

ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.45.01:004.942

КОРРЕЛЯЦИОННО-РЕГРЕССИОННЫЕ МОДЕЛИ РАСЧЕТА МАССЫ МАЛОРАЗМЕРНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Филинов Е.П.^{*}, Авдеев С.В.^{**}, Красильников С.А.^{***}

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

** e-mail: filinov.evg@gmail.com*

*** e-mail: avdeevsergeyvik@gmail.com*

**** e-mail: krasilnikov28Sergey@yandex.ru*

Предложено несколько новых корреляционно-регрессионных моделей вычисления массы малоразмерных авиационных газотурбинных двигателей на этапе их концептуального проектирования. Проведено сравнение полученных моделей массы между собой и с моделью В.С. Кузьмичева. На основе полученных результатов были сделаны выводы о возможности и области их применения. Новые корреляционно-регрессионные модели отличаются друг от друга количеством используемых входных параметров, а также точностью прогнозирования массы. В ходе работы была сформирована база основных данных и термодинамических параметров двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД), состоящая из 92 малоразмерных ТРДД с тягой менее 50 кН. На основе собранной статистики были получены формулы, позволяющие рассчитать массу на начальном этапе проектирования двигателя. Погрешность вычисления массы по данным моделям находится в диапазоне от 10 до 30 %.

Ключевые слова: математическая модель массы, корреляционно-регрессионные коэффициенты, малоразмерный газотурбинный двигатель, предварительная оценка массы, этап концептуального проектирования.

Введение

Как правило, на начальных этапах проектирования газотурбинного двигателя требуется оценка его массы для расчета показателей технико-экономической эффективности и оптимизации по ним его параметров. От результатов концептуального проектирования во многом зависит дальнейшая судьба проекта. На более поздних этапах проектирования возможно использование поузловых моделей расчета массы, а также возможна оценка мас-

сы на основе компоновочных чертежей, что, однако, нельзя сделать на этапе концептуального проектирования из-за недостаточности информации по проекту. В связи с этим на начальных этапах проектирования используются корреляционно-регрессионные модели, основанные на статистических данных по массе созданных газотурбинных двигателей (ГТД). Точность таких моделей зависит от количества двигателей, на значениях параметров которых основывается статистика, количества пара-

метров, используемых для расчета, и от размерности рассматриваемого двигателя. Созданием подобных математических моделей массы в России занимаются также коллеги из Казанского государственного энергетического университета [1] и Уфимского государственного технического университета [2].

В настоящее время широкое распространение получили малоразмерные газотурбинные двигатели. Эти двигатели используются на легких самолетах, беспилотных летательных аппаратах, крылатых ракетах, в качестве вспомогательных силовых установок, а в перспективе они рассматриваются в составе распределенных силовых установок. Перспективность данного направления требует проведения тщательных исследований, в частности создания по возможности более точных математических моделей массы, а также уточнение уже существующих. Точность расчета массы в большой степени зависит от размерности газотурбинного двигателя: для двигателей малой размерности наблюдается рост погрешности расчета. Это связано в первую очередь с тем, что у малоразмерных ГТД больше относительная доля агрегатов и это трудно учесть параметрически, а также с недостатком статистики для малоразмерных ТРДД. Актуальность работы обусловлена необходимостью развития методов оптимального проектирования малоразмерных газотурбинных двигателей.

- 2) определение общего вида модели;
- 3) расчет статистических коэффициентов модели;
- 4) определение статистических оценок модели.

На заключительном этапе был произведен анализ полученных результатов и сделаны соответствующие выводы о применимости соответствующей модели.

Поиск и подготовка исходных данных

Для создания новой модели расчета массы была собрана база данных, включающая основные параметры 92 газотурбинных двигателей с тягой менее 50 кН. Часть параметров для расчета массы не удалось найти в открытых публикациях, поэтому разные модели задействуют для расчета массы разное количество двигателей, в зависимости от числа входных параметров. Статистику составляют различные типы ТРДД и ТРД как для военной, так и для гражданской авиации.

Поиск исходных данных производился на основе анализа работ [4–16].

Из табл. 1 видно, что диапазон изменения параметров рабочего процесса для найденных 92 двигателей достаточно широк. Полученные результаты анализа моделей массы будут справедливы для большинства современных малоразмерных ТРДД, так как их параметры укладываются в этот диапазон.

Таблица 1

Диапазон изменения параметров рабочего процесса в выборке двигателей

Параметр	$G_{в.взл}$, кг/с	$P_{взл}$, кН	π_k	$T_{г}^*$, К	m	$M_{дв}$, кг	D_B , мм	$\pi_{к.вент}$	Год выпуска
min	5,3	2,12	3,8	1039	0	41	0,305	1,29	1950
max	153	50	30	1850	9	1126	1,272	3,9	2014

Цель данной работы заключалась в разработке новых моделей расчета массы применительно к начальным этапам проектирования малоразмерных газотурбинных двигателей, а также в оценке точности полученных моделей и определении возможности их дальнейшего применения.

Модели массы

Разработка новых моделей производилась в несколько этапов. На первом этапе осуществлялись поиск и подготовка исходных данных. От достоверности собранной на данном этапе информации о параметрах двигателя во многом зависит точность разрабатываемых моделей.

Второй этап создания модели включал в себя четыре шага:

- 1) выбор входных параметров модели;

Создание модели массы

На основе собранных статистических данных были предложены четыре новые модели для расчета массы малоразмерных ТРДД. Они отличаются друг от друга точностью расчета, количеством используемых параметров и сложностью. В дальнейшем было произведено сравнение полученных моделей и сделаны выводы по области их применения.

Модель массы №1

Первая модель массы была получена путем аппроксимации статистических данных по массе двигателя в зависимости от суммарного расхода воздуха через двигатель. Была выбрана степенная функция, как наиболее точно описывающая статистические данные.

Формула для вычисления массы ГТД по модели №1 выглядит следующим образом:

$$M_{\text{дв}} = 14,7 \cdot G_{\text{в}\Sigma}^{0,818}. \quad (1)$$

Данная модель задействовала статистику по 88 ТРДД. Среднеквадратичное отклонение составило 25,5 %.

Модель массы №2

Вторая модель также является аппроксимацией, но в данном случае по значению тяги. Формула для вычисления массы двигателя выглядит следующим образом:

$$M_{\text{дв}} = 21,55 \cdot P_{\text{взл}}^{0,98}. \quad (2)$$

Коэффициенты аппроксимирующей функции были определены на основе 92 газотурбинных двигателя. Значение относительного среднеквадратичного отклонения для данной модели составило 18,6 %.

Модель массы №3

Третья модель представляет собой произведение степенных функций основных параметров двигателя: тяги двигателя, суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности. Показатели степени были определены на основе собранной статистики. Формула расчета массы по данной модели имеет следующий вид:

$$M_{\text{дв}} = 19,27 \cdot P_{\text{взл}}^{0,92} \cdot \pi_{\text{к}\Sigma}^{0,11} \cdot m^{0,03}. \quad (3)$$

Данная модель задействовала 77 ТРДД. Значение относительного среднеквадратичного отклонения данной модели составило 13,4 %.

Модель массы №4

Четвертая модель использует для расчета массы суммарный расход воздуха, степень повышения давления, температуру газа перед турбиной, степень двухконтурности. Таким образом, из всех предложенных моделей эта использует наибольшее количество входных параметров. Формула для расчета массы ГТД по данной модели имеет следующий вид:

$$M_{\text{дв}} = 6,88 \left(\frac{G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}}{m+1} \right)^{1,14} \left(\left(\frac{T_{\text{г}}^*}{288} \right)^{0,21} + 3,742 \pi_{\Sigma}^{0,133} \right) + 4,82 G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}^{0,834} m^{0,223}. \quad (4)$$

Формула состоит из двух слагаемых. Первое слагаемое характеризует массу внутреннего контура двигателя, а второе — внутреннего контура.

Статистические коэффициенты были вычислены применительно к ТРДД;

$G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}$ — суммарный расход воздуха через двигатель;

π_{Σ} — суммарная степень повышения давления компрессора;

m — степень двухконтурности;

$T_{\text{г}}^*$ — температура газов перед турбиной.

Основой для данной модели стали 57 ТРДД. Значение относительного среднеквадратичного отклонения для данной модели составило 10,1 %.

Модель массы Кузьмичева [17]

Модель массы Кузьмичева зависит от пяти параметров газотурбинного двигателя:

$$M_{\text{дв}} = f(m, \pi_{\text{к}\Sigma}, G_{\text{в}}, T_{\text{г}}^*, \pi_{\text{в}}). \quad (5)$$

В общем виде модель выглядит следующим образом:

$$M_{\text{дв}} = (M_{\text{I}} + M_{\text{II}} + M_{\text{КСМ}} + M_{\text{ФК}}) \cdot k_{\text{с}} \cdot k_{\text{рес}}. \quad (6)$$

Здесь M_{I} — масса газогенератора внутреннего контура двигателя:

$$M_{\text{I}} = B \cdot (G_{\text{в I пр.вен}})^{k_1} \cdot \left[\left(\frac{\pi_{\text{к}\Sigma}}{\pi_{\text{в}}} \right)^{0,286} - 1 \right]^{k_2} k_{T_{\text{г}}^*}; \quad (7)$$

$G_{\text{в I пр.вен}}$ — расход воздуха на взлетном режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором:

$$G_{\text{в I пр.вен}} = G_{\text{в I}} \frac{1}{\pi_{\text{в}}} \sqrt{1 + \left(\pi_{\text{в}}^{0,286} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{в}}}}; \quad (8)$$

M_{II} — масса турбовентилятора и обечайки наружного контура:

$$M_{\text{II}} = 2,865 G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}^{0,903} m^{0,104} \pi_{\text{в}}^{1,193}; \quad (9)$$

$M_{\text{КСМ}}$ — масса камеры смешения у ТРДД со смешением потоков внутреннего и наружного контуров:

$$M_{\text{КСМ}} = 2,316 G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}^{0,753}; \quad (10)$$

$M_{\text{ФК}}$ — масса форсажной камеры для ТРДДФ:

$$M_{\text{ФК}} = 2,9 G_{\text{в}\Sigma\text{взл}}; \quad (11)$$

k_c — коэффициент, учитывающий совершенствование массы (прогресс конструирования) в зависимости от года сертификации двигателя (рис. 1);

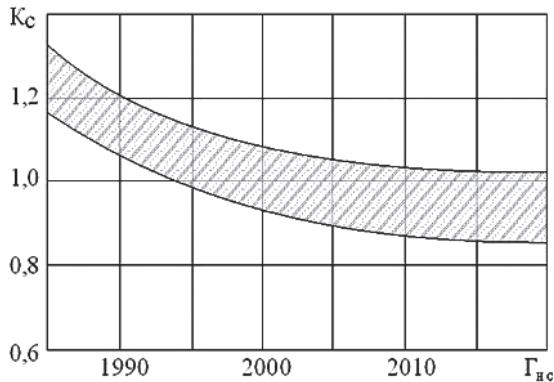


Рис. 1. Статическая зависимость коэффициента совершенствования массы ГТД от года начала серийного производства [3]

$k_{рес}$ — коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины назначенного ресурса;

k_{T_r} — коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счет усложнения системы охлаждения турбины:

$$k_{T_r} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{r \max}^* - 1200). \quad (12)$$

Значения коэффициентов B , k_1 , k_2 определялись на основе собранных статистических данных по малоразмерным ГТД. Общее число двигателей, данные по которым вошли в статистику, составило 52. Значения коэффициентов B , k_1 , k_2 приведены в табл. 2.

Анализ полученных результатов

Точность модели характеризуется величиной относительного отклонения расчетного значения массы двигателя от его реального значения. Считается, что статистические модели имеют удовлетворительную точность, если средняя ошибка составляет не более 10–15 % [3, 4]. Для предложенных в данной работе моделей была проведена оценка их точности по четырем основным показателям: среднеквадратическое отклонение σ , средняя относительная ошибка аппроксимации A , коэффициент корреляции r и критерий Фишера $F_{табл} / F_{расч}$ (табл. 3).

У модели, зависящей от суммарного расхода воздуха через вентилятор, наибольшее среднеквадратическое отклонение вычисления. Это связано с тем, что модель имеет лишь один входной параметр и не учитывает, таким образом, все факторы, влияющие на массу ГТД.

Модель-аппроксимация по тяге двигателя имеет среднеквадратическое отклонение меньше, чем модель №1. Причиной уменьшения среднеквадратического отклонения является то, что тяга двигателя наиболее полно характеризует рабочий процесс двигателя, так как имеет однозначную зависимость от всех параметров двигателя [18–20]. В том числе тяга двигателя учитывает и значение суммарного расхода воздуха через двигатель.

У модели №3 точность расчета массы была повышена, относительно моделей №1 и №2, за счет увеличения количества входных параметров.

Модель №4 использует наибольшее количество входных параметров по сравнению с моделями

Таблица 2

Значения коэффициентов для расчета массы малоразмерных авиационных ГТД

Тип ГТД	$0,5 < G_{в \text{ I пр вен}} < 10 \text{ кг/с}$			$10 < G_{в \text{ I пр вен}} < 20 \text{ кг/с}$		
	B	k_1	k_2	B	k_1	k_2
ТРД						
ТРДД	2,18	0,96	0,5	3,05	1	0,5
$\pi_{к\Sigma\text{взл}} > 5$						

Таблица 3

Сравнение точности математических моделей

Модель	№1	№2	№3	№4	Кузьмичев
σ	25,5	18,6	13,4	10,1	13,5
A	20,2	12,8	10,0	8,7	10,4
r	0,79	0,953	0,969	0,971	0,959
$F_{табл} / F_{расч}$	$3,95 < 142$	$3,95 < 898$	$2,74 < 368$	$2,56 < 215$	$3,2 < 270$

массы №1, №2 и №3. За счет этого данная модель имеет наименьшее среднеквадратическое отклонение.

Модель Кузьмичева использует больше входных параметров, чем рассмотренные выше модели.

Исходя из полученных результатов, можно сделать следующие выводы:

- На этапе концептуального проектирования ГТД наиболее предпочтительными являются модели №4 и модель Кузьмичева.

- Модели №1, №2 и №3 целесообразно использовать для предварительной оценки массы силовой установки при проектировании летательного аппарата.

Были построены графики отклонения фактического значения массы от расчетного (рис. 2—6).

Выводы

В результате проведенных исследований была создана база параметров малоразмерных двухконтурных газотурбинных двигателей, на основе которой были разработаны четыре корреляционно-регрессионные математические модели для расчета массы двигателей. Для части двигателей сведения о параметрах рабочего процесса были неполными: отсутствовали такие параметры, как температура газа перед турбиной и суммарная степень повышения давления. Данное обстоятельство накладывало дополнительные ограничения при создании новых моделей массы.

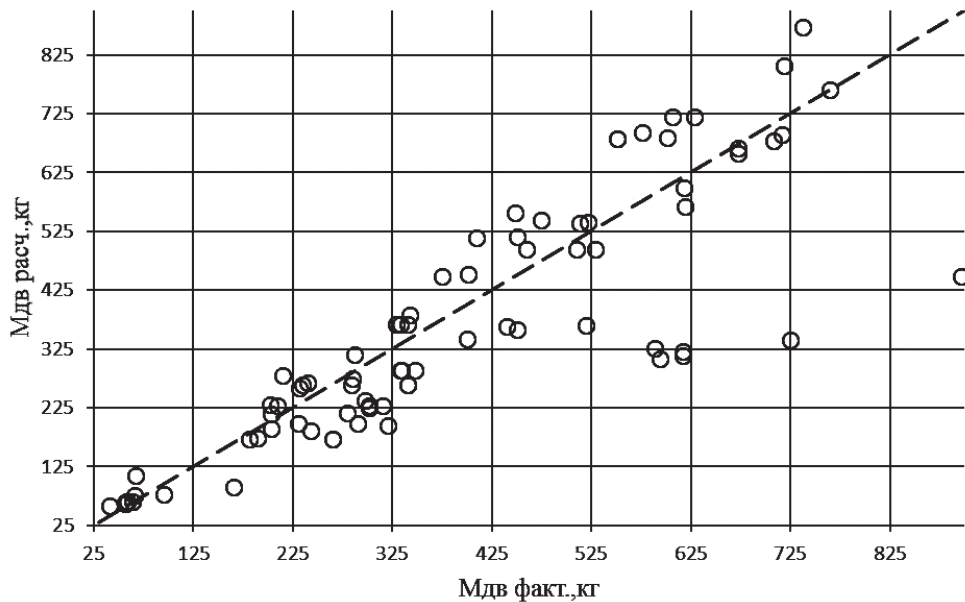


Рис. 2. Отклонение расчетного значения массы от фактического для модели №1

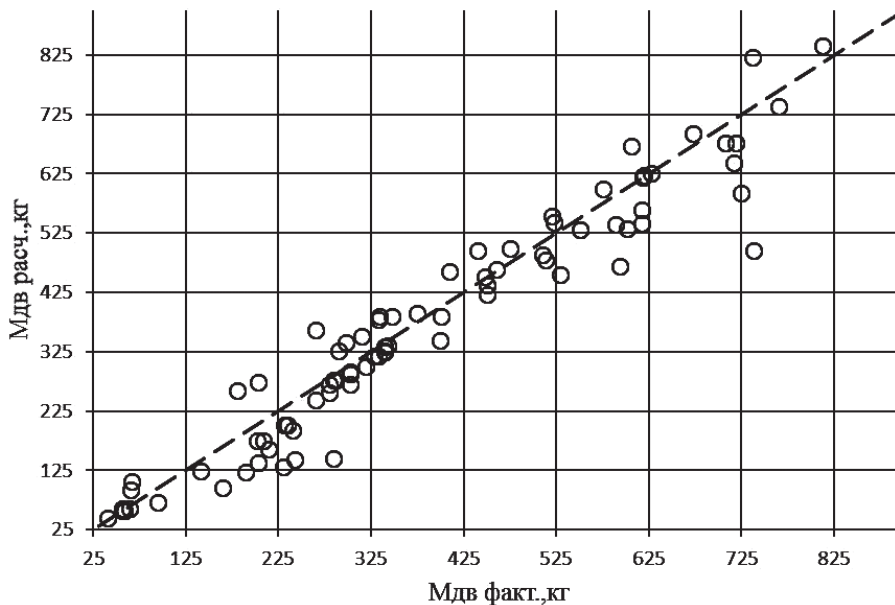


Рис. 3. Отклонение расчетного значения массы от фактического для модели №2

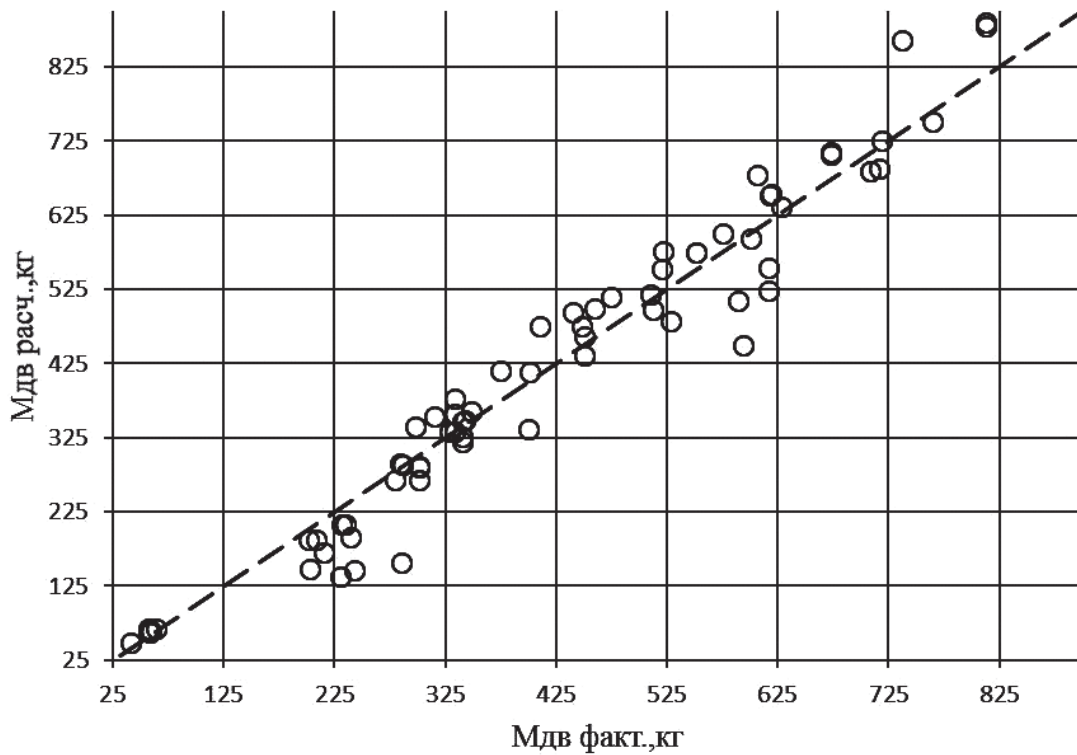


Рис. 4. Отклонение расчетного значения массы от фактического для модели №3

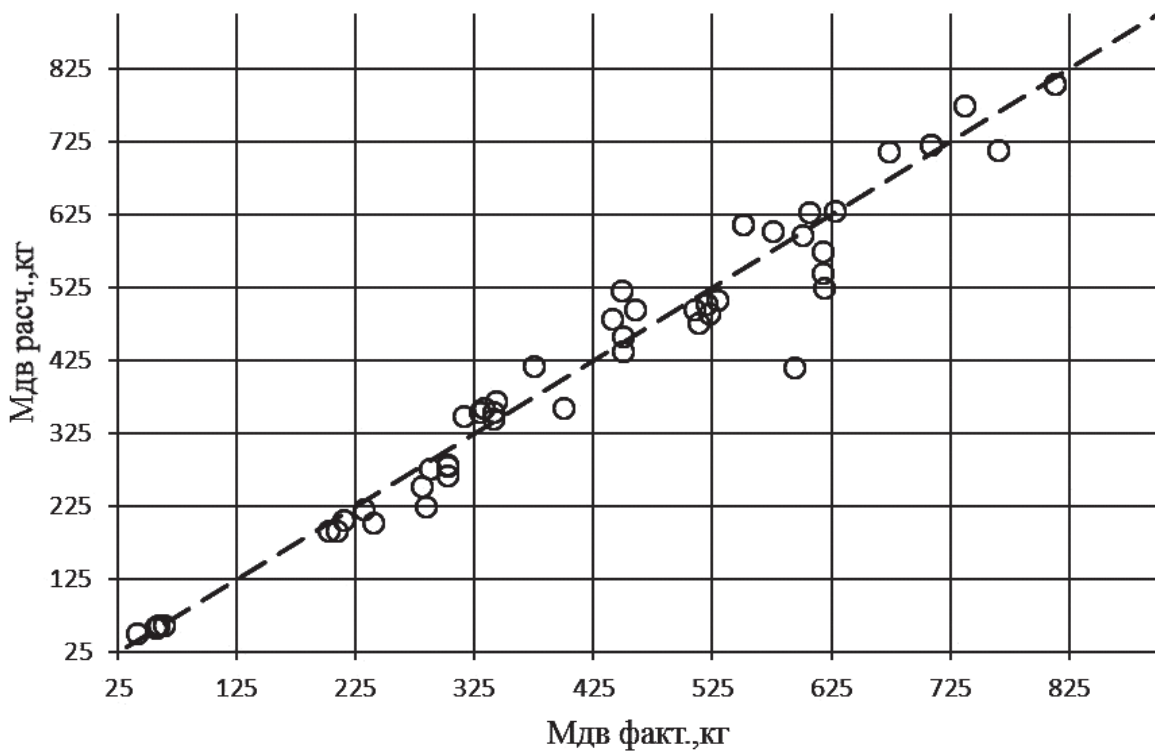


Рис. 5. Отклонение расчетного значения массы от фактического для модели №4

Использование моделей с одним входным параметром позволило задействовать большинство двигателей статистики; для модели №1, с суммарным расходом воздуха в качестве входного параметра, относительное среднеквадратическое отклонение составило 25,5 %, а для модели №2, с тягой в

качестве входного параметра, — 18,6 %. Данные модели могут применяться для предварительной оценки массы силовой установки при проектировании летательного аппарата.

Из предложенных новых четырех моделей массы наименьшее среднеквадратическое отклонение

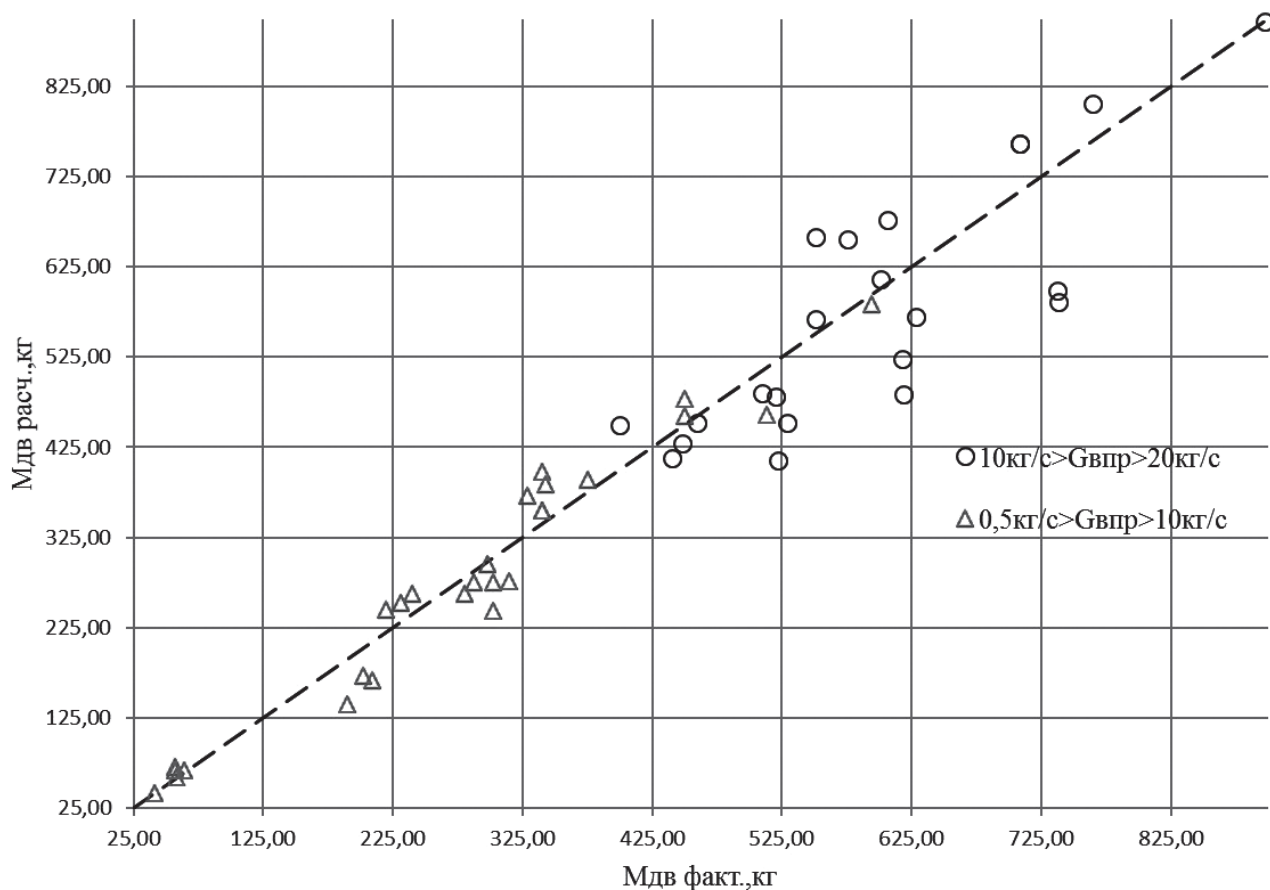


Рис. 6. Отклонение расчетного значения массы от фактического для модели Кузьмичева после уточнения статистических коэффициентов

имеют модели №3 и №4. Это связано с тем, что они используют большее количество входных параметров, учитывая тем самым наибольшее количество факторов, влияющих на массу ГТД. Для модели №4 относительное среднеквадратическое отклонение составило 10,1 %, а для модели №3 — 13,4 %. Таким образом, модели №3 и №4 имеют удовлетворительную точность прогнозирования (среднеквадратическое отклонение менее 15 %) [3, 4].

На этапе концептуального проектирования ГТД наиболее предпочтительными являются модели №4 и модель Кузьмичева.

Библиографический список

1. *Титов А.В., Осипов Б.М.* Универсальная математическая модель газотурбинного двигателя // *Инновационная наука*. 2016. №11-2. С. 74-45.
2. *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.
3. *Политова И.Д.* Дисперсионный и корреляционный анализ в эконометрике: Учеб. пособие для экономических факультетов. — М.: Дело, 1998. — 248 с.
4. *Зрелов В.А., Маслов В.Г.* Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании: Учеб. пособие. — Самара: Сам. гос. аэрокосм. ун-т, 1999. — 160 с.
5. *Нерубаский В.В.* Турбореактивные двухконтурные двигатели для региональных пассажирских, административных и учебно-тренировочных самолетов: Справ. пособие: В 4 ч. — Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 2008. — Ч. 3 «Двигатели малой тяги». — 2017 с.
6. *Roux E.* Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook. — Editions: Elodie Roux, 2007. — 595 с.
7. *Шустов И.Г.* Двигатели 1944—2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные: Иллюстрированный справочник. — М.: АКС-Конверсалт: Центр истории авиационных двигателей, 2000. — 394 с.
8. Параметры двигателя TRENT-1000, <http://www.rolls-royce.com/trent-1000-pack-c.aspx>
9. Параметры двигателя GE-90, <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90-engine>
10. Параметры двигателя PW4000-100, http://www.pw.utc.com/PW4000100_Engine
11. *Svoboda C.* Turbofan Engine Database as a Preliminary Design Tool // *Aircraft Design*. 2000. No. 3, pp. 17-31.
12. *Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T.* Aircraft Engine Design. — AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) Education Series, 2002. — 679 p. DOI: 10.2514/4.861444

13. Civil Turbojet/Turbofan Specifications (sorted by engine manufacturer), <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>
14. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник в 2 кн. — 4-е изд. Кн.1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термодинамический анализ. — М.: Инновационное машиностроение, 2017. — 336 с.
15. Иностранные авиационные двигатели: Справочник / Отв. редакторы: Л.И. Соркин, Г.К. Ведешкин, А.Н. Князев. — М.: ЦИАМ, 2010. — 415 с.
16. Иностранные авиационные и ракетные двигатели: Справочники / Под ред. Т.В. Скворцова. — М.: ЦИАМ, 1978 (324 с.); 1981 (298 с.); 1984 (319 с.); 1987 (312 с.).
17. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. — Кн. 3. Основные проблемы: Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 2005. — 464 с.
18. Григорьев В.А., Загребельный А.О., Кузнецов С.П. К вопросу оценки массы силовой установки в задаче оптимизации параметров рабочего процесса авиационного турбовинтового двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 103-106.
19. Ланский А.М., Лукачев С.В., Коломзаров О.В. Тенденции изменения геометрических размеров и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 47-57.
20. Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д., Яковлев А.А. Анализ влияния дополнительной осевой ступени компрессора на характеристики малоразмерных турбореактивных двигателей // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85718>

CORRELATION-REGRESSIVE MODEL FOR SMALL-SIZED AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES MASS COMPUTATION

Filinov E.P.^{*}, Avdeev S.V.^{**}, Krasil'nikov S.A.^{***}

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

** e-mail: filinov.evg@gmail.com*

*** e-mail: avdeevsergeyvik@gmail.com*

**** e-mail: krasilnikov28Sergey@yandex.ru*

Abstract

The article suggests several new correlation-regressive models for the aircraft small-sized gas-turbine engines mass computation at the stage of their conceptual design.

A database of the main data and thermodynamical parameters for mass computation of dual-flow turbojet engines was formed. The database includes 92 small-sized turbojets with the thrust less than 50 kN. Equations allowing compute the engine mass at the initial stage of design were derived by correlation-regressive method based on the accumulated statistics.

Model No. 1 uses the total air flow through the engine as an input parameter. The approximating function coefficients were determined based on 88 turbofan engines. The relative standard deviation value for this model was 25.5%.

Model No. 2 uses engine thrust as an input parameter. The approximating function coefficients were determined based on 92 turbofan engines. The the relative root-mean-square deviation value for this model was 18.6%.

The mass model No. 3 uses three input parameters: engine thrust, overall pressure ratio, by-pass ratio. This model involved 77 turbofan engines. The relative root-mean-square deviation value of this model was 13.4%.

The fourth model uses the total air flow, overall pressure ratio, gas temperature in front of the turbine, bypass ratio for calculating the mass.

Statistical coefficients for this model were determined based on 57 turbofan engines. The relative root-mean-square deviation value for this model was 10.1%.

The Kuzmichev mass model depends on five parameters of the gas turbine engine:

$M_{дв} = f(m, \pi_{к\Sigma}, G_B, T_T^*, \pi_B)$. The total number of engines used in the statistics was 52. The relative root-mean-square deviation value of this model was 13.5%.

Based on the results obtained, we can draw the following conclusions: at the stage of the gas turbine engine conceptual design, the most preferable models are model No. 4 and Kuzmichev's model. Models No. 1, No. 2 and No. 3, are most preferable for preliminary

estimation of the mass of the propulsion system while an aircraft design.

Keywords: mathematical model, correlation-regressive coefficients, small-sized gas-turbine engine, preliminary mass evaluation, conceptual design stage.

References

1. Titov A.V., Osipov B.M. *Innovatsionnaya nauka*, 2016, no. 11-2, pp. 74-45.
2. Mikhailova A.B., Mikhailov A.E., Akhmedzyanov D.A. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2014, vol. 18, no. 1(62), pp. 180-185.
3. Politova I.D. *Dispersionnyi i korrelyatsionnyi analiz v ekonometrike* (Dispersion and correlation analysis in econometrics), Moscow, Delo, 1998, 248 p.
4. Zrelov V.A., Maslov V.G. *Osnovnye dannye otechestvennykh aviatsionnykh GTD i ikh primenenie pri uchebnom proektirovanii* (Basic data of domestic gas turbine engines and their application to educational design), Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 1999, 160 p.
5. Nerubasskii V.V. *Turboreaktivnye dvukhkonturnye dvigateli dlya regional'nykh passazhirskikh, administrativnykh i uchebno-trenirovochnykh samoletov* (Turbofan engines for regional passenger, administrative and training aircraft), Kharkov, Khar'kovskii aviatsionnyi institut, 2008. Part 3 "Dvigateli maloi tyagi" – 2017 p.
6. Roux E. *Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook*. Editions, Elodie Roux, 2007, 595 p.
7. Shustov I.G. *Dvigateli 1944-2000: aviatsionnye, raketnye, morskoe, pro-myshlennye* (Engines 1944-2000: aviation, rocket, marine, industrial), Moscow, AKS-Konversalt, Tsentr istorii aviatsionnykh dvigatelei, 2000, 394 p.
8. *Parametry dvigatelya TRENT-1000*, <http://www.rolls-royce.com/trent-1000-pack-c.aspx>
9. *Parametry dvigatelya GE-90*, <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ge90-engine>
10. *Parametry dvigatelya PW4000-100*, http://www.pw.utc.com/PW4000100_Engine
11. Svoboda C. Turbofan Engine Database as a Preliminary Design Tool. *Aircraft Design*, 2000, no. 3, pp. 17-31.
12. Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T. *Aircraft Engine Design*. AIAA Education Series, 2002, 679 p. DOI: 10.2514/4.861444
13. *Civil Turbojet/Turbofan Specifications (sorted by engine manufacturer)*, <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>
14. Kulagin V.V., Kuz'michev V.S. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsion-nykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok*, Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2017. Book 1 - 336 p.
15. Sorkin L.I., Vedeshkin G.K., Knyazev A.N. *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign aircraft engines), Moscow, TsIAM, 2010, 415 p.
16. Skvortsov T.V. *Inostrannye aviatsionnye i raketnye dvigateli* (Foreign aircraft and rocket engines), Moscow, TsIAM, 1978 - 324 p., 1981 - 298 p., 1984 - 319 p., 1987 - 312 p.
17. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Aircraft engines and power plants theory, calculation and design), Moscow, Mashinostroenie, 2005. Book 3 - 464 p.
18. Grigor'ev V.A., Zagrebel'nyi A.O., Kuznetsov S.P. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 103-106.
19. Lanskii A.M., Lukachev S.V., Kolomzarov O.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 47-57.
20. Borovikov D.A., Ionov A.V., Seliverstov S.D., Yakovlev A.A. *Trudy MAI*, 2017, no. 96, available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85718>