

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ МАССЫ АВИАЦИОННЫХ ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Григорьев В.А.<sup>\*</sup>, Рызыванов И.П.<sup>\*\*</sup>, Загребельный А.О.<sup>\*\*\*</sup>

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,  
Самарский университет, Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

*\* e-mail: grigva47@gmail.com*

*\*\* e-mail: iryzyvanov@gmail.com*

*\*\*\* e-mail: zao\_sam156@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 27.01.2020

Представлена усовершенствованная параметрическая модель массы авиационных турбовинтовых двигателей, применяемая в задаче оптимизации параметров рабочего процесса турбовинтового двигателя на этапе начального проектирования. В отличие от традиционного рассмотрения, турбовинтовой двигатель (ТВД) представляется в виде массы собственно двигателя и массы редуктора (которая не зависит от параметров рабочего процесса). Данная модель основана на обобщении статистических данных существующих турбовинтовых двигателей и отражает общие закономерности зависимости массы двигателя от параметров рабочего процесса. Определение массы турбовинтового двигателя на этапе начального проектирования позволяет разработчику оценить массу силовой установки. В статье предложено рассматривать коэффициенты в модели массы как функции от параметров рабочего процесса. Такой подход позволяет более точно определить массу ТВД на начальном этапе проектирования.

*Ключевые слова:* начальное проектирование ТВД, модель массы ТВД, масса авиационной силовой установки, летательный аппарат.

### Введение

Интерес к применению турбовинтовых двигателей (ТВД) в авиации исторически повышался дважды. Первый период, достаточно продолжительный, приходящийся на 50-е и первую половину 60-х годов, связан с тем, что с помощью ТВД авиация смогла решить проблему транспортных и пассажирских перевозок при приемлемых значениях производительности. Однако успехи, достигнутые в разработке двухконтурных двигателей (ТРДД), и низкие цены на топливо сделали именно их лидерами авиации вплоть до настоящего времени.

В связи с возникшим в конце 60-х—начале 70-х годов топливно-энергетическим кризисом вновь значительно усилился интерес к турбовинтовым двигателям. В результате были разработаны проекты нового поколения ТВД — турбовинтотентильаторные ГТД (ТВВД). Два таких двигателя, Д-27 и GE36, дошли до стадии летных испытаний.

Однако доведения этих двигателей и тем более целой линейки ТВВД до серийного производства так и не случилось. Главным образом это связано с увеличенными рисками в производстве и в эксплуатации.

В настоящее время ТВД применяются на тяжелых самолетах (Ту-95, Ан-22 и др.), средних транспортных (С-130, Ан-70 и т. д.), самолетах местных авиалиний (Ан-24, Ил-114 и т.д.), на небольших административных самолетах (2...5-местных) и в авиации общего назначения.

Создание новых проектов как полноразмерных, так и особенно малоразмерных ТВД связано с необходимостью разработки нового методического обеспечения [1]. Как показано в работе [2], выбор рациональных значений параметров рабочего процесса основывается на создании адекватных теоретических моделей протекания удельного расхода топлива ( $C_{уд}$ ,  $C_3$ ,  $C_6$ ) и массы силовой установки (СУ) при изменении парамет-

ров рабочего процесса (степени повышения давления в компрессоре  $\pi_k^*$ , температуры газа перед турбиной  $T_T^*$ , степени понижения давления в выходящем устройстве  $\pi_c$ ). И если зависимости  $C_{уд}$ ,  $C_\Omega = f(\pi_k^*, T_T^*, \pi_c)$  хорошо известны и обладают высокой точностью, то модели массы СУ с ТВД  $M_{СУ}$  обычно имеют статистическую основу и, как следствие, невысокую точность. Такие зависимости, как и большинство похожих моделей, опосредованы на множестве конструктивных решений и имеют корреляционный характер. Однако их ценность заключается в том, что они дают априорную информацию, накопленную на базе предшествующего опыта конструирования, и позволяют на этой основе развить методы прогнозирования массы авиационных ГТД и ее зависимостей для создаваемых ГТД [2–11].

Масса СУ с ТВД весьма значительна, так как в ее состав входят такие элементы, как масса редуктора и воздушных винтов, составляющие почти 50...60% общей массы СУ. В 70-е годы были созданы модели массы СУ, которые позволяют при оптимизационных расчетах учесть тот факт, что масса редуктора и воздушных винтов не зависит от параметров рабочего процесса  $\pi_k^*$ ,  $T_T^*$  [2, 12] и определяется главным образом заметной зависимостью от величины  $\pi_c$ .

Одним из основных требований, предъявляемых к математической модели массы ГТД на стадии параметрических исследований, является правильное отражение физической картины влияния оптимизируемых параметров рабочего процесса двигателя на его массу.

Используемые теоретические модели массы ТВД базируются на параметрической зависимости, имеющей единую структуру [12]:

$$M_{ТВД} = B G_B^{m_1} (\pi_k^{*0,286} - 1)^{m_2} k_{T_T} k_c k_{рес}. \quad (1)$$

Константа  $B$  характеризует осредненные показатели предела технологического уровня ГТД, коэффициент  $m_1$  отражает зависимость массы ТВД от расхода воздуха, коэффициент  $m_2$  показывает, как меняется масса двигателя при изменении степени повышения давления в компрессоре. Стоит отметить, что в данной зависимости коэффициенты  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$  подобраны таким образом, что включают в ТВД массу редуктора, что в

типичных диапазонах изменения анализируемых параметров  $\pi_k^*$ ,  $T_T^*$ ,  $\pi_c$  может приводить к завышенной погрешности, так как масса редуктора не зависит от  $\pi_k^*$ ,  $T_T^*$ ,  $\pi_c$ , а это в свою очередь уменьшает точность данной модели. Если эту массу выделить отдельно, то

$$M_{ТВД} = M_{ГТД} + M_{ред}. \quad (2)$$

Массу ГТД в этом случае можно определить по зависимости (1), при этом коэффициенты  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$  можно принять по рекомендации [2] для вертолетных ГТД СТ без редуктора.

Массу редуктора по рекомендации [1] можно определить:

$$M_{ред} = A \frac{N_{В\max}}{n_B} \left( 1 + \frac{1}{i_{ред}} \right) k_{рес}, \quad (3)$$

где  $N_{В\max} \approx 0,9 \dots 0,95 N_{\Omega\max}$ ;

$n_B$  — частота вращения воздушного винта;

$i_{ред}$  — передаточное число редуктора,  $i_{ред} = 10 \dots 16$ ;

$A \approx 60$  для современных редукторов;  $A \approx 56$  для перспективных редукторов.

Для совершенствования параметрической модели массы был проведен поиск опубликованных значений основных параметров, включая год сертификации, для ТВД [13–20], эти данные приведены в табл. 1, где присутствует масса  $M_{ГТД\text{ факт}}$ , равная массе ТВД с вычетом массы редуктора (масса редуктора определялась согласно формуле (3)).

Используя найденные статистические данные, первоначально коэффициенты  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$  подбирались исходя из следующего условия:

$$f(M_{ГТД\text{ факт}}, G_B, \pi_k^*, T_T^*, k_c, B, m_1, m_2) = |M_{ГТД\text{ факт}} - M_{ГТД\text{ расч}}| = 0. \quad (4)$$

В результате оптимизации были получены значения параметров  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$ , при которых масса ГТД стремилась к  $M_{ГТД\text{ факт}}$ . Используя значения  $m_1$ ,  $m_2$ , можно сформулировать их зависимость от параметров  $m_1 = f(G_B)$ ,  $m_2 = f(\pi_k^*)$  (рис. 1, 2) путем аппроксимации массива данных. Как видно из данных рисунков, полученные зависимости имеют неприемлемое значение достоверности аппроксимации  $R^2$ , что в свою очередь не обеспечивает требуемой точности модели  $M_{ТВД}$ .

Таблица 1

Основные технические данные ТВД ( $H=0$ ;  $V=0$ )

№	ГТД	$M_{\text{ТВД}}$ , кг	$M_{\text{ГТД факт}}$ , кг	$M_{\text{ред}}$ , кг	$G_{\text{в}}$ , кг/с	$\pi_{\text{к}}^*$	$T_{\text{Г}}^*$ , К	Год сертификации	$N_3$ , кВт
1	ТРЕ331-1	152	108	44	2,81	8,34	1278	1967	496
2	ТРЕ331-2	152	107	45	2,81	8,54	1278	1967	533
3	ТРЕ331-8	168	117	51	2,6	10,8	1278	1976	645
4	РТ6А-50	263	186	77	3,9	8,6	1423	1976	863
5	ЛТР101-600	152	108	44	2,27	8,5	1313	1976	456
6	ТРЕ331-9	168	117	51	2,6	10,8	1278	1977	645
7	ТВД-10Б	225	157	68	4,58	7,4	1160	1978	706,08
8	ТРЕ331-11	182	127	55	3	10,8	1278	1979	746
9	ЛТР101-700А-1	145	102	43	2,27	8,6	1313	1980	551,6
10	СТ7-5	307	218	89	3,48	18	1473	1983	1213
11	СТ7-5А	349	242	107	4,5	18	1473	1983	1276
12	PW120	417,8	295	123	7,71	15	1490	1983	1471
13	СТ7-7Е	307	215	92	4,5	18	1473	1984	1249,5
14	ТРЕ331-14	251	174	77	5,17	10,8	1278	1984	919
15	ТРЕ331-15	259	183	76	5,17	10,8	1278	1984	1213
16	PW124	481	344	137	6,38	14,1	1366	1988	1853
17	ТРФ351-20	347	247	100	6,3	13,3	1078	1990	1120
18	ТВ7-117С	570	405	165	8,7	16	1525	1991	1838,8
19	ТВД-1500Б	240	169	71	4,4	14,4	1540	1992	956,15
20	ТВ3-117ВМА-СБМ	570	394	176	9,3	10	1293	1997	1840
21	ТВ7-117СД	530	370	160	9,2	17	1530	1997	2059,4
22	ВК-1500С	340	235	105	7,3	7,4	1187	1999	1104
23	ТВД-20М	240	166	74	5,9	9	1160	1995	1066,5

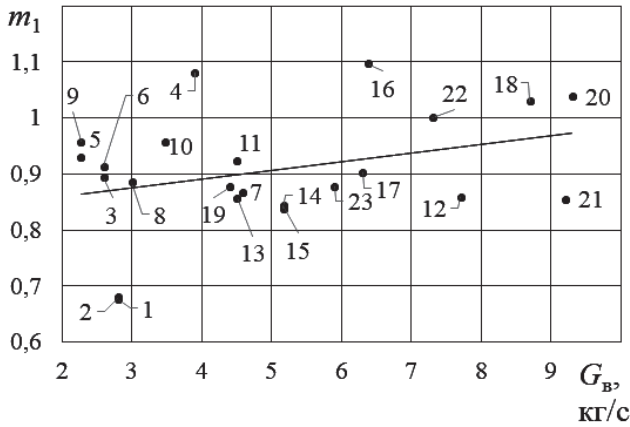
На следующем этапе для каждого двигателя значения  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$  корректировались таким образом, чтобы значения  $R^2$  линейных зависимостей  $m_1 = f(G_{\text{в}})$ ,  $m_2 = f(\pi_{\text{к}}^*)$  были более 0,95. Значения коэффициента  $B$  подбирались исходя из условия обеспечения совершенствуемой модели минимальной погрешности и были получены в диапазоне 38...42.

Результат корректировки коэффициентов  $m_1$ ,  $m_2$  приведен на рис. 3 и 4.

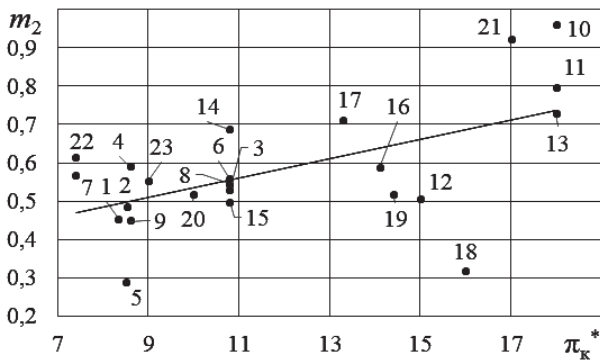
Получены линейные зависимости коэффициентов:

$$m_1 = 0,0310 G_{\text{в}} + 0,7221; \quad (5)$$

$$m_2 = 0,0322 \pi_{\text{к}}^* + 0,1915. \quad (6)$$



а)



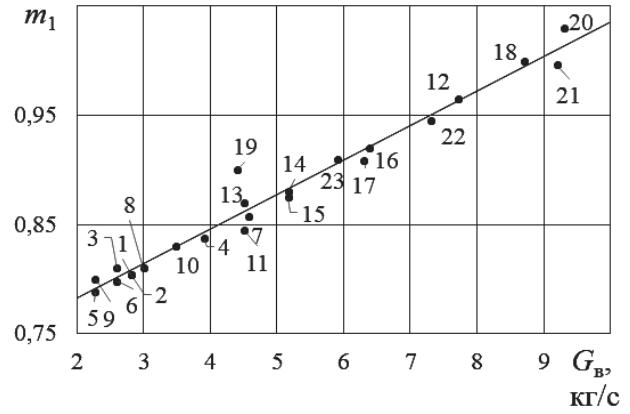
б)

Рис. 1. Зависимости  $m_1$  от расхода воздуха: а — полученная зависимость ( $R^2 = 0,11$ ); б — уточненная зависимость ( $m_1 = 0,031 G_B + 0,7221$ ;  $R^2 = 0,95$ )

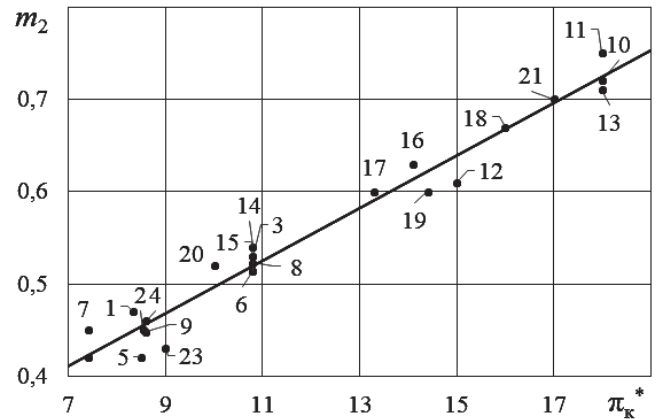
Так как найти зависимость коэффициента  $B$  от какого-то конкретного параметра затруднительно, значение  $B$  было выбрано равным 40, как среднее арифметическое значение для массива данных коэффициента  $B$ , полученного для каждого из используемых ТВД.

Перед уточнением  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$  следует уточнить значение двух коэффициентов: коэффициента изменения массы за счет системы охлаждения деталей горячей части  $k_{T_r}$  и коэффициента совершенствования массы ГТД по годам  $k_c$ . Методология такого уточнения применительно к вертолетным двигателям приведена в [21, 22].

Обычно, начиная с температуры  $T_r^* = 1250$  К, возникает необходимость использовать охлаждаемые турбины, что ведет к увеличению массы системы охлаждения и соответственно росту массы ГТД (каналы подвода охлаждающего воздуха, патрубки, покрывные диски, двухслойная конструкция корпуса турбины, система лабиринтных уплотнений, сопловые подкручивающие решетки/закручивающий аппарат, теплоизоляция, уплотнения, система управления).



а)



б)

Рис. 2. Зависимости  $m_2$  от степени повышения давления в компрессоре: а — полученная зависимость ( $R^2 = 0,31$ ); б — уточненная зависимость ( $m_2 = 0,0322 \pi_k^* + 0,1915$ ;  $R^2 = 0,96$ )

Коэффициент, который учитывал бы влияние температуры  $T_r^*$  на массу двигателя, был предложен В.Г. Масловым в [12]:

$$k_{T_r} = 1 + 0,0002(T_r^* - 1200). \quad (7)$$

При этом следует учесть, что база двигателей для определения коэффициента  $k_{T_r}$  включала в себя двигатели до 1975 года выпуска. Для уточнения коэффициента  $k_{T_r}$  было проделано исследование аналогично [21], но для ТВД.

Были построены две модели колеса турбины в САД-системе NX и перенесены в САЕ-систему Ansys. Был проведен расчет коэффициента запаса прочности с учетом влияния центробежной нагрузки и температуры, далее было проведено сравнение рассчитанного значения коэффициента запаса прочности с значением, рекомендованным ЦИАМ.

В качестве исходных значений для исследования этих моделей была задана частота вращения

21000 мин<sup>-1</sup> и температура 1200 К. Далее изменялась температура в диапазоне 1200...1800 К, из-за чего уменьшался коэффициент запаса прочности, и соответственно возникла потребность добавления узлов, отвечающих за охлаждение турбины. Фиксируя рост массы за счет добавления элементов системы охлаждения при возрастании  $T_{\Gamma}^*$ , определялась зависимость коэффициента  $k_{T\Gamma} = f(T_{\Gamma}^*)$ . Она представлена в виде:

$$k_{T\Gamma} = 0,8039 + 2 \cdot 10^{-4} T_{\Gamma}^*, \quad (8)$$

Уточненный коэффициент по сравнению с  $k_{T\Gamma}$  [10] имеет более пологий характер (рис. 3), что можно объяснить прогрессом в конструктивном совершенстве систем охлаждения по сравнению с 1975 годом.

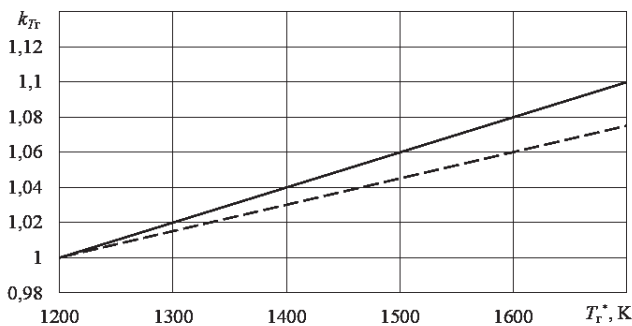


Рис. 3. Совершенствование коэффициента  $k_{T\Gamma}$ : (—) — модель  $k_{T\Gamma}$  по данным ГТД до 1975 года; (---) — уточненный коэффициент  $k_{T\Gamma}$

Коэффициент  $k_c$  характеризует совершенствование массы двигателя внедрением конструктивно-технологических решений (зависит во многом от года сертификации проектируемого ГТД).

Данный коэффициент, как и прочие в этой модели, основан на анализе статистических данных, созданных ГТД, при этом для  $k_c$  предыдущей модели статистическая база данных принималась за 1980 год. Для формирования облика рабочего процесса по системным критериям, в связи с появлением новых вариантов двигателей, необходимо периодическое уточнение  $k_c$ . В данной работе коэффициент  $k_c$  был актуализирован, для ТВД после 1985 года выпуска — путем аппроксимации интегральных количественных значений  $\bar{k}_c$ , которые для каждого двигателя определялись как

$$\bar{k}_c = \frac{(M_{\text{дв}} / N_{\text{э}})_{\text{ГТД}}}{(M_{\text{дв}} / N_{\text{э}})_{\text{базовый ГТД}}}. \quad (9)$$

За базовый вариант ТВД был принят двигатель ВК-1500С, с годом сертификации 1999.

В результате аппроксимации полученных значений  $\bar{k}_c$  (рис. 4) коэффициент  $k_c$  для современных ТВД можно представить как

$$k_c = 18,7911 - 2 \cdot 10^{-4} t_{\text{год}}^2 - 87 \cdot 10^{-4} t_{\text{год}}, \quad (10)$$

где  $t_{\text{год}}$  — год начала серийного выпуска ТВД.

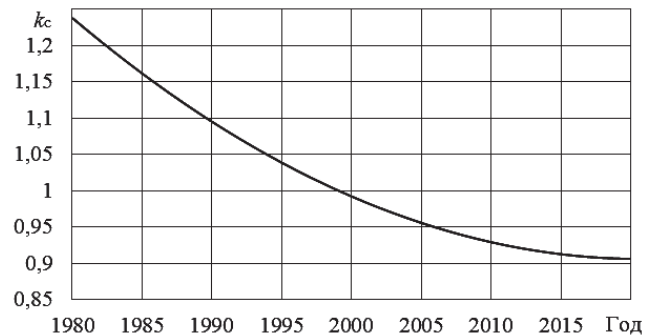


Рис. 4. Изменение коэффициента  $k_c$  в зависимости от года сертификации двигателя

Применение полученной зависимости коэффициента  $k_c$  в модели массы ТВД (3) уже на этапе начального проектирования позволяет повысить объективность принимаемых проектных решений, в том числе с учетом неопределенности исходных данных [22].

По полученному значению коэффициента  $B$  и уравнениям коэффициентов  $m_1$ ,  $m_2$ ,  $k_{T\Gamma}$ ,  $k_c$  был произведен расчет массы ТВД. Результаты расчета приведены в табл. 2.

Результаты уточнения коэффициентов  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$ ,  $k_{T\Gamma}$  в модели массы самолетных ТВД (1) представлены в табл. 3.

Среднее квадратичное отклонение погрешности рассматриваемой модели равно 10%. Однако, как отмечается в [3], ценность таких моделей заключается в том, что они позволяют получить априорную информацию на основе опыта предшествующего проектирования и развить на этой базе методы примерной оценки массы. При этом важным фактором является не точность определения массы, а адекватность протекания зависимостей массы двигателя от оптимизируемых параметров.

## Выводы

В результате проделанной работы была усовершенствована параметрическая модель массы авиационного ТВД. Для этого масса редуктора была выделена из массы ТВД и определены функцио-

Таблица 2

## Сравнение фактической и полученной массы

№	ГТД	$M_{\text{ГТД факт}}, \text{ кг}$	$M_{\text{ГТД расч}}, \text{ кг}$	$\sigma, \%$
1	ТРЕ331-1	152	167	10
2	ТРЕ331-2	152	164	8
3	ТРЕ331-8	168	156	7
4	РТ6А-50	263	225	14
5	ЛТР101-600	152	133	13
6	ТРЕ331-9	168	155	8
7	ТВД-10Б	225	227	1
8	ТРЕ331-11	182	171	6
9	ЛТР101-700А-1	145	128	12
10	СТ7-5	307	249	19
11	СТ7-5А	349	313	10
12	PW120	417,8	490	17
13	СТ7-7Е	307	296	3
14	ТРЕ331-14	251	266	3
15	ТРЕ331-15	259	396	18
16	PW124	481	336	3
17	ТРФ351-20	347	585	3
18	ТВ7-117С	570	240	0
19	ТВД-1500Б	240	544	5
20	ТВ3-117ВМА-СБМ	570	612	16
21	ТВ7-117СД	530	338	1
22	ВК-1500С	340	255	6
23	ТВД-20	240	267	6

Таблица 3

## Рекомендации по применению коэффициентов

Значения	$B$	$m_1$	$m_2$	$k_{\text{ТГ}}$
До уточнения	52	1	0,33	$1 + 0,0002 (T_{\text{Г}}^* - 1200)$
Уточненные	36	$m_1 = 0,03 G_{\text{в}} + 0,72$	$m_2 = 0,03 \pi_{\text{к}}^* + 0,19$	$k_{\text{ТГ}} = 0,8039 + 2 \cdot 10^{-4} T_{\text{Г}}^*$

нальные зависимости коэффициентов  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$ ,  $k_{ТГ}$ ,  $k_c$ .

По полученным зависимостям  $m_1 = f(G_B)$ ,  $m_2 = f(\pi_k^*)$  можно определить, как меняется масса ГТД при изменении таких параметров рабочего процесса, как расход воздуха и степень повышения давления. Обратим внимание, что масса двигателя зависит от расхода воздуха  $G_B$  больше, чем от степени повышения давления  $\pi_k^*$ , в 2...10 раз.

При увеличении  $\pi_k^*$  рост массы двигателя объясняется следующим: с ростом  $\pi_k^*$  увеличивается количество ступеней компрессора, что в свою очередь увеличивает массу двигателя. При увеличении  $G_B$  также увеличивается масса двигателя, это можно объяснить следующим образом: достижение увеличения расхода воздуха связано с увеличением площади сечения двигателя на входе и увеличением габаритов двигателя и соответственно его массы.

По уточненным зависимостям был проведен расчет массы 23 двигателей, среднее квадратичное отклонение уточненной модели составило 10%, что может свидетельствовать о том, что полученные зависимости дают возможность более точно определить массу двигателя на этапе начального проектирования.

### Библиографический список

1. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С. и др. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей. — Самара: Изд-во СГАУ, 2009. — 201 с.
2. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н. и др. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: Учеб. пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 1996. — 147 с.
3. Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. — Delft, Delft University Press, Springer, 1982. — 598 p.
4. Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. — 5th edition. — American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, 2012. — 800 p.
5. Pera R.J., Onat E., Klees G.W., Tjonneland E. A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines. — Final Report. National Aeronautics and Space Administration (NASA) Lewis Research Center. 1977. — 47 p.
6. Svoboda C. Turbofan Engine Database as a Preliminary Design Tool // Aircraft Design. 2000. Vol. 3. No. 1, pp. 17-31. DOI: 10.1016/S1369-8869(99)00021-X
7. Onat E., Klees G.W. A Method of estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines. — Technical Report. National Aeronautics and Space Administration (NASA) — Lewis Research Center. 1979. — 132 p.
8. Guha A., Boylan D., Gallagher P. Determination of optimum specific thrust for civil aero gas turbine engines: a multidisciplinary design synthesis and optimisation // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2012. Vol. 227. No. 3, pp. 502— 527. DOI: 10.1177/0954410011435623
9. Филинов Е.П., Авдеев С.В., Красильников С.А. Корреляционно-регрессионные модели расчета массы малоразмерных авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 73-81.
10. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С. Оценка массовых показателей турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой на начальной стадии его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 26-37.
11. Бакулев В.И., Кравченко И.В. Определение массовых характеристик ГТД на этапе проектирования // Вестник Московского авиационного института. 1997. Т. 4. № 1. С. 20—24.
12. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 1981. — 123 с.
13. Шустов И.Г. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. Серия: Отечественная авиационная и ракетно-космическая техника. — М.: АКС-Конверсалт, 2000. — 394 с.
14. Шустов И.Г. (ред.) Авиационные двигатели: Справочник. — М.: Аэросфера, О-во авиастроителей, 2007. — 319 с.
15. Соркин Л.И. (ред.) Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати). — 11-е изд. — М.: ЦИАМ, 1987. — 319 с.
16. Соркин Л.И. (ред.) Иностранные авиационные двигатели: Справочник. — М.: ЦИАМ, 1992. — 286 с.
17. Соркин Л.И. (ред.) Иностранные авиационные двигатели. — XIII изд. — М.: Изд. дом «Авиамир», 2000. — 534 с.
18. Скибин В.А., Солонин В.И. (ред.) Иностранные авиационные двигатели: Справочник ЦИАМ. — М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. — 592 с.
19. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учеб. пособие. — М.: Машиностроение, 2005. — 336 с.
20. Зрелов В.А., Маслов В.Г. Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании: Учеб. пособие. — Самара: СГАУ, 1999. — 160 с.
21. Григорьев В.А., Загребельный А.О., Дилигенский Д.С. Учет влияния температуры газа в модели массы ГТД со свободной турбиной для вертолетов // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: сборник докладов Международной научно-технической конференции (12-14 сентября 2018).

— Самара: Изд-во «Самарский университет», 2018.  
С. 254-255.

22. Григорьев В.А., Загребельный А.О. Учет степени совершенствования массы ГТД со свободной турбиной для вертолетов // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Сборник докладов Международной научно-технической конференции (12-14 сентября 2018) — Самара: Изд-во «Самарский университет», 2018. С.154-155.

## IMPROVING PARAMETRIC MODEL OF AIRCRAFT TURBOPROP ENGINE MASS

Grigor'ev V.A.\* , Rzyzyvanov I.P.\*\* , Zagrebel'nyi A.O.\*\*\*

Samara National Research University named after academician S.P. Korolev  
(Samara University),

34, Moskovskoe av., Samara, 443086, Russia

\* e-mail: grigva47@gmail.com

\*\* e-mail: irzyzyvanov@gmail.com

\*\*\* e-mail: zao\_sam156@mail.ru

### Abstract

The modern approach to the aircraft engine analysis as a part of an aircraft requires the presence of a perfect technique for the thermo-gas dynamic calculation (and such techniques do exist) and a mathematical model of GTE mass (based on the parametrical dependences, based on statistics of the already created GTEs). Considering the last circumstance, the assertion that such models need periodic updating is possible.

It is expedient for the turboprop engine mass models to present the equation of mass in the form of the sum of the gas turbine engine and the gearbox masses. The gas turbine engine mass should be expressed in the form dependency on the working process parameters ( $G_{air}, \pi_c, T_g$ ).

This is explained by the fact that the gearbox mass does not depend on the working process parameters, and it is better to consider it by separate dependencies.

For the MGTE dependency actualization, the basic specification data on twenty three turboprops, such as  $G_{air}, \pi_c, T_g$ , and a certification year were used.

Coefficients  $B$ ,  $m_1$  and  $m_2$  were refined and corrected with the algorithm, proposed in the article.

Linear dependencies of  $m_1$  on the airflow rate, and  $m_2$  on the of pressure increase degree were obtained. To refine the  $k_{T_g}$  coefficient, which accounts for the temperature  $T_g$  impact on the engine mass, turbine models were developed, in which the structure being

changed with temperature  $T_g$ . The corresponding elements of the turbine cooling system were being added, and the mass changed accordingly. This change was expressed by an approximating expression for  $k_{T_g}$ .

By approximation of integral quantitative values of  $\bar{k}_{imp}$ , and assuming 1999 as a basic year, the expression for  $k_{imp}$  was obtained. This coefficient characterizes the of engine mass improving by the structural and technological solutions introduction.

The performed improvement of the parametric model equation of the turboprop mass allowed reducing its calculation error by 10%.

**Keywords:** conceptual design of turboprop engine, mass model of turboprop engine, aircraft power plant weight, flying vehicle.

### References

1. Grigor'ev V.A., Zhdanovskii A.V., Kuz'michev V.S. et al. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Parameters selection and thermogasdynamic calculations of aircraft gas turbine engines), Samara, SGAU, 2009, 201 p.
2. Maslov V.G., Kuz'michev V.S., Kovartsev A.N. et al. *Teoriya i metody nachal'nykh etapov proektirovaniya aviatsionnykh GTD* (Theory and methods of initial stages of aircraft GTE design), Samara, SGAU, 1996, 147 p.
3. Torenbeek E. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft, Delft University Press, Springer, 1982, 598 p.



4. Raymer D.P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 5th edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, 2012, 800 p.
5. Pera R.J., Onat E., Klees G.W., Tjonneland E. *A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines*. Final Report. National Aeronautics and Space Administration (NASA) Lewis Research Center, 1977, 47 p.
6. Svoboda C. Turbofan Engine Database as a Preliminary Design Tool. *Aircraft Design*, 2000, vol. 3, no. 1, pp. 17-31. DOI: 10.1016/S1369-8869(99)00021-X
7. Onat E., Klees G.W. *A Method of estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines*. Technical Report. National Aeronautics and Space Administration (NASA), Lewis Research Center, 1979, 132 p.
8. Guha A., Boylan D., Gallagher P. Determination of optimum specific thrust for civil aero gas turbine engines: a multidisciplinary design synthesis and optimisation. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2012, vol. 227, no. 3, pp. 502- 527. DOI: 10.1177/0954410011435623
9. Filinov E.P., Avdeev S.V., Krasil'nikov S.A. Correlation-regressive model for small-sized aircraft gas turbine engines mass computation. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 73-81.
10. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. Double-flow turboprop with afterburner weight indices estimation at the initial stage of its design. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 26-37.
11. Bakulev V.I., Kravchenko I.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 1997, vol. 4, no. 1, pp. 20–24.
12. Maslov V.G. *Teoriya vybora optimal'nykh parametrov pri proektirovanii aviatsionnykh GTD* (Theory of optimal parameters selection in the design of aircraft gas turbine engines), Moscow, Mashinostroenie, 1981, 123 p.
13. Shustov I.G. *Dvigateli 1944-2000: aviatsionnye, raketnye, morskoe, promyshlennye* (Engines 1944-2000: aviation, rocket, marine, industrial), Moscow, AKS-Konversalt, 2000, 394 p.
14. Shustov I.G. (ed.) *Aviatsionnye dvigateli* (Aircraft engines), Moscow, Aerosfera, 2007, 319 p.
15. Sorkin L.I. (ed.) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli <po dannym inostrannoi pechati>* (Foreign aircraft engines <according to the foreign press>), 11th edition, Moscow, TsIAM, 1987, 319 p.
16. Sorkin L.I. (ed.) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign aircraft engines), Moscow, TsIAM, 1992, 286 p.
17. Sorkin L.I. (ed.) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign aircraft engines), XIII edition, Moscow, Aviamir, 2000, 534 p.
18. Skibin V.A., Solonin V.I. (eds.) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli. Spravochnik TsIAM* (Foreign aircraft engines. CIAM directory), Moscow, Aviamir, 2005, 592 p.
19. Zrelov V.A. *Otechestvennye gazoturbinnye dvigateli. Osnovnye parametry i konstruktivnye skhemy* (Domestic gas turbine engines. The main parameters and design schemes), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 336 p.
20. Zrelov V.A., Maslov V.G. *Osnovnye dannye otechestvennykh aviatsionnykh GTD i ikh primenenie pri uchebnom proektirovanii* (Basic data on domestic aviation gas turbine engines and their application in educational design), Samara, SGAU, 1999, 160 p.
21. Grigor'ev V.A., Zagrebel'nyi A.O., Diligenskii D.S. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnikeskoi konferentsii (12-14 September 2018) "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya"*, Samara, Samarskii universitet, 2018, pp. 254-255.
22. Grigor'ev V.A., Zagrebel'nyi A.O. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnikeskoi konferentsii (12-14 September 2018) "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya"*, Samara, Samarskii universitet, 2018, pp. 154-155.