг Я. Я., Пономарев Н. Н. К вопросу оценки потерь в камерах смешения ТРДД. — В сб.: Горение в потоке, Казань, КАИ, 1980.
6. Patankar S. V., Spalding D. B. A calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in threedimensional parabolic flows. — *Int.: Journal of heat and mass transfer*, 1972, vol. 15, p. 1787—1806.
7. Saunders N. T. Advanced Component Technologies for Energy Efficient Turbofan Engines. AIAA. SAE/ASME 16th. Joint propulsion conference. 1980, Hartford, Connecticut.
8. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. — М.: Машиностроение, 1975. — 554 с.
9. Дэйч М. Е. Техническая газодинамика, — М.: Энергия, 1974.
10. Аронов Б. М., Цыбизов Ю. И. Расчетное определение коэффициента расхода конических сужающихся сопел. — ИВУЗ, *Авиационная техника*, № 3, 1969.
11. Аронов Б. М., Денисов И. Н., Цыбизов Ю. И. Исследование сверхзвукового эжекторного сопла с короткой камерой смешения. — Сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. Вып. 45, Куйбышев, КуАИ, 1970.
12. Денисов И. Н., Загоруйко Г. А., Мосеев Ю. В., Сивиркин В. Ф., Цыбизов Ю. И. Экспериментальное исследование некоторых вопросов моделирования рабочего процесса эжекторных сопел. — В сб.: Вопросы проектирования и доводки авиационных газотурбинных двигателей. — Куйбышев, КуАИ, 1978.
13. Верховский В. П. Численный расчет плоских сверхзвуковых сопел с изломом контура. Таблицы координат сопел на числа  $M=3-7$ . — *Тр. ЦАГИ*, вып. 1680, М., 1975.
14. Цыбизов Ю. И., Горелов Г. М. Расчет сложной области сверхзвукового течения. — ИВУЗ, *Авиационная техника* № 3, 1967.
15. Салманова Н. Г., Цыбизов Ю. И. К расчету плоских сверхзвуковых сопел. — В сб.: Вопросы проектирования и доводки авиационных газотурбинных двигателей. — Куйбышев, КуАИ, 1978.
16. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 2. — М.: Машиностроение, 1978. — 366 с.
17. Павлюков Е. В. Номограммы для определения тяги в сверхзвуковых соплах. — *Тр. ЦАГИ*, вып. 1535. М., 1973.

18. Авдудевский В. С., Данилов Ю. И., Кошкин В. К. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике. — Оборонгиз, 1960.

### Дополнительная

1. Святогоров А. А., Попов К. Н., Хвостов Н. И. Устройства для отклонения реактивной струи турбореактивных двигателей / Под ред. А. А. Святогорова. — М.: Машиностроение, 1968. — 235 с.
2. Поляков В. В. Реверсивные устройства силовых установок с воздушно-реактивными двигателями. ВИНТИ, т. 5. — М.: Авиастроение, 1977. — 204 с.
3. Сивиркин В. Ф. Теория сверхзвуковой турбулентной изотермической затопленной струи и ее приложение к расчету эжекторных сопел. — В сб.: Гидрогазодинамика, вып. 2. Куйбышев, КуАИ, 1976.
4. Сивиркин В. Ф. Об отрывных режимах работы эжекторных сопел при малых коэффициентах эжекции. — В сб.: Газодинамика двигателей летательных аппаратов. Казань, КАИ, 1980.

## СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
Глава 1. СМЕСИТЕЛИ ТРДД СО-СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ	
1.1. Схема ТРДД со смешением потоков	5
1.2. Увеличение удельного импульса потока при смешении, определение понятия полноты смешения	7
1.3. Связь изменения удельного импульса с изменением удельной тяги сопла. Полнота смешения потоков	9
1.4. Гидравлические потери в смесителе. Суммарная эффективность смешения	13
Глава 2. РЕВЕРСИВНЫЕ УСТРОЙСТВА	
2.1. Функции реверсивных устройств	17
2.2. Схема течения при реверсировании тяги	21
2.3. Тенденции развития реверсивных устройств	25
2.4. Техническое задание на проектирование реверсивного устройства	27
2.4.1. Параметрические показатели (грунта I)	28
2.4.2. Функциональные показатели (грунта II)	36
2.4.3. Прочностные показатели (грунта III)	37
2.4.4. Контролепригодность РУ (группа IV)	38
2.4.5. Ремонтопригодность и восстанавливаемость РУ (группа V)	38
2.4.6. Технологические и экономические требования (группа VI)	39
2.5. Проектирование реверсивного устройства	40
2.5.1. Выбор соотношений между геометрическими и газодинамическими параметрами РУ, расположенного в наружном контуре ТРДД со смешением потоков	40
2.5.2. Газодинамический расчет и определение нагрузок на элементы РУ от газовых сил для ТРДД со смешением потоков и реверсом, установленным в камере смешения	42
Глава 3 РЕАКТИВНЫЕ СОПЛА ГТД	
3.1. Основные требования к реактивным соплам	47
3.2. Классификация реактивных сопел	48
3.3. Основные параметры и оценка совершенства сопел	49
3.3.1. Располагаемая степень расширения	49
3.3.2. Коэффициент расхода	50



3.3.3. Коэффициент тяги . . . . .	55
3.3.4. Коэффициент эффективной тяги . . . . .	57
3.3.5. Другие виды оценки совершенства сопла . . . . .	59
3.4. Рабочие режимы . . . . .	59
3.5. Техническое задание на проектирование . . . . .	60
3.6. Обеспечение процесса расширения в регулируемых соплах ВРД . . . . .	63
3.6.1. Организация рабочего процесса в эжекторном сопле . . . . .	63
3.6.2. Картина и особенности течения потока в эжекторном сопле . . . . .	65
3.6.3. Особенности формы сопла Лавалья ВРД . . . . .	70
3.6.4. Картина течения в сопле Лавалья . . . . .	70
3.6.5. Перерасширение и отрыв потока . . . . .	74
3.7. Плоские сопла . . . . .	74
3.7.1. Профилирование сверхзвуковой части . . . . .	77
3.8. Проектирование сопла . . . . .	82
3.8.1. Эжекторное сопло . . . . .	82
3.8.2. Сопло Лавалья . . . . .	86
3.9. Расчет газовых нагрузок . . . . .	88
3.10. Основные соотношения для расчета охлаждения . . . . .	89
Литература . . . . .	93

Св. план 1983, поз. 18

*Валерий Павлович Данильченко,  
Сергей Юрьевич Крашенинников,  
Юрий Ильич Цыбизов*

ИНЖЕНЕРНЫЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
ВЫХОДНЫХ УСТРОЙСТВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Учебное пособие

Редактор Л. М. Балыкова  
Техн. редактор Н. М. Каленюк  
Корректор Н. С. Куприянова

Сдано в набор 20.09.84 г. Подписано в печать 27.12.84 г.  
ЕО 15602. Формат 60×84 1/16.  
Бумага оберточная белая. Литературная гарнитура.  
Высокая печать. Усл. п. л. 5,2. Уч.-изд. л. 5,0.  
Т. 600 экз. Заказ 865. Цена 20 к.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени  
авиационный институт имени академика С. П. Королёва,  
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

---

Тип. УЭЗ КуАИ, г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.