

# И. 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

- $\gamma_{дв}$ ,  $\gamma_N$ ,  $\gamma_R$  — удельный вес ГТД в условиях опыта;  
 $\gamma_e$  — 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;  
 $\pi_k$  — степень повышения полного давления в компрессоре;  
 $\pi_r$  — степень понижения полного давления в турбине;  
 $\pi_v$  — степень повышения давления от скоростного напора;  
 $\pi_c$  — степень понижения давления в выходном сопле ГТД;  
 $\sigma$  — коэффициент восстановления полного давления;  
 $H_u$  — низшая теплота сгорания топлива;  
 $\xi$  — коэффициент полноты сгорания;  
 $\eta$  — коэффициент полезного действия (к. п. д.);  
 $c_p$  — теплоемкость при постоянном давлении;  
 $k$  — показатель адиабаты;  
 $\gamma$  — 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;
- L — 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

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

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

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;

$\tau$  — 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  $\gamma_e$  характеризует эффективный удельный вес двигателя летательного аппарата (вместе с потребным для полета топливом). Оптимальным для заданной длительности полета  $\tau$  будет такое сочетание выбранных параметров ГТД ( $\pi_k$ ,  $T_r^*$ ,  $\eta$  и др.), при котором величина  $\gamma_e$  получается минимальной. В предельных случаях минимум  $\gamma_e$  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  $\gamma_e$  необходимо иметь зависимости веса ГТД от важнейших выбираемых параметров:  $G_v$ ,  $\pi_k$ ,  $T_r^*$ . 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.

$$B_1 = B \cdot K_{\text{ТГ}},$$

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

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

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

где  $\delta$  — 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  $K_{\text{ТГ}}$  ( $K_{\text{ТГ,баз}} = 1,0$ ).

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  $L_{\Sigma}$  — 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

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

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  $\alpha$  и  $\beta$  — 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  $\pi_k$  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  $\pi_k$  не сказывалось на весе ГТД вообще ( $m_2 = 0$ ), что особенно заметно на двигателях с одноступенчатыми турбокомпрессорами.

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

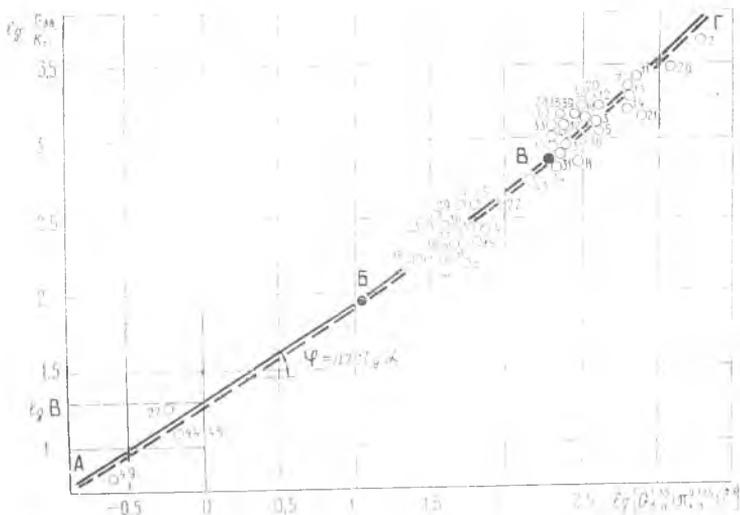


Рис. 1. Статистическая зависимость веса ТРД от приведенного расхода воздуха и степени повышения давления в компрессоре, рассчитанная по уравнению (4):

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

$T_{г, \max}^*$ . С другой стороны, там же принимается, что  $14^\circ$  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  $\alpha$  и  $\beta$  в уравнениях (3) можно с помощью статистического анализа данных по существующим ГТД.

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

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

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.

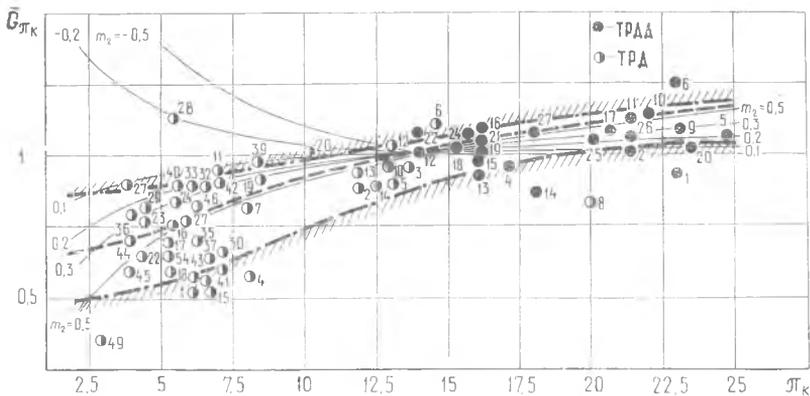


Рис. 2. Статистическая зависимость относительного изменения веса ТРД и ТРДД от степени повышения давления в компрессоре:

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

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  $\alpha$  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  $\alpha$  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  $\pi_{\text{ко}}$ .

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

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

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

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 (структурный)	Наименование (структурный)	№ Файла (структурный)	Наименование (структурный)	№ Файла (структурный)	Наименование (структурный)	№ Файла (структурный)	Наименование (структурный)	№ Файла (структурный)	Наименование (структурный)	№ Файла (структурный)	Наименование (структурный)
1	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	ГАЗПРОМ	ИТЭС-3	1	250-815	29	753-31A	1	150-918	29
2	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	2	756-87	30	474P-1	2	250-174	30
3	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	3	756-818	31	763-У-1	3	250-218	31
4	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	4	501-023	32	755-У-9	4	200-020	32
5	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	5	501-013	33	755-У-3	5	250-018	33
6	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	6	556-815	34	755-У-1	6	500-1	34
7	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	7	756-819	35	И-601-0	7	500-100	35
8	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	8	756-819	36	Тайп-12	8	551-1-27C	36
9	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	9	250-817	37	Тайп-20	9	755-06-1	37
10	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	10	756-81	38	Дарт-12	10	75-217P-942	38
11	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	11	301-010	39	Рис	11	165-314-101	39
12	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	12	250-819	40	Дарт-10	12	716-106	40
13	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	13	756-810W	41	Тайп-51	13	716-102	41
14	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	14	8584-8	42	Дарт-3	14	331-7	42
15	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	15	8584-5	43	Дарт-11	15	311-50	43
16	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	16	Протек/85	44	Алтану-10	16	018-100	44
17	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	17	756-331-25	45	Алтану-10	17	765-1-1	45
18	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	18	756-331-20	46	Алтану-10	18	767-1-1	46
19	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	19	756-331-303	47	Бастур-8C	19	712-1-2	47
20	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	20	756-331-302	48	Бастур-7B	20	755-У-7	48
21	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	21	756-331-301	49	Турбо-50-3	21	755-У-11	49
22	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	22	756-105-10	50	Алтану-10	22	755-У-11	50
23	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	23	756-105-14	51	Р16-1020R	23	753-У-1	51
24	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	24	Милан-504	52	Р16-7P2	24	753-У-9	52
25	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	25	ДВ-721	53	Р16-823	25	753-У-13	53
26	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	26	ИТЭС-8	54	Р16-85	26	753-У-190	54
27	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	27	753-У-75	55	Рис	27	831-360	55
28	СР-200-3	ИТЭС-УС-3	1	Газпром	ИТЭС-3	28	753-У-700	56	Рис	28	Дарт-12	56



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  $m_1, m_2, B=f(G_{Bo})$

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

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  $G_{Bo} = 3 \div 5$  кг/сек до  $G_{Bo} = 30 \div 50$  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 ( $G_{Bo} < 3$  кг/сек) характерно возрастание относительного веса при уменьшении размеров двигателя. Очевидно, что для таких малоразмерных ГТД  $m_1 < 1,0$ . У крупноразмерных ГТД [ $G_{Bo} > (30 \div 50)$  кг/сек], напротив, относительный вес  $\bar{q}_{ГТД}$  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  $G_{Bo} > 50$  кг/сек) уравнение (2) запишется следующим образом:

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

Таблица 6

$\pi_k$	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:

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

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

где

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

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

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

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

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

Используя эти формулы, получаем

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

где

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

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

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

В случае  $\tau=0$   $\gamma_e = \gamma_N$ , оптимизация выбора величин  $\pi_k$ ,  $T_r^*$ ,  $\eta_{к,ад}^*$ ,  $\eta_{T,ад}^*$ ,  $\sigma_{к,с}$  и др. будет определяться условием минимума  $\gamma_N$ . 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  $\gamma_e$  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  $\gamma_e$  (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 $\zeta_e \text{ min}$	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 предположении  $\gamma_{дв} = \text{const}$ .

#### 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». ВИНИТИ, 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/см<sup>2</sup>;  
 $\pi$  — степень повышения (понижения) полного давления;  
 $\eta$  — коэффициент полезного действия;  
 $k$  — показатель адиабаты;  
 $c_p$  — удельная изобарная теплоемкость;  
 $\xi$  — 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.