

I. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД. ТЕЧЕНИЕ ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ В ЭЛЕМЕНТАХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В. Г. Маслов

О ВЫБОРЕ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННОГО ГТД, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ОПТИМАЛЬНОЕ СОЧЕТАНИЕ УДЕЛЬНОГО ВЕСА И УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- $\gamma_{дв}$, γ_N , γ_R — удельный вес ГТД в условиях опыта;
 γ_e — эффективный удельный вес ГТД на летательном аппарате (вместе с потребным для полета топливом);
 $C_{уд}$, C_N , G_R — удельный расход топлива ГТД;
 $G_{дв}$, $G_{ТРДД}$, $G_{ТРД}$, $G_{ТВД}$ — вес ГТД;
 G_0 — взлетный вес летательного аппарата;
 R — реактивная тяга ГТД, газовая постоянная;
 N — мощность ГТД;
 $a_{пр}$ — приведенные затраты на один тонна-километр;
 P — давление;
 T_r — температура газа перед турбиной;
 T_v — температура воздуха перед компрессором;
 L — дальность полета;
 Le — работа на валу ТВД;
 π_k — степень повышения полного давления в компрессоре;
 π_r — степень понижения полного давления в турбине;
 π_v — степень повышения давления от скоростного напора;
 π_c — степень понижения давления в выходном сопле ГТД;
 σ — коэффициент восстановления полного давления;
 H_u — низшая теплота сгорания топлива;
 ξ — коэффициент полноты сгорания;
 η — коэффициент полезного действия (к. п. д.);
 c_p — теплоемкость при постоянном давлении;
 k — показатель адиабаты;
 γ — коэффициент изменения расхода воздуха в сечении перед турбиной;
 H — высота полета;
 V — скорость;
 $ВСУ$ — вспомогательная силовая установка.
 $a_{пр}$ — приведенные затраты на один тонна-километр.

ИНДЕКСЫ

- * — заторможенный;
- p — расчетный;
- ср — средний;
- крес — крейсерский;
- г — газ;
- В — воздух;
- R — отнесенный к тяге;
- N — отнесенный к мощности;
- e — эффективный;
- ад — адиабатный;
- м — механический;
- тк — турбокомпрессор;
- к — компрессор;
- т — турбина;
- топ — топливо;
- к.с — камера сгорания;
- вх — входной канал;
- ст — ступени;
- тс — топливная система;
- су — силовая установка;
- сж — сжатие.

Эффективность летательных аппаратов в значительной мере зависит от того, насколько оптимальны выбранные параметры двигателя установки. В зависимости от критерия оценки летательного аппарата ему могут больше соответствовать относительно тяжелые двигатели, но с лучшим удельным расходом топлива или наоборот. Непосредственное использование для оптимизации выбираемых параметров ГТД технико-экономических критериев эффективности летательного аппарата затруднительно, так как последние находятся в сложной функциональной зависимости от множества факторов.

Однако в первом приближении критерий для определения оптимального сочетания $\gamma_{\text{ГТД}}$ и $C_{\text{ГТД}}$ при выборе параметров ГТД может быть установлен при анализе некоторых известных соотношений для летательных аппаратов [1], как например

$$\frac{dl}{L} = \frac{G_{\text{ГТД}}}{G_{\text{ГТД}} + 1} \frac{d \cdot G_{\text{ГТД}}}{G_{\text{ГТД}}}$$

где

$$\bar{G}_{\text{ГТД}} = \frac{G_{\text{ГТД}}}{G_0}; \quad \bar{G}_{\text{Двиг}} = \frac{G_{\text{Двиг}}}{G_0}$$

Из этого выражения следует, что с точки зрения дальности полета летательного аппарата важно определенное сочетание относительного веса двигателя и относительного (в требуемом количестве) топлива, зависящего от характеристик двигателя и дальности полета. Очевидно, что эти же два фактора будут основополагающими и при неизменной дальности полета, так как они непосредственно влияют на величину коммерческой нагрузки, а следовательно, и на себестоимость тонна-километра.

Применительно к выбору параметров ГТД для летательного аппарата с заданной длительностью полета наилучшему сочетанию $\gamma_{дв}$ и $C_{уд}$ должен соответствовать минимум следующего критерия:

$$\gamma_{e(R)} = \frac{K_{cy} G_{дв} + G_{топ} \bar{G}_{т.с}}{R} = K_{cy} (\gamma_R + C_R \tau)$$

или

$$\gamma_{e(N)} = \frac{K_{cy} \cdot G_{дв} + G_{топ} \cdot \bar{G}_{т.с}}{N} = K_{cy} (\gamma_N + C_N \tau),$$

где $G_{топ}$ — количество топлива, потребное для одного двигателя при заданной длительности полета;

R — крейсерская тяга одного двигателя;

N — крейсерская мощность одного двигателя;

τ — эквивалентное время рейса в часах

$$\tau = \frac{\bar{G}_{т.с}}{K_{cy}} \cdot \frac{\sum_{i=1}^n G_{т.с} t_i}{\bar{G}_{т.с \text{ крейс}}} = \frac{G_{т.ср}}{G_{т.с \text{ крейс}}} \cdot \frac{\bar{G}_{т.с}}{K_{cy}} \cdot \sum_{i=1}^n t_i;$$

t_i — время полета на характерных участках траектории полета (набор высоты, крейсерский полет и т. п.),

n — число характерных участков.

Вычисленная таким образом величина γ_e характеризует эффективный удельный вес двигателя летательного аппарата (вместе с потребным для полета топливом). Оптимальным для заданной длительности полета τ будет такое сочетание выбранных параметров ГТД (π_k , T_r^* , η и др.), при котором величина γ_e получается минимальной. В предельных случаях минимум γ_e или совпадает с минимумом $\gamma_{дв}$ ($\tau \rightarrow 0$), или существенно смещается от него в сторону минимума $C_{уд}$ ($\tau \rightarrow \tau_{max}$).

При параметрических исследованиях проектировщику для использования критерия γ_e необходимо иметь зависимости веса ГТД от важнейших выбираемых параметров: G_v , π_k , T_r^* . Наличие корреляционной зависимости веса ГТД от этих величин отмечается в ряде опубликованных работ [2], [3], [4]. Однако рекомендуемые в них зависимости либо недостаточно обоснованы и точны, либо их нельзя применять в аналитических выражениях. Между тем статистические данные по созданным в мире ГТД, насчитывающим уже несколько сот различных типоразмеров, позволяют установить такие зависимости с необходимой степенью достоверности.

На основе статистических данных ГТД, созданных до 1967 г., уже проводилось исследование [4], в результате которого были найдены специальные поправочные коэффициенты, позволяющие оценивать вес проектируемого двигателя относительно некоторого базового прототипа.

В настоящей работе показана возможность получения аналитических выражений для веса проектируемых ГТД на основе ста-

технических данных по двигателям, созданным в мире до 1974 г. [5, 6, 7].

На основе теории подобия относительное изменение веса турбокомпрессора ГТД может быть записано следующим образом:

$$\frac{G_{\text{ДВ}}}{G_{\text{В0}}} \approx \left(\frac{G_{\text{К1}}}{G_{\text{В0}}} \right)^{m_1} \left(\frac{z_{\text{ТК1}}}{z_{\text{ТК}}} \right)^{m_2},$$

откуда абсолютный вес ГТД $G_{\text{ДВ}} = B_1 \cdot G_{\text{В0}}^{m_1} \cdot z_{\text{ТК}}^{m_2}$,

где $z_{\text{ТК}}$ — число ступеней в турбокомпрессоре ГТД;

m_1 и m_2 — показатели, характеризующие влияние на вес абсолютных размеров ГТД (через величину $G_{\text{В0}}$) и числа ступеней турбокомпрессора $z_{\text{ТК}}$ соответственно.

$$B_1 = B \cdot K_{\text{TГ}},$$

где B — константа, учитывающая состояние технологии производства ГТД и особенности его конструктивной схемы;

$K_{\text{TГ}}$ — поправочный коэффициент, учитывающий влияние на вес температуры $T_{\text{Г}}$ максимального режима

$$K_{\text{TГ}} = [1 + (T_{\text{Г}}^* - T_{\text{Г,баз}}^*) \delta \cdot 10^{-4}], \quad (1)$$

где δ — величина, показывающая, на сколько процентов изменяется вес двигателя при изменении температуры $T_{\text{Г,мах}}^*$ на каждые 100°;

$T_{\text{Г,баз}}^*$ — значение максимальной температуры, принимаемое за начало отсчета коэффициента $K_{\text{TГ}}$ ($K_{\text{TГ,баз}} = 1,0$).

Для турбин и компрессоров число ступеней z приблизительно пропорционально величине теплонерепада, т. е.

$$z_{\text{Т}} = \frac{L_{\text{Т}\Sigma}}{L_{\text{СТ}}} \approx \frac{1 - \frac{1}{k-1}}{1 - \frac{1}{\frac{\pi_{\text{Т}\Sigma}}{R-1}}}, \quad z_{\text{К}} \approx \frac{L_{\text{К}\Sigma}}{L_{\text{СТ}}} \approx \frac{\frac{\pi_{\text{К}\Sigma}}{k-1} - 1}{\frac{\pi_{\text{К}\Sigma}}{R-1} - 1},$$

где L_{Σ} — суммарная работа;

$L_{\text{СТ}}$ — работа ступени.

Учитывая, что в турбокомпрессоре ГТД $\pi_1 = f(\pi_k)$, можно записать

$$\frac{z_{\text{ТК1}}}{z_{\text{ТК2}}} \approx \frac{(\pi_{\text{К1}}^{0,286} - 1)}{(\pi_{\text{К2}}^{0,286} - 1)}.$$

Тогда

$$G_{\text{ДВ}} = B \cdot K_{\text{TГ}} \cdot G_{\text{В0}}^{m_1} (\pi_{\text{К0}}^{0,286} - 1)^{m_2}, \quad (2)$$

где $G_{\text{В0}}$ и $\pi_{\text{К0}}$ — максимальные значения параметров двигателя в САУ при $H=0$, $v=0$.

Для обоснования выбора величин m_1 и m_2 представим их следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} m_1 &= m_B \cdot \alpha \\ m_2 &= m_{сж} \cdot \beta \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где m_B и $m_{сж}$ — предельные значения показателей, которые можно обосновать теоретическим путем, а α и β — поправочные коэффициенты, получаемые по статистике созданных ГТД.

Весовой анализ элементов конструкции современных ГТД показывает, что только 60÷70% их веса изменяется пропорционально кубу диаметра, а большая часть остального веса — пропорционально квадрату диаметра [2]. Основываясь на этом, можно получить среднее теоретическое значение $m_B \approx 1,35$. Большие значения m_B для ГТД маловероятны. Что касается показателя $m_{сж}$, то так как влияние π_k сказывается далеко не на всех деталях ГТД, величина $m_{сж}$ будет зависеть от доли веса ступеней турбокомпрессора в общем весе ГТД.

В табл. 1 показано распределение веса по важнейшим элементам современных ГТД и значений $m_{сж}$, соответствующих этому распределению, [2], [7].

Таблица 1

Тип ГТД	Доля веса, %			Величина $m_{сж}$ для ГТД в целом
	Ступени турбокомпрессора ($m_{сж} = 1,0$)	Агрегаты, трубопроводы, системы и т. п. ($m_{сж} = 0$)	Редуктор и остальное ($m_{сж} = 0$)	
ТРД и ТРДД	60÷65	10÷15	20÷30	0,6
ТВД (с редуктором)	45÷50	15÷20	30÷40	0,45
ВСУ	25÷30	40÷45	25÷35	0,25

Однако действительные значения показателей m_1 и m_2 меньше теоретических. Так, конструкторам практически неизвестны случаи, когда бы вес проектируемого ГТД при изменении G_B изменялся сильнее, чем в степени 1,2 (т. е. $m_1 < m_B$). Известно также много примеров, когда изменение π_k не сказывалось на весе ГТД вообще ($m_2 = 0$), что особенно заметно на двигателях с одноступенчатыми турбокомпрессорами.

Существует много противоречивых сведений и о влиянии $T_{г\max}^*$ на вес ГТД. Так, в работе [4] показано, что чистое влияние $T_{г\max}^*$ соответствует $\sim 6\%$ изменения веса на каждые 100° прироста

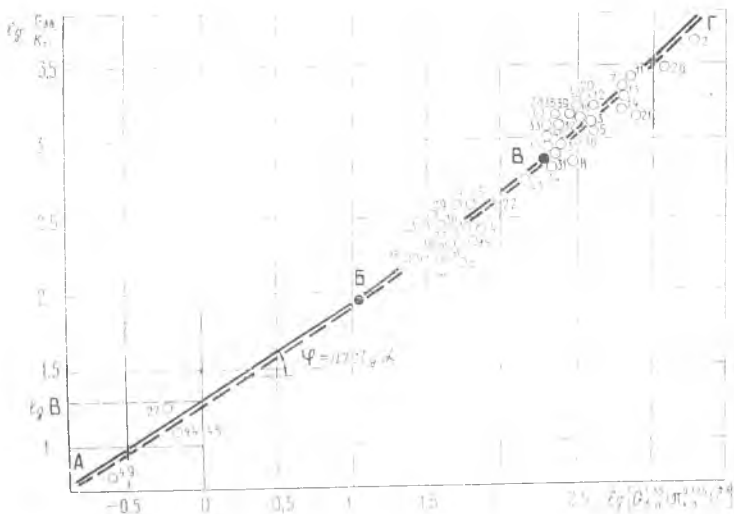


Рис. 1. Статистическая зависимость веса ТРД от приведенного расхода воздуха и степени повышения давления в компрессоре, рассчитанная по уравнению (4):

— — среднестатистическая зависимость; ————— участки с фиксированными значениями показателя степени m_1 при $\alpha=3$; $AB-m_1=0,89$; $BB-m_1=1,0$ $BB-m_1=1,2$

$T_{г, \max}^*$. С другой стороны, там же принимается, что 14° ежегодного прироста $T_{г, \max}^*$ происходит без увеличения веса. По данным же ряда фирм и исследований, ежегодный прирост $T_{г, \max}^*$ у создаваемых ГТД в среднем составляет $14 \div 20^\circ$ [7], [8]. На этом основании можно заключить, что не менее $2/3$ повышения $T_{г, \max}^*$ благодаря прогрессу в конструировании ГТД происходит без какого-либо увеличения веса. С учетом этого, по-видимому, реально принимать в уравнении (1) величину $\delta \leq 2$.

Определить значения α и β в уравнениях (3) можно с помощью статистического анализа данных по существующим ГТД.

На рис. 1 для примера показана статистическая зависимость веса двигателей от $G_{гр}$ и $\pi_{гр}$ для 49 известных ТРД (табл. 2), использующая запись уравнения (2) в логарифмической форме

$$\lg \frac{G_{дв}}{K_{г}} = \lg B + \alpha \lg G_{во}^{m_1} \left(\frac{\pi_{во}^{0,286}}{\pi_{ко}} - 1 \right)^{m_{сж}}, \quad (4)$$

если в первом приближении принять $\alpha = \beta$.

Из рис. 1 видно, что провести прямую ($\alpha = \text{const}$) через разброс точек невозможно и, следовательно, величины m_1 , m_2 и B не являются постоянными. Например, вдоль проведенной кривой значения $\alpha = \text{tg} \varphi$ изменяются от 0,59 до 0,89, оставаясь всегда меньше единицы. Подобные результаты получены и для других типов ГТД.

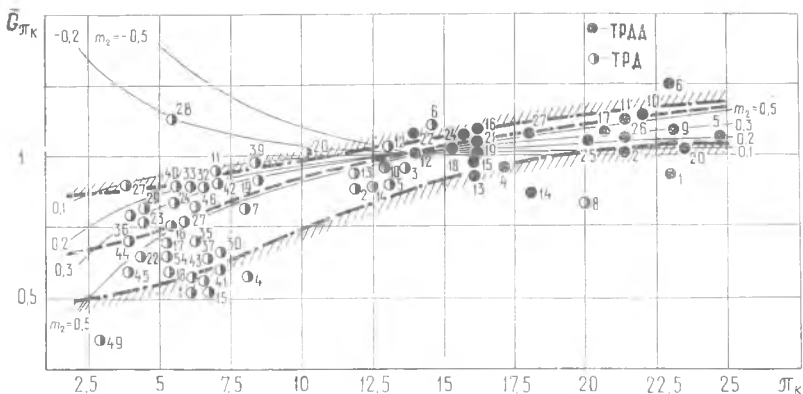


Рис. 2. Статистическая зависимость относительного изменения веса ТРД и ТРДД от степени повышения давления в компрессоре:

- ориентировочные границы основной полосы разброса;
- - - принятая зависимость;
- длины $m_2 = \text{const}$

Аналогичная зависимость была также построена по другому аргументу

$\lg G_{\text{во}}^{m_2} \left(\frac{\pi_{\text{ко}}^{0,286}}{\pi_{\text{к}}} - 1 \right)^2$, однако значения α получились при этом практически те же. Это означает, во-первых, что влияние $\pi_{\text{к}}$ на вес гораздо слабее, чем $G_{\text{во}}$, во-вторых, для большинства ГТД, по-видимому, целесообразно учитывать изменение значений α при $\beta = \text{const}$.

На рис. 2 показано относительное изменение веса только от $\pi_{\text{к}}$ тех же ТРД (табл. 2), а также ТРДД (табл. 3). Здесь

$$\bar{G}_{\pi_{\text{к}}} = \frac{G_{\text{дв}}}{B \cdot K_{\text{тг}} \cdot G_{\text{во}}^{m_1} (\pi_{\text{к. баз}}^{0,286} - 1)^{m_2}} \text{ и принималось } \pi_{\text{к. баз}} = 14.$$

Влияние $G_{\text{во}}$ исключалось с помощью полученных по рис. 1 зависимостей m_1 и B от $G_{\text{во}}$. Из рис. 2 видно, что условие $m_2 = \text{const}$ допустимо лишь при $\pi_{\text{к}} \geq 5 \div 6$, при меньших же значениях $\pi_{\text{к}}$ $m_2 = \text{var}$. Аналогичные выводы получены и для других типов ГТД.

Использование в аналитических выражениях уравнения (2) с переменными m_1 , m_2 и B неудобно. Лучше применять фиксированные значения m_1 , m_2 и B в определенных диапазонах $G_{\text{во}}$ и $\pi_{\text{ро}}$.

Для выявления характерных диапазонов $G_{\text{во}}$ построим статистическую зависимость приведенного относительного веса ГТД от приведенного расхода воздуха, т. е.

$$\bar{q}_{G_{\text{пр}}} = f(G_{\text{во}}),$$

$$\text{где } q_G = \frac{G_{\text{дв}}}{G_{\text{во}}} = B \cdot K_{\text{тг}} \cdot G_{\text{во}}^{m_1 - 1} (\pi_{\text{ко}}^{0,286} - 1)^{m_2}, \quad \bar{q}_G = \frac{q_G}{K_{\text{тг}} (\pi_{\text{к}}^{0,286} - 1)^{m_2}}$$

откуда, принимая за основу, например, величину, q_G ТВД, получаем

$$\bar{q}_{G_{\text{пр}}} = B_{\text{ТВД}} \cdot G_{\text{во}}^{m_1 - 1}. \quad (5)$$

Перечень ГТД, используемых для построения базовых зависимостей на рис 1.2.3

Таблица 2 ГТД			Таблица 3 ГТДД			Таблица 4 Соединительные ГТД			Таблица 5 Вспомогательные ГТД			
№ п/п	Обозначение (структура)	Наименование (структура)	№ Файла (структура)	Наименование (структура)	№ Файла (структура)	Наименование (структура)	№ Файла (структура)	Наименование (структура)	№ Файла (структура)	Наименование (структура)	№ Файла (структура)	Наименование (структура)
1	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	200-815	29	ТЭС-21А	1	150-018	29	Автом-Эк
2	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	ТЭС-87	30	УТЭС-1	2	250-174	30	Турбо-С3
3	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	ТЭС-39	31	ТЭС-У-1	3	250-018	31	Турбо-С4
4	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	ТЭС-39-2	32	ТЭС-У-2	4	250-020	32	Двиг-Т
5	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-200	33	ТЭС-У-3	5	250-018	33	Автом-Э
6	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-8	34	ТЭС-У-4	6	250-018	34	Автом-Э
7	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-23	35	ТЭС-У-5	7	250-018	35	Автом-Э
8	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-200-2	36	ТЭС-У-6	8	250-018	36	Автом-Э
9	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-200-2	37	ТЭС-У-7	9	250-018	37	Автом-Э
10	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-3	38	ТЭС-У-8	10	250-018	38	Автом-Э
11	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-7	39	ТЭС-У-9	11	250-018	39	Автом-Э
12	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-7	40	ТЭС-У-10	12	250-018	40	Автом-Э
13	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-7	41	ТЭС-У-11	13	250-018	41	Автом-Э
14	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-15	42	ТЭС-У-12	14	250-018	42	Автом-Э
15	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-15	43	ТЭС-У-13	15	250-018	43	Автом-Э
16	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-15	44	ТЭС-У-14	16	250-018	44	Автом-Э
17	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-25	45	ТЭС-У-15	17	250-018	45	Автом-Э
18	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-35-2	46	ТЭС-У-16	18	250-018	46	Автом-Э
19	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-35-2	47	ТЭС-У-17	19	250-018	47	Автом-Э
20	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-35-2	48	ТЭС-У-18	20	250-018	48	Автом-Э
21	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-35-2	49	ТЭС-У-19	21	250-018	49	Автом-Э
22	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-75	50	ТЭС-У-20	22	250-018	50	Автом-Э
23	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-75	51	ТЭС-У-21	23	250-018	51	Автом-Э
24	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-75	52	ТЭС-У-22	24	250-018	52	Автом-Э
25	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-75	53	ТЭС-У-23	25	250-018	53	Автом-Э
26	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-75	54	ТЭС-У-24	26	250-018	54	Автом-Э
27	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-75	55	ТЭС-У-25	27	250-018	55	Автом-Э
28	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	СРС-75	56	ТЭС-У-26	28	250-018	56	Автом-Э

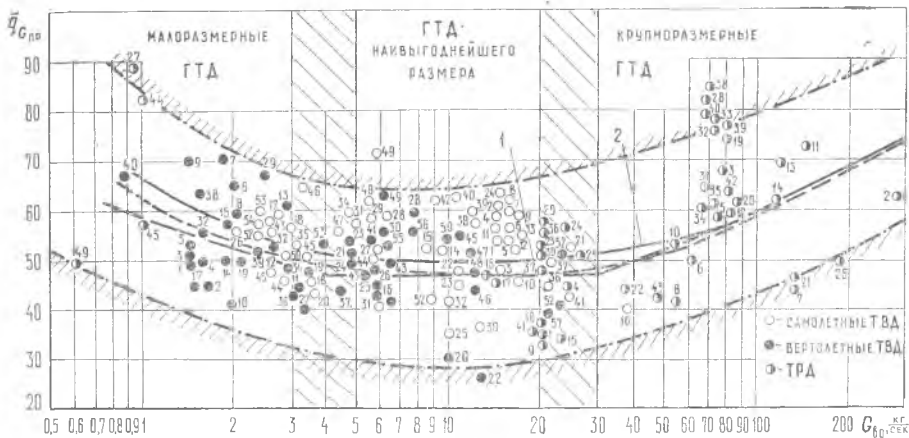


Рис. 3. Статистическая зависимость приведенного относительного веса ГТД от приведенного расхода воздуха:

— ориентировочные границы основной полосы разброса; — — — среднестатистическая кривая; 1 — по уравнению (5) с фиксированными значениями m_2 и B ; 2 — по уравнению (5) с $m_1, m_2, B=f(G_{во})$

На рис. 3 приведена такая зависимость $\bar{q}_{Гпр} = f(G_{во})$, полученная по статистическим данным ГТД (табл. 2, 4, 5) с использованием ранее полученных зависимостей $m_1, m_2, B = f(G_{во}, \pi_{к0})$.

Несмотря на значительный разброс точек, среднестатистическая зависимость удовлетворительно согласуется с полученным уравнением (5). Из рис. 3 видно, что приведенный относительный вес ГТД имеет минимум в диапазоне расходов от $G_{во} = 3 \div 5$ кг/сек до $G_{во} = 30 \div 50$ кг/сек. ГТД такого «наивыгоднейшего» размера имеют наилучшие показатели по весу. Из уравнения (5) следует, что для них может быть принято $m_1 = 1,0$.

Для двигателей меньших размеров ($G_{во} < 3$ кг/сек) характерно возрастание относительного веса при уменьшении размеров двигателя. Очевидно, что для таких малоразмерных ГТД $m_1 < 1,0$. У крупноразмерных ГТД [$G_{во} > (30 \div 50)$ кг/сек], напротив, относительный вес $\bar{q}_{Гпр}$ увеличивается с возрастанием размеров ($m_1 > 1$).

Для выявленных трех характерных диапазонов размеров ГТД на рис. 1 кривая заменена соответствующими прямолинейными участками (АВ, ВВ и ВГ). Аналогичные построения были выполнены и для других типов ГТД. Полученные при этом фиксированные значения m_1, m_2 и B для уравнения (2) приводятся в табл. 6.

Таким образом, для типичного ТРД (при $G_{во} > 50$ кг/сек) уравнение (2) запишется следующим образом:

$$G_{ТРД} = 6,96 \cdot K_{Тр} \cdot G_{во}^{1,2} \sqrt{\pi_{к0}^{0,286} - 1}$$

Таблица 6

π_k	Тип ГТД	$G_{во} < 3 \div 5$ кг/сек			$3 \div 5 < G_{во} < 30 \div 50$			$G_{во} > 30 \div 50$ кг/сек		
		m_1	m_2	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2	B
$\pi_k > 5$	ТРД и ТРДД	0,80	0,5	20,9	1,0	0,5	15,2	1,2	0,5	6,96
	вертолетные ТВД (без редук.)	—	—	—	1,0	0,5	27,5	—	—	—
	вертолетные ТВД с редукт.)	0,80	0,33	60,6	1,0	0,33	47,7	—	—	—
	самолетные ТВД (с редукт.)	0,80	0,33	64,8	1,0	0,33	52	—	—	—
$\pi_k < 5$	ТРД и ТРДД	0,80	0	16,0	1,0	0	11,6	—	—	—
	вертолетные ТВД (с редукт.)	0,80	0	50,6	1,0	0	39,9	—	—	—
	ВСУ	0,80	0	57,1	—	—	—	—	—	—

Для вертолетного ТВД с редуктором (при $G_{во} \approx 10$ кг/сек)

$$G_{ТВД} = 47,7 \cdot K_{ГТД} \cdot G_{во} \cdot \sqrt[3]{\frac{0,86}{\pi_{к0}} - 1}.$$

Для ТРДД по уравнению (2) определяют вес его первого контура $G_{ТРД1}$, а затем полный вес $G_{ТРДД} = G_{ТРД1} \cdot (1 + 0,11 \cdot m_0)$, где m_0 — степень двухконтурности, а выражение в скобках получено по статистическим данным ТРДД (см. табл. 3).

Хотя разброс по весу существующих ГТД относительно выявленных корреляционных зависимостей сравнительно велик ($\sim 67\%$ ГТД имеют разброс в пределах $\pm 15\%$), однако, как показывает анализ, это мало влияет на определение оптимальных зон выбора параметров при проектных исследованиях ГТД.

Используя уравнение (2) и обозначая $\pi_{к0,256} \approx \pi_{к0}^{\frac{1}{256}} = e$, получим, например, для вертолетного ТВД следующее выражение для эффективного удельного веса ГТД на летательном аппарате:

$$\gamma_e = K_{cy} (\gamma_N + C_N \cdot \tau) = K_{cy} \left(\frac{a_1 (e - 1)^{m_2}}{L_p} + \frac{3690 \cdot 75 \cdot q_{top} \cdot \tau}{L_p} \right),$$

$$q_{top} = \frac{0,24 \cdot T_{II}^* \left[\bar{T}_r^* \cdot \bar{v}_r^* - \frac{e_{II} - 1}{\gamma_{к,эл}} - 1 \right]}{II_a \cdot \xi_{кэ}} ;$$

где

$$a_1 = B \cdot K_{T_r} \cdot G_B^{m_1 - 1} \cdot K_0^{m_1}$$

$$K_0 = \bar{q}(\lambda_{вх}) \cdot \frac{1,033}{P_B^*} \cdot \sqrt{\frac{T_B^*}{288}}$$

$$L_e = 0,24 \cdot T_B^* \left[\bar{c}_p \cdot \bar{T}_r^* \cdot \bar{G}_r \cdot \eta_{T,ад}^* \cdot \eta_M \left(1 - \frac{1}{e u_r} \right) - \frac{e-1}{\eta_{к,ад}^*} \right] \approx$$

$$\approx 102,5 T_B^* \left[\bar{c}_p T_r^* \bar{G}_r \cdot \eta_{T,ад}^* \cdot \eta_M \left[\left(1 - \frac{1}{e} \right) - (1 - u_r') \right] - \frac{e-1}{\eta_{к,ад}^*} \right];$$

$$u_r = \left(\frac{\tau_{\sigma} \cdot \tau_{вх} \cdot \tau_{кк}}{\tau_{\sigma}} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}}; \quad u_r' = \psi u_r; \quad \bar{T}_r^* = \frac{T_r^*}{T_B^*}; \quad \bar{c}_p = \left(\frac{c_{p_r}}{c_{p_B}} \right); \quad \bar{G}_r = \nu + q_{\text{топ}}$$

Используя эти формулы, получаем

$$\gamma_0 = \frac{a_0 (e-1)^{m_2} + c_0 \tau (\bar{T}_r^* \cdot \bar{c}_p \cdot \eta_{к,ад}^* - \varphi \cdot e + 1 - \eta_{к,ад}^*)}{b_0 \left(1 - \frac{1}{e} \right) - (e-1) - b_1} \cdot K_{\text{св}}, \quad (6)$$

где

$$a_0 = \frac{a_1 \cdot \eta_{к,ад}^*}{0,24 \cdot T_B^*}; \quad b_0 = \bar{G}_r \cdot \bar{T}_r^* \cdot \bar{c}_p \cdot \eta_{T,ад}^* \cdot \eta_M;$$

$$b_1 = b_0 (1 - u_r'); \quad c_0 = \frac{632 \cdot \nu}{Hu \cdot \xi_{кк}}$$

$$\varphi = \frac{e_{\nu}}{e} \approx 1,11; \quad \bar{c}_p' \approx 1,12; \quad \bar{q}(\lambda_{вх}) \approx 1,04 \div 1,06; \quad \bar{c}_p \approx 1,04$$

В случае $\tau=0$ $\gamma_e = \gamma_N$, оптимизация выбора величин π_k , T_r^* , $\eta_{к,ад}^*$, $\eta_{T,ад}^*$, $\sigma_{к,с}$ и др. будет определяться условием минимума γ_N . Дифференцируя уравнение (6) по e при $\tau=0$ и приравнявая к нулю числитель полученного выражения, получаем после преобразований

$$e^2 + \left(b_0 \cdot e - e^2 - b_1 \cdot \frac{e^2}{e-1} \right) m_2 - b_0 = 0. \quad (7)$$

Аппроксимируя методом наименьших квадратов выражение

$$\frac{e^2}{e-1} \approx 1,84e^2 - 7,35e + 11,35$$

и подставляя его в уравнение (7), получаем

$$e_{\text{опт } \gamma_N} = \frac{-y_1 + \sqrt{y_1^2 + 4x_1 z_1}}{2x_1},$$

$$\text{где } x_1 = \frac{1}{m_2} - 1 - 1,84b_1;$$

$$y_1 = 7,35b_1 + b_0;$$

$$z_1 = 11,35b_1 + \frac{b_0}{m_2}.$$

Оптимизация выбора величин $\pi_{\text{к}}$, $T_{\text{г}}^*$, $\eta_{\text{к.ад}}^*$, $\eta_{\text{т.ад}}^*$, $\tau_{\text{кв}}$ и др. в случае $\tau > 0$ будет определяться условием минимума γ_e при $\tau = \text{const}$. Дифференцируя выражение (6) по e при $\tau = \text{const}$ и приравняв к нулю числитель полученного выражения, получаем после преобразований

$$\frac{1}{\varphi} \cdot m_2 \cdot a_0 (e - 1)^{m_2} (e^2 \cdot x_1 + e y_1 - z_1) - c_0 (e^2 \cdot x_2 - e y_2 + z_2) = 0, \quad (8)$$

$$\text{где } x_2 = b_0 - b_1 - \frac{T_{\text{г}}^*}{\varphi} \cdot c_{\text{р}} \cdot \eta_{\text{к.ад}}^* + \eta_{\text{т.ад}}^*;$$

$$y_2 = 2b_0;$$

$$z_2 = b_0 \cdot \frac{T_{\text{г}}^*}{\varphi} \cdot c_{\text{р}} \cdot \eta_{\text{к.ад}}^* + b_0 - b_1 \cdot \eta_{\text{к.ад}}^*.$$

Чтобы решить уравнение (8), вновь аппроксимируем:

$$(e - 1)^{m_2} \cdot (e^2 \cdot x_1 + e \cdot y_1 - z_1) \approx 2x_1 \cdot e^2 + (1,8y_1 - 2,4 \cdot x_1 + 0,45z_1) e + (0,8x_1 + 1,6y_1 - 0,1z_1). \quad (9)$$

В результате получим

$$e_{\text{опт } \gamma_e} = \frac{-y_3 \pm \sqrt{y_3^2 - 4x_3 z_3}}{2x_3}, \quad (10)$$

$$\text{где } x_3 = \frac{2m_2}{\varphi} a_0 \cdot x_1 - c_0 \cdot \tau \cdot x_2;$$

$$y_3 = \frac{m_2}{\varphi} a_0 (1,8y_1 - 2,4x_1 - 0,45z_1) + c_0 \cdot \tau \cdot y_2;$$

$$z_3 = \frac{m_2}{\varphi} a_0 (0,8x_1 - 1,6y_1 - 0,1z_1) - c_0 \cdot \tau \cdot z_2.$$

Уравнение (9) является осредненным для $m_2 = 0,4$, при точном учете величины m_2 следует применять иное аппроксимирующее решение, при котором

$$x_3 = \frac{m_2}{\varphi} (1,74m_2 + 1,07) x_1 - c_0 \cdot \tau \cdot x_2;$$

$$y_3 = \frac{m_2}{\varphi} a_0 [(1,74 \cdot m_2 + 1,07) y_1 - (3,48m_2 + 0,12) x_1 - (1,05m_2 - 0,05) z_1] + c_0 \cdot \tau \cdot y_2; \quad (11)$$

$$z_3 = \frac{m_2}{\varphi} a_0 [(2,1m_2 - 0,88) z_1 - (3,48m_2 + 0,12) y_1] - c_0 \cdot \tau \cdot z_2.$$

В табл. 7 приводятся значения $\pi_{\text{к,опт}}$, вычисленные по уравнению (10) и полученные в результате расчета зоны минимума γ_e (с отклонением от $\pi_{\text{к,опт}}$ до 0,5%) для вертолета типа Сикорский НН-3Ф с $G_{\text{взл}} \approx 10$ т. При этом проектируемые варианты ТВД имели $N_{\text{е,взл}} = 1500$ л. с. ($G_{\text{взл}} \approx 3 \div 5$ кг/сек), а расчет величины $a_{\text{пр}}$ основывался на методике, описанной в работе [9].

В последнем случае проектные термогазодинамические расчеты вариантов ТВД выполнялись по методике, описанной в работе [10] с помощью ЦВМ БЭСМ-4 при $\eta_{к.ад}^* = 0,855$; $\eta_{т.ад}^* = 0,89$; $\eta_m = 0,98$; $\sigma_{кс} = 0,95$; $\sigma_{вх} = 0,98$; $\tau_c = 1,05$, а при расчете экономических и весовых критериев использовалось уравнение веса (2).

Таблица 7

Длительность полета	$T_{г. \text{ крейс.}}$, °К	$\pi_{к. \text{ опт}}$ при $V = 250 \text{ км/час}$, $H = 1 \text{ км}$		
		по величине $\gamma_e \text{ min}$	по величине $1,005 \Delta p. \text{ min}$	по величине $CN \text{ min}$
$t_{\text{крейс}} = 0,05 \text{ час}$ ($\tau = 0,16$)	1100	5,93	5,3 ÷ 7,9	14,35
	1400	8,40	6,1 ÷ 13,2	28,83
$t_{\text{крейс}} = 2 \text{ час}$ ($\tau = 1,6$)	1100	9,51	7,3 ÷ 9,9	14,35
	1400	16,49	11,5 ÷ 17,1	28,83

Сравнение показывает, что предлагаемая методика позволяет определять с достаточной при параметрических исследованиях ГТД точностью зоны оптимального (по $\gamma_{дв}$ и $C_{уд}$) сочетания выбираемых значений температуры газа перед турбиной, степени повышения давления в компрессоре, к. п. д., потерь в тракте и др. в зависимости от проектной длительности полета летательного аппарата. Из сравнения также следует, что при учете зависимости $\gamma_{дв} = f(\pi_{к}, T_{г}, G_{в})$ оптимальное по экономической эффективности летательных аппаратов сочетание $\gamma_{дв}$ и $G_{уд}$ достигается при значениях $\pi_{к}$ составляющих лишь 50 ÷ 70% от значений $\pi_{к, \text{ опт}}$ по величине $C_{уд \text{ min}}$, соответствующих случаю оптимизации при предпосылке $\gamma_{дв} = \text{const}$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шейнин В. М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. М., Оборонгиз, 1962.
2. Скубачевский Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели. М., «Машиностроение», 1969.
3. Павленко В. Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. М., «Машиностроение», 1972.
4. Gerend R. P., Roundhill I. P. Correlation of gas turbine engine weights and dimensions, «AIAA Paper», 1970, № 669.
5. Wilkinson P. H. Aircraft engines of the world, Washington, USA. 1963—1971.
6. I. W. R. Taylor. Jane's all the World's Aircraft, London, England, 1963—1973.
7. Экспресс-информация «Поршневые и газотурбинные двигатели». ВИНИИИ, 1962—1973.
8. Лок ай В. И. Тенденции развития авиационных ГТД. В сб.: «Газотурбинные и комбинированные установки». М., изд. МВТУ, 1972.

9. Громов Н. Н., Овруцкий Е. А. и др. Экономика воздушного транспорта. М., «Транспорт», 1971.

10. Дорюфеев В. М. и др. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок М., «Машиностроение», 1973.

П. А. Бодров

**О ВЛИЯНИИ КРИТЕРИЕВ
ПОДОБИЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ТВД
НА ВЕЛИЧИНУ ПОПРАВочНЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ
К ФОРМУЛАМ ПРИВЕДЕНИЯ**

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- N_e — мощность двигателя, л. с.;
 L_e — удельная работа;
 G — расход воздуха, газа, топлива, кг/сек, кг/час;
 n — частота вращения ротора, об/мин;
 T, t — температура воздуха, газа, °К, °С;
 P — давление воздуха, газа, кгс/см²;
 π — степень повышения (понижения) полного давления;
 η — коэффициент полезного действия;
 k — показатель адиабаты;
 c_p — удельная изобарная теплоемкость;
 ξ — коэффициент полноты сгорания;
 V — скорость.

ИНДЕКСЫ

- * — полные параметры потока;
ад — адиабатный;
о — параметры, приведенные к стандартным атмосферным условиям (САУ) по формулам теории подобия;
пр — то же, с поправками на реальный процесс в двигателе;
в — воздух;
г — газ, вход в турбину;
к — компрессор, выход из компрессора;
т — турбина, выход из турбины, топливо;
м — механический;
н — сечение невозмущенного потока перед двигателем;
кс — камера сгорания;
288 — параметры, соответствующие температуре $T_n^* = 288,8^\circ\text{К}$,

Экспериментальные исследования характеристик ТВД показывают, что приведенные к САУ по обычным формулам [1] величины основных параметров двигателя не остаются постоянными на подобных режимах при изменении атмосферных условий.