

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МАССЫ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ И РАЗМЕРНОСТИ

© 2021

**С. В. Авдеев** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачёва;  
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;  
[avdeevsergeyvik@gmail.com](mailto:avdeevsergeyvik@gmail.com)

Разработана усовершенствованная корреляционно-регрессионная модель оценки массы двухконтурного реактивного двигателя, учитывающая влияние его конструктивной схемы и размерности. Цель данного исследования заключалась в повышении достоверности оценки массы двухконтурных реактивных двигателей. Из открытых источников были найдены необходимые статистические данные по 183 турбореактивным двухконтурным двигателям. Статистика включает значения суммарного расхода воздуха через двигатель, полную температуру газа перед турбиной, суммарную степень повышения давления и степень двухконтурности, а также информацию о конструктивной схеме каждого двигателя. Предварительно двигатели и соответствующая им статистическая информация были отсортированы по конструктивной схеме и размерности. Сортировка по размерности выполнялась на основе значения приведённого по параметрам за компрессором расхода воздуха через газогенератор. В зависимости от значения данного критерия двигатели были разбиты на три группы: малоразмерные, среднеразмерные газотурбинные двигатели и газотурбинные двигатели большой размерности. По конструктивной схеме все двигатели были разделены на турбореактивные двухконтурные двигатели без камеры смещения, турбореактивные двухконтурные двигатели с камерой смещения и турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой. Для соответствующих групп двигателей были найдены статистические коэффициенты усовершенствованной модели массы, учитывающие размерность и конструктивную схему двигателя. Коэффициенты определялись путём минимизации среднеквадратичных отклонений. С целью оценки качества разработанной модели был выполнен регрессионный анализ. Относительная средняя ошибка аппроксимации разработанной модели составила 8%, коэффициент корреляции – 0,99, среднеквадратичное отклонение – 10,2%. Модель была признана значимой и надёжной по критерию Фишера. Полученная модель может использоваться для оценки массы двигателя на этапе концептуального проектирования, а также для его оптимизации в составе летательного аппарата.

*Газотурбинный двигатель; математическое моделирование; корреляционно-регрессионная модель; масса, размер*

---

*Цитирование:* Авдеев С.В. Математическая модель массы турбореактивного двухконтурного двигателя с учётом влияния конструктивной схемы и размерности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 1. С. 5-13. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-5-13

### Введение

Вес двигателя оказывает значительное влияние на характеристики, а также на конструкцию летательного аппарата (ЛА). По этой причине попытки точного предсказания массы авиационных газотурбинных двигателей предпринимались с самого начала эры газотурбинных двигателей (ГТД). Однако из-за сложности и разнообразия конструктивных схем, параметров, влияющих на массу двигателя, а также размерности двигателя это вовсе не тривиальная задача.

С развитием методов математического моделирования особое значение для этапа проектирования ГТД приобрёл концептуальный этап. На данном этапе проектирования

определяются параметры будущего двигателя, его конструктивная схема, а также проводится его оптимизация в составе ЛА. Естественно, что на данном этапе крайне важно иметь точную и адекватную модель оценки массы ГТД, так как от этого зависит непосредственно эффективность и достоверность процесса проектирования.

На протяжении многих лет было разработано большое количество моделей для оценки массы ГТД, использующих различные параметры и характеристики. В целом все разработанные модели можно разделить на две большие группы:

- 1) статистические (корреляционно-регрессионные) [1-9];
- 2) компонентные [10-14].

Первая группа моделей массы использует «прошлый опыт» изготовления газотурбинных двигателей, то есть различного рода статистические данные, на основе которых затем строятся соответствующие корреляционно-регрессионные зависимости массы двигателя от его параметров (основных параметров двигателя). Компонентные модели массы (вторая группа) оценивают значения каждого узла двигателя в отдельности, а затем по этим значениям определяется суммарная масса всего двигателя. Установлено, что корреляционно-регрессионные модели позволяют проводить оценку массы двигателя с точностью  $\pm 10\%$ , а компонентные –  $\pm 5\%$  [14]. Данный факт говорит о том, что статистические модели обладают меньшей точностью по сравнению с компонентными моделями, однако значительным недостатком компонентных моделей является их высокая требовательность к числу входных параметров (в частности, требуется схема поперечного разреза двигателя с его характерными размерами), количество которых жёстко ограничено на ранних этапах проектирования двигателя. Это, в свою очередь, определяет границы практического применения моделей этих двух видов. Также общим недостатком для всех статистических моделей является необходимость их постоянного уточнения по мере появления новых вариантов ГТД.

Помимо такой классификации моделей массы в настоящее время особо актуальна классификация по принадлежности модели массы к двигателям определённой размерности [15]. Ввиду всё более широкого использования малоразмерных газотурбинных двигателей проводятся исследования в направлении учёта погрешности, вносимой размерностью двигателя при создании математических моделей. Этот процесс также коснулся и моделей оценки массы [3].

Среди существующих корреляционно-регрессионных моделей массы, использующих в качестве входных параметров основные термодинамические параметры рабочего процесса двигателя, следует выделить модель массы В. С. Кузьмичёва [1], которая является одной из наиболее совершенных на сегодняшний день. Данная модель учитывает размерность, тип двигателя (разделение на одноконтурные реактивные двигатели и турбореактивные двухконтурные), его конструктивную схему (учитывает наличие камеры смешения, форсажной камеры сгорания, редуктора), а также совершенство двигателя в зависимости от времени начала серийного производства. Однако, несмотря на явно большой потенциал данной корреляционно-регрессионной модели, она не способна реализовать его в полной мере по причине использования большого количества входных параметров, что создаёт трудности в поиске необходимой статистической информации для определения и последующего уточнения её статистических коэффициентов.

В связи с этим рационально использовать в качестве основы для разработки новой модели массы, учитывающей конструктивные особенности двигателя, а также его размерность, менее требовательную модель (по количеству входных параметров) с целью увеличения объёма задействованных статистических данных. Этому в полной мере соответствует модель массы, рассмотренная в работе [3].

Актуальность данной работы состоит в необходимости создания модели массы, учитывающей конструктивные схемы и размерность турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД), задействующей большой объём статистической информации относительно существующих моделей. Новым в данной работе являются коэффициенты учёта конструктивной схемы и размерности ТРДД для усовершенствованной модели оценки массы.

### Разработка усовершенствованной модели массы

Цель данной работы заключалась в повышении достоверности математической модели оценки массы ГТД. В соответствии с этим была поставлена задача усовершенствования ранее разработанной модели оценки массы [3], а также расширения её границ применимости путём введения учёта размерности и конструктивных схем турбореактивных двухконтурных двигателей.

Для решения задачи усовершенствования модели массы были собраны параметры рабочего процесса 183 турбореактивных двухконтурных двигателей различных конструктивных схем. В статистике задействованы двигатели именно такого типа (ТРДД) по причине их наибольшего распространения. Поиск данной статистической информации осуществлялся с использованием информации с официальных сайтов изготовителей, справочников и интернет-ресурсов [16-22].

Для учёта размерности ГТД в данной работе принята классификация по размерам, а в качестве основной качественной характеристики принят приведённый по параметрам за компрессором расход воздуха через газогенератор:

$$G_{B_{1\text{прк}}} = G_{B_{10}} / \pi_{k\Sigma}^{*5/6}, \quad (1)$$

предложенный ЦИАМ им. П. И. Баранова [15]. Соответственно в данном уравнении  $G_{B_{10}}$  – расход воздуха через внутренний контур двигателя,  $\pi_{k\Sigma}^*$  – суммарная степень повышения давления. В соответствии с данной классификацией ТРДД были разбиты на 3 группы: малоразмерные ГТД ( $G_{B_{1\text{прк}}} < 1,5$  кг/с), среднеразмерные ГТД ( $1,5 < G_{B_{1\text{прк}}} < 5$  кг/с) и ГТД большой размерности ( $G_{B_{1\text{прк}}} > 5$  кг/с).

Далее двигатели были отсортированы по конструктивным схемам, а именно были выделены следующие:

- двухконтурный турбореактивный двигатель без форсажной камеры сгорания и без камеры смешения (ТРДД);
- двухконтурный турбореактивный двигатель с камерой смешения (ТРДДсм);
- двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДДф).

Формула для расчёта массы ТРДД ( $M_{\text{дв}}$ ) по усовершенствованной модели имеет следующий вид:

$$M_{\text{дв}} = a \left( \frac{G_{\text{в}\Sigma\text{вл пр}}}{m+1} \right)^{1,17} \left( \left( \frac{T_r^*}{288} \right)^{0,107} + 4,3 \cdot 10^{-3} \pi_{k\Sigma}^{2,78} \right) + b G_{\text{в}\Sigma\text{вл пр}}^{0,85} m^{0,165}. \quad (2)$$

Здесь  $a$  и  $b$  – статистические коэффициенты, учитывающие размерность двигателя и его конструктивную схему. В качестве входных данных модель использует следующие параметры рабочего процесса ГТД на взлётном режиме:

$G_{\Sigma \text{взл пр}}$  – суммарный расход воздуха через двигатель;

$T_{\Gamma}^*$  – полная температура газов перед турбиной;

$\pi_{\kappa \Sigma}^*$  – суммарная степень повышения давления компрессора;

$m$  – степень двухконтурности.

Для каждой группы двигателей были рассчитаны соответствующие статистические коэффициенты  $a$  и  $b$  (табл. 1). Эти статистические коэффициенты определялись в ходе решения задачи по минимизации среднеквадратичного отклонения для каждой группы двигателей определённой размерности и конструктивной схемы. Таким образом, учёт влияния конструктивной схемы и размерности ГТД в модели массы был достигнут за счёт предварительной сортировки исходных статистических данных, а также за счёт последующей оптимизации статистических коэффициентов. В свою очередь, это позволило повысить точность (достоверность) модели и расширить границы её применимости относительно исходной модели.

Таблица 1. Значения коэффициентов  $a$  и  $b$  в зависимости от конструктивной схемы и размерности двигателя

Приведённый расход воздуха через внутренний контур двигателя	Значение статистического коэффициента	ТРДД	ТРДДсм	ТРДДф
$G_{\text{втрк}} > 5$ кг/с	$a$	4,49	5,30	7,39
	$b$	7,56	9,84	6,13
$1,5 < G_{\text{втрк}} < 5$ кг/с	$a$	7,41	6,99	4,95
	$b$	5,12	5,98	12
$G_{\text{втрк}} < 1,5$ кг/с	$a$	3,95	5,55	–
	$b$	6,68	6,15	–

Статистические коэффициенты для малоразмерных ТРДДф не были рассчитаны ввиду недостатка необходимой статистической информации.

По результатам определения статистических коэффициентов были построены графики отклонения фактического значения массы от расчётного, а также определены значения среднеквадратичного отклонения (рис. 1 – 3).

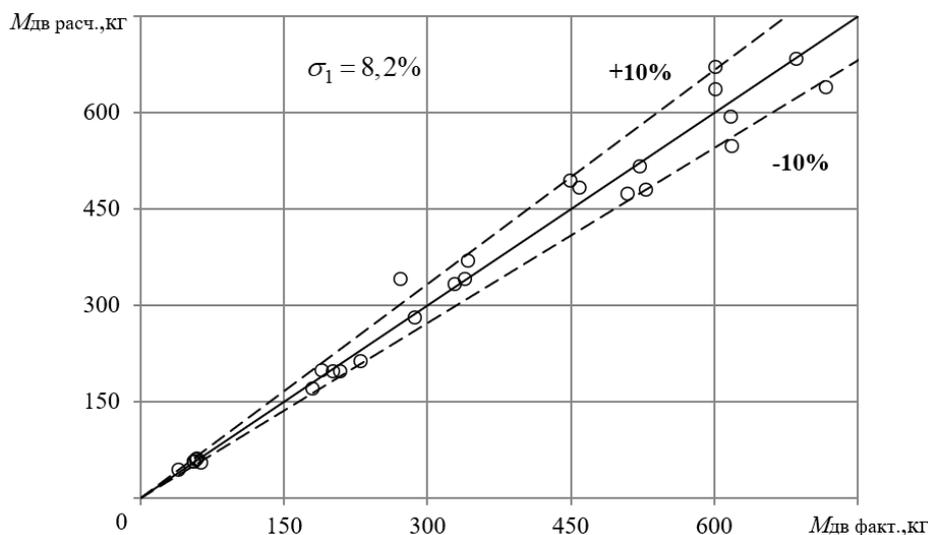


Рис. 1. Отклонения фактического значения массы от расчётного для малоразмерных ТРДД

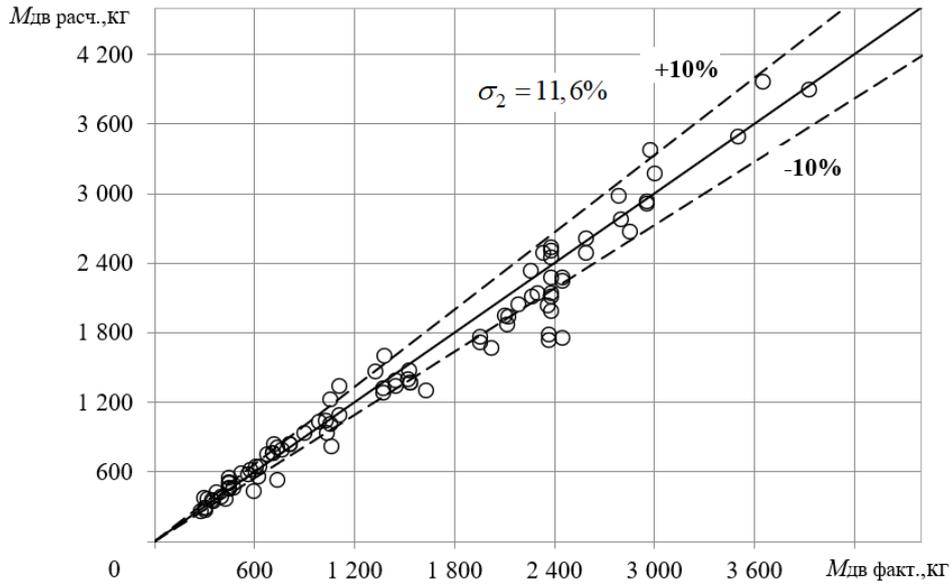


Рис. 2. Отклонения фактического значения массы от расчётного для среднеразмерных ТРДД

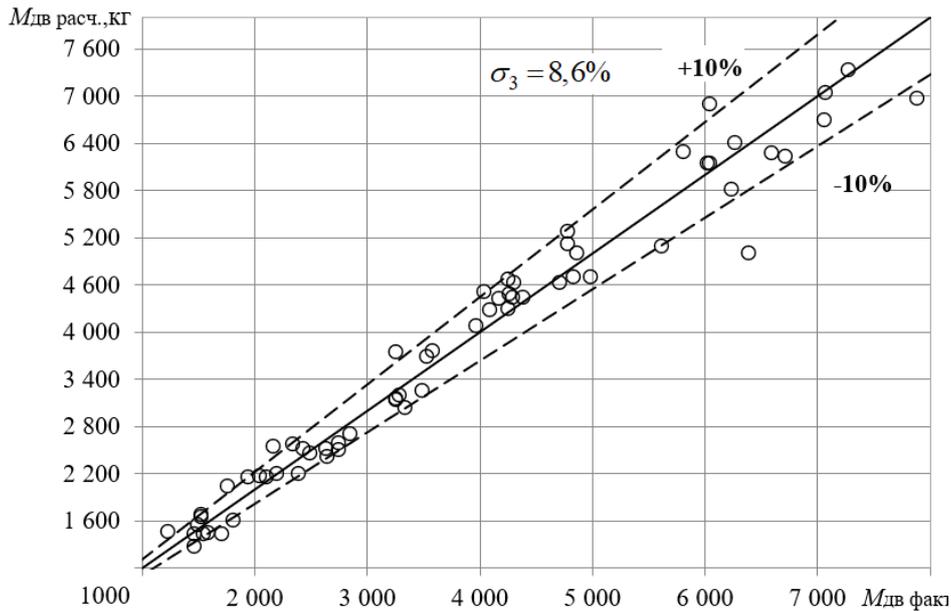


Рис. 3. Отклонения фактического значения массы от расчётного для ТРДД большой размерности

На рис. 1 – 3 видно, что для большинства двигателей погрешность вычисления массы составляет менее 10%.

В ходе регрессионного анализа были вычислены следующие величины, характеризующие точность, адекватность и значимость модели массы: относительная средняя ошибка аппроксимации ( $\bar{A}$ ), стандартное отклонение ( $\sigma$ ), коэффициент корреляции ( $R$ ), расчётное и табличное значения критерия Фишера ( $F_{\text{расч.}}$ ,  $F_{\text{табл.}}$ ). Табличное значение критерия Фишера было определено при уровне значимости  $\alpha=0,05$ . Результаты регрессионного анализа модели массы сведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты регрессионного анализа модели массы

Показатель	$\bar{A}$ , %	$\sigma$ , %	$R$	$F_{\text{расч.}}$	$F_{\text{табл.}}$
Значение	8	10,2	0,99	1794	2,26

Известно, что средняя ошибка аппроксимации и стандартное отклонение для моделей средней точности составляет 10-15%. Модель массы удовлетворяет этому критерию. Коэффициент корреляции отражает силу и направление связи – близкое к единице и положительное значение говорит о сильной, прямой связи между моделью массы и фактическими значениями массы двигателей. Адекватность полученной модели проверялась с помощью критерия Фишера, так как  $F_{\text{расч.}} > F_{\text{табл.}}$  ( $1794 > 2,26$ ), полученная модель признаётся статистически значимой и надёжной.

### Заключение

В результате проведённого исследования на основе статистических данных 183-х авиационных двухконтурных ГТД была разработана корреляционно-регрессионная модель массы, учитывающая влияние конструктивной схемы и размерности двухконтурного реактивного двигателя. На основе регрессионного анализа было установлено, что полученная модель может использоваться на этапе концептуального проектирования ГТД, а также в различных задачах концептуального проектирования системы ГТД-ЛА.

В дальнейших исследованиях планируется разработать новые корреляционно-регрессионные модели оценки массы узлов двигателя.

### Библиографический список

1. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С., Осипов И.В., Пономарёв Б.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009. 202 с.
2. Григорьев В.А., Загребельный А.О., Калабухов Д.С. Совершенствование параметрической модели массы газотурбинного двигателя со свободной турбиной для вертолётов // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 3. С. 137-143.
3. Филинов Е.П., Авдеев С.В., Красильников С.А. Корреляционно-регрессионные модели расчёта массы малоразмерных авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 3. С. 73-81.
4. Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design. Delft University Press, 1976. 598 p.
5. Raymer D.P. Aircraft design: a conceptual approach. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. 745 p.
6. Jenkinson L.R., Simpkin P., Rhodes D. Civil jet aircraft design. London: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999. 429 p.
7. Svoboda C. Turbofan engine database as a preliminary design tool // Aircraft Design. 2000. V. 3, Iss. 1. P. 17-31. DOI: 10.1016/s1369-8869(99)00021-x
8. Guha A., Boylan D., Gallagher P. Determination of optimum specific thrust for civil aero gas turbine engines: a multidisciplinary design synthesis and optimization // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2012. V. 227, Iss. 3. P. 502-527. DOI: 10.1177/0954410011435623

9. 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 // Proceedings of ASME Turbo Expo. 2013. V. 4. DOI: 10.1115/GT2013-95778
10. Lolis P., Giannakakis P., Sethi V., Jackson A.J.B., Pilidis P. Evaluation of aero gas turbine preliminary weight estimation methods // The Aeronautical Journal. 2014. V. 118, Iss. 1204. P. 625-641. DOI: 10.1017/S0001924000009404
11. Lolis P. Development of a preliminary weight estimation method for advanced turbofan engines. Ph.D. Thesis. Cranfield University, 2014. 189 p.
12. Onat E., Klees G.W. A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines. Final Report. National Aeronautics and Space Administration (NASA) Lewis Research Center, 1979. 132 p.
13. 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.
14. Михайлова А.Б., Михайлов А.Е., Ахмедзянов Д.А. Разработка и реализация в СИМ COMPRESSOR поэлементной математической модели для оценки массы компрессора // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2014. Т. 18, № 1 (62). С. 180-185.
15. Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Остапюк Я.А. Особенности компьютерного моделирования рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 91-101. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-91-101
16. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки: (по материалам зарубежных публикаций): справочник / под ред. Л.И. Соркина, Г.К. Ведешкина, А.Н. Князева. Вып. 15. М.: ЦИАМ, 2010. 415 с.
17. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей: аналитический обзор. М.: ЦИАМ, 2010. 673 с.
18. Нерубасский В.В. Турбореактивные двухконтурные двигатели для региональных пассажирских, административных и учебно-тренировочных самолётов. Справочное пособие в 4 ч. Ч. 3. Двигатели малой тяги. Харьков: Харьковский авиационный институт, 2008. 2017 с.
19. Roux E. Turbofan and turbojet engines: database handbook. Blagnac: Elodie Roux, 2007. 595 p.
20. Иностранные авиационные двигатели: справочник. 11-е издание / под ред. Л.И. Соркина. М.: ЦИАМ, 1987. 319 с.
21. Иностранные авиационные двигатели: справочник / под ред. Л.И. Соркина. М.: ЦИАМ, 1992. 286 с.
22. Иностранные авиационные двигатели: справочник. 13-е издание / под ред. Л.И. Соркина. М.: Авиамир, 2000. 534 с.

## MATHEMATICAL MODEL OF TURBOFAN ENGINE WEIGHT ESTIMATION TAKING INTO ACCOUNT THE ENGINE CONFIGURATION AND SIZE

© 2021

**S. V. Avdeev** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Theory;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[avdeevsergeyvik@gmail.com](mailto:avdeevsergeyvik@gmail.com)

The paper presents a new correlation-regression model of estimating the turbofan engine weight considering the effect of the engine's design schemes and dimensions. The purpose of this study was to improve the efficiency of the conceptual design process for aircraft gas turbine engines. Information on 183 modern turbofan engines was gathered using the available sources: publications, official websites, reference books etc. The statistic information included the values of the total engine air flow, the total turbine inlet gas temperature, the overall pressure ratio and the bypass ratio, as well as information on the structural layout of each engine. The engines and the related statistics were classified according to their structural layout and size. Size classification was based on the value of the compressor outlet air flow through the gas generator given by the parameters behind the compressor. Depending on the value of this criterion, the engines were divided into three groups: small-sized, medium-sized gas turbine engines, and large gas turbine engines. In terms of the structural layout, all engines were divided into three groups: turbofan engines without a mixing chamber, engines with a mixing chamber and afterburning turbofan engines. Statistical factors of the improved weight model were found for the respective groups of engines, considering their design and size. The coefficients of the developed model were determined by minimizing the standard deviations. Regression analysis was carried out to assess the quality of the developed model. The relative average error of approximation of the developed model was 8%, the correlation coefficient was 0,99, and the standard deviation was 10,2%. The model was found to be relevant and reliable according to Fisher's test. The obtained model can be used to assess the engine weight at the stage of conceptual design and for its optimization as part of an aircraft.

*Gas turbine engine; mathematical modeling; correlation-regression model; weight; size*

---

*Citation:* Avdeev S.V. Mathematical model of turbofan engine weight estimation taking into account the engine configuration and size. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 1. P. 5-13.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-5-13

### References

1. Grigor'ev V.A., Zhdanovskiy A.V., Kuz'michev V.S., Osipov I.V., Ponomarev B.A. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Parameter selection and thermogasdynamic calculations of aircraft gas turbine engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. 202 p.
2. Grigor'ev V.A., Zagrebel'nyi A.O., Kalabukhov D.S. Updating parametric gas turbine engine model with free turbine for helicopters. *Aerospace MAI Journal*. 2019. V. 26, no. 3. P. 137-143. (In Russ.)
3. Filinov E.P., Avdeev S.V., Krasilnikov S.A. Correlation-regressive model for small-sized aircraft gas turbine engines mass computation. *Aerospace MAI Journal*. 2018. V. 25, no. 3. P. 73-81. (In Russ.)
4. Torenbeek E. *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft University Press, 1976. 598 p.
5. Raymer D.P. *Aircraft design: a conceptual approach*. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. 745 p.
6. Jenkinson L.R., Simpkin P., Rhodes D. *Civil jet aircraft design*. London: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999. 429 p.
7. Svoboda C. Turbofan engine database as a preliminary design tool. *Aircraft Design*. 2000. V. 3, Iss. 1. P. 17-31. DOI: 10.1016/s1369-8869(99)00021-x

8. Guha A., Boylan D., Gallagher P. Determination of optimum specific thrust for civil aero gas turbine engines: a multidisciplinary design synthesis and optimization. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2012. V. 227, Iss. 3. P. 502-527. DOI: 10.1177/0954410011435623
9. 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. *Proceedings of ASME Turbo Expo*. 2013. V. 4. DOI: 10.1115/GT2013-95778
10. Lolis P., Giannakakis P., Sethi V., Jackson A.J.B., Pilidis P. Evaluation of aero gas turbine preliminary weight estimation methods. *The Aeronautical Journal*. 2014. V. 118, Iss. 1204. P. 625-641. DOI: 10.1017/S0001924000009404
11. Lolis P. Development of a preliminary weight estimation method for advanced turbofan engines. Ph.D. Thesis. Cranfield University, 2014. 189 p.
12. Onat E., Klees G.W. A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines. Final Report. National Aeronautics and Space Administration (NASA) Lewis Research Center, 1979. 132 p.
13. 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.
14. Mikhailova A.B., Mikhailov A.E., Akhmedzyanov D.A. Compressor weight estimation model development and implementation in compressor simulation system. *Vestnik UGATU*. 2014. V. 18, no. 1 (62). P. 180-185. (In Russ.)
15. Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Ostapyuk Ya.A. Peculiarities of computer modeling of the working process in small gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 91-101. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-91-101
16. *Inostrannyye aviatsionnyye dvigateli i gazoturbinnyye ustanovki: (po materialam zarubezhnykh publikatsiy): spravochnik* [Foreign manufactured aircraft engines and gas turbines: Reference book (based on materials from foreign publications) / ed. by Sorkin, G.K. Vedeshkin, A.N. Knyazev]. Vyp. 15. Moscow: TsIAM Publ., 2010. 415 p.
17. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelsestroitel'nykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley: analiticheskiy obzor* [The work of leading aircraft engine companies to ensure the creation of advanced aircraft engines: Analytical review]. Moscow: TsIAM Publ., 2010. 673 p.
18. Nerubasskiy V.V. *Turboreaktivnyye dvukhkонтурные двигатели для regional'nykh passazhirskikh, administrativnykh i uchebno-trenirovochnykh samoletov. Spravochnoe posobie v 4 ch. Ch. 3. Dvigateli maloy tyagi* [Turbojet bypass engines for regional passenger, administrative and training aircraft: Reference book: In 4 parts]. Kharkov: Kharkov Aviation Institute Publ., 2008. 2017 p.
19. Roux E. Turbofan and turbojet engines: database handbook. Blagnac: Elodie Roux, 2007. 595 p.
20. *Inostrannyye aviacionnyye dvigateli: spravochnik. 11-e izdanie* [Foreign manufactured aircraft engines: Reference book / ed. by Sorkin L.I.]. Moscow: TsIAM Publ., 1987. 319 p.
21. *Inostrannyye aviacionnyye dvigateli: spravochnik* [Foreign manufactured aircraft engines: Reference book / ed. by Sorkin L.I.]. Moscow: TsIAM Publ., 1992. 286 p.
22. *Inostrannyye aviatsionnyye dvigateli: spravochnik. 13-e izdanie* [Foreign manufactured aircraft engines: Reference book / ed. by L.I. Sorkin]. Moscow: Aviamir Publ., 2000. 534 p.