

Научная статья

УДК 621.45.013

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182569>

КОРРЕЛЯЦИОННО-РЕГРЕССИОННАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЕТА МАССЫ МИКРОГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Владислав Сергеевич Пелевин^{1✉}, Артём Алексеевич Алексенцев², Евгений Павлович Филинов³

^{1, 2, 3} Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва
(Самарский университет),

Самара, Россия

¹ Pelevin_01@list.ru

² artem2000samara@gmail.com ✉

³ filinov@ssau.ru

Аннотация. Статья посвящена вопросу повышения точности выбора оптимальных параметров авиационных микрогазотурбинных двигателей на этапе концептуального проектирования за счет создания модели расчета массы силовой установки.

На сегодняшний день уровень развития науки и техники позволяет многим предприятиям производить эффективные микрогазотурбинные двигатели. Создание модели массы двигателей для данного класса тяги обусловлено повышенным спросом на двигатели из-за расширения сфер применения беспилотных летательных аппаратов. В результате исследования была получена корреляционно-регрессионная модель расчета массы микрогазотурбинных двигателей на основе открытых данных о 125 двигателях в диапазоне тяги до 1600 Н. Это позволяет перейти к выбору оптимальных схем проектируемых летательных аппаратов с учетом массы силовой установки и топлива, согласовать летательный аппарат с существующими двигателями и уточнить исходные данные на этапе конструкторских работ. В рамках данного исследования была доказана невозможность использования существующих моделей массы из-за высокой погрешности, связанной с тем, что двигатели данной размерности не были учтены при их составлении.

Ключевые слова: концептуальное проектирование, корреляционно-регрессионная модель, микрогазотурбинный двигатель, масса двигателя, удельный расход топлива, тяга двигателя

Финансирование: работа выполнена по проекту FSSS-2022-0019, реализуемому в рамках федерального проекта «Развитие человеческого капитала в интересах регионов, отраслей и сектора исследований и разработок», результат «Созданы новые лаборатории, в том числе под руководством молодых перспективных исследователей».

Для цитирования: Пелевин В.С., Алексенцев А.А., Филинов Е.П. Корреляционно-регрессионная модель расчета массы микрогазотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 3. С. 147–157. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182569>

Original article

CORRELATION-AND-REGRESSION MODEL FOR MICRO GAS TURBINE ENGINE MASS COMPUTING

Vladislav S. Pelevin^{1✉}, Artem A. Aleksentsev², Evgenii P. Filinov³

^{1, 2, 3} Samara National Research University named after academician S.P. Korolev (Samara University),
Samara, Russia

© Пелевин В.С., Алексенцев А.А., Филинов Е.П., 2024

¹ Pelevin_01@list.ru² artem2000samara@gmail.com✉³ filinov@ssau.ru

Abstract

With the unmanned aircraft systems development and high-performance complexes on their basis, the area of unmanned aerial vehicles (UAV) application is expanding, requiring increased efficiency and performance characteristics. The UAV scope of application broadness instigates the development of power plants for them, including micro gas turbine engines as well. The demand for gas turbine engines is being driven by their distinctive features compared to the other propulsion systems. One of these advantages consists in the reduced vibration levels compared to piston engines, and the other in the lower engine and fuel weight compared to an electric propulsion system. While the UAV designing, the key objective is their economic performance enhancing. Depending on the type and purpose, the key parameter may be range, flight time or speed, and payload mass. Mass reduction of each of its subsystems, while retaining the original efficiency may allow increasing mass of the fuel or energy carrier, improving the aircraft flying quality due to a more complex design, or increasing the payload mass share while retaining the UAV maximum takeoff weight, which is an up-to-date problem. Correlation-regression models based on statistical data on gas turbine engines are employed at the conceptual design stages, but they are of low accuracy due to the of manufacturers data incompleteness and of design solutions variety. Most micro gas turbine engines have the same design schemes, which allows application of mass regression models for a certain thrust range.

The presented research considered micro gas turbine engines with the thrust up to 1600 N and airflow up to 2 kg/s. Their key feature can be identified as a single-shaft scheme with a cantilever centrifugal compressor and axial turbine. These features of the engines under consideration allow obtaining the required model accuracy. Besides a similar design, these engines have an external control system, which weight was not accounted for in this research. For the models developing, a database including basic parameters of 125 engines was compiled. The engine thrust was selected as the main parameter affecting the mass. Based on these data, statistical dependencies were plotted for the engine mass preliminary determining, and compared with other models used in practice. The models demonstrated acceptable accuracy for the conceptual design stage in the specified thrust range, and may be employed to estimate the propulsion system mass for the aircraft flight cycle computing and propulsion system accommodating with the airframe.

Keywords: conceptual design, correlation-and-regression model, micro gas turbine engine, engine mass, specific fuel consumption, engine thrust

Funding: the work was accomplished under the FSSS-2022-0019 Project, being realized within the framework of the “Human Capital Development in the Interests of Regions, Industries and the Research and Development Sector” Federal Project resulted in setting up new laboratories, including those led by the young prospective researches.

For citation: Pelevin V.S., Aleksentsev A.A., Filinov E.P. Correlation-and-Regression Model for Micro Gas Turbine Engine Mass Computing. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 3, pp. 147-157. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182569>

Введение

С развитием беспилотных авиационных систем и высокопроизводительных комплексов на их основе расширяется и область применения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), что влечет за собой повышение требований к их эффективности и эксплуатационным характеристикам. Широта сфер применения БПЛА стимулирует развитие силовых установок для них, в том числе и микрогазотурбинных двигателей (МГТД) [1–3]. Спрос на газотурбинные двигатели обеспечивается их отличительными особенностями в сравнении с другими силовыми установками. К таким преимуществам относятся: сниженный уровень вибраций в сравнении с поршневыми двигателями,

более низкий вес двигателя и топлива в сравнении с электрической силовой установкой, в которой большую массу составляет аккумуляторная батарея, а также возможность для БПЛА развивать высокие скорости в сравнении с летательными аппаратами, использующими винт как движитель.

Для беспилотного ЛА приоритетными являются показатели полезной нагрузки и дальности полета, а потому уменьшение веса каждой его подсистемы, при сохранении или увеличении исходной эффективности, является актуальной задачей при его проектировании. Для малых беспилотных летательных аппаратов сферой применения в большей степени является мониторинг и разведка, в меньшей степени – доставка грузов. Тогда к критериям эф-

эффективности можно отнести дальность, скорость, время полета и массу полезной нагрузки. Оценка массы проектируемой силовой установки является необходимой задачей предварительного проектирования, поскольку дает возможность определения не только массогабаритных характеристик, но и эффективности всей системы на ранних стадиях проекта [4–7].

При выборе оптимальных параметров узлов ГТД необходимо учитывать, что увеличение термодинамических параметров режима ведет к увеличению массы двигателя. Увеличение массы силовой установки и топлива приводит к потребности изменения конструкции ЛА, что ведет к полной переработке всего проекта и дополнительным временным и финансовым затратам. Поэтому важно обеспечить его наибольшую эффективность при оптимальном соотношении массы силовой установки и топлива.

Для авиационных ГТД существуют различные методики определения массы проектируемой силовой установки, как аналитические и оценка массы на основе компоновочных чертежей, так и посредством компьютерного моделирования с использованием специализированных программных пакетов [8–10]. Значительная часть существующих методик требует большого количества параметров и подразумевает глубокую проработку конструкции, что недоступно на ранних стадиях проектирования.

В связи с этим на этапах концептуального проектирования используются корреляционно-регрессионные модели массы, основанные на статистических данных созданных газотурбинных двигателей [11–13]. Построение моделей на основе статистических данных имеет определенные риски ввиду неточности и неполноты предоставляемой производителями информации. Точность таких моделей зависит от количества двигателей, участвующих в выборке, количества используемых параметров для расчета и от размерности рассматриваемого двигателя.

При уменьшении размерности двигателя существенно уменьшается количество применяемых конструктивных схем и вариантов расположения опор ротора двигателя. При рассмотрении турбореактивных двигателей (ТРД) с расходом воздуха до 2 кг/с в отечественной и зарубежной практике

распространена одновальная схема с консольным расположением центробежного компрессора и осевой турбины. Применение одинаковых схем на большом количестве двигателей разной тяги позволяет получить регрессионную модель массы двигателя в определенном диапазоне тяги.

Поиск и подготовка исходных данных

Специфика МГТД заключается в отсутствии полноценных систем смазки, низкой относительной массе вспомогательных систем и схожести конструктивно силовых и компоновочных схем большого числа двигателей.

В данном исследовании к МГТД были отнесены двигатели с тягой до 1600 Н и расходом воздуха до 2 кг/с. Диапазон массогабаритных параметров и характеристик двигателей представлен в табл. 1.

В выборке были рассмотрены двигатели ведущих мировых производителей JetCat, Swiwin, King Tech и т.д., а также ряда других, менее известных производителей.

Для создания модели расчета массы была собрана база данных, включающая основные параметры 125 ТРД с тягой до 1600 Н. За массу двигателя была принята сухая масса ТРД. Она включает в себя электростартер и элементы системы подачи топлива и управления, закрепленные на двигателе. Вес выносных элементов системы управления двигателем, агрегатов и аккумуляторных батарей учтен не был, так как он имеет минимальное влияние на показатели эффективности силовой установки. Основные данные двигателей представлены в табл. 2, а графическое представление распределения массы МГТД от тяги двигателей из базы данных – на рис. 1.

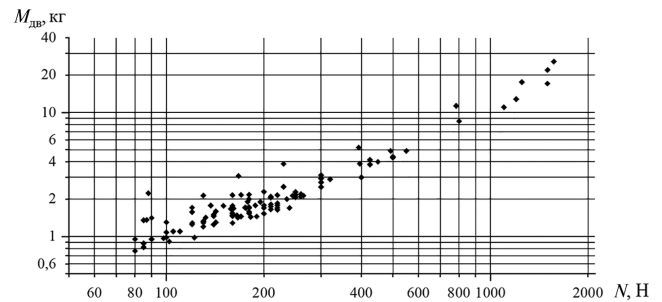


Рис. 1. Графическое представление массы МГТД из базы данных от их тяги

Таблица 1

Диапазон изменения параметров рабочего процесса в выборке двигателей

Параметр	$P_{взл}, Н$	$G_{в}, кг/с$	π_K	$M_{дв}, кг$	$L, мм$	$H, мм$	$n, об/мин$	Год выпуска
Min	19	0,05	1,5	0,25	55	125	80 000	1991
Max	1600	2	3,8	5,5	450	700	245 000	2021

Таблица 2

Основные данные двигателей

Производитель	Модель	Тяга, N , Н	Степень повышения полного давления, π_k	Расход воздуха, G_b , кг/с	Максимальная частота вращения ротора, n , тыс. об/мин	Удельный расход топлива, $C_{уд}$, кг/(кН·ч)	Масса двигателя, $M_{дв}$, кг
ALM Меса	A-120	120	—	—	133	—	1,7
	A-180	180	—	—	126	0,184	2,0
	A-210	210	—	—	123	0,181	2,1
AMT Netherlands	Mercury HP	88	2,8	0,25	151,9	0,201	2,2
	Pegasus HP	167	3,2	0,375	119,5	0,174	3,1
	Olympus HP	230	3,5	0,45	108,5	0,167	3,8
	Titan	392	3,8	0,66	96	0,156	5,2
	Nike	784	4	1,25	61,5	0,145	11,3
	Lunx	1569	4	2,5	46	0,138	25,7
Baird Micro Turbines	BMT120-KS	150	3,15	0,288	135	—	1,8
	BMT160-KS	160	3,15	—	135	—	1,8
ATJ	140SV	140	—	—	123	0,168	1,5
	160SV	160	—	—	124	0,165	1,5
	190SV	188	—	—	123	0,148	1,8
	220SV	220	—	—	123	0,142	1,8
Behotec	JB130	140	—	—	120	0,171	1,5
	JB165	165	—	—	120	0,160	1,5
	JB180	180	—	—	125	0,155	1,6
	JB220	220	—	—	120	0,157	1,6–
BF Turbines	100F	120	3	—	125	0,154	1,6
	140F	137	—	—	130	0,170	1,8
	160F	161	—	—	126	0,158	1,7
	300F	300	—	—	105	0,157	3,1
	500F	500	—	—	89	0,152	4,3
EvoJet	B110 EX	110	—	—	160	0,175	1,1
	B170 EX	176	—	—	123	0,184	1,7
	B220neo-160	160	—	—	112	0,184	1,7
	B220neo-180	180	—	—	116	0,170	1,7
	B220neo-200	200	—	—	120	0,174	1,7
	B220neo-220	220	—	—	123	0,166	1,7
Frank Turbine Engine systems	FT180	178	3	—	123	0,181	1,9
	FT220	195	3,1	—	123	0,180	1,9
	FT250	245	3,7	—	115	0,174	2,1
	FT270	265	3,7	—	115	0,172	2,1
	FT400	395	3,8	—	90	0,158	3,9
	FT500	500	3,8	—	83	0,144	4,4
	FT1500	1500	—	—	25	0,106	22,0

Продолжение табл. 2

Производитель	Модель	Тяга, N , Н	Степень повышения полного давления, π_k	Расход воздуха, G_v , кг/с	Максимальная частота вращения ротора, n , тыс. об/мин	Удельный расход топлива, $C_{уд}$, кг/(кН·ч)	Масса двигателя, $M_{дв}$, кг
	IQ-H 90+	90	—	—	165	0,203	1,4
	IQ-H 130+	130	—	—	119	0,194	2,1
Hammer	IQ-H 160+	160	—	—	123	0,195	2,2
	IQ-H 170+	170	—	—	124	0,187	2,2
	IQ-H 180+	180	—	—	124	0,180	2,2
JetCat	P20-SX	24	1,5	0,05	245	0,180	0,4
	P60-SE	63	2	0,16	165	0,145	0,8
	P70	71	2,3	0,2	123	0,155	1,2
	P80-SE	87	2,3	0,24	123	0,152	1,4
	P100-RX	100	2,9	0,23	154	0,187	1,1
	P120-SX	132	2,9	0,32	123	0,138	1,4
	P-130-RX-B	130	3	0,3	127	0,163	1,3
	P140-RX	142	3,4	0,34	125	0,172	1,6
	P160-RXi-B	158	3,5	0,38	122	0,155	1,7
	P160-SX	160	3,5	0,38	125	0,171	1,5
	P180	200	3,5	0,4	110	0,151	2,3
	P180-NX	175	3,5	0,38	126	0,160	1,7
	P200-SX	230	4	0,45	112	0,152	2,5
	P220-RXi	220	3,9	0,45	117	0,158	1,9
	P220-PRO-S2-R1.2	220	3,9	0,45	117	0,158	2,2
	P250-PRO-S-V2	250	3,8	0,47	117	0,157	2,2
	P300-PRO	300	3,55	0,5	105	0,157	2,7
	P400-PRO-LN	425	3,8	0,67	98	0,157	4,1
	P500-PRO	492	3,6	0,9	80	0,151	4,9
P550-PRO-GL	550	3,8	0,93	83	0,144	4,9	
P1000-PRO	1100	4	1,8	61,5	0,127	11,0	
Jet Central	Hornet	85	—	—	182	0,191	0,8
	Rabbit	105	—	—	152	0,165	1,1
	Lynx	130	—	—	130	0,159	1,3
	Cheetah	160	—	—	130	0,180	1,3
	Rhino	200	—	—	121	0,132	1,8
	Mammoth	250	—	—	108	0,156	2,3
	Dragon	300	—	—	100	0,160	2,9

Продолжение табл. 2

Производитель	Модель	Тяга, N , Н	Степень повышения полного давления, π_k	Расход воздуха, G_b , кг/с	Максимальная частота вращения ротора, n , тыс. об/мин	Удельный расход топлива, $C_{уд}$, кг/(кН·ч)	Масса двигателя, $M_{дв}$, кг
Jet Munt Turbines	VT 70 XBL	70	—	—	172	0,171	0,8
	VT 80 BL	80	—	—	150	0,165	1,0
	VT 90 BLR	90	—	—	154	0,160	1,0
	VT 98 NG	98	—	—	151	0,167	1,0
	Merlin 100 XBL	100	—	—	152	0,173	1,0
	M122 NG	122	—	—	152	0,167	1,0
	M 166 TS	166	—	—	124	0,166	1,4
	M182 NG	182	—	—	124	0,143	1,4
	Merlin 200 XBL	200	—	—	115	0,165	1,5
	M 210 TS	210	—	—	122	0,160	1,8
M 250 XBL	250	—	—	110	0,168	2,1	
King Tech	K-70G2	70	—	—	180	0,197	0,7
	K-85G2	85	—	—	170	0,212	0,9
	K-100G2	100	—	—	142	0,210	1,3
	K-120G2	120	—	—	140	0,193	1,3
	K-140G2	140	—	—	130	0,171	1,5
	K-160G2	160	—	—	130	0,184	1,5
	K-180G2	180	—	—	123	0,182	1,7
	K-210G2	210	—	—	120	0,169	1,7
	K-260G2	260	—	—	112	0,175	2,1
	K-320G2	320	—	—	100	0,163	2,9
	K-30G4+	30	—	—	233	0,240	0,5
	K-45G4+	45	—	—	230	0,200	0,5
	K-55G4+	55	—	—	170	0,218	0,7
	K-70G4+	70	—	—	180	0,197	0,7
	K-85G4+	85	—	—	170	0,212	0,9
	K-100G4+	100	—	—	140	0,192	1,3
	K-102G4+	102	—	—	160	0,194	0,9
	K-130G4+	130	—	—	142	0,189	1,2
	K-142G4+	142	—	—	142	0,186	1,3
	K-160G4+	160	—	—	125	0,184	1,5
K-180G4+	180	—	—	130	0,187	1,5	
K-210G4+	210	—	—	121	0,169	1,7	
K-235G4+	235	—	—	109	0,174	2,0	
K-260G4+	260	—	—	112	0,175	2,2	
K-320G4+	320	—	—	100	0,163	2,9	
K-450G4+	450	—	—	90	0,147	4,0	

Окончание табл. 2

Производитель	Модель	Тяга, N , Н	Степень повышения полного давления, π_k	Расход воздуха, G_B , кг/с	Максимальная частота вращения ротора, n , тыс. об/мин	Удельный расход топлива, $C_{уд}$, кг/(кН·ч)	Масса двигателя, $M_{дв}$, кг
Lambert microturbine Kolibri	T15	19	—	—	245	0,164	0,3
	T20	24	—	—	245	0,178	0,3
	T25	27	—	—	245	0,171	0,3
	T30	30	—	—	245	0,168	0,3
	T35	34	—	—	245	0,168	0,3
	T45	45	—	—	205	0,176	0,4
	T50	50	—	—	205	0,197	0,4
Swiwin	SW60B	60	—	—	150	0,200	0,8
	SW80B	80	—	—	155	0,203	0,8
	SW120B	120	—	—	125	0,175	1,3
	SW140B	140	—	—	130	0,163	1,3
	SW170B	170	—	—	113	0,169	1,5
	SW190B	190	—	—	116	0,174	1,5
	SW220B	220	—	—	115	0,180	1,7
	SW240B	240	—	—	118	0,171	1,7
	SW300B	300	—	—	98	0,164	2,5
	SW400B pro	400	—	—	95	0,150	3,0
SW800B pro	800	—	—	65	0,139	8,5	

Построение корреляционно-регрессионной модели расчета массы

Из-за отсутствия в открытом доступе у большинства производителей основных параметров двигателей, таких как расход воздуха G_B и степень повышения полного давления π_k , критерием, влияющим на массу, была выбрана тяга как один из основных параметров двигателя, влияющий на выбор силовой установки для летательного аппарата. Также было выдвинуто предположение, что характеристики двигателей представлены в условиях испытаний в условиях международной стандартной атмосферы (МСА). Данные из табл. 2 позволяют получить статистическую модель массы МГТД для определения массы на начальном этапе проектирования двигателя для двигателей с тягой в диапазоне 80–1600 Н:

$$M_{дв} = 7,9 \cdot e^{\frac{N}{1166}} - 7,4,$$

где $M_{дв}$ – масса двигателя в кг, а N – тяга двигателя в Н, а коэффициент детерминации $R^2 = 0,963$. Для удобства модель представлена в логарифмических координатах на рис. 2.

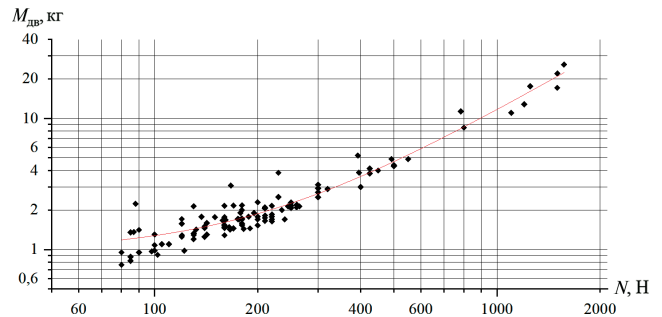


Рис. 2. Модель зависимости массы МГТД от взлетной тяги двигателя в условиях МСА

Сравнение модели и оценка погрешности

Для обеспечения точности модели было решено не рассматривать МГТД с тягой менее 80 Н, поскольку для данного диапазона тяги характерно снижение технологичности узлов и деталей ввиду их малых размеров, а следовательно, они имеют большую массу и вносят погрешность при составлении модели. При рассмотрении диапазона тяг 80–1600 Н коэффициент детерминации составляет $R^2 = 0,912$ [14].

Поскольку МГТД данного диапазона тяги только набирают популярность и расширяют область применения, то при обзоре литературы не было найдено математических моделей, которые позволяют получать достаточно точные результаты даже для этапа предварительного проектирования. В зарубежной и отечественной литературе [15–17] приводятся методы предварительного расчета массы двигателей путем расчета массы отдельных компонентов. Данный подход к расчету массы позволяет увеличить точность модели для всего двигателя за счет построения моделей узлов и оправдан при наличии достоверной информации о массовых характеристиках и параметров рабочего тела в узлах большого числа двигателей.

Для сравнения были выбраны две модели массы [18] в зависимости от расхода воздуха и тяги на взлетном режиме. Модель массы № 1 и № 2 соответственно:

$$M_{дв} = 14,7 \cdot G_{вз}^{0,818};$$

$$M_{дв} = 21,55 \cdot N^{0,98},$$

где $G_{вз}$ – суммарный расход воздуха через двигатель. Для данных моделей были использованы данные 88 ТРДД с тягой $N \leq 50$ кН. Для этой выборки относительные погрешности составили 25,5 и 18,6% соответственно. При расчете масс двигателей в диапазоне тяг 24–1100 Н на тестовой выборке из двигателей, для которых известны значения расхода воздуха и тяги, относительная погрешность составила 150 и 90% соответственно. По данным в табл. 1 была получена зависимость массы МГТД № 2, которая учитывает удельный расход топлива и тягу двигателя на взлетном режиме,

$$M = 0,37 + 6,28 \cdot 10^{-6} N^2 + 0,037 \cdot C_{уд} \cdot N.$$

Важность учета удельного расхода топлива позволяет определить топливную эффективность на ранних этапах проектирования. Стоит отметить, что многие двигатели, представленные в табл. 1, предназначены для использования в авиамоделях и могут иметь низкую топливную эффективность за счет более простой, дешевой или легкой конструкции.

Результаты расчетов массы для двигателей из тестовой выборки удобно представить графически в зависимости от тяги двигателей (рис. 3). Модель

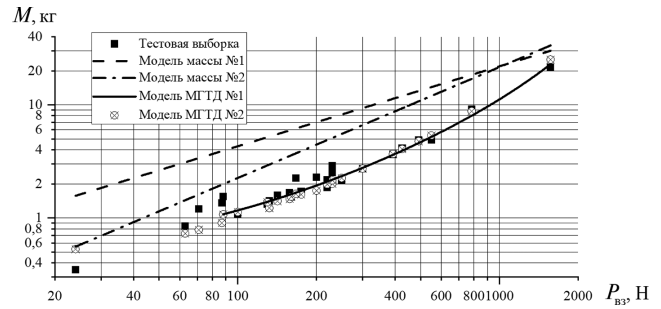


Рис. 3. Сравнение модели массы МГТД с моделями массы для ТРДД

массы № 1 не зависит от тяги, но по статистическим данным с каждым расчетом была сопоставлена тяга реального двигателя. В результате чего представляется возможность сравнить все модели в одной системе координат.

При сравнении результатов расчета с моделями массы для двигателей большей размерности, представленных в [19], становится очевидным, что необходимо задаваться определенным диапазоном размеров двигателей для получения адекватных значений, сопоставимых со значениями существующих аналогов. При этом стоит отметить, что для тестовой выборки влияние удельного расхода на массу двигателя является несущественным, поскольку отклонение рассчитанных значений по модели МГТД № 2 от модели МГТД № 1 составляет не более 11%.

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

Известно, что средняя ошибка аппроксимации и стандартное отклонение для моделей средней точности составляет 10–15%. Полученные модели имеют малое количество переменных, которые влияют на размеры элементов двигателя, а следовательно, и на массу. Поэтому полученные зависимости имеют низкую точность. Все же при заданных погреш-

Таблица 2

Результаты регрессионного анализа модели массы

Показатель	\bar{A} , %	σ , %	R	$F_{расч}$	$F_{табл}$
Модель МГТД № 1	13	20	0,954	624	6,81
Модель МГТД № 2	7,7	16	0,97	2403	6,81

ностях в расчете параметров модель позволяет в дальнейших расчетах варьировать параметры в более узком диапазоне, что не приведет к кардинальному изменению конструкции как силовой установки, так и летательного аппарата. Модели массы удовлетворяет этому критерию. Коэффициент корреляции отражает силу и направление связи: близкое к единице и положительное значение говорит о сильной прямой связи между моделями массы и фактическими значениями массы двигателей. Адекватность полученных моделей проверялась с помощью критерия Фишера, так как $F_{\text{расч}} > F_{\text{табл}}$, полученная модель признаётся статистически значимой и надежной.

Выводы

На ранних этапах проектирования выбор оптимальной силовой установки позволяет достигнуть максимальной эффективности поставленных перед БПЛА задач. Это, в свою очередь, влияет и на облик самой силовой установки. При выборе МГТД в качестве силовой установки необходимо принимать во внимание зависимость массы двигателя от тяги. Поэтому необходимо, чтобы модель массы ГТД не только отражала зависимость массы двигателя от его проектных переменных, но и обеспечивала достаточную точность.

В результате проведенных исследований была создана база параметров микроразмерных газотурбинных двигателей. На основе собранной статистики были получены зависимости, позволяющие рассчитать массу двигателя на начальном этапе проектирования двигателя. Погрешность вычисления массы по данным моделям находится в диапазоне от 15% до 20%. Полученная модель отражает зависимость массы МГТД от тяги с достаточной точностью для этапа концептуального проектирования. Полученные математические модели целесообразно использовать для предварительной оценки массы силовой установки при проектировании или оценке летно-технических характеристик летательного аппарата и расчетах его полетного цикла. Исходя из обширного спектра решаемых летательными аппаратами задач, выбор оптимального значения массы силовой установки и топлива поможет повысить эффективность их применения. При этом данная модель позволяет решать задачи согласования силовой установки и летательного аппарата как при проектировании, так и при использовании серийных образцов как летательного аппарата, так и силовой установки. Полученные результаты будут использованы в модуле расчета полетного цикла САЕ-системы «АСТРА» [20].

Список источников

1. *Schober M.T.* Gas Turbine Design, Components and System Design Integration. – 2nd ed. – Springer International Publishing, 2019. – 561 p.
2. *Мингазов Б.Г., Лиманский А.С., Сыченков В.А.* и др. Малоразмерный ГТД для легкого беспилотного летательного аппарата // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: Сборник трудов Всероссийской научно-практической конференции (19 октября 2018; Иркутск). – Иркутск: Изд-во Иркутского филиала МГТУ ГА, 2018. С. 89–95.
3. *Ланский А.М., Лукачёв 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.
4. *Gerend R.P., Roundhill J.P.* Correlation of Gas Turbine Engine Weights and Dimensions // American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA Paper 70-669, 1970.
5. *Tong M., Halliwell I., Ghosn L.* A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2004. Vol. 126. No. 2, pp. 265–270. DOI: 10.1115/1.1691980
6. *Karabacak M., Turan O.* Turbofan engine weight estimation for preliminary design // International Journal of Sustainable Aviation. 2019. Vol. 5. No. 2, pp. 87–100. DOI: 10.1504/IJSA.2019.101745
7. *Donus F., Schaber R., Schmidt K.-J., Staudacher S.* Accuracy of Analytical Engine Weight Estimation During the Conceptual Design Phase // ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air (14–18 June 2010; Glasgow, UK). Volume 6: Structures and Dynamics, Parts A and B, 2010, pp. 1377–1384. DOI: 10.1115/GT2010-23774
8. *Onat E., Klees G.W.* A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines. – National Aeronautics and Space Administration (NASA), Lewis Research Center. Final Report NASA-CR-159481, 1979. – 132 p.
9. *Pera R.J., Onat E., Klees G.W., Tjonneland E.* A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines. – National Aeronautics and Space Administration (NASA), Lewis Research Center. Final Report, 1977. – 47 p.
10. *Титов А.В., Осипов Б.М.* Универсальная математическая модель газотурбинного двигателя // Инновационная наука. 2016. № 11–2. С. 74–45.
11. *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.
12. *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
13. Филинов Е.П. Методы и средства выбора параметров рабочего процесса и схем малоразмерных турбореактивных двигателей на этапе концептуального проектирования: Дисс. ... канд. техн. наук. — Самара: Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва, 2019. — 149 с.
 14. Политова И.Д. Дисперсионный и корреляционный анализ в эконометрике: Учебное пособие. — М.: Дело, 1998. — 248 с.
 15. Lolis P., Giannakakis P., Sethi V. et al. Evaluation of aero gas turbine preliminary weight estimation methods // *The Aeronautical Journal*. 2014. Vol. 118. No. 1204, pp. 625–641. DOI: 10.1017/S0001924000009404
 16. Lolis P. Development of a preliminary weight estimation method for advanced turbofan engines. PhD thesis. — Cranfield University, 2014. — 189 p.
 17. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С. и др. Выбор параметров и термодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей: Учебное пособие. — 2-е изд., испр. и доп. — Самара: Изд-во СГАУ, 2009. — 202 с.
 18. Григорьев В.А., Загребельный А.О., Калабухов Д.С. Совершенствование параметрической модели массы газотурбинного двигателя со свободной турбиной для вертолетов // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 3. С. 137–143.
 19. Филинов Е.П., Авдеев С.В., Красильников С.А. Корреляционно-регрессионные модели расчета массы малоразмерных авиационных газотурбинных двигателей // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25. № 3. С. 73–81.
 20. Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н. и др. Автоматизированная система для виртуальных испытаний газотурбинных двигателей // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва*. 2014. № 5-3(47). С. 113–119.

References

1. Schobeiri M.T. *Gas Turbine Design, Components and System Design Integration*. 2nd ed. Springer International Publishing, 2019, 561 p.
2. Mingazov B.G., Limanskii A.S., Sychenkov V.A. et al. *Materiyaly Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Aktual'nye problemy i perspektivy razvitiya grazhdanskoi aviatsii" (19 October 2018; Irkutsk)*. Irkutsk, Irkutskii filial MGTU GA, 2018, pp. 89–95.
3. Lanskiy A.M., Lukachev S.V., Kolomzarov O.V. Small gas turbine engines combustion chambers geometric resizing and integral parameters changing trends. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no 3, pp. 47–57.
4. Gerend R.P., Roundhill J.P. *Correlation of Gas Turbine Engine Weights and Dimensions*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA Paper 70-669, 1970.
5. Tong M., Halliwell I., Ghosn L. A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, vol. 126, no. 2, pp. 265–270. DOI: 10.1115/1.1691980
6. Karabacak M., Turan O. Turbofan engine weight estimation for preliminary design. *International Journal of Sustainable Aviation*, 2019, vol. 5, no. 2, pp. 87–100. DOI: 10.1504/IJSA.2019.101745
7. Donus F., Schaber R., Schmidt K.-J., Staudacher S. Accuracy of Analytical Engine Weight Estimation During the Conceptual Design Phase. *ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air (14–18 June 2010; Glasgow, UK)*. Vol. 6: Structures and Dynamics, Parts A and B, 2010, pp. 1377–1384. DOI: 10.1115/GT2010-23774
8. Onat E., Klees G.W. *A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines*. National Aeronautics and Space Administration (NASA), Lewis Research Center. Final Report NASA-CR-159481, 1979, 132 p.
9. Pera R.J., Onat E., Klees G.W., Tjonneland E. *A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines*. National Aeronautics and Space Administration (NASA), Lewis Research Center. Final Report, 1977, 47 p.
10. Titov A.V., Osipov B.M. *Innovatsionnaya nauka*, 2016, no. 11-2, pp. 74–45.
11. Mikhailova A.B., Mikhailov A.E., Akhmedzyanov D.A. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2014, vol. 18, no. 1(62), pp. 180–185.
12. Avdeev S.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2021, vol. 20, no. 1, pp. 5–13. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-5-13
13. Filinov E.P. *Metody i sredstva vybora parametrov rabocheho protsesssa i skhem malorazmernykh turboreaktivnykh dvigatelei na etape kontseptual'nogo proektirovaniya* (Methods and means of selecting parameters of the working process and schemes of small-sized turbojet engines at the stage of conceptual design), PhD thesis. Samara, Samarskii natsional'nyi issledovatel'skii universitet imeni akademika S.P. Koroleva, 2019, 149 p.
14. Politova I.D. *Dispersionnyi i korrelyatsionnyi analiz v ekonometrike* (Dispersion and correlation analysis in econometrics), Moscow, Delo, 1998, 248 p.
15. Lolis P., Giannakakis P., Sethi V. et al. Evaluation of aero gas turbine preliminary weight estimation methods. *The Aeronautical Journal*, 2014, vol. 118, no. 1204, pp. 625–641. DOI: 10.1017/S0001924000009404
16. Lolis P. *Development of a preliminary weight estimation method for advanced turbofan engines*. PhD thesis. Cranfield University, 2014, 189 p.
17. Grigor'ev V.A., Zhdanovskii A.V., Kuz'michev V.S. et al. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety*

- aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelei* (Selection of parameters and thermogasdynamic calculations of aircraft gas turbine engines), 2nd ed. Samara, SGAU, 2009, 202 p.
18. Grigor'ev V.A., Zagrebel'nyi A.O., Kalabuhov D.S. Updating parametric gas turbine engine model with free turbine for helicopters. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no 3, pp. 137–143.
 19. Filinov E.P., Avdeev S.V., Krasil'nikov S.A. Correlation-regressive model for small-sized aircraft gas turbine engines mass computation. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no 3, pp. 73–81.
 20. Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Krupenich I.N. et al. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva*, 2014, no. 5-3(47), pp. 113–119.

Статья поступила в редакцию 27.03.2024; одобрена после рецензирования 10.09.2024; принята к публикации 11.09.2024.
The article was submitted on 27.03.2024; approved after reviewing on 10.09.2024; accepted for publication on 11.09.2024.