

К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ МАССЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННОГО ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Григорьев В.А.^{1*}, Загребельный А.О.^{1}, Кузнецов С.П.^{2***}**

¹ Самарский государственный аэрокосмический университет
им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет),

СГАУ, Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

² Научно-производственное объединение «САТУРН»,
НПО «Сатурн», просп. Ленина, 163, Рыбинск, 152912, Россия

* e-mail: va_grig@ssau.ru

** e-mail: zao_sam156@mail.ru

*** e-mail: saturn@npo-saturn.ru

Рассмотрены роль и место формирования математической модели массы силовой установки турбовинтового двигателя в задаче оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя на этапе начального проектирования. При формировании взлётной массы летательного аппарата, которая косвенно характеризует затраты материальных ресурсов на создание всей проектируемой системы летательного аппарата, одной из важных составляющих, фактически определяющей согласование параметров летательного аппарата и двигателя, является масса силовой установки с турбовинтовым двигателем. Сравнивались известные подходы к оценке массы силовой установки на начальном этапе проектирования. Предложено несколько вариантов математических моделей массы силовой установки, отличающихся друг от друга количеством требуемых параметров для расчёта на начальном этапе проектирования и точностью самих моделей. Сравнительный анализ данных математических моделей раскрывает их преимущества и недостатки для разных этапов проектирования.

Ключевые слова: турбовинтовой двигатель (ТВД), силовая установка (СУ), математическая модель, начальное проектирование.

Взлётная масса ЛА M_0 является одним из важнейших технико-экономических показателей эффективности проектируемого ЛА, так как для заданных значений расчетной дальности $L_{\text{п}}$, высоты $H_{\text{п}}$ и скорости полета $M_{\text{п}}$, массы коммерческой нагрузки $M_{\text{к.н}}$ и других она косвенно характеризует затраты материальных ресурсов на создание всей проектируемой системы ЛА.

В свою очередь, одной из составляющих взлётной массы M_0 является масса силовой установки $M_{\text{с.у}}$.

Исходное условие согласования параметров летательного аппарата и его силовой установки — равенство потребной для ЛА и располагаемой эквивалентной мощностей на всех регламентируемых режимах полёта и обеспечение выполнения самолётом своего функционального назначения. К факторам, влияющим на потребную мощность, можно отнести параметры самолёта (взлётная масса, по-

лётная масса, характеристики несущей системы и т.п.), а параметры рабочего процесса двигателя (степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}}$, температура газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$, степень понижения давления газа в выходном устройстве ТВД $\pi_{\text{с}}$), в свою очередь, влияют на некоторые самолётные показатели, что в конечном итоге влияет на баланс масс летательного аппарата.

При проведении параметрических исследований ТВД проектную массу СУ необходимо оценивать по параметрам ТВД. Однако зависимости $M_{\text{дв}} = f(\pi_{\text{к}}, \pi_{\text{с}})$ изучены ещё недостаточно. Поэтому зависимость массы двигателя от параметров рабочего процесса в настоящее время обычно оценивают на основании обобщённых статистических данных по выполненным конструкциям либо по парамет-

рическим моделям массы [1], так как иной, более точной информации на этом этапе не имеется.

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

Как и всякие статистические зависимости, параметрические формулы массы ГТД носят корреляционный характер. Их точность невысока ($\sigma \approx 10...20\%$). В то же время это единственный инструмент, реализующий на основе предшествующего опыта конструирования прогнозную оценку массы создаваемого ГТД.

Наиболее известно уравнение единой структуры для оценки массы ГТД разных типов [2]:

$$M_{дв} = BK_{m_{взл}} K_{T_r} G_{в\ в\ зл\ 1}^{m_1} \left(\pi_{к\ в\ зл}^{0,286} - 1 \right)^{m_2} k_c k_{рес}, \quad (1)$$

где k_c — коэффициент совершенствования массы ГТД по годам [1]; $k_{рес}$ — коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от назначенного ресурса [2].

Масса СУ с ТВД весьма значительна, поскольку в её состав входят такие элементы, как масса редуктора и воздушного винта, составляющие почти 50...60% общей массы СУ. Известные в настоящее время немногочисленные математические модели массы [3] включают редуктор в общую массу ТВД, а масса воздушного винта учитывается коэффициентом $K_{СУ}$:

$$M_{СУ} = K_{СУ} M_{ТВД}^* n_{дв},$$

где $M_{ТВД}^*$ — общая масса ТВД; $K_{СУ}$ — коэффициент увеличения массы СУ.

Этот подход фактически включает редуктор и воздушный винт в состав двигателя и приводит к искажению влияния на массу параметров рабочего процесса.

Такая модель позволяет учесть при оптимизации параметров ТВД изменения массы двигателя только в зависимости от расхода воздуха G_b и степени повышения давления в компрессоре π_k , в то время как масса редуктора и воздушного винта, заметно зависит от величины π_c . Математические модели такого вида не позволяют проводить полноценную оптимизацию параметров ТВД.

Для устранения этого недостатка предлагаются математические модели массы СУ с ТВД, которые учитывают влияние π_c .

Модель массы СУ с ТВД, которая учитывает влияние π_c на массу редуктора, турбины НД и выходного устройства

$$M_{СУ} = K_{СУ} M_{ТВД}^* n_{дв}. \quad (2)$$

Здесь

$$M_{ТВД}^* = M_{ГТД} \left[1 + (\bar{N}_{взл} - 1) (a_{ред} + a_t + a_{в\ у}) \right];$$

$$K_{СУ} = (M_{ТВД}^* + \Delta M_{СУ}) / M_{ТВД}^*,$$

где $M_{ТВД}^*$ определяется по одной из известных параметрических зависимостей [2, 4]; $\bar{N}_{взл}$ — относительная величина, учитывающая влияние π_c на $N_{в\ в\ зл}$; $a_{ред}$, a_t , $a_{в\ у}$ — относительные доли массы редуктора, части турбины, работающей на винт, и выходного устройства.

Модель массы СУ с ТВД, в которой выделена масса воздушных винтов и самолётных агрегатов:

$$M_{СУ} = n_{дв} \left(M_{ТВД}' K_{СУ}' + M_{вв} + M_{агр} \right), \quad (3)$$

где $M_{ТВД}' = \left[1 + \bar{N}_{взл} (M_{ТВД} / M_{ГТ} - 1) \right] M_{ГТ}$;

$M_{ГТ}$ — масса газогенератора, в которую не входит масса редуктора и масса части турбины, работающей на винт;

$M_{вв}$ — масса воздушного винта;

$M_{агр}$ — масса агрегатов, не зависящая от оптимизируемых параметров π_k и π_c ;

$\bar{N}_{взл}$ — относительная величина, учитывающая влияние изменения π_c на величину $N_{в\ в\ зл}$.

Модель массы СУ, в которой выделена масса редуктора, воздушных винтов и агрегатов:

$$M_{СУ} = n_{дв} \left(M_{ГТД}'' K_{СУ}'' + M_{вв} + M_{ред} + M_{агр} \right), \quad (4)$$

где $M_{ГТД}''$ — масса двигателя без редуктора;

$$K_{СУ}'' = (M_{ГТД}'' + \Delta M_{СУ}) / M_{ГТД}'';$$

$M_{ред}$ — масса редуктора.

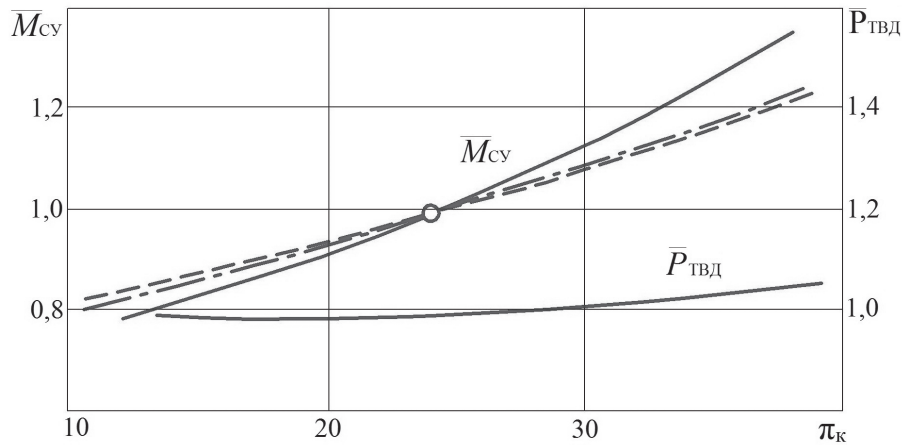


Рис. 1. Влияние π_k на относительную массу СУ при $\bar{P}_{ТВД} \approx \text{const}$: — (2); - · - · - (3); — (4)

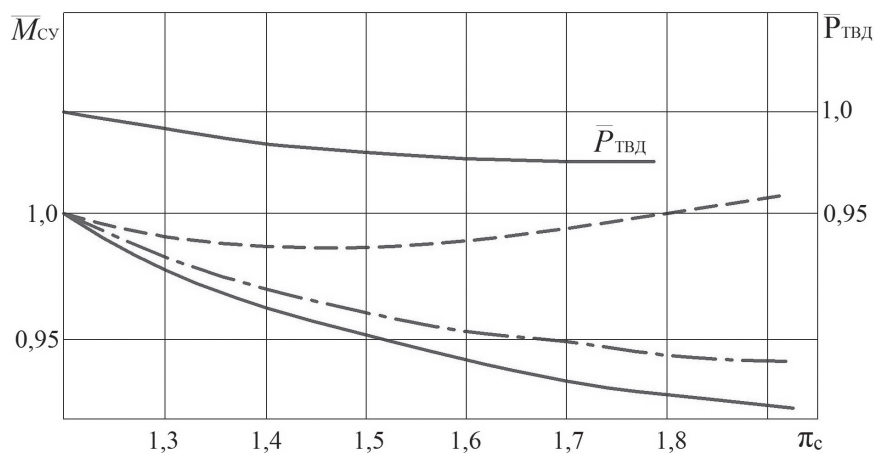


Рис. 2. Влияние π_c на относительную массу СУ и тягу $\bar{P}_{ТВД}$: — (2); - · - · - (3); — (4)

На рис. 1 и 2 соответственно представлено влияние π_k и π_c на относительное изменение массы СУ по рассмотренным моделям.

Такие модели массы СУ с ТВД позволяют в разной степени учесть влияние распределения свободной энергии (через π_c) на изменение составных частей массы ТВД.

Сравнительные результаты оптимизации проектных параметров ТВД при исследовании рассмотренных моделей массы приведены в работе [5]. При традиционном подходе к расчету массы СУ с ТВД (2), когда коэффициентом $K_{СУ}$ учитывается и масса винтов и самолетных агрегатов, оптимальные параметры рабочего процесса ТВД занижаются на 8...10% по π_k и 6...10% по π_c (рис. 1 и 2).

Модели (3) и (4), более полно отражающие физические связи между оптимизируемыми параметрами и узлами силовой установки, лишены этого недостатка.

Работа выполнена при государственной поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках реализации мероприятий Программы повышения конкурентоспособности СГАУ среди ведущих мировых научно-образовательных центров на 2013–2020 годы.

Библиографический список

1. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С. и др. Выбор параметров и термодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей. — 2-е изд., испр. и доп. — Самара: Изд-во Самарск. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. — 202 с.
2. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н., Григорьев В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / Под ред. В.Г. Маслова. — Самара: Самарск. гос. аэрокосм. ун-т, 1996. — 147 с.
3. Маслов В.Г. О выборе параметров авиационного ГТД, обеспечивающих оптимальное сочетание удельного веса и удельного расхода топлива // Проектирование и доводка авиационных ГТД: Труды КуАИ. 1974. Вып. 67. С. 3–16.

4. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 1981. — 123 с.
5. Григорьев В.А., Прокаев А.С. Оптимальное распределение свободной энергии турбовинтового двигателя между винтом и реактивной струей при учете массовых характеристик // Вестник СГАУ. 2013. № 3(41). Ч. 2. С. 88-92.

ON THE OF POWER PLANT MASS EVALUATION IN THE PROBLEM OF AIRCRAFT TURBOPROP OPERATING PROCEDURE OPTIMIZATION

Grigor'ev V.A.^{1*}, Zagrebel'nyi A.O.^{1}, Kuznetsov S.P.^{2***}**

¹ Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolev (National Research University),
SSAU, 34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

² Scientific production association «Saturn»,
163, Lenin av., Rybinsk, 152912, Russia

* e-mail: va_grig@ssau.ru

** e-mail: zao_sam156@mail.ru

*** e-mail: saturn@npo-saturn.ru

Abstract

This paper considers the role and place of mathematical model of a turboprop engine power plant mass generation in the problem of gas turbine engine operating procedure optimization at the stage of initial design. The mass of a power plant with turboprop is one of the major components, actually defining parameters matching of an aircraft and its engine, in the course of forming a takeoff weight of an aircraft, which indirectly defines the costs of material resources to create an entire aircraft designed system. Moreover, in the performance of parametric studies the project weight of a power plant should be estimate by turboprop parameters. However, such dependencies hitherto are underresearched. Thus, the evaluation of the engine weight dependencies on its operating procedure parameters is carried out based on either integrated data on generalized statistics on completed designs, or on weight parametric models, as far as more precise information is not available at this stage. We compared a number of state-of-the-art approaches to evaluation of the mass of a power plant at the initial design stage. We proposed also several variants of power plant mass models, differing from each other by the number of parameters required for calculation at the initial design stage and accuracy of the models themselves. A comparative analysis of mathematical models reveals their advantages and disadvantages for different stages of the design.

Keywords: turboprop engine, power plant, mathematical model, initial design.

References

1. Grigor'ev V.A., Zhdanovskii A.V., Kuz'michev V.S. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Selection of parameters and thermos- and gas dynamics calculations of aircraft gas turbine engines), Samara, Samara State Aerospace University, 2009, 202 p.
2. Maslov V.G., Kuz'michev V.S., Kovartsev A.N., Grigor'ev V.A. *Teoriya i metody nachal'nykh etapov proektirovaniya aviatsionnykh GTD* (Theory and methods of the initial stages of design of aircraft GTE), Samara, Samara State Aerospace University, 1996, 147 p.
3. Maslov V.G. *Proektirovanie i dovodka aviatsionnykh GTD. Trudy KuAI*, 1974, no. 67, pp. 3-16.
4. Maslov V.G. *Teoriya vybora optimal'nykh parametrov pri proektirovanii aviatsionnykh GTD* (The theory of optimum parameters selection for aircraft GTE design), Moscow, Mashinostroenie, 1981, 123 p.
5. Grigor'ev V.A., Prokaev A.S. *Vestnik SGAU*, 2013, no. 3(41), part 2, pp. 88-92.