

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО  
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

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

*Н. И. МОРЕНКОВ*

**ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ  
ПРОЕКТОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ  
ДВИГАТЕЛЕЙ САМОЛЕТОВ**

*Утверждено редакционным советом института  
в качестве учебного пособия*

КУЙБЫШЕВ 1984

Моренков Н. И. Техничко-экономическое обоснование проектов авиационных газотурбинных двигателей самолетов. — Куйбышев: КуАИ, 1984. — 48 с.

Изложены вопросы методики и способы определения экономической эффективности новых и усовершенствованных газотурбинных двигателей летательных аппаратов.

Пособие предназначено для студентов-дипломников второго и третьего факультетов, обучающихся по специальностям 0537 и 1610.

Ил. 11, табл. 21, библи. 8.

Под редакцией Л. Е. Меламедовой

Рецензенты: К. А. Жуков, Г. З. Заров

# 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И ОБЩИЙ АЛГОРИТМ ВЫПОЛНЕНИЯ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЧАСТИ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА

Новейшие конструкции двигателей, в которых используются последние достижения науки и техники, приводят к резкому улучшению технических параметров машин.

Однако при этом возрастают затраты на создание новой техники. Выгода от применения новых машин должна быть измерена и сопоставлена с затратами на их создание. При сравнении различных вариантов техники наилучшим является вариант, имеющий наибольшую величину годового экономического эффекта.

Основной целью экономической части дипломного проекта является определение экономического эффекта от создания и внедрения новой или усовершенствованной техники.

Основные этапы обоснования экономической части проекта следующие:

1. Краткое описание сущности нового образца или технического совершенствования двигателя.
2. Анализ рационального сочетания летательного аппарата и проектируемого двигателя, обеспечивающих получение требуемых летно-технических и экономических характеристик.
3. Выбор экономических критериев эффективности ГТД и методов их расчета.
4. Определение исходных данных по расчету экономической эффективности базового и нового образца ГТД.
5. Расчет экономического эффекта по выбранному критерию.
6. Составление сводной таблицы технико-экономических показателей (табл. 1).

Таблица 1

Сводная таблица технико-экономических показателей

Основные показатели двигателя	Условное обозначение	Базовый двигатель	Проектируемый двигатель
1. Технические			
2. Экономические			

7. Выводы и заключение о целесообразности промышленного производства двигателей.

Необходимые данные для технико-экономического анализа конструкции ГТД должны быть собраны по месту прохождения преддипломной практики. При отсутствии необходимых данных можно воспользоваться укрупненными нормативами, представленными в прил. 1.

К оценке эффективности двигателя летательного аппарата применим системный подход:

1. Двигатель рассматривается как самостоятельный объект производства.

2. Двигатель рассматривается в органическом единстве с летательным аппаратом как система «самолет — двигатель».

## 2. ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ДВИГАТЕЛЯ КАК САМОСТОЯТЕЛЬНОГО ОБЪЕКТА ПРОИЗВОДСТВА

Для оценки двигателя наряду с техническими удельными показателями должны быть определены и наиболее характерные экономические удельные показатели (табл. 2), так как технические параметры сами по себе не дают возможности для сравнения эффекта и затрат, не позволяют сравнивать разнородные предметы по их общественной ценности.

Таблица 2

Критерии оценки двигателя

Технические характеристики	Условные обозначения	Экономические характеристики	Условные обозначения
1	2	3	4
1. Стартовая тяга	$P$	1. Удельные затраты на 1 даН тяги	$\text{Ц}_P^{\text{уд}}$
2. Удельная тяга	$P_{\text{уд}}$	2. Удельные затраты на 1 даН тяги в час	$\text{Ц}_{\text{ч}}^{\text{уд}}$
3. Удельный расход топлива	$S_{\text{уд}}$	3. Удельная себестоимость 1 даН тяги двигателя в час	$S_{\text{ч}}^{\text{уд}}$
4. Масса конструкции	$G$	4. Приведенные затраты на 1 даН тяги двигателя в час	$Z_{\text{ч}}^{\text{уд}}$
5. Удельная масса двигателя	$\gamma_{\text{уд}}$	5. Годовая экономия от внедрения двигателя нового образца	$E_{\text{год}}$
6. Расход воздуха	$G_{\text{в}}$		
7. Степень 2-контурности двигателя	$m$		

1	2	3	4
8. Температура газов перед турбиной	$T_T$	6. Годовая экономия от увеличения ресурса и повышение надежности двигателя	Эгодресурс
9. Часовой расход топлива двигателя	$G_T$	7. Удельные затраты на 1 кг массы двигателя	
10. Масса сухого двигателя	$G_{дв}$	8. Удельные материальные затраты на 1 кг массы двигателя	
		9. Удельные материальные затраты на 1 даН тяги двигателя	
		10. Удельные затраты по зарплате производственных рабочих на 1 кг массы двигателя	
		11. Удельные затраты по зарплате производственных рабочих на 1 даН тяги двигателя	

Примечание. В наших расчетах показатели пп. 7—11 «Экономические характеристики» не участвуют.

### 2.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УДЕЛЬНОЙ СТОИМОСТИ 1 даН ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ

Данный показатель определяется по формуле

$$Ц_{P}^{уд} = \frac{Ц}{P}, \quad (2.1)$$

где  $P$  — тяга спроектированного двигателя;

$Ц$  — цена спроектированного двигателя, тыс. руб.

Для ТРД она ориентировочно равна 150—200 руб. на 1 кг массы, для ТРДД—400—600 руб. [5]. Цена зависит от масштабов выпуска двигателей, сложности их изготовления и других показателей. В наших расчетах ее можно определить по графикам рис. 1 и 2.

Цена двигателя может быть определена и укрупненно по формуле

$$Ц = С (1 + P_n) + \frac{Ц_{окр}}{\sum m_{дв}}, \quad (2.2)$$

где  $С$  — себестоимость одного двигателя, тыс. руб.

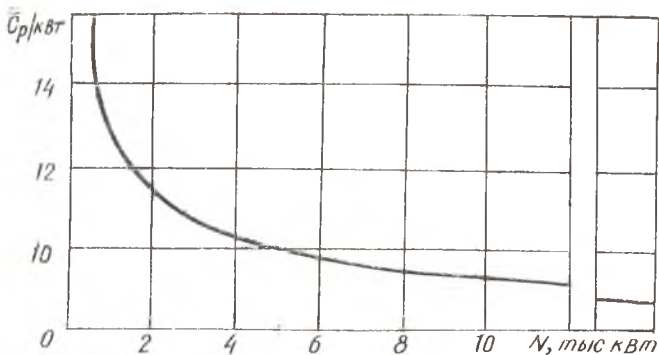


Рис. 1. Удельная стоимость ТВД (включая воздушный винт)

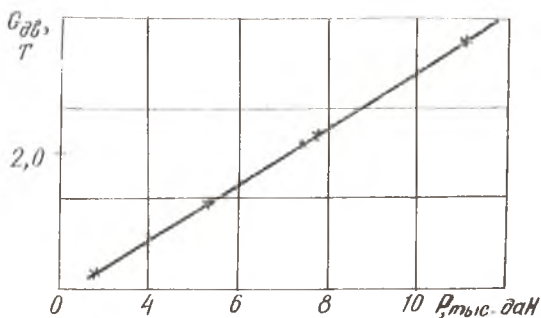


Рис. 2. Изменение массы газотурбинных двигателей от тяги

Себестоимость может быть определена:  
 методом калькуляции;  
 методом приведения к базовому узлу;  
 методом удельных значений статей себестоимости;  
 по формулам, табл. 3

Таблица 3

Себестоимость двигателя

ТРД, ТРДД	ТВД
$C = 0,0880 P_{\max}^{0,76} M^{0,27} \pm 30$ $C = 0,034 P_{\max}^{0,82} \gamma_{\text{уд}}^{-0,29} \pm 40$	$C = 0,084 G_{\text{дв}}^{0,98}$ $400 \leq G_{\text{дв}} \leq 4000 \text{ кг}$

(2.3)

Здесь  $M$  — число  $M$  полета;  
 $P_n = 0,1-0,2$  — нормативная рентабельность авиадвигательного завода [2];

$\Pi_{\text{окр}}$  — суммарная величина затрат на опытно-конструкторские работы и доводку двигателя на повышение ресурса, руб. В укрупненных расчетах и в преддипломном проектировании величину  $\Pi_{\text{окр}}$  можно взять равной нулю;

$\Sigma m_{\text{дв}}$  — суммарное число двигателей, потребное для нормальной эксплуатации заданного самолетного парка.

Цену двигателя можно определить и более точно по формуле (3.13 и 3.14) [8]:

$$\Pi_{\text{ТРДД}} = K_{\text{сх}} \cdot K_{\text{сер дв}} \cdot P (34 - 0,4 \sqrt[3]{P}), \quad (2.4)$$

где  $P$  — стартовая тяга одного двигателя, даН;  $K_{\text{сх}}$  и  $K_{\text{сер дв}}$  — коэффициенты, учитывающие тип (схему) двигателя и серийность,  $K_{\text{сх}} = 0,85$  для ТРД,  $K_{\text{сх}} < 1$  — для ТРДД при  $M < 1$ ;  $K_{\text{сх}} = 1,5$  — при  $M > 1$ ;

$$K_{\text{сер дв}} = [1500 / (\Sigma m_{\text{дв}})]^{0,25}. \quad (2.5)$$

Цена одного ТВД вместе с воздушным винтом в среднем будет

$$\Pi_{\text{ТВД}} = 1,36 K_{\text{сер дв}} \cdot N (40 - 0,52 \sqrt[3]{N}), \quad (2.6)$$

где  $N$  — взлетная мощность одного двигателя, кВт.

## 2.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УДЕЛЬНОЙ СТОИМОСТИ 1 даН ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ В ЧАС

В этом случае рассматриваются варианты двигателя с различными амортизационными ресурсами.

Тогда удельная стоимость 1 даН тяги двигателя в час может быть определена по формуле

$$\Pi_{P \tau_{\text{дв } \Sigma}} = \frac{\Pi}{P \tau_{\text{дв } \Sigma}}, \quad (2.7)$$

где  $\tau_{\text{дв } \Sigma}$  — общетехнический ресурс двигателя (в часах).

$$\tau_{\text{дв } \Sigma} = \tau_{\text{дв}} (n_p + 1). \quad (2.8)$$

Здесь  $\tau_{\text{дв}}$  — межремонтный ресурс двигателя;

$n_p$  — количество капитальных ремонтов ( $n_p = 2-5$ ).

При отсутствии в расчетах конкретных данных по  $\tau_{\text{дв } \Sigma}$  и  $\tau_{\text{дв}}$  их можно взять из табл. 1 прил. 1.

### 2.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УДЕЛЬНОЙ СЕБЕСТОИМОСТИ 1 даН ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ В ЧАС

С учетом эксплуатационных расходов по двигателю — таких как затраты на капитальный ремонт, расходы по топливу, по техническому обслуживанию и других удельная себестоимость 1 даН тяги двигателя в час определяется по формуле

$$C_{чр}^{уд} = \frac{C + \sum_{p=1}^{n_p} C_p + C_{тоу} + C_T + C_{обл} + C_{тр}}{P \tau_{дв}} \quad (2.9)$$

где  $C_p$  — цена одного капитального ремонта двигателя, тыс. руб. Ориентировочно ее можно принять равной 25—30% от первоначальной цены двигателя [4].

Более точно  $C_p$  можно получить по коэффициенту отношения стоимости одного капитального ремонта к первоначальной стоимости двигателя по формуле (113) работы [7]:

$$K_{р дв} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \left[ 1 - 0,2 \left( \frac{\tau_{дв\psi}}{\tau_{дв}} - 1 \right) \right] \tau_{дв\psi} \quad (2.10)$$

В формуле (2.9)  $C_{тоу}$  — себестоимость технического обслуживания двигателя в течение его общетехнического ресурса (в рублях):

$$C_{тоу} = \alpha \cdot P (N) \cdot \tau_{дв\psi} \quad (2.11)$$

где  $\alpha$  — часовая расходная ставка по текущему ремонту и обслуживанию двигателя (определяется по рис. 3 и 4).

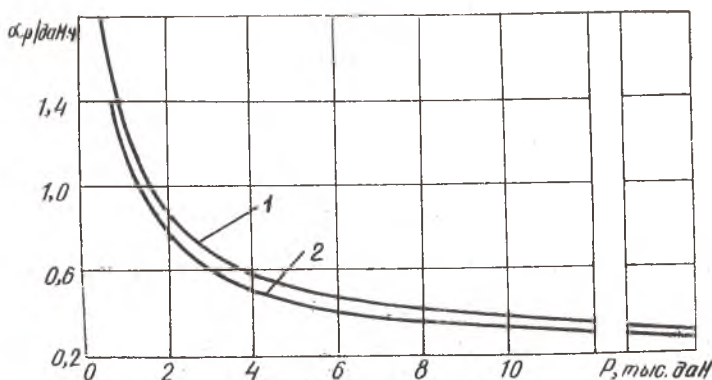


Рис. 3. Расходная ставка по текущему ремонту и обслуживанию одного ТРД и ДТРД в руб. на 1 тс взлетной тяги в час;  $T_{мр}$  — межремонтный ресурс двигателя: 1 — 1000 ч; 2 — 2000 ч

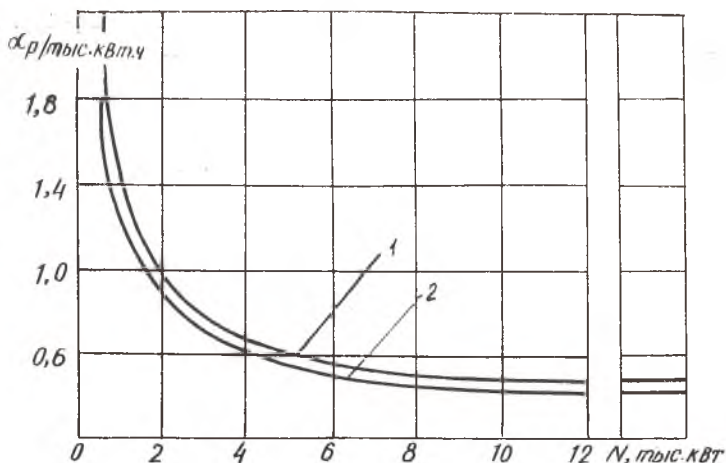


Рис. 4. Расходная ставка по текущему ремонту и обслуживанию одного ТВД;  $T_{\text{мр}}$  — межремонтный ресурс двигателя; 1 — 1000 ч; 2 — 2000 ч

В формуле (2.9)  $\Pi_{\text{т}}$  — цена расходуемого двигателем топлива в течение его общетехнического ресурса (в рублях):

$$\Pi_{\text{т}} = Q_{\text{ср}} \tau_{\text{дв}} \bar{\Pi}_{\text{т}}. \quad (2.12)$$

Здесь  $Q_{\text{ср}}$  — осредненный часовой расход топлива по двигателю, кг:

$$Q_{\text{ср}} = C_{\text{уд}} P; \quad (2.13)$$

$\bar{\Pi}_{\text{т}}$  — цена 1 кг (т) топлива (берется из табл. 2 прил. 1);

$\Pi_{\text{тр}}$  — стоимость транспортирования двигателя за время выработки им общетехнического ресурса, руб.;

$C_{\text{обл}}_{\text{д}}$  — затраты на облет двигателя в течение  $\tau_{\text{дв}}$  после его установки на самолете, руб.

Величины  $\Pi_{\text{тр}}_{\text{д}}$  и  $C_{\text{обл}}_{\text{д}}$  в наших расчетах можно принять равными нулю.

Показатель (2.9) можно представить в виде

$$C_{\text{чр}}^{\text{уд}} = \frac{C_{\text{ч}}}{P}, \quad (2.14)$$

где  $C_{\text{ч}}$  — себестоимость часа работы двигателя на самолете, руб.

Тогда себестоимость работы двигателя на самолете определится так:

$$C_{\text{ч}} = \frac{\Pi + \sum_{\text{п}=1}^{\text{п}_p} \Pi_{\text{п}} + C_{\text{т о.д}} + \Pi_{\text{т}}}{\tau_{\text{дв}}_{\text{д}}}. \quad (2.15)$$

Показателю, найденному из выражения (2.15), присущи все те недостатки, которые свойственны критерию себестоимости. Он не учитывает эффективности использования капитальных вложений. И если вместо себестоимости принять цену часа работы двигателя, т. е.  $C_{ч} = \Pi_{ч}$ , то показатель экономической эффективности двигателя можно определить так:

$$\Pi_{чP} = \frac{\Pi_{ч}}{P}. \quad (2.16)$$

По минимальному значению этого показателя могут сравниваться двигатели одного и того же назначения.

#### 2.4. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ПО ПРИВЕДЕННЫМ ЗАТРАТАМ НА 1 ЧАС ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ В ЧАС

Экономическая оценка двигателя по приведенным затратам считается основным показателем эффективности и определяется по формуле

$$Z_{чP} = \frac{Z_{ч}}{P}, \quad (2.17)$$

где  $Z_{ч}$  — приведенные затраты на 1 час работы двигателя на самолете, руб.

Согласно определению приведенных затрат [1], числитель показателя (2.17) можно представить так:

$$Z_{ч} = C_{ч} + E_{н}K_{ч}, \quad (2.18)$$

где  $C_{ч}$  — себестоимость часа работы двигателя на самолете, руб.

Она определяется по формуле (2.15);

$E_{н} = 0,16$  — нормативный коэффициент эффективности капитальных вложений;

$K_{ч}$  — капитальные вложения в двигательный парк, приходящиеся на 1 час работы двигателя на самолете, руб.

Они могут быть определены по формуле

$$K_{ч} = \frac{\Pi_{ч}(1 + K_0)}{T_{сг}(1 + K_3)}, \quad (2.19)$$

где  $K_0 = 0,1-0,3$  — коэффициент среднегодового оборотного фонда двигателей в эксплуатации;

$K_3 = 0,2$  — коэффициент, учитывающий работу двигателя на земле;

$T_{сг}$  — среднегодовой налет на один самолет, ч. Он может быть принят равным 2000 ч.

Отсюда, с учетом формул (2.15) и (2.19), можно записать выра-

жение как показатель экономической оценки двигателя и определить его так:

$$Z_{\text{чР}}^{\text{ул}} = \frac{\Pi + \sum_{n_p=1}^{n_p} \Pi_0 + C_{\text{Т0}} + C_{\text{Т}}}{P \tau_{\text{дв}} \Sigma} + E_{\text{н}} \frac{\Pi (1 + K_0)}{P T_{\text{сг}} (1 + K_3)}. \quad (2.20)$$

Годовая экономия от внедрения нового двигателя может быть определена по формуле:

$$Э_{\text{год}} = (Z_{\text{чР}_1}^{\text{ул}} - Z_{\text{чР}_2}^{\text{ул}}) B_{\text{Г2}}, \quad (2.21)$$

где  $Z_{\text{чР}_1}^{\text{ул}}$ ;  $Z_{\text{чР}_2}^{\text{ул}}$  — приведенные затраты базового и расчетного варианта, руб;

$B_{\text{Г2}}$  — годовой объем работы спроектированного двигателя, ч.

## 2.5. ОЦЕНКА ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ РЕСУРСА И ПОВЫШЕНИИ НАДЕЖНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

Годовая экономия от увеличения ресурса двигателя может быть определена по формуле

$$Э_{\text{год}} = \left\{ \left[ \frac{\Pi_1 + \sum_{n_p=1}^{n_p} \Pi_{p1} + C_{\text{Т0}\Sigma_1} + C_{\text{Т1}}}{\tau_{\text{дв}\Sigma_1} K_{\text{нр1}}} + E_{\text{н}} \frac{\Pi_1 (1 + K_{01})}{T_{\text{сг}} (1 + K_3)} \right] - \left[ \frac{\Pi_2 + \sum_{n_p=1}^{n_p} \Pi_{p2} + C_{\text{Т0}\Sigma_2} + C_{\text{Т2}}}{\tau_{\text{дв}\Sigma_2} K_{\text{нр2}}} + E_{\text{н}} \frac{\Pi_2 (1 + K_{02})}{T_{\text{сг}} (1 + K_3)} \right] \right\} B_{\text{Г2}}, \quad (2.22)$$

где  $B_{\text{Г2}}$  — годовой объем работы двигателя с увеличенным ресурсом, ч;

$K_{\text{нр}}$  — коэффициент использования ресурса двигателя. Он зависит от надежности и вероятности безотказной работы двигателя и определяется так:

$$K_{\text{нр}} = 0,5 [1 + P(t)]. \quad (2.23)$$

Здесь  $P(t)$  — вероятность безотказной работы двигателя.

**Пример.** Определить годовой экономический эффект от увеличения ресурса авиационных двигателей. Исходные данные приведены в табл. 4.

Таблица 4

Показатели	Условное обозначение	Единица измерения	Базовый вариант	Внедренный вариант
1	2	3	4	5
1. Межремонтный ресурс	$\tau_{дв}$	ч	4 000	8 000
2. Количество ремонтов	$n_p$		2	1
3. Цена двигателя	Ц	тыс. руб.	34	40
4. Средняя стоимость одного капитального ремонта	$C_p$	тыс. руб.	8,5	9,5
5. Годовой объем работы парка двигателя	$V_r$	ч	1 000 000	2 000 000
6. Вероятность безотказной работы	$P(t)$		0,7	0,5
7. Коэффициент среднегодового оборотного фонда двигателей в эксплуатации	$K_0$		0,3	0,2
8. Коэффициент, учитывающий работу двигателя на земле	$K_z$		0,2	0,2
9. Среднегодовой налет на один самолет	$T_{сг}$	ч	2 000	2 000
10. Коэффициент эффективности	$E_{II}$		0,16	0,16

Расчет ведется по формуле (2.22). Затраты на техническое обслуживание и топливо за срок службы двигателя принимаем одинаковыми в сравниваемых вариантах. Тогда

$$\begin{aligned}
 \mathcal{E}_{год} = & \left[ \left[ \frac{34 + 2 \cdot 8,5}{400(2+1) \cdot 0,5(1+0,7)} + 0,16 \frac{34(1+0,3)}{2000(1+0,2)} \right] - \right. \\
 & \left. - \left[ \frac{40 + 9,5 \cdot 2}{8000(1+1) \cdot 0,5(1+0,5)} + 0,16 \frac{40(1+0,3)}{2000(1+0,2)} \right] \right] \cdot 2 \cdot 10^6 \approx \\
 \approx & 1,5 \text{ млн. руб.}
 \end{aligned}$$

### 3. ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ «САМОЛЕТ—ДВИГАТЕЛЬ»

#### 3.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ КАК ПОДСИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Двигатель рассматривается как подсистема летательного аппарата и его экономическая эффективность определяется совместно с летательным аппаратом, для которого он предназначен в сфере эксплуатации.

Двигатель может также разрабатываться и не под конкретно заданный летательный аппарат. В этом случае наиболее эффективный его вариант выбирается с помощью гипотетического летательного аппарата.

В качестве критерия берется расчет годового экономического эффекта от производства и использования новых средств труда долговременного применения с улучшенными качественными характеристиками.

Используя формулу (4) из работы [1] и несколько видоизменив ее, годовой экономический эффект от спроектированного авиационного двигателя можно получить по формуле:

$$\begin{aligned} \Theta_{\text{год}} = & \left[ 3_1 \frac{G_{H_2} V_2 \cdot T_{\text{ср}2} \omega_2}{G_{H_1} V_1 T_{\text{ср}1} \omega_1} \frac{P_1' + E_H}{P_2' + E_H} + \right. \\ & \left. + \frac{(U_1' - U_2') - E_H (3_2 - 3_1) (\alpha_k + \alpha_{\text{в}}')}{P_2' + E_H} - 3_2 \right], \end{aligned} \quad (3.1)$$

где  $G_H$  — номинальная коммерческая (полезная) нагрузка. Если в проекте аналогом является летательный аппарат, находящийся в эксплуатации, то  $G_H$  берется по табл. 3, 4 и 5 прил. 1;

$V$  — среднерейсовая скорость полета, км/ч. Она находится по рис. 5 и 6;

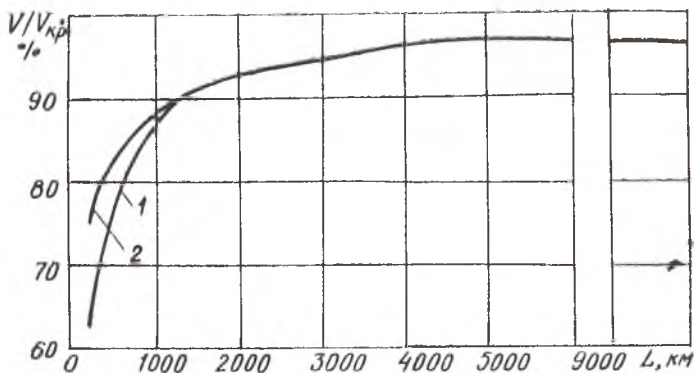


Рис. 5. Самолеты с ТВД. Рейсовая скорость в процентах от крейсерской: 1 —  $V_{кр} \geq 500$  км/ч; 2 —  $V_{кр} < 500$  км/ч

$\omega = 0,65 - 0,75$  — коэффициент коммерческого использования производительности летательного аппарата;

$\alpha_k = 0,5 - 1,0$  — коэффициент, учитывающий аэропортовые (аэродромные) капиталовложения, приходящиеся на летательный аппарат в сфере эксплуатации;

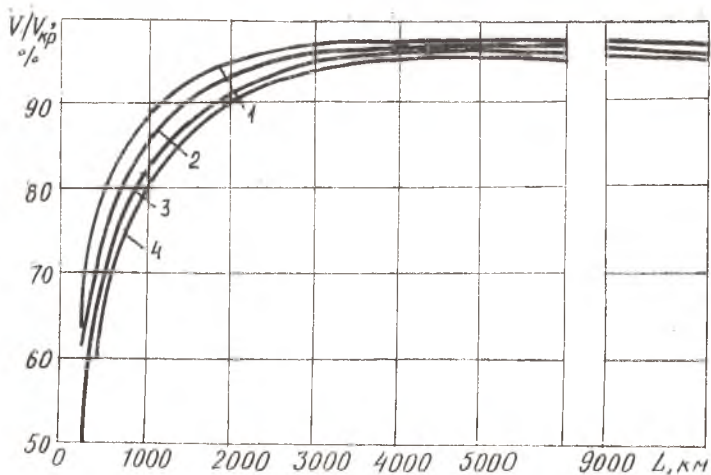


Рис. 6. Самолеты с ТРД и ДТРД. Рейсовая скорость в процентах от крейсерской: 1 —  $V_{кр} = 700$  км/ч; 2 —  $V_{кр} = 800$  км/ч; 3 —  $V_{кр} = 900$  км/ч; 4 —  $V_{кр} = 950$  км/ч

$\alpha'_0 = 0,12 - 0,15$  — коэффициент, учитывающий оборотные средства, приходящиеся на один летательный аппарат в сфере эксплуатации;

$Z_1; Z_2$  — приведенные затраты на летательный аппарат в сфере производства. Они представляют собой форму цены производства и в наших расчетах могут быть заменены фактической ценой. Тогда приведенные затраты можно определить так:

$$\begin{aligned} Z_1 &= \Pi_{ла1} + m_{дв} \Pi_1; \\ Z_2 &= \Pi_{ла2} + m_{дв} \Pi_2, \end{aligned} \quad (3.2)$$

где  $m_{дв}$  — число двигателей, установленных на самолете;

$\Pi_{ла}$  — цена летательного аппарата (в рублях) или самолета без двигателей может быть определена по формуле (3.8) работы [8]:

$$\begin{aligned} \Pi_{ла} &= K_{серс} K_V [G_{пуст} (40 + 4 \cdot 10^{-4} G_{пуст}) + \\ &+ \frac{4 \cdot 10^4}{1 + 500 / \sigma_{пуст}}]. \end{aligned} \quad (3.3)$$

Здесь  $K_{серс}$  — коэффициент серийности самолета:

$$K_{серс} = \left( \frac{35 \cdot 10^5}{G_{пуст} \sum m_{сам}} \right)^{0,4}; \quad (3.4)$$

$K_V$  — коэффициент расчетной скорости полета самолета:

$$K_V = \frac{1}{2} \left( 1 + \frac{V_{кр}}{800} \right); \quad (3.5)$$

$V_{кр}$  — скорость крейсерского полета, км/ч (берется по табл. 3 прил. 1);

$\Sigma m_{сам}$  — предполагаемое количество выпускаемых самолетов;

$G_{пуст}$  — вес пустого самолета. Определяется по методике соответствующей технической кафедры. При наличии затруднения он может быть взят по самолету-прототипу (аналогу) по табл. 3 и 4 прил. 1 или по приближенной формуле

$$G_{пуст} = 2,5 + 3,0 G_n, \quad (3.6)$$

где  $G_n$  — вес коммерческой загрузки самолета.

В формуле (3.1) величины  $P'$  и  $U'$  определяются следующим образом:

$$P_1' = \frac{1}{m_{дв} \Pi_1 + \Pi_{л а 1}} \left[ \frac{m_{дв} \Pi_1 \cdot T_{с г 1}}{\tau_{дв \Sigma_1}} + \frac{\Pi_{л а 1} T_{с г 1}}{\tau_{и л \Sigma_1}} \right]; \quad (3.7)$$

$$P_2' = \frac{1}{m_{дв} \Pi_2 + \Pi_{л а 2}} \left[ \frac{m_{дв} \Pi_2 \cdot T_{с г 2}}{\tau_{дв \Sigma_2}} + \frac{\Pi_{л а 2} T_{с г 2}}{\tau_{и л \Sigma_2}} \right]; \quad (3.8)$$

$$U_1' [m_{дв} (\Pi_{к д в 1} + \Pi_{т о д в 1} + \Pi_{г с м 1}) + \Pi_{л 1}] \frac{G_{н 2} V_2 \cdot T_{с г 2}}{G_{н 1} V_1}; \quad (3.9)$$

$$U_2' = m_{дв} (\Pi_{к д в 2} + \Pi_{т о д в 2} + \Pi_{г с м 2}) \cdot T_{с г 2} + \Pi_{л 2} \cdot T_{с г 2}. \quad (3.10)$$

Здесь  $\tau_{и л \Sigma}$  — общетехнический ресурс планера, ч (берется по табл. 1 прил. 1);

$\Pi_{к д в}$  — часовые затраты на капитальный ремонт двигателя, руб.:

$$\Pi_{к д в} = \frac{n_p \Pi_p}{\tau_{дв \Sigma}}; \quad (3.11)$$

$\Pi_{т о д в}$  — часовые затраты на текущий ремонт и обслуживание двигателя, руб.

$$\Pi_{т о д в} = \alpha \cdot P(N). \quad (3.12)$$

В формулах (3.9), (3.10)  $\Pi_{г с м}$  — часовые затраты на топливо и смазку, руб.:

$$\Pi_{г с м} = Q' \bar{\Pi}_T \cdot \sigma, \quad (3.13)$$

где  $Q$  — часовой расход топлива двигателя на крейсерском режиме, кг/ч ( $Q'_{ТРДд} = 10000 = 1300$  кг,  $Q'_{ТВд} = 4500 - 300$  кг);  $\sigma = 1,05 - 1,08$  — коэффициент, учитывающий непроизводительный

налет самолета (тренировки, обучение экипажей, облет самолета и т. д.);

В формулах (3.9), (3.10)  $\Pi_{л}$  — эксплуатационные расходы по летательному аппарату на один летный час, руб.:

$$\Pi_{л} = \alpha_3 \beta \cdot G_{пуст} + \gamma_{ст} \cdot n_{пас} (G_H), \quad (3.14)$$

где  $\alpha_3 = 1,05 - 1,08$  — коэффициент пропорциональности;

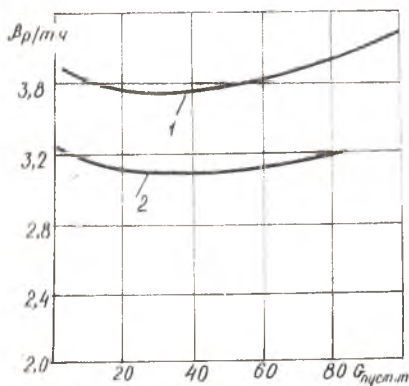


Рис. 7. Расходная ставка по амортизации, текущему ремонту и обслуживанию в рублях на 1 т веса пустого самолета (без двигателя) в час:

1 — ТРД; 2 — ТВД

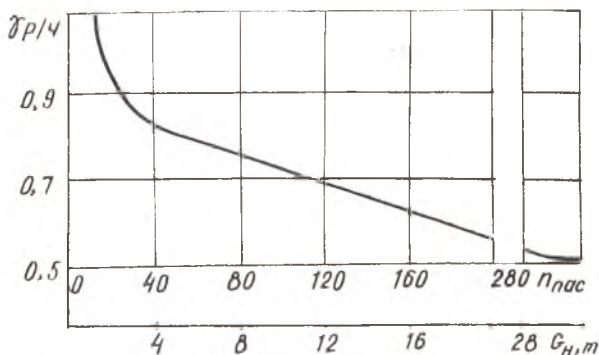


Рис. 8. Расходная ставка по зарплате ЛПС в рублях на одно пассажирское место или 100 кг коммерческой нагрузки за летный час;  $n_{пас}$  — максимальное число пассажирских мест

- $\beta$  — часовая расходная ставка по амортизации, текущему ремонту и обслуживанию летательного аппарата, руб. Определяется по рис. 7;
- $\gamma_{ст}$  — расходная ставка по зарплате летно-подъемного состава на одно пассажирское место или на каждые 100 кг коммерческой нагрузки за один летный час, руб. Берется по рис. 8;
- $n_{пас}$  — количество пассажиров (по числу кресел). Если расчет ведется в весовых единицах коммерческой нагрузки, то в соответствии с размерностью вместо  $n_{пас}$  нужно брать  $G_H$ . Вес пассажира с бесплатным багажом равен 90 кг.

### 3.2. ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ «САМОЛЕТ—ДВИГАТЕЛЬ»

Критерием экономической эффективности системы при приближенном методе расчета является минимум приведенных затрат на единицу производительности летательного аппарата. Приведенные затраты, приходящиеся на один тонна-километр, определяются по формуле

$$Z_{ткм} = C_{ткм} + E_H \cdot K_{ткм}, \quad (3.15)$$

где  $C_{ткм}$  — себестоимость одного тонна-километра [коп./((ткм)] или [руб./((ткм))].

$$C_{ткм} = \frac{m_{дв} \cdot \Pi_{ч} + \Pi_{л}}{\omega \cdot G_H \cdot V_p}. \quad (3.16)$$

Здесь  $\Pi_{ч}$  — эксплуатационные расходы по двигателю на один летный час, руб.;

$\Pi_{л}$  — эксплуатационные расходы по летательному аппарату на один летный час, руб.;

$\Pi_{ч}$  и  $\Pi_{л}$  — рассчитываются соответственно по формулам (2.15) и (3.14).

В формуле (3.15)  $K_{ткм}$  — годовые удельные капитальные вложения в самолетно-двигательный парк и аэродромные сооружения, приходящиеся на один тонна-километр перемещаемого самолетом полезного груза (в рублях):

$$K_{ткм} = \frac{\Pi_{ла} + m_{дв} \cdot \Pi (1 + K_0) + \Pi_a}{G_H \cdot V_p \cdot T_{сг} (1 + K_3)}, \quad (3.17)$$

где  $\Pi_a$  — стоимость аэродромных сооружений, приходящихся на один самолет, руб.:

$$\Pi_a = (\Pi_{ла} + m_{дв} \Pi) K_a. \quad (3.18)$$

Значения коэффициента массы самолета  $K_a$  приведены в табл. 5.

Таблица 5

Взлетная масса самолета (т)	до 25	25—55	55—100	Свыше 100
$K_a$	1,0	1,25	1,75	2,1

Пример расчета технико-экономического обоснования выбора двигателя для самолета типа «Аэробус» смотри в прил. 2.

#### 4. ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА МОДЕРНИЗАЦИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭКСПЛУАТИРУЮЩИХСЯ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

##### 4.1. КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ИЗМЕНЕНИЯ

Стоимость проектируемого варианта двигателя определяется с учетом затрат на конкретные разработки, проводимые поставщиком.

Неизменная часть конструкции, как и в исходном варианте, ориентировочно может быть оценена по стоимости одного килограмма конструкции (см. рис. П1 и П2 прил. 2) или по формулам (2.2), (2.4) и (2.6).

Дополнительные затраты на усовершенствование двигателя могут быть определены по трем основным статьям:

основным материалам;

заработной плате;

накладным расходам, учитывающим расходы по содержанию и эксплуатации оборудования, цеховые и общецеховые расходы.

Затраты на материалы, связанные с усовершенствованием двигателя, могут быть представлены в форме табл. 6.

Таблица 6

Деталь, узел, агрегат	Материал	Вес готовой детали	Коэффициент использования материала	Вес заготовки	Цена 1 кг материала

Для производства авиационных двигателей характерны следующие удельные веса статей затрат: материалы — 55—60%; основная заработная плата — 15—20%; накладные расходы — 30—20%.

Известно, что найденное приращение себестоимости разработки и производства модернизированного двигателя является для сферы эксплуатации приращением капиталовложений на приобретение двигателя с  $\Delta C$ .

Величины  $E_n$ ,  $\alpha_k$ ,  $\alpha_0$  и  $\omega$  берутся обычно одинаковыми в сравниваемых вариантах.

Улучшенная конструкция двигателя находит свое выражение в экономии эксплуатационных затрат, в увеличении грузоподъемности, скорости полета и, в конечном итоге, в выполнении условия эффективности системы «самолет — двигатель» (3.1).

Улучшенная конструкция двигателя способствует увеличению годовой прибыли и рентабельности эксплуатации самолета, которые могут быть определены по формулам:

$$\Pi = \omega \cdot G_n \cdot V \cdot T_{сг} (v - \alpha); \quad (4.1)$$

$$E = \frac{\omega \cdot G_n \cdot V \cdot T_{сг} (v - \alpha)}{(C_{л} + m_{дв} \cdot C) \alpha_1 \cdot \alpha_2}; \quad E \geq E_n; \quad (4.2)$$

$$\Delta \Pi = \Pi_{проект} - \Pi_{быва}; \quad (4.3)$$

где  $\Pi$  — годовая прибыль от эксплуатации одного летательного аппарата, руб;

$v$  — средняя тарифная ставка (рис. 9), соответствующая среднестатистическим дальностям полета при эксплуатации, руб./т·км. Обычно берется одинаковой для сравниваемых вариантов;

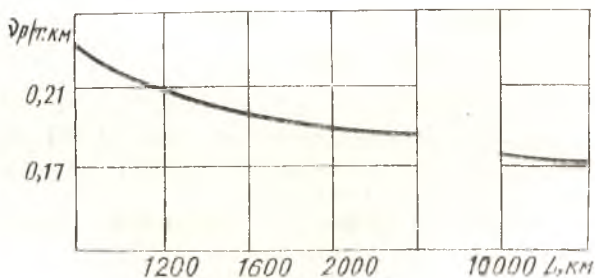


Рис. 9. Средняя тарифная ставка по средней дальности перевозки

$E$  — нормативный коэффициент эффективности;

$\Delta \Pi$  — дополнительная прибыль в год на один летательный аппарат, руб.

## 4.2. ИЗМЕНЕНИЕ ВЕСОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО АГРЕГАТОВ

Создается двигатель с конструктивными изменениями, позволяющими уменьшить вес двигателя по сравнению с прототипом. Другие технические параметры остаются без изменения.

В этом случае годовой экономический эффект от снижения веса двигателя и, следовательно, планера летательного аппарата определяется по формуле:

$$\mathcal{E}_{\text{год}} = \mathcal{E}_{\text{ком}} + \mathcal{E}_{\text{аморт}}, \quad (4.4)$$

где  $\mathcal{E}_{\text{ком}}$  — годовая экономия в результате увеличения коммерческой загрузки самолета, руб.:

$$\mathcal{E}_{\text{ком}} = T_{\text{сг}} \cdot \Pi_{\text{л}} \left( \frac{G'_{\text{н}}}{G_{\text{н}}} - 1 \right). \quad (4.5)$$

Здесь  $G'_{\text{н}}$ ;  $G_{\text{н}}$  — коммерческая нагрузка проектируемого и базового летательного аппарата (самолета), кг.

В формуле (4.4)  $\mathcal{E}_{\text{аморт}}$  — годовая экономия от снижения амортизационных расходов в результате снижения стоимости планера самолета, руб.:

$$\mathcal{E}_{\text{аморт}} = \frac{\Delta \Pi_{\text{пл}}}{\tau_{\text{плу}}} \cdot T_{\text{сг}}. \quad (4.6)$$

Здесь  $\tau_{\text{плу}}$  — общетехнический ресурс планера. Берется по табл. 1 прил. 1;

$\Delta \Pi_{\text{пл}}$  — снижение стоимости планера:

$$\Delta \Pi_{\text{пл}} = \Pi_{\text{пл}}^{\text{уд}} \cdot \Delta G_{\text{плла}}, \quad (4.7)$$

где  $\Pi_{\text{пл}}^{\text{уд}}$  — удельная стоимость 1 кг массы летательного аппарата (самолета). Определяется по табл. 11 [5]. Ориентировочно удельная стоимость 1 кг массы пустого самолета равна 100—150 руб.

Общий экономический эффект от внедрения спроектированного двигателя можно определить так:

$$\mathcal{E}_{\text{год общ}} = \mathcal{E}_{\text{дв}} + \mathcal{E}_{\text{ком}} + \mathcal{E}_{\text{аморт}}, \quad (4.8)$$

где  $\mathcal{E}_{\text{дв}}$  — годового экономического эффекта от снижения эксплуатационных расходов по двигателю, руб.:

$$\mathcal{E}_{\text{дв}} = (C_{\text{ч1}} - C_{\text{ч2}}) T_{\text{сг}} \cdot m_{\text{дв}}. \quad (4.9)$$

Здесь  $C_{\text{ч1}}$ ;  $C_{\text{ч2}}$  — часовые эксплуатационные расходы по базовому и проектируемому варианту, руб.

Снижение веса двигателя на 1 кг приводит к снижению веса планера примерно на 5 кг [5].

**Пример.** Определить годовую экономическую эффективность от уменьшения веса проектируемого двигателя. Исходные данные приведены в табл. 7.

Таблица 7

Показатели	Условное обозначение	Единица измерения	Базовый вариант	Проектируемый вариант	$\Delta$
1. Масса двигателя	$G_{дв}$	кг	1526	1500	26
2. Количество двигателей	$m_{дв}$	шт.	2	2	—
3. Масса планера летательного аппарата	$G_{пл. ла}$	кг	23500	22000	1500
4. Годовой налет ЛА	$T_{с г}$	ч	2000	2000	—
5. Эксплуатационные расходы на один летный час ЛА	$Ц_{л}$	руб.	450	450	—
6. Коммерческая загрузка ЛА	$G_{н}$ и $G'_{н}$	кг	6000	7500	1500
7. Удельная стоимость 1 кг массы ЛА (самолета)	$Ц_{л}^{у л}$	руб.	150	150	—
8. Часовые эксплуатационные затраты по двигателю	$C_{ч}$	руб.	215	180	35
9. Общетехнический ресурс планера ЛА	$T_{пл э}$	ч	20000	20000	—

Экономическая эффективность от снижения веса двигателя может быть определена по формулам (4.4) — (4.9) :

$$\mathcal{E}_{\text{ком}} = 2000 \cdot 450 \left( \frac{7500}{6000} - 1 \right) = 225000 \text{ руб.};$$

$$\mathcal{E}_{\text{аморт}} = \frac{150 \cdot 1500}{20000} 2000 = 22500 \text{ руб.};$$

$$\mathcal{E}_{\text{дв}} = (215 - 180) 2000 \cdot 2 = 140000 \text{ руб.};$$

$$\mathcal{E}_{\text{год общ}} = 140000 + 225000 + 22500 = 387500 \text{ руб.}$$

Таблица 1

Статистические характеристики тяжелых и легких реактивных гражданских самолетов с ТРД и ТРДД

Взлетная масса самолета, G кг	П а р а м е т р ы				
	Дальность полета, L, км	Ресурс планера т пл, ч	Ресурс двигателя т дв, ч	Межремонтный ресурс планера т пл, ч	Межремонтный ресурс двигателя т дв, ч.
5600	1000	15000	4000	5000	2000
20000	3000	20000	6000	5000	2000
До 100000	5000	30000	8000	5000	2000
Более 100000	5000	40000	10000	5000	2000

Таблица 2

Стоимость применяемых ГСМ, руб./т

Топливо	Цена	Топливо	Цена
Керосин Т-1 и ТС-1	80	Авиабензин Б-100/130	170
Керосин ТС-7	80	Авиабензин Б-95/130	160
РТ-топливо	90	Авиабензин Б-91/115	155
Масло МК-8	225	Авиабензин Б-70	110
Масло МС-20	260	Этилозоль	71
Масло АМГ-10	290		

## Пассажирские самолеты средней и большой дальности полета

Параметры и характеристики	Ил-86 (СССР)	Ил-62М (СССР)	Ту-154 (СССР)	Як-42 (СССР)	L-1011 «Тристар» (США)	Боинг-737-200 (США)	Боинг 747-200 В (США)	«Конкорд» (Франция—Англия)
Взлетная масса, т	206	165	90	52	186	52,39	372	181,5
Число пассажирских мест	350	198	161	120	345	130	550	144
Число реактивных двигателей	4	4	3	3	3	2	4	4
Тяга двигателей на старте, даН	52 000	46 000	28 500	19 500	53 800	14 060	105 000	69 040
Тяговооруженность	0,252	0,279	0,317	0,375	0,290	0,268	0,282	с форсажем 0,381
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	361	282	180	150	321	91,05	511	358,25
Нагрузка на крыло при взлете, даН/м <sup>2</sup>	570	585	500	347	575	575,6	700	506
Размах крыла, м	48,06	43,3	37,55	34,2	47,0	28,35	59,8	25,6
Длина самолета, м	59,54	47,9	47,9	36,38	53,31	30,48	70,5	61,7
Удлинение крыла	6,4	6,63	7,0	7,8	6,88	8,9	7,0	1,7
Угол стреловидности крыла по 1/4 хорд, градус	35	35	35	20	35	25	37,5	переменная
Диаметр фюзеляжа, м	6,08	3,93	3,8	3,94	5,97	3,8	~6,5	~3
Масса пустого самолета, т (%)					95 (51,2)	29,94 (57,2)	167 (45,7)*	79,3 (43,8)*

(средн.)

Окончание табл. 3

Параметры и характеристики	Ил-86 (СССР)	Ил-62М (СССР)	Ту-154 (СССР)	Як-42 (СССР)	L-1011 «Тристар» (США)	Бойнг-737- -200 (США)	Бойнг 747-200 В (США)	«Конкорд» (Франция— Англия)
Коммерческая нагрузка, т (%)	42(20,4)	23(13,9)	18(20,0)	14,5(27,9)	40(21,5)	13(24,9)	75(20,3)	12,7(7)
Крейсерская скорость по- лета, км/ч	950	900	900	820	960	890	950	М-2,02
Высота полета, км	9...10	10...12	10...12	9...11	9...12	9...11	10...13	15,3...18,3
Расчетная дальность по- лета с максимальной коммерческой нагрузкой, км	3 600	8 000	2 450	1 000		3 800	9 000	6 000
Скорость захода на по- садку, км/ч	240					240	250	280
Разбег, м								
Пробег, м								
Длина ВПП, м	2 600				3 000		3 400	3 500

\* Масса снаряженного самолета.

## Легкие гражданские самолеты

Параметры и характеристики	«Сайтейш» 111 (США)	Ан-28 (СССР)	Дорнье LTA (ФРГ)	«Квайт» (СССР)	PZL-106 «Крук» (ПНР)
Взлетная масса, кг	7780	5800	6500	920	3000
Число и тип двигателей	2 ДТРД	2 ТВД	2 ТВД	1 ПД	1 ПД
Взлетная тяга (длН) или мощность, кВт (л.с.)	3250	1385 (1880)	1304 (1770)	265 (360)	442 (600)
Стартовая тяго-(энерго)вооруженность	0,418	(0,33)	0,2 (0,272)	0,288 (0,392)	0,1475 (0,20)
Число членов экипажа и пассажиров	2/15	2/15...19	2...3/24	1	1
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	29,0	39,8	33,93	8,55	33,4
Нагрузка на крыло при взлете, кг/м <sup>2</sup>	286	145,7	192	107,8	89,8
Размах крыла, м	16,26	22,06	17,81	7,5	15
Длина самолета, м	16,9	12,98	16,6	5,7	8,9
Угол стреловидности крыла по 1/4 хорд., градус	22	0	0	0	5
Удлинение крыла	9,14	12,23	9,34	6,58	6,74
Масса пустого самолета, кг (%)	4282 (55)	3500 (60)	3544 (54,6)	676 (73,4)	1600 (53,3)
Скорость полета, км/ч	870	350	410	390	120...160
Высота полета, км/ч	10...13	≤ 3	8...10	< 3	
Дальность полета с наибольшей целевой нагрузкой, км	4440	1300	1500	350	650
Разбег, м		190	675		150
Пробег, м		180			150
Посадочная скорость, км/ч	172	115		~100	100

Таблица 5

## Тактические, стратегические, транспортные и грузовые самолеты

Параметры и характеристики	A-10A (США)	B-1 (США)	C-5A (США)	Ил-76Т (СССР)	УС-15 (США)
Взлетная масса, т	14,24	180	323	157	90
Тяга двигателей на старте, даН	8360	30 800 54 400 (с форсажем)	74 400	48 000	29 000
Число двигателей	2	4	4	4	4
Тяговооруженность	0,589	0,302 (с форсажем)	0,23	0,306	0,322
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	47,01	~181	576	300	161,65
Нагрузка на крыло при взлете, даН/м <sup>2</sup>	303	~980	560	567	556
Размах крыла, м	17,53	23,8...41,7	67,8	50,5	33,65
Длина самолета, м	16,26	43,6	75,0	46,59	37,80
Удлинение крыла	6,54	3,14...9,62	7,98	8,5	7,03
Угол стреловидности крыла на 1/4 хорд, градус	0	15...67,5	25	25	5,9
Масса пустого, т (%)	9,183(64,5)	73(40,5)	144,5(44,7)		~42 (46,7)
Масса топлива, т (%)	2,04(14,3)	72(40,0)	76(23,5)		23,7 (26,3)
Целевая нагрузка, т (%)	2,92(20,5)	34(18,9)	99,8(30,9)	40(23,5)	24 (26,6)
Крейсерская скорость полета, км/ч	$\frac{555}{635}$ (H = 0) $\frac{635}{(H = 1,5 \text{ км})}$	M = 0,85...1,6	815	850	805
Высота полета, км	0,03...7,6	0,15...1,5	10...13	9...12	~750
Дальность полета с наибольшей целевой нагрузкой, км	900...950	≈9 900...11 000	5600	5000	
Скорость захода на посадку, км/ч	150...160		210...240	220	
Разбег, м	330	2300		850	
Пробег, м	340			450	

Таблица 6

## Истребители и многоцелевые самолеты

Параметры и характеристики	«Мираж» 2000 (Франция)	«Супер Ми- раж» 4000 (Франция)	«Ягуар» (Англия— Франция)	«Вигген» (Швеция)
Взлетная масса, кг	(9...15) 10 <sup>3</sup>	(25...28) 10 <sup>3</sup>	14 500	16 000
Тяга двигателей на старте без форсажа (с форсажем), даН	(9 000)	(18 000)	5100(7650)	7000(12 000)
Число двигателей	1	2	2	1
Тяговооруженность без форсажа (с форсажем)	(1,0...0,6)	(0,64...0,72)	0,352(0,528)	0,44(0,75)
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	41	73	24	35
Нагрузка на крыло при взлете, кг/м <sup>2</sup>	220...366	342...383	604	457
Размах крыла, м	9	12	8,69	10,61
Длина самолета, м	15,33	18,7	16,83	16,31
Угол стреловидности крыла по передней кромке, градус	61	61	45	42...58
Масса пустого самолета, кг (%)		13 000 (46,5...52)	7 000(48,3)	
Масса топлива во внутренних баках, кг (%)				
Число М полета на Н≈0; на Н≥11 км	~ 1,0 2,2	~ 1,0 2,2	1,1 1,5	1,1 2,0
Дальность полета без подвесных баков, км	700		1100	
Дальность перегоночная, км	1500		4210	
Статический потолок, км	20	~ 20		
Разбег, м			580	400
Пробег, м			470	500
Вооружение (П—пушки; УРС—управляемые ракетные снаряды; Б—бомбы)	П2×30 УРС; Б			УРС; Б

Окончание табл. 6

F-14A (США)	F-15 (США)	F-16 (США)	SR-71 (США)	F-111A (США)	«Харнер» МК4 (Англия)
24 900	18 195	10 250	77 000	31 800	≤ 11 340
(19 000)	13800(22700)	6900(11 350)	20860(29480)	(18 000)	9560
2	2	1	2	2	1
(0,764)	0,76(1,24)	0,67(1,11)	0,27(0,38)	(0,565)	≥ 0,845
58,7	56,5	28	167	48,8...58,74	18,68
424,7	322	370	460	542...652	≤ 608
11,6...19,5	13,1	9,45	16,9	9,74...19,2	7,7
18,9	19,5	14,18	32,7	22,4	17
20...68	45	40	60	16...72,5	
16 300(65,4)	12 250(67,3)	6377(52)	27 200(35)	17 870(56,2)	5,9(52,1)
7460(30)	5200(28,6)		40 000(52)		
1,0	1,2	1,2		1,1	1,3
2,35	2,5	2,0	3	2,3	
	1250	1100	7000	3200	
	6300			6400	5560
	21		30	~ 18	15,25
19	270	535	1645	500	~ 0
	760	810	1100	600	0
П-1 (6)×20 УРС(6)Б	П-1(6)×20 УРС(6)	П-1×20 УРС(2)		П; УРС; Б	

Таблица 7

Экономическая и максимальная загрузка и производительность полетов самолетов и вертолетов

Тип и вариант самолета, вертолета	Экономическая загрузка, кг	Экономическая производительность, Т. км/ч	Максимальная загрузка, кг	Максимальная производительность, Т. км/ч	Примечание
Ил-62 (168 м)	17 000	13 600	—	—	
Ил-62 (186 м)	19 000	15 200	—	—	
ИЛ-62М (198 м)	—	—	23 000	18 630	
Ил-18	11 000	6 600	13 500	7 900	
Ту-154	15 000	11 400	18 000	13 680	
Ту-134	7 600	5 500	8 200	6 230	
Ту-124	5 600	4 000	6 000	4 200	
Ан-12	12 000	6 000	—	—	
Ан-24	4 500	1 800	5 500	2 200	
Як-40	2 300	970	2 720	1 000	
Ан-2	1 050	190	—	—	
Ми-4	1 000	135	—	—	
Ми-6	—	—	12 060	1 800	
Ми-8	—	—	4 000	540	
Ка-26	700	80	900	90	

Таблица 8

## Средние нормативные показатели себестоимости одного летного часа по типам самолетов

Наименование статей затрат	Тип самолета											
	Ту-114	Ту-154	Ту-134	Ту-124	Ил-62	Ил-18	Ан-12	Ан-24	Як-40	Як-42	Ан-2	
Прямые расходы на летный час, руб.												
Амортизация планера	420	234	122	140	330	45	60	42	39	50	6	
Амортизация двигателя	120	98	78	70	290	45	45	20	26	45	6	
Техобслуживание и текущий ремонт планера	140	44	30	30	150	15	17	12	12	30	3	
Техобслуживание и текущий ремонт двигателя	30	15	10	10	50	7	10	4	4	10	3	
Зарплата летно-подъемного состава (ЛПК) с отчислениями	200	119	61	52	181	67	70	35	20	35	30	
Авиа ГСМ	260	449	146	153	370	112	117	40	60	40	18	
Всего прямые расходы, руб.	1170	909	447	455	1371	291	319	153	161	210	66	
Косвенные расходы на летный час, руб.	440	422	203	185	332	249	260	137	64	130	20	
Себестоимость летного часа, руб.	1610	1331	650	640	1703	540	579	290	225	340	86	

Таблица 9

## Основные характеристики современных ТРДФ, ТРДД и ТРДДФ

Класс тяги, дан	1	2	Фирма, страна, марка	Взлетный режим						Ср крейс, кг/(дан·ч)	L вз, м	D вз, м	m вз, кг	γ вз	Самолет	Назначение
				P <sub>0</sub> , дан	C <sub>р0</sub> кг/(дан·ч)	m	* <sub>к</sub>	T <sub>к</sub> , кг/с	m <sub>во</sub> , кг/с							
< 1150			Уильямс Рисёрч W R19-3	260	0,65	1	12	1280	2	0,82	0,78	0,3	52	0,2	«Фокджет»	Г
			Турбомека «Астафан» 11G	620	0,39	7,4	9,1	1244	36	0,67	1,98	0,65	143	0,23	«Супер-Мажистер»	Г
1150...2300			Прагг-Уитни J T15D-4	1155	0,56	2,7	10,1	1280	35	0,73	1,6	0,69	253	0,22	«Корвет», «Сятейшн»-2	Г
			СССР АИ-25	1500	0,56	2,0	8,0	1143	50	0,84	1,99	0,82	290	0,19	Як-40	Г
			Гаррет Эрисёрч ATF3-6	2280	0,48	2,8	25	1448	74	0,72	2,34	0,85	430	0,19	«Фаль-кон»-20	Г
2300...4600			Роллс-Ройс «Алур» RB-172	3350 <sup>Ф</sup> 2340	1,52 <sup>Ф</sup> 0,74	0,8	11	1427	72	0,96	2,8	0,81	710	0,21	«Ягуар»	В
			Роллс-Ройс M45H-01	3570	0,46	3	16,1	1355	101	0,71	2,8	1,09	663	0,19	VFW-614 «Гольф-стрим»-11	Г

Продолжение табл. 9

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
	Дженерал- Электрик TF-34	4210	0,36	6,2	21	1498	153	0,68	2,54	1,33	661	0,16	Локхид S-3A	B
	Роллс-Ройс, «Спей» 25	5250	0,65	0,7	21	1330	94	0,82	2,78	0,94	1170	0,22	ВАС-111	Г
	СССР Д-30	6800	0,62	1	18,4	1120	140	0,77	3,98	1,05	1550	0,23	Ту-134А	Г
4600 9200	Роллс-Ройс RB-199-02	6850 <sup>Ф</sup> 3800	2,17 <sup>Ф</sup> 0,61	1,2	23,5	1550	71	0,78	3,2	0,87	860	0,13	Панавла 200 В Боинг 737 Г DC-9	B
	Пратт-Уитни J T8D-209	8390	0,56	1,66	18,5	1290	218	0,73	4,41	1,25	1860	0,22		
	Дженерал- Электрик CFM-56	10890	0,36	6,1	24,9	1560	376	0,65	3,43	1,74	2090	0,19	Боинг 707-500	Г
9200...18400	Пратт-Уитни F-100	11350 <sup>Ф</sup> 6900	2,25 <sup>Ф</sup> 0,68	0,7	24	1590	102	0,82	4,85	1,18	1371	0,12	F-15; F-16	B
	СССР Д-30КУ	11500	0,49	2,4	18,2	1390	340	0,7	4,6	1,46	2400	0,21	Ил-62М Ту-154М	Г
	Пратт-Уитни J 58	14740 <sup>Ф</sup> 10430	1,9 <sup>Ф</sup> 0,75	0	12	1200	140	1,5	4,57	1,27	2950	0,2	SR-71	B
9200...18400	Дженерал- Электрик CF6-32	16700	0,37	4,9	23,3	1535	484	0,66	3,73	1,93	3110	0,19	Боинг 757	Г
	Роллс-Ройс «Олимп» 593	17260 <sup>Ф</sup> 15940	1,75 <sup>Ф</sup> 0,7	0	14,8	1410	204	1,19	4,75	1,21	3390	0,2	«Колкорд»	Г

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
	Пратт-Уитни J 19D-1	19000	0,35	5,1	24,5	1510	542	0,64	3,55	2,1	3550	0,19		DC-10; L-1011
18400...36500	Роллс-Ройс RB-211-524В	22700	0,39	4,4	28	1550	645	0,65	3,63	2,17	3950	0,17		Боинг 747; Г ДС-10-30
	Дженерал- Электрик СГ6-80С	26300	0,34	4,7	26	1595	754	0,59	4,2	2,5	4600	0,18		Боинг 747-200В

Примечания.  $m$  — степень двухконтурности ТРДД; Г — гражданский; В — военный, Ф — форсажный режим.

Таблица 10

## Основные характеристики ТРД и ТРДД для СВВП

Страна, фирма, модель	$P$ , даН	$m_{дв}$ , кг	$\gamma_{дв}$	$C_p$ , кг/(даН·ч)	$m_{во}$ , кг/с	$m$	$\lambda$	$\lambda^*$	$D_{дв}^*$ , мм	$L_{дв}$ , мм	Летательный аппарат
Англия; Бристоль — Сиддли; «Пегаз» 6	8620	1280	0,148	0,632	190	1,44	13,1		1220×		Хоукер «Харrier»
Англия; Бристоль — Сиддли; «Пегаз» 104	9750	1405	0,143		196	1,4	14		1220×3480		«Си Харrier» FRS
Англия — ФРГ; Роллс — Ройс MA; RB. 193—12	4610	790	0,172	0,64	92	1,12	16,5		850×2550		VAK, 191В
Англия; Роллс — Ройс RB. 153	3100 (5300 на форсаже)	648	0,21	0,674	55	0,77	18		750×		VJ. 101

Подъемно-маршевые ТРДД

Страна, фирма, модель	$P$ , даН	$m_{дв}$ , кг	$\gamma_{дв}$	$C_p$ , кг/ (даН·ч)	$m_{но}$ , кг/с	$m$	$\lambda_k$	$D_{дв}^* L_{дв}$ , мм	Летательный аппарат
Англия; Роллс — Ройс RB. 162-31	2450	131	0,054	0,96	38	4,5	762×	«Мираж» III	
Англия; Роллс — Ройс RB. 162—81	2720	170	0,063	1,27	38,5	4,5	737×1485	Дорнье «До 31»- Перспективные СВВП	
Англия; Роллс — Ройс RB. 102	3600	216	0,06	0,45	180	10	1480×	То же	
Англия — США; Роллс — Ройс/ Аллисон; X J -99	4080	227	0,055	1,2	47,5	8	690×996	Эксперимен- тальный	
Япония; Исикадзима; Харима; JR 100	1430	146	0,102	1,15	27,5	3,9	600×		

## Подъемные ТРД и ТРДД

ПРИМЕР РАСЧЕТА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ  
ВЫБОРА ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ САМОЛЕТА ТИПА «АЭРОБУС»  
ПО ПРИВЕДЕННЫМ ЗАТРАТАМ (3 т·км)

Исходные данные

На эксплуатирующем самолете данного типа предлагается установить один из четырех типов двигателей:

двигатель «А» со степенью двухконтурности  $m = 2,3$ ;

двигатель «В» со степенью двухконтурности  $m = 4,0$ ;

двигатель «С» со степенью двухконтурности  $m = 6,0$ ;

двигатель «Д» со степенью двухконтурности  $m = 8,0$ .

Все необходимые данные для расчетов приведены в табл. 1—6.

Таблица 1

Показатели	Условное обозначение	Единица измерения	Значения
1. Максимальная коммерческая нагрузка	$G_H$	т	40 — для всех вариантов самолетов с двигателями А, В, С и Д
2. Предполагаемое количество выпускаемых самолетов	$\Sigma m_{\text{сам}}$	шт.	100
3. Рейсовая скорость полета самолета	$V_P$	км/ч	670—865
4. Среднегодовой налет самолета	$T_{\text{сг}}$	ч	2 000
5. Общетехнический ресурс планера	$\tau_{\text{плд}}$	ч	30 000
6. Количество капитальных ремонтов самолета	$n_{\text{р с-та}}$	шт.	5
7. Общетехнический ресурс двигателя	$\tau_{\text{двд}}$	ч	8 000
8. Количество капитальных ремонтов двигателя	$n_{\text{р до}}$	шт.	4
9. Коэффициент коммерческого использования	$\omega$	—	0,65
10. Количество двигателей на самолете	$m_{\text{дв}}$	шт.	4
11. Диапазон дальности беспосадочного полета	$L$	км	800—3800

Таблица 2

## Частота рейсов по дальности в заданном диапазоне

Дальность полета самолета, $L$ , км	800	1300	1800	2300	2336	2800	3300	3800
Частота рейсов	121,0	64,4	41,4	—	0,5	7,0	15,4	1,0

Таблица 3

## Взлетные массы и массы пустых самолетов

Показатели	Условное обозначение	Единица измерения	Варианты двигателей			
			А баз.	В	С	Д
1. Взлетная масса самолета	$G_{взл}$	т	176,0	170,0	169,0	171,0
2. Масса пустого самолета	$G_{пуст}$	т	99,0	96,0	97,0	99,0

Таблица 4

Изменение коммерческой нагрузки  $G_H(L)$  и расходуемого топлива  $G_{расх\ топл}$  в зависимости от дальности беспосадочного полета

Варианты	Показатели	Условное обозначение	Единица измерения	Дальность полета, км					
				800	1300	1800	2336	2800	3800
<b>А</b>	Коммерческая нагрузка	$G_H(L)$	т	40	40	40	40	36,14	27,9
	Расход топлива	$G$	т	9,4	13,8	18,35	23,42	27,55	36,1
<b>В</b>	Коммерческая нагрузка	$G_H(L)$	т	40	40	40	40	36,31	28,61
	Расход топлива	$G$	т	8,45	12,68	17,02	21,78	25,63	33,79
<b>С</b>	Коммерческая нагрузка	$G_H(L)$	т	40	40	40	40	36,58	29,36
	Расход топлива	$G$	т	7,9	11,85	15,72	20,15	23,72	31,29
<b>Д</b>	Коммерческая нагрузка	$G_H(L)$	т	40	40	40	40	36,58	29,36
	Расход топлива	$G$	т	7,95	11,91	15,85	20,24	23,81	31,39

Таблица 5

Изменение рейсовой скорости  $V_p(L)$  по дальности полета  
(принято одинаковым для всех вариантов самолетов и двигателей)

Дальность полета, $L$ , км	800	1300	1800	2336	2800	3300	3800
Рейсовая скорость, $V_p(L)$ км/ч	670	720	778,8	816	831,2	850,3	862,1

Таблица 6

Основные показатели и технико-эксплуатационные  
характеристики сравниваемых двигателей

Показатели	Условное обозначение	Единица измерения	Варианты двигателей			
			А базов.	В	С	Д
1. Степень двухконтурности	$m$		2,3	4	6	8
2. Тяга двигателя на взлетном режиме	$P$	даН	12 000	10 768	10 932	12 154
3. Удельный расход топлива на взлетном режиме	$C_p$	кг/(даН·ч)	0,48	0,429	0,374	0,314
4. Средний удельный расход топлива на крейсерском режиме	$C_{p\text{ср}}$	→	0,7	0,687	0,637	0,622
5. Удельная масса	$\gamma_{уд}$		0,1917	0,1697	0,1803	0,1911

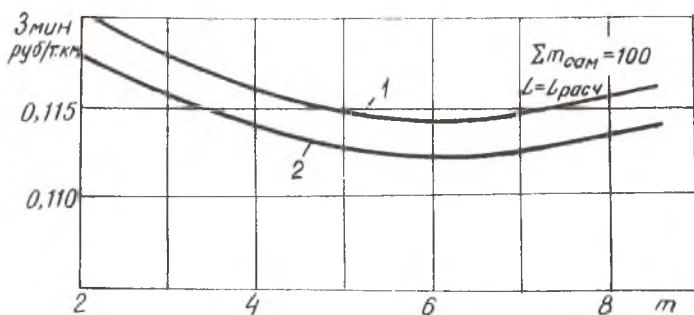
Значение межремонтного  $\tau_{дв}$  и общетехнического  $\tau_{дву}$  ресурса для всех сравниваемых вариантов двигателей приняты соответственно общими и разными 2000 и 8000 ч при 3-х капитальных ремонтах ( $n_p = 3$ ).

В нашем примере сравнительная оценка двигателей производилась в точке расчетной дальности полета  $L = L_{расч} = 2336$  км и общей для всех вариантов.

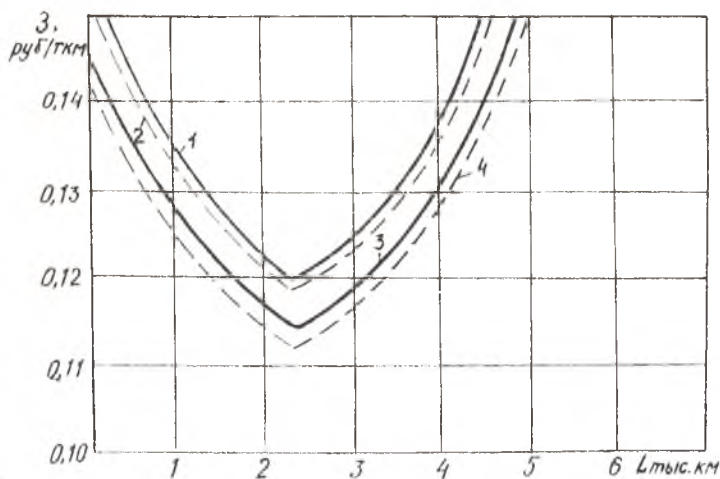
Расчет ведется по формуле (3.15).

На рис. П.1 показана динамика изменения показателя приведенных затрат, где через (З т·км) обозначается значение величины приведенных затрат на 1 т·км в точке расчетной дальности, в которой эти приведенные затраты обращаются в минимум по степени двухконтурности.

Как видно из графика (рис. П.1), оптимальное с экономической точки зрения значение двухконтурности для рассматриваемых типов двигателей лежит в области значений  $m = 5 - 6$ . Поэтому вариант С, у которого  $m = 6$ , является наилучшим двигателем с наибольшей экономической эффективностью.



Р и с. П1. Динамика показателя  $Z_{\text{т.км}}$  (минимум): 1 —  $\tau_1 = 500$ ,  $\tau_2 = 2000$ ,  $\tau_{\Sigma_1} = 1500$ ,  $\tau_{\Sigma_2} = 6000$ ; 2 —  $\tau_1 = \tau_2 = 2000$ ,  $\tau_{\Sigma_1} = \tau_{\Sigma_2} = 8000$



Р и с. П2. Динамика показателя  $Z_{\text{т.км}}$ : 1 и 3 с учетом затрат на разработку двигателей; 2 и 4 — без учета затрат на разработку двигателей

На рис. П2 показана динамика изменения показателя (З т·км) как функции дальности  $L$  для двух вариантов двигателей А и С. Из графика (кривые 1 и 3) следует, что вариант С (двигатель с  $m = 6$ ) во всем диапазоне дальностей обеспечивает значительное экономическое преимущество по сравнению с вариантом А (базовый двигатель с  $m = 2,3$ ).

### Приложение 3

## ПОНЯТИЕ О НЕКОТОРЫХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ САМОЛЕТА

Основными летно-техническими характеристиками пилотируемых летательных аппаратов являются скорость, высота, маневренность, дальность полета, грузоподъемность и др.

**Скорость максимальная** — скорость равномерного прямолинейного горизонтального полета при работе двигателя с наибольшей разрешаемой тягой (мощностью) и нагрузкой самолета, которые обусловлены техническими требованиями к самолету и двигателю.

Величина максимальной скорости для данной высоты полета определяется графически по кривым Жуковского или по формулам:

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{150 N_p}{c_x \rho_n S}}, \quad \text{км/ч}$$

или

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2 P_p}{c_x \rho_n S}}, \quad \text{км/ч},$$

где  $N_p$  — располагаемая мощность двигателя, кВт (л. с.);

$\rho_n$  — плотность воздуха, даН  $\text{с}^2/\text{м}^4$ ;

$P_p$  — располагаемая тяга, даН;

$c_x$  — коэффициент лобового сопротивления самолета;

$S$  — площадь крыла,  $\text{м}^2$ .

**Скорость крейсерская** — воздушная скорость горизонтального полета, при которой величина отношения потребной тяги к скорости полета минимальна. На скорости крейсерской военная авиация совершает обычно свои боевые действия, а гражданская — рейсы по маршрутам, трассам. Скорость крейсерская составляет 0,7—0,8 максимальной скорости полета.

**Скорость рейсовая** — средняя скорость полета при наимыгоднейших режимах полета от начала взлета до посадки. В горизонтальном полете рейсовая скорость практически совпадает с крейсерской.

**Высота полета** — расстояние по вертикали от уровня, принятого за нуль отсчета высоты, до летательного аппарата. Высота полета может быть абсолютной (от уровня моря), относительной (от уровня аэродрома) и истинной (от уровня местности, над которой пролетает самолет). Высота полета измеряется барометрическим и радиотехническим способом.

**Потолок самолета** — практически наибольшая высота полета, на которой у самолета имеется наибольшая вертикальная скорость подъема. Обычно за практический потолок самолета принимают такую высоту полета, на которой максимальная вертикальная скорость не меньше 0,5 м/с, а реактивных самолетов — 5 м/с.

**Маневренная скорость** — способность самолета изменять за определенный промежуток времени скорость, высоту и направление полета (совершать эволюции, маневрировать в воздухе). Маневренность самолета представляет

собой совокупность всех возможных для данного самолета движений и зависит от управляемости и устойчивости самолета.

**Грузоподъемность** — способность самолета поднять наибольшую нагрузку, допустимую по условиям прочности для нормальных условий эксплуатации.

**Нагрузка** — вес пассажиров, багажа, грузов, оружия, боеприпасов, бомб, ракет и других расходоуемых и нерасходоуемых грузов.

**Центровка самолета** — положение центра тяжести самолета относительно крыла, указываемое обычно в процентах средней аэродинамической хорды. Процесс определения путем расчета положения центра тяжести самолета по отношению к средней аэродинамической хорде крыла. Процесс определения центра тяжести самолета путем его взвешивания. Диапазон центровок — разность между предельной задней и предельной передней центровками в долях средней аэродинамической хорды. Для обеспечения безопасности полета (устойчивости и управляемости) центр тяжести самолета при различных вариантах загрузки должен всегда находиться в пределах диапазона центровок.

**Дальность полета** зависит от километрового и часового расхода топлива, а также от емкости топливной системы самолета и удельного веса топлива; подсчитывается по следующей формуле:

$$L = \frac{3,6 V G_T}{G_{ТЧ}} \text{ км,}$$

где  $V$  — скорость полета, м/с;

$G_T$  — запас топлива, кг;

$G_{ТЧ}$  — часовой расход топлива, км/ч.

**Техническая дальность** — горизонтальный путь, проходимый самолетом при наборе высоты, горизонтальном полете и планировании до полного нагорания топлива.

$$L_{\text{техн}} = L_{\text{наб}} + L_{\text{Г пол}} + L_{\text{сн}}, \text{ км.}$$

## ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА С РАЗЛИЧНЫМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ

$$L_{\text{пл л, твд}} = 270 K \frac{\eta G_T}{c_p \cdot G}; \quad L_{\text{ПВРД}} = 10,8 K V^2 \frac{G_T}{G},$$

где  $c_p$  — удельный расход топлива;

$\eta$  — коэффициент полезного действия винта;

$G$  — вес (масса) самолета;

$G_T$  — вес (масса) топлива;

$K$  — аэродинамическое качество самолета (у современных самолетов оно равно примерно 12—16);

$V$  — скорость полета самолета (крейсерская).

**Продолжительность полета** — зависит от километрового и часового расхода топлива, а также от емкости топливной системы самолета и удельного веса топлива.

Продолжительность полета самолета с ТРД (ЖРД) подсчитывается по следующей формуле:

$$i = \frac{L}{V} = \frac{K}{c_p} \cdot \frac{G_T}{G} = \frac{G_T}{c_p} P_{\eta} = \frac{G_T}{G_{ТЧ}} (\text{ч}),$$

где  $L$  — дальность полета самолета;

$V$  — крейсерская скорость самолета;

$K$  — аэродинамическое качество самолета.

## УРАВНЕНИЕ ВЕСОВОГО БАЛАНСА САМОЛЁТА

$$G_{\text{взл}} = G_{\text{констр пл}} + G_{\text{с у}} + G_{\text{оборуд}} + G_{\text{снар}} + G_{\text{топл}} + G_{\text{т с}} + G_{\text{груз}}$$

где  $G_{\text{взл}}$  — взлетная масса самолета;

$G_{\text{констр пл}}$  — масса конструкции планера;

$G_{\text{с у}}$  — масса силовой установки;

$G_{\text{оборуд}}$  — масса устанавливаемого на самолете оборудования;

$G_{\text{снар}}$  — масса снаряжения;

$G_{\text{топл}}$  — масса топлива;

$G_{\text{т с}}$  — масса топливной системы;

$G_{\text{груз}}$  — масса груза.

Переход к относительным величинам (деление на величину взлетной массы самолета):

$$1 = \bar{G}_{\text{констр пл}} + \bar{G}_{\text{с у}} + \bar{G}_{\text{оборуд}} + \bar{G}_{\text{снар}} + \bar{G}_{\text{топл}} (1 + q_{\text{т с}}) + \bar{G}_{\text{груз}}$$

где  $q_{\text{т с}}$  — масса топливной системы, отнесенная к массе топлива.

Примерные данные весового баланса современного пассажирского самолета:

$$\bar{G}_{\text{констр пл}} = 0,25 - 0,3$$

$$\bar{G}_{\text{с у}} = 0,12 - 0,2$$

$$\bar{G}_{\text{оборуд}} = 0,11 - 0,12$$

$$\bar{G}_{\text{снар}} = 0,02$$

$$\bar{G}_{\text{топл}} + T_{\text{с}} = 0,3 - 0,35$$

$$\bar{G}_{\text{груз}} = 0,15 - 0,18.$$

$$q_{\text{т с}} = 0,02$$

## ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

**Сухая масса двигателя** — масса двигателя при незаполненных системах топливопитания, смазки, гидравлической, охлаждения и т. д., а также без агрегатов, обслуживающих летательный аппарат (гидравлических и воздушных насосов, электрических генераторов и т. д.).

**Удельная масса двигателя**, приходящаяся на единицу силы тяги или единицу мощности (кВт/л.с.). Чем меньше удельный вес двигателя, тем меньшая часть тяги или мощности затрачивается на его перемещение в полете.

Современные ТРД имеют значения  $\gamma_{\text{дв}} = 0,15 - 0,3$ , даН веса/даН тяги.

**Удельная лобовая тяга или мощность** — отношение тяги или мощности двигателя к его лобовой площади (миделю). Чем больше лобовая тяга (лобовая мощность), тем меньшая часть тяги или мощности затрачивается на преодоление сопротивления, связанного с обтеканием силовой установки. Для современных ТРД с осевыми компрессорами  $P_{\text{лоб}} = 10\,000 - 12\,000$  даН/м<sup>2</sup>.

**Ресурс двигателя** — гарантированная предприятием-изготовителем или ремонтным предприятием суммарная продолжительность работы двигателя (в часах) до очередного ремонта (переборки) при условии выполнения всех установленных инструкций по эксплуатации, ограничений режима, регламентных работ и применения предусмотренных сортов ГСМ. Работа на земле для двигателя, установленного на самолете, засчитывается в ресурс в размере 20% от фактической работы; для двигателей, установленных на вертолетах, работа на земле засчитывается в ресурс 100%.

**Соотношение силы тяги и частоты вращения турбины ТРД.**

Один процент потери числа оборотов в минуту равен приблизительно трем процентам потери силы тяги, точнее: 100% об/мин = 100% силы тяги; 90% об/мин = 75% силы тяги; 80% об/мин = 50% силы тяги.

**Тепловой баланс двигателя** показывает распределение тепла, внесенного в двигатель с топливом, и эффективность использования тепла в двигателе.

Тепловой баланс ТРД — в полезную работу превращается 20—30%; остальная располагаемая энергия переходит в следующие потери: вследствие неполноты выделения тепла 3—4%, тепла с выходящими газами 55—70% и кинетической энергии с выходящими газами 5—10%.

**Управление двигателем** заключается в задании требуемых для полета режимов работы двигателя путем перенастройки системы автоматического регулирования (САР) двигателя от единого рычага управления двигателем (РУД).

**Регулирование двигателя** — поддержание или программное изменение режима работы при измененных внешних условиях (внешних возмущающих воздействиях) и внутренних возмущениях, связанных с изменением геометрии и проточной части распыла и полноты сгорания топлива и т. д. На современных самолетах (ЛА) обеспечивается с помощью САР двигателя. Наряду с регулированием САР обычно выполняют функцию автоматического ограничителя тех параметров, значения которых в процессе автоматического регулирования могут достигнуть величины, опасной для прочности двигателя или устойчивости его работы.

**Удельным расходом топлива турбореактивных двигателей** называют отношение часового расхода топлива к тяге, развиваемой двигателем. Удельный расход характеризует экономичность двигателя: чем меньше удельный расход топлива, тем больше дальность и продолжительность полета при данном запасе топлива.

В настоящее время у ТРД  $c_{e\text{уд}} = 0,7 — 0,9$  даН топл./даН тяги, а у ТРДД с высоконапорными осевыми компрессорами на взлете достигнуты  $c_{e\text{уд}} = 0,6 — 0,75$  даН топл./даН тяги ч.

#### **Характеристики компрессора ВРД**

Каждая пара — рабочее колесо и последующий ряд неподвижных лопаток, служащих для изменения направления потока за рабочим колесом (они называются обычно направляющими), — носит название ступени компрессора. Всего таких ступеней в осевом компрессоре ТРД может быть довольно много — до 15—17 и более. И хотя в каждой отдельной ступени повышение давления воздуха относительно невелико (оно достигается в лучшем случае 30%), на выходе из компрессора давление оказывается весьма высоким, оно повышается в 10—15 раз.

Доказано, что чем больше сжатие воздуха в компрессоре ТРД, тем выше его экономичность, т. е. тем меньше удельный расход топлива на 1 кг развиваемой двигателем реактивной тяги. Однако дело меняется, когда скорость полета значительно превосходит скорость звука. Оказывается, что с увеличением числа ступеней компрессора опасность возникновения помпажа возрастает.

**Тяга ГТД** растет с температурой газов. Сгорание в ГТД имеет целью повысить температуру воздуха, протекающего через двигатель, с тем, чтобы увеличить скорость истечения газов из него и тем самым увеличить развиваемую двигателем тягу. Известно, что скорость истечения газов изменяется при прочих равных условиях пропорционально корню квадратному из температуры. Это значит, что для увеличения скорости истечения вдвое абсолютная температура газов должна возрасти вчетверо. Так как тягу двигателя желательно иметь максимально большую, то, очевидно, и температуру газов следует увеличить насколько это возможно.

При сгорании керосина или бензина в воздухе температура образующихся газов достигает 2000°C. Однако в действительности рабочие газы вынужденно охлаждаются примерно вдвое, иногда еще сильнее.

**Шум и скорость полета.** Меньшие скорости полета требуют уменьшения скорости реактивной струи. Важный практический вывод из скорости реактивной струи заключается в том, что чем меньше скорость полета, тем меньше должна быть и скорость истечения, иначе большая часть кинетической энергии реактивной струи не будет полезно использована. Мало того, потерянная

энергия даже приносит вред, ибо чем больше скорость газов в струе, тем больше шум, производимый двигателем в работе, а проблема шума часто выдвигается едва ли не на первый план.

Указанное выше затруднение преодолевается просто, если воспользоваться схемой турбовинтового двигателя ТВД. Турбина ТВД во всех основных частях не отличается от ТРД. Она приводит во вращение, кроме компрессора, еще и воздушный винт. В связи с этим турбина имеет большее число ступеней, обычно 3—4, а в передней части двигателя устанавливается редуктор, с помощью которого вращение от вала двигателя передается винту с уменьшенным числом оборотов. Выхлопные газы по-прежнему вытекают через реактивное сопло, но их тяга меньше и является лишь добавкой (небольшой) к тяге винта.

**Выгодность двухконтурного РД.** При скорости полета в диапазоне от 0,7 до 1,2 от скорости звука двухконтурные турбовентиляторные двигатели выгоднее ТРД из-за своей большой экономичности, т. е. меньшего удельного расхода топлива, достигающего примерно 0,5—0,6 даН/ч на каждый килограмм тяги и даже меньше, тогда как для лучших ТРД он равен 0,7—0,8 даН/ч на 1 даН тяги. Выгоднее двухконтурные двигатели и в отношении шума, который они создают при работе.

В нашей стране турбовентиляторные двигатели установлены на пассажирских самолетах Ту-154, ИЛ-62, ИЛ-86, Як-42 и др. За рубежом турбовентиляторные двигатели устанавливаются на некоторых пассажирских самолетах вместо стоявших ранее простых ТРД, при этом увеличиваются и дальность беспосадочного полета и полезный груз.

**Газовый «молот» в ГТД.** Газовый поток в ГТД действует не постоянно, непрерывно, а только тогда, когда лопатка в своем вращении проходит мимо канала, образуемого каждым двумя соседними сопловыми лопатками. Ведь из этого канала и рвется наружу стремительный газовый поток, ударяющий затем о рабочую лопатку. Когда вращающаяся лопатка оказывается как бы в тени за сопловой, то на мгновение поток прерывается, чтобы затем с новой силой ударить о лопатку. Такой газовый «молот» переносится лопаткой значительно хуже, чем если бы сила действовала постоянно. Он заставляет лопатку натужно вибрировать, сильно колебаться. Еще худшие условия создаются для лопаток турбины, если газовый поток неравномерен по площади газовой турбины из-за неудовлетворительной работы отдельных форсунок по распылу топлива. Если при этом учесть, что в том температурном диапазоне, в котором приходится работать турбинным лопаткам, повышение рабочей температуры всего на 1° обычно приводит к уменьшению прочности на 1%, то увеличение температуры на 5% сокращает срок службы лопатки в 10 раз.

**Удлинение турбинных лопаток при наработке.** Оказывается, что раскаленная и сильно нагруженная лопатка может оказаться достаточной прочной, т. е. она не оборвется и не сломается при работе и все же будет непригодной для использования. Дело в том, что при длительном и непрерывном воздействии растягивающей силы на лопатку она начинает растягиваться и удлиняться. Причем после снятия нагрузки указанная деформация не исчезнет, удлинение сохранится. Это свойство металла медленно, незаметно удлиняться под действием длительной нагрузки получило наименование ползучести. Особенно сильно ползучесть проявляется при нагреве металла. Вот почему и лопатки турбины постепенно растягиваются по мере того, как двигатель наработывает все больше часов. Опасно ли это? Очень опасно. Прежде всего потому, что для удлинения лопатки нет места.

**Высокотемпературные ТРД.** В последнее время турбинные колеса с лопатками, имеющими воздушное охлаждение, и с такими же сопловыми лопатками уже получили практическое применение. Это позволило создать высокотемпературные ТРД с увеличенной температурой газов перед турбиной до 1000—1100°С и выше. В частности, такие двигатели разработаны и уже эксплуатируются, например, в США, Англии и других странах.

Не менее, если не более важно повышение температуры газов для ТРД и двухконтурного двигателя.

**Сопло Лавала и диффузор.** Соплом называется устройство для разгона газа, а именем Лавала названо потому, что шведский инженер впервые предложил и практически использовал это сопло.

Диффузором называют устройство для торможения газов, т. е. имеющее назначение, обратное назначению сопла.

**Сверхзвуковой хлопок.** Чем больше число  $M$ , тем больше прилегают волновые «усы» к движущемуся телу. Так бывает в случае волн на воде, расходящихся от движущегося катера. Когда такой волновой «ус» от пролетевшего со сверхзвуковой скоростью самолета достигает земли, то в этом месте раздается знакомый уже многим «сверхзвуковой удар» (хлопок), напоминающий выстрел.

**Отличие сверхзвукового заборника.** Если из воздухозаборника двигателя выдвинуть вперед какой-либо заостренный предмет — иглу, конус, клин (это так называемое центральное тело является характерным отличием сверхзвуковых воздухозаборников), как сейчас же на его острие возникнут «сядут» косые скачки уплотнения. Скорость потока за этими скачками, естественно, уменьшится, хотя и останется сверхзвуковой, и тогда уже прямой скачок, возникший непосредственно во входном сечении воздухозаборника, будет гораздо более слабым.

Теория показывает, что такая система скачков «косой плюс прямой» может быть при достаточно большой скорости полета, именно при  $M$  больше 2, значительно выгоднее одного простого прямого скачка.

**Характерная черта сверхзвукового ТРД.** При скорости полета у земли, превышающей скорость звука, максимальное давление воздуха достигает значительной величины. В этих условиях воздухозаборник в состоянии взять на себя значительную часть этой работы, которую обычно в турбореактивном двигателе выполняет компрессор.

В компрессоре давление воздуха повышается обычно примерно в 10 раз, так что в сверхзвуковом полете воздухозаборник уменьшает это потребное увеличение давления всего до 2—3. Это значит, что в сверхзвуковом двигателе компрессор может иметь совсем немного ступеней. Так это и бывает в сверхзвуковых двигателях. Малая степень сжатия — характерная черта компрессора сверхзвукового ТРД.

**Температура воздуха, поступающего в ТРД.** Воздух, выходящий из компрессора ТРД, обладает обычно температурой в 300—400°C и более. Но если скорость полета становится сверхзвуковой, то даже перед компрессором воздух становится горячим в результате сжатия в процессе торможения. Как велика при этом температура воздуха, видно из следующего: при скорости полета у земли, равной звуковой, она достигает примерно 70°C, при вдвое большей — 245°C, а при впятеро большей, чем звуковая, уже примерно 1450°C. Это значит, что при больших сверхзвуковых скоростях полета воздух в компрессоре оказывается почти таким же горячим, как газы перед турбиной обычного ТРД и даже горячее. Поэтому не удивительно, что алюминиевые сплавы уже более не годятся в качестве конструкционного материала для изготовления компрессора.

**Отличие сверхзвуковой струи от дозвуковой.** Характерной особенностью сверхзвуковой реактивной струи является ее неоднородное строение. В отличие от дозвуковой струи в сверхзвуковой всегда можно видеть перемежающиеся ярко светящиеся и более темные пятна, своеобразный огненный пунктир. Его происхождение связано с распространением в сверхзвуковой струе сильных волн давления и разжижения — в зонах повышенного давления повышается и температура газов, отчего они начинают ярче светиться.

**Инверсионные следы-треки.** Каждому приходилось видеть, как высоко летящий самолет перечерчивает небо белой дугой. Сам самолет при этом

бывает часто невидимым — так высоко он летит. Отчего возникает «трек» самолета в воздухе?

В выхлопных газах, вытекающих из самолетного двигателя, содержится значительное количество водяных паров; они образуются в результате сгорания водорода, содержащегося в топливе, на котором работает двигатель. При полете в холодном воздухе больших высот, порядка 8—12 км, эти пары конденсируются.

Конденсируются и те водяные пары, которые содержались в воздухе до полета самолета, — выхлопные газы двигателя создали необходимые для этого «центры конденсации». Вот эти-то капельки воды, а иногда и мельчайшие кристаллики льда, образуют «треки», или, как обычно их называют, инверсионные следы.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Методика (основные положения) определения экономической эффективности использования в народном хозяйстве новой техники, изобретений и рационализаторских предложений. — М.: Экономика, 1977.

2. Саркисян С. А., Старик Д. Э. Экономика авиационной промышленности. — М.: Высшая школа, 1980.

3. Старик Д. Э. Экономика, организация и планирование авиационного производства. — М.: Машиностроение, 1976.

4. Методика определения экономической эффективности транспортных самолетов и уровня их технико-экономического совершенствования. — М.: ГосНИИ ГА СССР, 1975.

5. Бадягин А. А. и др. Проектирование самолетов. — М.: Машиностроение, 1972.

6. Экономика гражданской авиации/Под ред. Н. Н. Громова. — М.: Транспорт, 1975.

7. Вислов И. П. Выбор параметров и характеристик гражданского самолета: Учебное пособие. — Куйбышев: КуАИ, 1976.

8. Егер С. М. Проектирование самолетов. — М.: Машиностроение, 1983.

9. Насыров М. К. Методика выполнения экономической части дипломных проектов по конструкторским темам для двигателей транспортной авиации. — Казань: КАИ, 1972.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

1. Постановка задачи и общий алгоритм выполнения экономической части дипломного проекта . . . . .	3
2. Экономическая оценка двигателя как самостоятельного объекта производства . . . . .	4
2.1. Определение удельной стоимости 1 даН тяги двигателя . . . . .	5
2.2. Определение удельной стоимости 1 даН тяги двигателя в час . . . . .	7
2.3. Определение удельной себестоимости 1 даН тяги двигателя в час . . . . .	8
2.4. Оценка эффективности двигателя по приведенным затратам на 1 даН тяги двигателя в час. . . . .	10
2.5. Оценка экономической эффективности при увеличении ресурса и повышении надежности двигателя . . . . .	11
3. Экономическая оценка двигателя в системе «самолет—двигатель» . . . . .	12
3.1. Определение экономической эффективности двигателя как подсистемы летательного аппарата . . . . .	12
3.2. Приближенный метод экономической оценки двигателя в системе «самолет—двигатель» . . . . .	17
4. Экономическая оценка модернизации газотурбинных двигателей, эксплуатирующихся на летательных аппаратах . . . . .	18
4.1. Конструктивно-технологические изменения . . . . .	18
4.2. Изменение весовых характеристик двигателя и агрегатов . . . . .	20
Приложения . . . . .	23
Приложение 1 . . . . .	23
Приложение 2 . . . . .	36
Приложение 3 . . . . .	40
Литература . . . . .	46

Св. план 1984, поз. 3

*Николай Иванович Моренков*

ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ  
ПРОЕКТОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ  
ДВИГАТЕЛЕЙ САМОЛЕТОВ

Учебное пособие

Редактор М. И. Логунова  
Техн. редактор Н. М. Каленюк  
Корректор Н. С. Куприянова

Сдано в набор 24.05.84 г. Подписано в печать 9.07.84 г. ЕО 00280.  
Формат 60×84 1/16. Бумага писчая.  
Гарнитура литературная. Печать высокая.  
Усл. п. л. 2,9. Уч.-изд. л. 2,95. Т. 500 экз.  
Заказ 523. Цена 10 к.

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

---

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