

Научная статья

УДК 621.45.013

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185673>

EDN: <https://www.elibrary.ru/KXPENQ>



Оценка массы авиационных турбореактивных двигателей на предварительном этапе их создания

Юрий Александрович Эзрохи^{1✉}, Сергей Мирославович Каленский²

^{1, 2} Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
Москва, Российская Федерация

¹ yaezrokhi@ciam.ru✉

² 30105@ciam.ru

Аннотация. Проведен обзор различных подходов для оценки массы одноконтурных и двухконтурных турбореактивных двигателей. Показаны недостатки, присущие существующим методикам, основанным на формировании средствами регрессионного анализа (по данным выполненных двигателей) зависимости массы двигателя от его основных параметров. Предложена методика оценки массы, основанная на разбиении двигателя на модули, где масса лопаточных машин определяется исходя из допущений о ее пропорциональности, соответствующей удельной работе, а масса канала наружного контура, смесителя и форсажной камеры – приведенному расходу рабочего тела. Применение этой методики позволит повысить точность оценки массы двигателя и более корректно учесть влияние его основных проектных параметров.

Ключевые слова: турбореактивный двигатель, методика определения массы двигателя, удельная работа лопаточных машин, масса узлов двигателя

Для цитирования: Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Оценка массы авиационных турбореактивных двигателей на предварительном этапе их создания // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 3. С. 129-140. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185673>

Original article

Weight Assessment of the Aircraft Turbojets at the Preliminary Design Stage

Yurii A. Ezrokhi^{1✉}, Sergei M. Kalenskii²

^{1, 2} Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation

¹ yaezrokhi@ciam.ru✉

² 30105@ciam.ru

Abstract

The presented article considers basic approaches to the weight assessment technique (WAT) forming of the aircraft turbojet at the initial stage of its designing. Analysis of various approaches to the engine weight assessment revealed their pros and contras.

The most widespread in practice approach is based on regularities, formed by the regressive analysis means, which interconnect the engine gas-dynamic and weight parameters ("regressive" techniques). These techniques reflect

quite well the engine mass characteristics, which “took part” in the regression analysis or similar to it, but they cannot be applied for the weight forecasting for the newly designed prospective engine due to the great inaccuracy. The “block-regressive” techniques, based on the engine splitting into several enlarged blocks are marked as more precise for the engine total weight determining. The value of each block weight in these techniques bears conditional character and does not correspond to real engine subassemblies weight. Thus, the engine weight changing assessment at its subassemblies modernization may yield incorrect result.

The authors put forward a new mass assessment technique, which employs the dependence of the blade machines weight on the specific work, performed by them. Mass of the outer channel, mixer and afterburner herewith depend on the specific working fluid consumption.

The following selected values for the takeoff mode were set as basic parameters at the preliminary design stage:

- Pressure ratios in compressor stages π_f^* and π_{hpc}^* .
- The air consumption through the engine G_a .
- The bypass ratio m .
- The gas temperature prior to the turbine T_g^* .

The engine modules, which weight depends directly on these parameters, were selected for the proposed approach application while the weight assessment technique forming.

Conditional generator of energy was selected as the first module. It included gas the gas generator, as well as a part of the turbo-fan operating on the internal circuit. This module weight is assumed proportional to the compressor specific power with the total pressure ratio of π_Σ^* and relative air consumption of $1/(m + 1)$.

The bypass duct and a part of the turbo-fan, “working” on the second contour, are included on in the second module. The weight of this turbo-fan part is accepted proportional power density of the fan and a relative airflow value $m/(m + 1)$. The weight the bypass duct weight is proportional to the duct corrected airflow.

The third module is formed by the the mixer, afterburner and jet nozzle. Its weight is being considered proportional to the engine air consumption through the engine, normalized by the fan exit parameters.

The fourth module includes all engine assemblies and systems. This module weight is assumed proportional to total weight of all other engine modules.

The proposed weight assessment technique was applied to the mass assessment of more than 40 aircraft engines of various generations and demonstrated good results. For most engines being considered the error of weight determining did not exceed ~3–4%, which is less than for the “regressive” techniques.

Besides, developed technique allowed estimating more adequately the basic design parameters change impact on the weight of the engine being developed. This is an important factor for correct accounting for these parameters effect on the engine weight during optimization process by the aircraft criteria.

Thus, the developed weight assessment technique for the turbofan with moderate bypass ratio and turbojets may be employed for solving many practical problems at the preliminary stage of the engine development.

Keywords: turbojet, engine weight assessing technique, blade machines specific work, engine assemblages weight

For citation: Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M. Weight Assessment of the Aircraft Turbojets at the Preliminary Design Stage. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):129–140. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185673>

List of Figures

Fig. 1. Schematic representation of modules for the turbofan weight assessment

Fig. 2. Weight comparison of the computed and claimed values of 4, 4+ and 5 generation turbofans

Fig. 3. Weight comparison of the computed and claimed values of the 3 generation turbofan and turbojet

List of Tables

Table. The engines claimed parameters and their weight estimation results

Введение

При выборе рациональных значений основных параметров перспективного авиационного турбореактивного двигателя одним из важных индикаторов (наряду с тягово-экономическими характеристика-

ми) являются его массовые и габаритные показатели. При этом ошибка в определении массы двигателя $M_{дв}$ в конечном итоге может оказать заметное влияние на летно-технические характеристики летательного аппарата (ЛА) с этим двигателем.

Следует отметить, что чаще всего при проектировании двигателя рассматривают его сухую массу, под которой понимается масса двигателя без деталей, сборочных единиц и агрегатов, предназначенных для его установки и эксплуатации на борту летательного аппарата, для улучшения характеристик ЛА, а также без массы рабочих жидкостей [1].

Существующие в настоящее время методики оценки массы (МОМ) можно условно разделить на несколько групп. К первой из них относятся так называемые «поэлементные» методики [2, 3], позволяющие определять массу двигателя как сумму масс составных его n частей (узлов и элементов):

$$M_{\text{ДВ}} = \sum_{i=1}^n M_i.$$

Масса каждой составной части M_i определяется исходя из ее конкретных геометрических форм и размеров, а также плотности материала ее конструкции. Очевидно, что такого рода МОМ с требуемой точностью могут применяться только на достаточно поздней стадии создания двигателя, когда все его узлы и элементы уже глубоко проработаны, определены их размеры и конструкционные материалы, из которых они выполнены, проведены расчеты на прочность и т. д. Применение же этих методик на предварительном этапе проектирования двигателя потребует введения большого количества допущений по каждому элементу его конструкции и в связи с этим сопряжено с высоким риском возможных ошибок.

Вторая группа МОМ – «регрессионные» методики [4–10]. Они основаны на результатах обработки методами регрессионного анализа большого числа статистических данных по существующим двигателям и формировании на этой основе зависимости значения массы двигателя $M_{\text{ДВ}}$ от его основных проектных параметров (расхода воздуха $G_{\text{ДВ}}$ или тяги R , суммарной степени повышения давления π_{Σ}^* , температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* , степени двухконтурности m и других) $M_{\text{ДВ}} = F(G_{\text{В}}, \pi_{\Sigma}^*, T_{\Gamma}^*, m, \dots)$.

В данной статье рассмотрены возможные виды «регрессионных» методик оценки массы и при этом их недостатки, а также предложена усовершенствованная МОМ двухконтурных (ТРДД) и одноконтурных турбореактивных двигателей (ТРД) на предварительном этапе их проектирования.

Анализ особенностей регрессионных методик оценки массы

Следует отметить, что упомянутые выше «регрессионные» методики хорошо отражают массовые характеристики выполненных двигателей, которые «участвовали» в регрессионном анализе и/

или им подобных, но попытка использовать такого рода МОМ для прогнозирования ожидаемого значения массы для вновь проектируемого перспективного двигателя может быть сопряжена с весьма значительными трудностями. Это обстоятельство связано главным образом с тем, что экстраполяция принятых зависимостей применительно к двигателям следующего поколения, предполагающим внедрение новых конструкционных материалов и технологий, может дать заметно завышенные значения $M_{\text{ДВ}}$, причем даже введение поправочных коэффициентов, условно отражающих поколение двигателя или время его создания, не всегда приводит к желаемому результату.

Следующая группа МОМ (условно назовем их «блочно-регрессионными»), в определенной степени занимающая промежуточное положение между двумя рассмотренными ранее, основана на разбиении двигателя на несколько укрупненных блоков. В качестве таких блоков обычно выбираются следующие узлы двигателя (или их комбинация): газогенератор, второй контур, включающий турбоventилиатор и канал наружного контура, выходное устройство, агрегаты двигателя, а также смеситель и форсажная камера (при их наличии). При этом масса каждого блока определяется по регрессионным соотношениям в зависимости от параметров, характеризующих этот модуль. Так, например, в работе [11] масса ТРДД представляется как сумма массы газогенератора $M_{\text{Г}}$, массы турбоventилиатора $M_{\text{В}}$, массы камеры смешения $M_{\text{КСМ}}$ (для ТРДДсм) и массы форсажной камеры $M_{\text{ФК}}$ (для ТРДДФ). При этом вводятся два поправочных коэффициента, учитывающие влияние ресурса $K_{\text{рес}}$ (рекомендованное значение $K_{\text{рес}} = 0,9 \dots 1,08$) и времени создания двигателя (или его поколение) $K_{\text{с}}$ на массу двигателя:

$$M_{\text{ДВ}} = (M_{\text{Г}} + M_{\text{В}} + M_{\text{КСМ}} + M_{\text{ФК}}) \cdot K_{\text{рес}} \cdot K_{\text{с}};$$

$$M_{\text{Г}} = B \cdot G_{\text{пр_вх}}^{\alpha} \left[\left(\pi_{\text{КВД}}^* \right)^{0,286} - 1 \right]^{\beta} \times \left(1 + 0,2 \cdot \frac{T_{\text{Гмакс}}^* - 1200}{1000} \right);$$

$$M_{\text{В}} = 2,86 \cdot (G_{\text{пр_вх}})^{0,903} \cdot m^{0,104} \cdot (\pi_{\text{В}}^*)^{1,193};$$

$$M_{\text{КСМ}} = 2,32 \cdot (G_{\text{пр_вх}})^{0,653};$$

$$M_{\text{ФК}} = 2,9 \cdot G_{\text{пр_вх}};$$

где $G_{пр_ГГ}$ — приведенный расход воздуха на входе в газогенератор;

$\pi_{квд}^*$ — степень повышения давления в компрессоре высокого давления;

$T_{Гмакс}^*$ — максимальное значение температуры газа перед турбиной;

$G_{пр_вх}$ — приведенный расход воздуха на входе в двигатель;

m — степень двухконтурности;

π_B^* — степень повышения давления в компрессоре низкого давления (вентиляторе).

Значения коэффициента B и показателей степени α и β , а также коэффициента K_c следует выбирать по рекомендациям авторов в зависимости от размерности двигателя и года начала его эксплуатации.

Как показала практика [12], применение такого рода методик для двигателей четвертого и 4+ поколения, для которых и были получены приведенные зависимости, дает вполне удовлетворительные результаты по значению массы всего двигателя, при этом масса составляющих его частей в ряде случаев может значительно отличаться от действительности.

Для примера можно рассмотреть применение этой МОМ для определения массы одного из типовых ТРДД четвертого поколения АЛ-31Ф. Согласно [13, 14], двигатель имеет на взлетном режиме следующие основные параметры, значения которых входят в представленные выше соотношения:

$$G_{пр_ГГ} = 24,86 \text{ кг/с}; \pi_{квд}^* = 6,46; T_{Гмакс}^* = 1690 \text{ К}; \\ G_{пр_вх} = 112 \text{ кг/с}; m = 0,571; \pi_B^* = 3,54.$$

На основании рекомендаций [11] принимаем значения коэффициента $B = 15,2$, показателей степени $\alpha = 1$ и $\beta = 0,5$ и коэффициента $K_{pec} = 1$.

В связи с тем, что для статистического анализа [11] в основном были использованы данные ТРДД четвертого поколения, то значение коэффициента K_c , зависящее от времени создания двигателя (или его поколения), примем равным $K_c = 1$.

Полученное по представленным здесь соотношениям значение массы двигателя составляет $M_{ДВ} = 1616,5$ кг, что вполне удовлетворительно согласуется с действительным значением $M_{ДВ} = 1550$ кг [13] (отклонение составляет менее 4,5%).

При этом посчитанные по этой МОМ значения массы составляющих блоков равны соответственно $M_I = 346,83$ кг, $M_{II} = 863,90$ кг, $M_{КСМ} = 81,01$ кг и $M_{ФК} = 324,80$ кг. Анализ полученных данных показывает явно завышенное относительное значение массы турбовентилятора M_{II} (53,4% от массы всего двигателя) и форсажной камеры (20,1%) при заниженном значении массы газогенератора M_I (21,5%).

Такое же некорректное распределение массы двигателя по составным модулям (при хорошем совпадении расчетных значений массы двигателя в целом с известными данными [13]) можно наблю-

дать и для большинства других ТРДД четвертого и 4+ поколения малой степени двухконтурности: РД-33, F-100-PW-229, F-404-GE-402 и т. д.

Из приведенного выше следует, что применение этой или подобных ей «блочно-регрессионных» методик для оценки влияния основных параметров двигателя на его массу может привести к существенным ошибкам, связанным с неоправданно усиленным влиянием на массу двигателя одних параметров и ослабленным влиянием других параметров.

Так, например, влияние степени повышения давления в вентиляторе π_B^* и степени двухконтурности m , входящих только в формулу для массы второго контура M_{II} , вследствие завышения ее доли в общей массе ТРДД будет чрезмерно усилено. Поэтому применение таких «блочно-регрессионных» МОМ для оценки, например, изменения массы двигателя при его модернизации может дать прямо противоположенный результат.

Совершенствование блочно-регрессионной методики оценки массы

Частично недостатки представленной «блочно-регрессионной» МОМ могут быть нивелированы за счет того, что масса каждого составляющего двигателя модуля будет определяться более корректно, исходя из «физических» допущений.

В качестве таких допущений может быть рассмотрено допущение о пропорциональности массы газогенератора и турбовентилятора соответственно удельной работе КВД и вентилятора, а массы канала наружного контура, смесителя и форсажной камеры — приведенному расходу рабочего тела.

Примером такой МОМ (условно назовем ее «модульной») могут служить подходы, описанные в работе [15]

$$M_{ДВ} = G_{пр_вх} \cdot \left\{ a_1 \cdot \left[\left(\pi_B^* \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right] + \right. \\ \left. + a_2 \frac{\left(\pi_{квд}^* \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1}{\pi_B^{* \frac{2n}{n}} (m+1)} + a_3 \frac{\left(\pi_B^* \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1}{\left(\pi_B^* \right)^{\frac{n-1}{n}}} + \frac{a_4}{\left(\pi_B^* \right)^{\frac{n-1}{n}}} + \frac{a_5}{m+1} \right\},$$

где n — показатель политропы ($n \approx 1,5$).

Как видно из приведенного соотношения, в этой МОМ ТРДД условно представляется состоящим из пяти укрупненных модулей: вентилятора, газогенератора, турбины вентилятора, выхлопной системы и агрегатов.

В отличие от «блочно-регрессионных» эти МОМ позволяют оценивать не только массу самого двигателя, но и возможное изменение этой массы при

изменении его основных параметров, например, при определении направления его модернизации, что можно отследить при анализе «модернизационной» линейки ТРДДФ фирмы Дженерал Электрик от F-404-GE-400 до F-414-GE-400 [16, 17]. Это стало возможным вследствие того, что при изменении какого-либо параметра вполне корректно изменяется расчетное значение массы соответствующего модуля, а следовательно, и массы всего двигателя в целом. При этом массовая доля каждого модуля в массе исходного двигателя $M_{ДВ}$ изначально задается путем подбора коэффициентов a_1, a_2, a_3, a_4, a_5 , а затем (при оценке модернизированных вариантов) при сохранении значений коэффициентов a_i меняется в соответствии с принятыми допущениями.

Одним из важных моментов при выборе МОМ является влияние расхода воздуха через двигатель (или диаметра на входе). Для оценки влияния размера двигателя на его массу при сохранении всех «безразмерных» параметров (степени повышения давления в каскадах компрессора π_{Σ}^* и $\pi_{КВД}^*$, степени двухконтурности m , температуры газа перед турбиной $T_{Г}^*$) можно принять следующее условное разделение всех модулей двигателя на две группы («наполненные» и «в виде оболочек»). К первой относятся узлы и модули, масса которых с ростом линейного размера увеличивается быстрее, чем квадрат этого размера (газогенератор, лопаточные машины и т. д.). Масса этих модулей должна быть пропорциональна расходу воздуха на входе G_B в степени, большей единицы. Ко второй группе относятся элементы, масса которых примерно пропорциональна линейному размеру (канал наружного контура, основная и форсажная камера, смеситель, реактивное сопло).

При выборе технического облика вновь разрабатываемого перспективного ТРДД обычно решается задача определения значений основных его проектных параметров (суммарной степени повышения давления в компрессоре π_{Σ}^* , температуры газа перед турбиной $T_{Г}^*$, степени двухконтурности m) исходя из условия выполнения заранее выдвинутых требований к двигателю по тягово-экономическим параметрам с учетом конструктивных, технологических, прочностных и других ограничений. В ряде случаев (особенно для многорежимных ТРДДФ) в качестве критериальных параметров выбираются некоторые самолетные показатели, например, его летно-технические характеристики (ЛТХ), а двигатель рассматривается как составная часть силовой установки в составе летательного аппарата. В этом случае корректное определение массы двигателя на каждом шаге оптимизационного процесса является необходимым условием объективной оценки наиболее полного влияния проектных параметров двигателя на ЛТХ ЛА.

С этой целью наиболее целесообразно в качестве составных частей двигателя при применении «модульной» МОМ выбрать такие модули, масса каждого из которых напрямую будет зависеть от определенных проектных параметров.

В связи с этим, так как суммарная степень повышения давления в компрессоре π_{Σ}^* определяет сжатие воздуха первого контура, в качестве первого модуля можно выбрать условный генератор энергии, в который войдет часть вентилятора, работающая на внутренний контур, часть турбины вентилятора (ТНД), которая «вращает» эту часть вентилятора, КВД, камера сгорания (КС) и турбина высокого давления (ТВД). Массу этого модуля можно принять пропорциональной удельной мощности компрессора со степенью повышения давления π_{Σ}^* и относительным расходом воздуха $1/(m+1)$:

$$M_{I(TM)} = C_1 \cdot \left[\pi_{\Sigma}^{*\frac{n-1}{n}} - 1 \right] \cdot \frac{1}{m+1} \cdot K_{G_1} \cdot K_T.$$

Коэффициент K_{G_1} зависит от расхода воздуха через двигатель G_B и определяет влияние размера двигателя, а коэффициент K_T зависит от максимальной температуры газа перед турбиной

$$K_{G_1} = G_B^{1,1};$$

$$K_T = 1 + 0,2 \cdot \frac{T_{Гмакс}^* - 1200}{1000}.$$

В качестве второго модуля (модуля второго контура) выбирается часть вентилятора и ТНД, которые «работают» на второй контур $M_{2a(TB)}$, и канал наружного контура $M_{2b(КНК)}$. При этом масса этой части турбовентилятора $M_{2a(TB)}$ считается пропорциональной удельной мощности вентилятора со степенью повышения давления π_B^* и относительным расходом воздуха $m/(m+1)$, а масса $M_{2b(КНК)}$ — пропорциональной относительному приведенному расходу воздуха, проходящего через канал наружного контура

$$M_{2a(TB)} = C_{2a} \cdot \left(\pi_B^{*\frac{n-1}{n}} - 1 \right) \cdot \frac{m}{m+1} \cdot K_{G_{2a}};$$

$$M_{2b(КНК)} = C_{2b} \cdot \frac{1}{\pi_B^{*\frac{n+1}{2n}}} \cdot \frac{m}{m+1} \cdot K_{G_{2b}}.$$

Коэффициенты $K_{G_{2a}}$ и $K_{G_{2b}}$ зависят от расхода воздуха через двигатель G_B и определяют влияние размера двигателя

$$K_{G_{2a}} = G_B^{1,1};$$

$$K_{G_{2b}} = G_B^{0,8}.$$

В качестве третьего модуля — условно «хвостовой части» — выбираются смесительное устройство, форсажная камера (ФК) и реактивное сопло; масса этого модуля $M_{3(XB)}$ считается пропорциональной расходу воздуха через двигатель, приведенному по параметрам за вентилятором

$$M_{3(XB)} = C_3 \cdot \frac{1}{\pi_B^{* \frac{k+1}{2n}}} \cdot K_{G_3}.$$

Коэффициент K_{G_3} зависит от расхода воздуха через двигатель G_B и определяет влияние размера двигателя

$$K_{G_3} = G_B^{0,8}.$$

В случае отсутствия форсажной камеры расчетное значение массы третьего модуля следует снизить на ~35 ... 40%.

В качестве четвертого модуля принимаются все двигательные агрегаты. Масса этого модуля $M_{4(Агр)}$ принимается пропорциональной массе всех остальных модулей двигателя:

$$M_{4(Агр)} = C_4 (M_{1(TM)} + M_{2a(TB)} + M_{2b(КНК)} + M_{3(XB)}) K_{G_4}.$$

Коэффициент K_{G_4} зависит от расхода воздуха через двигатель G_B и определяет влияние размера двигателя $K_{G_4} = G_B^{-0,1}$.

Таким образом, масса всего двигателя M_Σ будет равна

$$M_\Sigma = (M_{1(TM)} + M_{2a(TB)} + M_{2b(КНК)} + M_{3(XB)} + M_{4(Агр)}) \cdot K_{\text{пок}},$$

где $K_{\text{пок}}$ — коэффициент, характеризующий весовое совершенство двигателя, которое связано с его поколением.

Схематическое представление описанных модулей дано на рис. 1.

Следует отметить, что разработанная МОМ в основном ориентирована на ТРДД(Ф) с малой и умеренной степенью двухконтурности (значение m не более 2,5 ... 3), при этом применение ее для оцен-

ки массы одноконтурных ТРД, как показано далее, также дает вполне удовлетворительные результаты.

В таблице представлены данные ~40 как двухконтурных ТРДД третьего—пятого поколения с умеренной степенью двухконтурности (с форсажной камерой и без нее), так и одноконтурных ТРД и ТРДФ, эксплуатация некоторых из которых началась в середине 60-х годов прошлого века, а для большинства продолжается до настоящего времени. Значения проектных параметров, а также заявленные значения массы рассмотренных двигателей взяты из работ [14, 18–22]. Расчетные значения массы рассмотренных двигателей получены по представленным выше соотношениям с учетом следующих значений коэффициентов: $C_1 = 2,92555$; $C_{2a} = 3,90716$; $C_{2b} = 17,98593$; $C_3 = 21,06826$; $C_4 = 0,36969$; $K_{\text{пок}} = 0,8$ для ТРДД(Ф) пятого и более высокого поколения, для остальных двигателей коэффициент $K_{\text{пок}}$ принимался равным единице.

Из представленных в таблице данных следует хорошее соответствие между действительными значениями $M_{\text{ДВ}}$ и полученными по МОМ. Следует отметить, что и для других двигателей, не участвовавших в обобщении, но близких по конструктивному совершенству, применение МОМ также дает вполне удовлетворительные результаты.

На рис. 2 представлены полученные по МОМ величины массы ТРДД четвертого, 4+ и пятого поколений в сопоставлении с заявленными в [14, 18–22] их значениями, аналогичное сопоставление для ТРДД третьего поколения и одноконтурных ТРД показано на рис. 3.

Из анализа данных, приведенных в таблице и на рис. 2 и 3, видно, что для абсолютного большинства представленных двигателей расхождение между заявленным $M_{\text{заяв}}$ и рассчитанным по МОМ значением массы $M_{\text{МОМ}}$ составляет не более 3 ... 4 %, что можно считать вполне удовлетворительным. Исключение составляют несколько зарубежных ТРДД третьего поколения (TF30-PW-100, TF41-A-1B, RM8B, TF.306), а также отечественных и зарубежных одноконтурных ТРД(Ф), заявленные значения

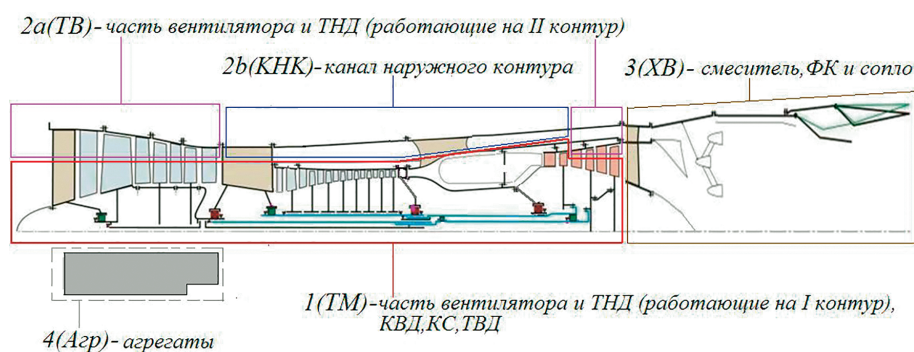


Рис. 1. Схематическое представление модулей для оценки массы ТРДД

Заявленные параметры двигателей и результаты оценки их массы

	Двигатель	Принятые значения параметров					Масса двигателя, кг		$\delta = \frac{M_{\text{МOM}}}{M_{\text{заяв}}} - 1, \%$
		$G_{\text{в}},$ кг/с	m	π_{Σ}^*	$\pi_{\text{в}}^*$	$T_{\text{Гmax}}^*,$ К	Заявленная $M_{\text{заяв}}$	Расчетная $M_{\text{МOM}}$	
ТРДДФ пятого пок.	F135-PW-100	160	0,57	28	4,3	1922	1770	1799,8	1,68
	F119-PW-100	143,5	0,274	33,2	4,82	1922	1816	1808,2	-0,43
	F136-GE-100	150	0,45	35	5	1918	1860	1832,8	-1,48
ТРДДФ 4+ поколения	EJ-200	75	0,4	26	4,2	1850	1009,8	1056,93	4,67
	M.88-2	63,1	0,3	24,5	3,85	1850	897	903,99	0,78
	F110-GE-132	127	0,6	36	4,6	1800	1828	1875,28	2,59
	F100-PW-229	112,6	0,36	32,4	3,8	1800	1681	1735,59	3,25
	F100-PW-232	119,5	0,33	35	4	1850	1844	1905,18	3,32
	F414-GE-402	77,3	0,32	30,9	4,65	1850	1120	1154,21	3,05
	RM-12	69	0,28	27,5	3,8	1800	1005	1026,68	2,16
	F101-GE-402	159,0	2,01	26,88	2,1	1600	2023	2106,03	4,10
	АЛ-31Ф-М1	118,5	0,63	23,9	3,7	1750	1545	1577,46	2,1
ТРДДФ четвертого поколения	F100-PW-100	102	0,7	23	3,1	1680	1376	1372,95	-0,22
	F110-GE-100	122,4	0,76	30,4	3	1600	1778	1745,58	-1,82
	F404-GE-402	70,0	0,27	26	3,7	1800	1036	1029,95	-0,58
	F125-GA-100 (TFE-1042)	41,9	0,4	19,0	3,25	1700	580	568,36	-2,01
	АЛ-31Ф	112	0,57	23,5	3,5	1690	1530	1512,38	-1,15
	РД-33	77	0,48	21	3,2	1680	1055	1041,74	-1,26
	F-124-GA-200	42,7	0,45	19,37	3,27	1675	535	529,64	-1,0
	RB.199 Mk.103	74,6	1,1	23,5	2,8	1590	965	1005,13	4,16
ТРДД(Ф) третьего поколения	HK-32	278	1,36	28,4	2,72	1630	3650	3596,81	-1,46
	TF30-PW-100	118	0,73	22	2,14	1533	1808	1697,86	-6,09
	TF41-A-1B	117	0,73	20	2,0	1458	1593	1479,84	-7,1
	RM8B	155	0,97	16,5	2,05	1425	2350	2025,94	-13,79
	TF.306	122	1,0	17	2,0	1373	1760	1643,8	-6,60
	JT8D-5	135	1,18	14,2	1,77	1420	1405	1424,54	1,39
	АЛ-21Ф	105	—	14,55	—	1400	2005	1976,77	-1,41
ТРД (Ф)	P-29-300	105	—	12,4	—	1423	1880	1901,12	1,12
	P-27Ф-300	95	—	10,5	—	1373	1650	1658,71	0,53
	P-15-300	144	—	4,75	—	1230	2590	1955,73	-24,5
	P-13-300	66	—	8,9	—	1223	1135	1140,4	0,48
	P-195	66	—	9	—	1250	860	771,47	-10,30
	J75-19	116	—	12,5	—	1200	2300	2046,96	-11,00
	J79-GE-17	77	—	13,5	—	1210	1740	1439,1	-17,29
	J52-P-8A	54	—	13	—	1200	961	876,03	-8,84
	РД-36-51A	274	—	15,8	—	1355	3900	3781,05	-3,05
	Олимп Mk.621	197	—	16	—	1425	3600	3645,28	1,26
	GE 4/J5P-A/B	281	—	12,1	—	1533	5100	4733,29	-7,19

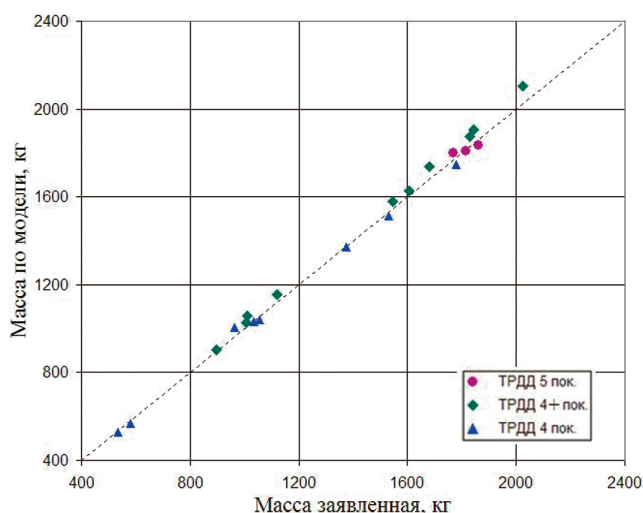


Рис. 2. Сопоставление расчетных и заявленных значений массы ТРДД четвертого, 4+ и пятого поколений

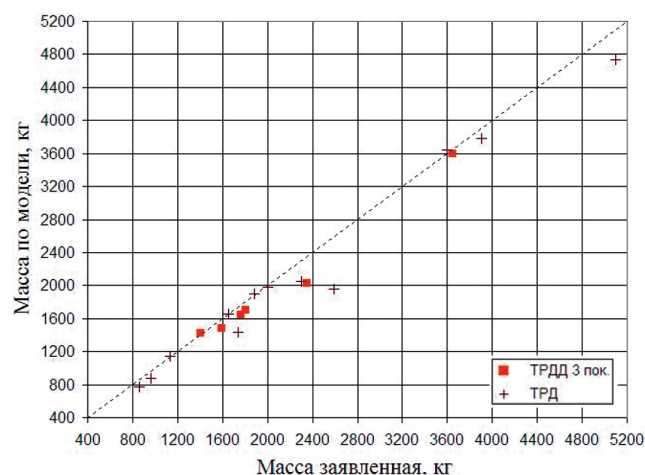


Рис. 3. Сопоставление расчетных и заявленных значений массы ТРДД третьего поколения и одноконтурных ТРД

массы которых заметно превосходят результаты расчетных оценок.

Одной из причин этого обстоятельства может быть специфика применения того или иного двигателя. Так, например, шведский ТРДДФ RM8B и отечественный ТРДФ Р-15-300 были предназначены для высокоскоростных истребителей-перехватчиков SAAB JA.37 и МиГ-25 соответственно [14, 21, 22], в связи с чем, по-видимому, имели усиленные по прочности элементы конструкции. Кроме этого, ТРДФ Р-15-300, изначально созданный на основе краткосрочного ТРД КР-15-300, предназначенного для высотной крылатой ракеты Ту-121 и беспилотного разведчика Ту-123 «Ястреб», был дополнительно доработан в направлении увеличения ресурса, прочности и надежности, что позволяло ему обеспечивать самолету МиГ-25 достаточно длительный полет на максимальной сверхзвуковой скорости до 3000 км/час [22]. Все эти мероприятия неизбежно приводили к увеличению массы этих двигателей.

Что касается ТРДД Allison TF-41-A-1B, ТРДДФ Pratt-Whitney TF30-P-100 и SNECMA TF.306, то конструкция этих двигателей [19, 20] дополнительно к вентилятору содержит компрессор низкого давления, состоящий из низконапорных подпорных ступеней (причем в двух последних ТРДДФ их количество равно шести), наличие которых естественно привело к значительному увеличению массы этих двигателей.

Заметное расхождение значений массы $M_{заяв}$ и $M_{мом}$ одноконтурных ТРД производства фирмы General Electric (J79-GE-17, GE 4/J5P-A/B) [19], а также Pratt-Whitney J75-19 [18] может быть связано как с достаточно низким (по сегодняшним представлениям) уровнем конструктивного и весового совершенства этих двигателей, так и возможно с

особенностями самих двигателей и учета фирмой-разработчиком их «сухой» массы. Например, ТРД Pratt-Whitney J75-19 [18] содержал систему впрыска воды в камеру сгорания для форсирования его тяги (прирост тяги составлял до ~8 %), масса которой вместе с массой самой жидкости вполне возможно входила в состав заявленной массы двигателя.

Что касается «завышенной» по сравнению с результатами расчетной оценки заявленной массы ТРД Р195 [21, 22], то это может быть связано с выполнением (в связи с особенностями применения на ЛА) требований повышенной надежности и живучести этого двигателя за счет увеличения прочности элементов его конструкции. Кроме этого, на ТРД Р195 впервые была дополнительно применена достаточно массивная конструкция для повышения маскирующих свойств двигателя. Кстати, именно данные обстоятельства и позволили этому двигателю до сих пор считаться одним из самых «боеживучих» и надежных среди всех военных ТРД [22].

Эти и другие особенности конструкции и/или условий применения в составе ЛА того или иного конкретного двигателя, которые неизбежно приводят к увеличению его массовых характеристик, при необходимости можно учесть с помощью соответствующего поправочного коэффициента $K_{особ}$.

Попытка применения представленных выше расчетных соотношений для определения массы двигателей, относящихся к следующему пятому поколению (F135-PW-100, F119-PW-100, F136-GE-100), показала, что полученные расчетные значения $M_{мом}$ завышены по сравнению с заявленными [14] ~на 20%. Это объясняется более высоким уровнем применяемых в этих двигателях конструкционных материалов и технологий, по-

звolyающих при некотором повышении уровня основных параметров двигателя (по сравнению с предыдущим 4+ поколением ТРДД) обеспечить меньшее значение относительной (удельной) массы двигателя. В связи с этим для оценки массы ТРДД пятого и более высокого поколения в МОМ необходимо ввести поправочный коэффициент $K_{\text{пок}} = 0,8$, учитывающий это обстоятельство.

Примером постепенного внедрения новых материалов и технологий (блисковые конструкции в компрессоре и вентиляторе, противовращение роторов, широкое применение облегченных титановых сплавов и многие другие) в двигатели четвертого (4+) поколения могут служить европейский ТРДД EuroJet EJ-200. Внедрение этих и других мероприятий позволило данному двигателю значительно повысить свое весовое совершенство и достичь значения удельной массы $\gamma_{\text{дв}}$ (отношения массы двигателя к значению взлетной тяги) на уровне ТРДД пятого поколения $\sim 0,1$.

Пример использования разработанной методики для анализа влияния проектных параметров двигателя на его массу

Как уже отмечалось, при выборе оптимального уровня параметров перспективного ТРДД(Ф) (особенно по самолетным критериям в системе «двигатель — силовая установка — летательный аппарат») часто возникает задача оценки влияния того или иного проектного параметра не только на тягово-экономические характеристики двигателя, но и на его массу. Применение описанной выше МОМ позволяет достаточно корректно выявить это влияние.

Однако следует иметь в виду, что все проектные параметры ТРДД(Ф), входящие в соотношения для определения его массы, не являются независимыми, а тесно увязаны между собой, как это показано в следующем примере.

Рассмотрим влияние на массу ТРДД заданной размерности по входу ($G_b = \text{const}$) одного из параметров термодинамического цикла двигателя — температуры газа перед турбиной T_T^* , при этом будем считать второй параметр (суммарную степень повышения давления π_Σ^*) неизменным. Если допустить изменение только одного параметра T_T^* без изменения других параметров (например, степени повышения давления в вентиляторе π_b^* и степени двухконтурности m), то это неизбежно приведет к значительному рассогласованию всех узлов двигателя. В связи с этим перед началом расчета массы необходимо по термодинамической модели двигателя [23] уточнить как минимум еще один из параметров (степень двухконтурности m или степень повышения давления в вентиляторе π_b^*).

Так, например, в первом варианте увеличение температуры T_T^* на 100К при уровне остальных параметров, соответствующем ТРДД пятого поколения (типа F119-PW-100), и $\pi_\Sigma^* = \text{const}$ при сохранении степени двухконтурности m «потребуется» повышения π_b^* $\sim$ на 14% (от базового значения $\pi_b^* = 4,8 \dots 5$ до $\pi_b^* = 5,5 \dots 5,6$). В этом случае масса двигателя практически не изменится ($\delta M_{\text{дв}} \sim +1\%$), что объясняется двумя взаимно противоположными эффектами: увеличением массы турбовентилятора вследствие увеличения π_b^* и уменьшением размера и массы «хвостовой» части двигателя вследствие снижения объемного расхода поступающего в нее рабочего тела.

Во втором варианте при сохранении значения степени повышения давления в вентиляторе ($\pi_b^* = \text{const}$) из условия оптимального соотношения параметров в камере смешения неизбежно должна возрасти степень двухконтурности (примерно в полтора раза) от $m = 0,27 \dots 0,3$ до $m = 0,42 \dots 0,45$. В этом случае значение массы двигателя заметно уменьшается ($\delta M_{\text{дв}} \sim -3,5 \dots 4\%$), в основном, вследствие уменьшения размера и массы его газогенераторной части.

На этом примере видно, что в зависимости от постановки задачи «форсирование» двигателя по температуре газа перед турбиной T_T^* может привести к противоположенным изменениям его массы, и разница в значении $M_{\text{дв}}$ может достигать вполне заметных величин.

Выводы

Определение массовых и габаритных показателей перспективных авиационных ГТД является одной из наиболее важных задач, позволяющих уже на самых ранних стадиях создания двигателя уточнить рациональную область его проектных параметров. Применение для этой цели так называемых «поэлементных» МОМ [12], рассматривающих массу двигателя как сумму масс его многочисленных элементов, не позволяют решить эту задачу с приемлемой точностью, так как в этом случае необходимо знание конкретных геометрических форм и размеров составных элементов двигателя, а также плотности конструкционных материалов, из которых они выполнены. Суммирование возможных погрешностей при приближенной оценке массы каждого из этих элементов может приводить к ошибке при определении общей массы двигателя в десятки процентов.

Группа так называемых «регрессионных» методов [4–10], основанных на формировании математическими методами по статистическим данным зависимости массы двигателя $M_{\text{дв}}$ от его основных параметров $M_{\text{дв}} = F(G_b, \pi_\Sigma^*, T_T^*, m, \dots)$, может давать среднюю погрешность в определении массы двигателя от $\sim 8\%$ до 30% в зависимости от выбора

модели и размерности двигателя, как показано в работе [10].

Методы определения массы турбореактивных двигателей [11], названные «блочно-регрессионными», как использующие разбиение двигателя на несколько блоков (где масса каждого блока определяется по регрессионным соотношениям в зависимости от параметров, характеризующих этот модуль), могут обеспечить более приемлемую среднюю погрешность при определении массы двигателя $\sim 6,3\%$ [10]. Однако значения массы каждого блока в таком МОМ [11] носят условный характер и не соответствуют массе узлов и элементов реальных двигателей. Поэтому применение такой МОМ для оценки, например, изменения массы двигателя при его модернизации может дать не вполне корректный результат.

В предложенной МОМ был изменен характер разбиения двигателя на модули, а масса каждого из них стала определяться исходя из более «физических» допущений: о пропорциональности массы газогенератора и турбовентилятора соответствующей удельной работе, а массы канала наружного контура, смесителя и форсажной камеры — приведенному расходу рабочего тела. Это не только повысило точность определения массы двигателя (для большинства ТРДД погрешность не превышает $\sim 3...4\%$), но и значительно расширило область применения МОМ, в том числе и для оценки массы модернизированных, разрабатываемых на основе базового газогенератора [24], а также вновь создаваемых двигателей.

Кроме того, разработанная МОМ позволила более адекватно оценивать влияние на массу проектируемого двигателя изменения его основных параметров: расхода воздуха на входе, суммарной степени повышения давления в компрессоре и вентиляторе, температуры газа перед турбиной, а также степени двухконтурности. Это, в свою очередь, важно для корректного учета влияния изменения этих параметров на массу двигателя в оптимизационном процессе по самолетным критериям в рамках системы «двигатель — силовая установка — летательный аппарат» [25].

Таким образом, разработанная для ТРДД(Ф) с умеренной степенью двухконтурности и ТРД(Ф) методика оценки массы авиационных двигателей на предварительном этапе их создания может быть использована для решения широкого круга практических задач.

Список источников

- ГОСТ 17106-90. Двигатели газотурбинные авиационные. Понятия, состав и контроль массы. М.: Изд-во стандартов, 1990. 14 с.
- Onat E., Klees G.W. A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines. Final Report NASA CR-159481, 1979. 132 p.

- Цховребов М.М., Коровкин В.Д. Метод определения массы и размеров авиационных ГТД для исследований и проектных разработок двигателей в рамках САПР-Д первого уровня // Труды ЦИАМ. 1984. № 1095. С. 24–25.
- Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Springer Science & Business Media, 1982. 598 p.
- Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 2nd ed. Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, 729 p.
- Lolis P. Development of a Preliminary Weight Estimation Method for Advanced Turbofan Engines. PhD thesis. Cranfield University, 2014. 189 p.
- Guha A., Boylan D., Gallagher P. Determination of Optimum Specific Thrust for Civil Aero Gas Turbine Engines: a Multidisciplinary Design Synthesis and Optimization // Journal of Aerospace Engineering. 2012. Vol. 227. No. 3, pp. 502–527. DOI: 10.1177/0954410011435623
- Byerley A.R., Rolling A.J., Van Treuren K.W. Estimating Gas Turbine Engine Weight, Costs, and Development Time During the Preliminary Aircraft Engine Design Process // ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (3–7 June 2013; San Antonio, Texas). GT2013-95778. DOI: 10.1115/GT2013-95778
- Авдеев С.В. Математическая модель массы турбореактивного двухконтурного двигателя с учетом влияния конструктивной схемы и размерности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение техника. 2021. Т. 20. № 1. С. 5–13. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-5-13
- Кузьмичев В.С., Филинов Е.П., Остапюк Я.А. Сравнительный анализ точности математических моделей массы турбореактивных двухконтурных двигателей // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93362>
- Кулагин В.В., Бочкарев С.К., Горюнов И.М. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Книга 3 / Под общ. ред. В.В. Кулагина. М.: Машиностроение, 2005. 464 с.
- 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.
- Марчуков Е.Ю., Вовк М.Ю., Кулалаев В.В. Критерий прогноза технического облика авиационных газотурбинных двигателей нового поколения // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 11–12. С. 68–81.
- Daly M. Jane's Aero Engines 2015–2016: Yearbook. 2nd ed. Ihs Global Inc; 2015. 415 p.
- Цховребов М.М. Модульное моделирование весовых характеристик ТРДДФ // В кн. ЦИАМ 2001–2005. Основные результаты научно-технической деятельности / Под общ. науч. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина, М.Я. Иванова. М.: Изд-во ЦИАМ, 2005. Т. 1. С. 64–68.

16. Соркин Л.И. (ред.). Иностранные авиационные двигатели: Справочник (по данным иностранной печати). XIII издание. М.: Авиамир, 2000. 534 с.
17. Эзрохи Ю.А., Морзеева Т.А. Расчетно-аналитическое исследование возможности создания турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой на основе базового газогенератора // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 152-163. DOI: 10.34759/vst-2020-1-152-163
18. Скворцов Г.В. (ред.). Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати). М.: Изд-во ЦИАМ, 1967. 544 с.
19. Скворцов Г.В. (ред.). Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати). М.: Изд-во ЦИАМ, 1971. 698 с.
20. Скворцов Г.В. (ред.). Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати). М.: Изд-во ЦИАМ, 1975. 281 с.
21. Шустов И.Г. (ред.). Авиационные двигатели. М.: ИД «Аэросфера», 2007. 344 с.
22. Котельников В.Р., Хробыстова О.В., Зрелов В.А., и др. Двигатели боевых самолетов России / Под общ. ред. В.В. Горошникова. Рыбинск: Медиарост, 2017. 616 с.
23. Эзрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение: Энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели. М.: Машиностроение, 2010. С. 341-353.
24. Гусманова А.А., Эзрохи Ю.А. Анализ возможности создания авиационных двигателей различного назначения на основе базового газогенератора // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 156-166. DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166
25. Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 34-43.

References

1. *Aircraft gas-turbine engines. Concepts, composition and mass control. State Standard 17106-90*. Moscow: Izdatel'stvo Standartov; 1990. 14 p. (In Russ.).
2. Onat E, Klees GW. *A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines*. Final Report NASA CR-159481; 1979. 132 p.
3. Tskhovrebov MM, Korovkin VD. Method for determining the mass and size of aviation gas turbine engines for research and design development of engines in the framework of CAD-D of the first level. *Trudy TsIAM*. 1984(1095):24-25. (In Russ.).
4. Torenbeek E. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Springer Science & Business Media; 1982. 598 p.
5. Raymer DP. *Aircraft Design: A Conceptual Approach. 2nd ed*. Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1992. 729 p.
6. Lolis P. *Development of a Preliminary Weight Estimation Method for Advanced Turbofan Engines*. PhD thesis. Cranfield University; 2014. 189 p.
7. Guha A, Boylan D, Gallagher P. Determination of Optimum Specific Thrust for Civil Aero Gas Turbine Engines: a Multidisciplinary Design Synthesis and Optimization. *Journal of Aerospace Engineering*. 2012;227(3):502-527. DOI: 10.1177/0954410011435623
8. Byerley AR, Rolling AJ, Van Treuren KW. Estimating Gas Turbine Engine Weight, Costs, and Development Time During the Preliminary Aircraft Engine Design Process. *ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition (June 3–7, 2013; San Antonio, Texas)*. GT2013-95778. DOI: 10.1115/GT2013-95778
9. Avdeev SV. Mathematical model of turbofan engine weight estimation taking into account the engine configuration and size. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021;20(1):5-13. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-5-13
10. Kuz'michev VS, Filinov EP, Ostapyuk YA. Comparative fidelity analysis of turbofan engines masses mathematical models. *Trudy MAI*. 2018(100). (In Russ.). <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=93362>
11. Kulagin VV, Bochkarev SK, Goryunov IM, et al. *Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. Textbook. Book 3*. Moscow: Mashinostroenie; 2005. 464 p. (In Russ.).
12. Ezrokhi YA, Kalenskii SM, Kizeev IS. Double-flow turboprop with afterburner weight indices estimation at the initial stage of its design. *Aerospace MAI Journal*. 2017;24(1):26-37. (In Russ.).
13. Marchukov EY, Vovk MY, Kulalaev VV. Criterion of prediction for the technical layout of the new-generation aviation gas turbine engines. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*. 2022(11-12):68-81. (In Russ.).
14. Daly M. *Jane's Aero Engines 2015-2016: Yearbook*. 2nd ed. IJhs Global Inc; 2015. 415 p.
15. Tskhovrebov MM. Modular modeling of the weight characteristics of turbofan engines. In: *TsIAM 2001-2005. Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deyatel'nosti*. Moscow: TsIAM; 2005. Vol. 1. p. 64-68. (In Russ.).
16. Sorokin LI. (ed) *Foreign aircraft engines. 13th ed*. Moscow: Aviamir; 2000. 534 p. (In Russ.).
17. Ezrokhi YA, Morzeeva TA. Estimated and analytical study of the possibility to develop a bypass turboprop with afterburning chamber based on baseline gas generator. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(1):152-163. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-1-152-163
18. Skvortsov GV. (ed) *Foreign aircraft engines (according to the foreign press)*. Moscow: TsIAM; 1967. 544 p. (In Russ.).

19. Skvortsov GV. (ed) *Foreign aircraft engines (according to the foreign press)*. Moscow: TsIAM; 1971. 698 p. (In Russ.).
20. Skvortsov GV. (ed) *Foreign aircraft engines (according to the foreign press)*. Moscow: TsIAM; 1975. 281 p. (In Russ.).
21. Shustov IG. (ed) *Aircraft engines*. Moscow: Aerosfera; 2007. 344 p. (In Russ.).
22. Kotel'nikov VR, Khrobystova OV, Zrelov VA, et al. *Engines of Russian combat aircraft*. Rybinsk: Mediarost; 2017. 616p. (In Russ.).
23. Ezrokhi YA. *Engine and its components modeling*. In: *Engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21 "Airplanes and helicopters"*. Book 3 "Aircraft engines". Moscow: Mashinostroenie; 2010. p. 341-353. (In Russ.).
24. Gusmanova AA, Ezrokhi YA. Analysis of the possibility of creating different purpose aviation engines of the based engine core. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(1):156-166. (In Russ.).DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166
25. Lukovnikov AV. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Aerospace MAI Journal*. 2008;15(3):34-43. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 29.04.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 12.05.2025
Принята к публикации / Accepted 29.05.2025