

МЕТОД СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СИНТЕЗА ПРИ ВЫБОРЕ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Балык В. М., Крюков В. В.

*Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»,
Москва, Российская Федерация, e-mail: karembo@bk.ru*

В статье рассматривается метод структурно-параметрического синтеза, применяемый при выборе оптимального облика летательного аппарата на этапе предварительного проектирования. Целью исследования является обоснование состава вектора варьируемых параметров. Предложенный подход направлен на обоснованный выбор компоновочной схемы, состава основных подсистем и ключевых проектных параметров аппарата с учетом совокупности тактико-технических, массогабаритных, энергетических и эксплуатационных ограничений. Метод основан на совместном рассмотрении структурных альтернатив и параметрических вариантов, что позволяет учитывать взаимное влияние конструктивных решений и численных параметров на интегральные показатели эффективности. Особое внимание уделено использованию аппарата статистического синтеза для формирования виртуальных проектных связей между параметрами. В рамках исследования формализуется задача оптимизации, где в качестве базиса для восстановления функциональных зависимостей используются тригонометрические полиномы. Предложен механизм ранжирования проектных параметров на основе внешнего критерия регулярности, что позволяет выявлять скрытые зависимости и исключать избыточные переменные из проектного базиса. В работе описаны алгоритмы поиска рациональных решений в пространстве допустимых вариантов на примере анализа дальности полета. Показано, что использование структурно-параметрического синтеза существенно повышает обоснованность выбора оптимального облика летательного аппарата, сокращает число итераций проектирования и обеспечивает достижение требуемых характеристик эффективности при заданных ресурсных ограничениях. Полученные результаты подтверждают эффективность применения пороговых значений критерия регулярности для коррекции математических моделей сложных технических систем.

Ключевые слова: летательный аппарат, виртуальная проектная связь, статистическая выборка

STRUCTURAL-PARAMETRIC SYNTHESIS METHOD FOR OPTIMAL AIRCRAFT CONFIGURATION SELECTION

Balyk V. M., Kryukov V. V.

*Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education
“Moscow Aviation Institute (National Research University)”,
Moscow, Russian Federation, e-mail: karembo@bk.ru*

The article discusses a method of structural-parametric synthesis applied to the selection of an optimal aircraft configuration during the preliminary design stage. The aim of the study is to substantiate the composition of the vector of varied parameters. The proposed approach is aimed at a substantiated selection of the layout scheme, the composition of primary subsystems, and key design parameters of the vehicle, considering a comprehensive set of tactical-technical, mass-dimensional, power, and operational constraints. The method is based on the concurrent consideration of structural alternatives and parametric options, which allows for accounting for the mutual influence of design decisions and numerical parameters on integral efficiency indicators. Particular attention is paid to the use of the statistical synthesis apparatus for forming virtual design links between parameters. Within the framework of the study, the optimization problem is formalized, where trigonometric polynomials are utilized as a basis for reconstructing functional dependencies. The authors propose a mechanism for ranking design parameters based on an external regularity criterion, which enables the identification of hidden dependencies and the exclusion of redundant variables from the design basis. The paper describes algorithms for finding rational solutions within the feasible design space using flight range analysis as an example. It is shown that the use of structural-parametric synthesis significantly enhances the validity of the optimal aircraft configuration selection, reduces the number of design iterations, and ensures the attainment of required efficiency characteristics under given resource constraints. The obtained results confirm the effectiveness of applying threshold values of the regularity criterion for the correction of mathematical models of complex technical systems.

Keywords: aircraft, virtual design link, statistical sampling

Введение

Проектирование современных летательных аппаратов (ЛА) представляет собой многоуровневый процесс, характеризующийся высокой степенью неопре-

деленности на начальных этапах и необходимостью учета сложных взаимосвязей между различными подсистемами. Одной из ключевых задач предварительного проектирования является формирование опти-

мального облика ЛА, что требует одновременного обоснования как его структуры (компоновочной схемы, состава систем), так и численных значений проектных параметров. Традиционные подходы к оптимизации зачастую разделяют структурный и параметрический синтез, что может приводить к потере системного эффекта и увеличению числа итераций проектирования. В условиях роста сложности авиационной техники и ужесточения требований к эффективности, актуальной становится задача разработки методов, позволяющих проводить совместный структурно-параметрический синтез. Особую проблему при этом составляет высокая размерность пространства проектирования и наличие скрытых зависимостей между параметрами, которые могут избыточно усложнять математическую модель. Существующие методы восстановления функциональных зависимостей часто ограничиваются внутренними критериями точности, что не всегда гарантирует адекватность модели при изменении внешних условий. В связи с этим возникает необходимость применения аппарата статистического синтеза и введения понятия «виртуальных проектных связей» для выявления наиболее значимых и независимых факторов, определяющих облик будущего аппарата.

Цель исследования – обоснование состава вектора варьируемых проектных параметров, которые определяющим образом влияют на результат решения задачи. Для такого обоснования разработан метод статистического синтеза, по которому в классе тригонометрических полиномов устанавливаются виртуальные проектные связи между всеми «кандидатами» в проектные параметры. Вводится понятие порогового значения между виртуальными проектными связями. Если критерий регулярности между анализируемыми параметрами меньше заданного порогового значения, то эти параметры имеют достаточно «сильную» виртуальную связь, и один из этих параметров может быть исключен из дальнейшего рассмотрения в качестве базисного параметра.

Необходимо с помощью аппарата статистического синтеза обосновать состав вектора варьируемых параметров исходя из условий:

- 1) варьируемые проектные параметры должны быть независимы между собой;
- 2) через выбранные проектные параметры должны определяться все остальные характеристики летательного аппарата.

Материал и методы исследования

Математическая модель

$$M_i \in P_M, i = \overline{1, r}$$

проектируемой сложной технической системы может быть представлена как система частных математических моделей, описывающих отдельные подсистемы ЛА. Здесь P_M – множество математических моделей, которые формируются в результате работы статистического синтеза, r – количество рассматриваемых подсистем ЛА. M_i может быть представлена в форме системы уравнений и неравенств [1]. В качестве аргументов такой системы выступают n входных параметров статистической выборки, тогда как значения системы соответствуют вектору выходных характеристик размерности s . Совокупность этих уравнений и неравенств описывает функциональные зависимости, которые строятся на основе определенного функционального базиса. Такой базис может включать степенные и экспоненциальные функции, гармонические составляющие, дробно-рациональные полиномы и другие типы функций.

Внешние критерии определяют универсальность методов восстановления функциональных связей. Понятие «внешний критерий» имеет глубокую связь с теоремой Гёделя [2] о неполноте: согласно этой теореме, для доказательства любого утверждения требуется привлечение дополнительной информации, расширяющей исходную аксиоматическую систему. В терминологии теории оптимальной сложности понятие «доказательство» соотносится с процедурой восстановления модели, а «расширение аксиоматической системы» означает использование новых данных, не задействованных при первоначальном построении модели. Таким образом, можно выделить две категории критериев. К внутренним относятся те, что вычисляются по точкам выборки, использованным при построении модели. Внешние же критерии рассчитываются на данных, не участвовавших в обучении. Принципиальное преимущество внешних критериев состоит в том, что при последовательном усложнении модели они достигают минимума на единственной модели оптимальной сложности. При этом чем более выражен этот минимум, тем надежнее полученная модель.

Модель проектируемой сложной технической системы удобно представить в виде неориентированного графа, где вершины соответствуют рассчитываемым характеристикам, а ребра отражают связи между характеристиками, параметрами и исходными данными.

Таблица 1

Исходные данные ЛА

Масса летательного аппарата, кг	Высота пуска, км	Диаметр ЛА, мм
615	15	360

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования.

Если математическая модель построена корректно, то помимо связи между входными и выходными характеристиками существует также связь между промежуточными и выходными параметрами. Это позволяет строить выборку относительно любой пары вершин графа, используя одну из них как источник входной информации, а другую – как выходной.

На основе сформированных псевдовыборок методами статистического синтеза могут быть получены формальные функциональные связи, допускающие дальнейшую структурную корректировку на основе критериев верхнего уровня. Фактически здесь реализуется структурно-параметрический синтез сложной системы. Такой подход позволяет устанавливать функциональные зависимости между произвольными характеристиками системы и ее подсистемами.

В настоящей работе рассматривается математическая модель летательного аппарата с исходными данными, представленными в табл. 1.

В качестве начального вектора варьируемых проектных параметров принимается

$$D = (P_{\kappa}, P_a, \dot{m}, S_{ex}, S_{kp})_N,$$

где P_{κ} – давление внутри камеры сгорания ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ), P_a – давление на срезе сопла РДТТ, \dot{m} – расход топлива ПВРД, S_{ex} – площадь входного сечения воздухозаборного устройства (ВЗУ), S_{kp} – площадь крыла.

На варьируемые параметры накладываются параметрические ограничения:

$$5 \text{ МПа} \leq P_{\kappa} \leq 15 \text{ МПа}$$

$$90 \text{ КПа} \leq P_a \leq 100 \text{ КПа}$$

$$0,4 \text{ кг/с} \leq \dot{m} \leq 0,58 \text{ кг/с}$$

$$0,04 \text{ м}^2 \leq S_{ex} \leq 0,056 \text{ м}^2$$

$$0,9 \text{ м}^2 \leq S_{kp} \leq 0,99 \text{ м}^2$$

В качестве критерия оптимальности принята дальность полета ЛА. Кроме того, необходимо провести статистический анализ виртуальных проектных связей между проектными параметрами. Траектория полета аппарата на максимальную дальность описывается следующим образом: старт ЛА на высоте 15 км, разгон по прямой, марше-

вый участок с набором высоты, дальнейшее движение с включенным прямооточным воздушно-реактивным двигателем (ПВРД), а также пассивный участок полета.

Таким образом, решается следующая система уравнений [3–5]:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = p \cdot \cos \alpha - X_a - G \cdot \sin \theta; \\ mV \frac{d\theta}{dt} = p \cdot \sin \alpha + Y_a - G \cdot \cos \theta; \\ \frac{dx}{dt} = V \cdot \cos \theta; \\ \frac{dy}{dt} = V \cdot \sin \theta; \\ \frac{dm}{dt} = -\dot{m}; \\ \frac{dt}{dt} = 1. \end{cases}$$

Здесь m – масса ЛА; V – скорость движения ЛА; θ – угол наклона траектории; x – дальность полета по оси OX ; y – дальность полета по оси OY ; α – угол атаки; X_a – осевая сила (сила лобового сопротивления); Y_a – аэродинамическая нормальная сила (подъемная сила).

В данной работе рассматривается ЛА, оснащенный РДТТ и ПВРД для стартового и маршевого участков траектории соответственно [6].

Аэродинамические силы определяются как [7–9]:

$$X_a = (C_{x0} + C_x^{\alpha} \alpha^2) \cdot \frac{\rho V^2 S_M}{2};$$

$$Y_a = C_y^{\alpha} \cdot \alpha^2 \cdot \frac{\rho V^2 S}{2}.$$

Плотность воздуха зависит от высоты полета:

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{y}{44308}\right)^{4,2553},$$

$$\rho_0 = 1,25 \text{ кг/м}^3.$$

Для изолированного ПВРД идеальная тяга сопла рассчитывается следующим образом [10–12]:

$$R_{\text{сид}} = \dot{m} \cdot C_c + F_c (p_c - p_H).$$

Здесь \dot{m} – расход газа на срезе сопла; p_H – давление на срезе сопла; C_c – скорость газового потока на срезе сопла; p_c – давление среды; F_c – площадь среза сопла.

Тяга сопла с учетом потерь импульса:

$$R_c = I_c (\dot{m} \cdot C_c + p_c \cdot F_c) - F_c p_H,$$

где I_c – коэффициент потери импульса в сопле.

Необходимо решить задачу вида [13; 14]

$$L^{opt} = \max_{\{d\}} L(d), i = 1, s,$$

где $d = (P_k, P_a, \dot{m}, S_{ex}, S_{kp})_N$ – вектор проектных параметров.

Максимизация дальности полета ЛА осуществляется по статистической выборке, представленной в табл. 2.

Проведем над выборкой из табл. 2 операцию редукции, в результате чего получим пять одномерных выборок. После этого для нахождения коэффициентов Фурье воспользуемся тригонометрическим полиномом [15]

$$f(x) = a_0 + \sum_{k=1}^n (a_k \cos(kwx) + b_k \sin(kwx)),$$

где x – независимая переменная, n – степень полинома, k – номер текущей гармоники,

a_0 – свободный член, a_k, b_k – коэффициенты Фурье, w – частота процесса.

После установления проектных связей необходимо вычислить коэффициент регулярности,

$$\Delta = \frac{\sum_{i=1}^n (y_{\text{таб},i} - y_{\text{мод},i})^2}{\sum_{i=1}^n (y_{\text{таб},i})^2} \cdot 100\%,$$

где $y_{\text{таб},i}$ – реальное значение из статистической выборки (табличная величина), $y_{\text{мод},i}$ – значение, полученное из тригонометрической формулы (модельная величина).

Результаты исследования и их обсуждение

По разработанной математической модели была составлена программа на языке программирования Python, результаты работы которой сведены в табл. 3.

Таблица 2

Статистическая выборка

№ п/п	$D = (P_k, P_a, \dot{m}, S_{ex}, S_{kp})_N$	L_N
1	$(P_k, P_a, \dot{m}, S_{ex}, S_{kp})_1$	L_1
2	$(P_k, P_a, \dot{m}, S_{ex}, S_{kp})_2$	L_2
	...	
40	$(P_k, P_a, \dot{m}, S_{ex}, S_{kp})_{40}$	L_{40}

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования.

Таблица 3

Результаты процесса оптимизации дальности полета

№ п/п	P_k , МПа	P_a , КПа	\dot{m} , кг/с	S_{ex} , м ²	S_{kp} , м ²	L , м
1	6,5	95	0,56	0,042	0,91	271 126
2	13,5	93	0,58	0,04	0,98	271 513
3	14,5	91	0,57	0,053	0,99	272 451
4	11,5	98	0,57	0,05	0,95	278 248
5	10	96	0,56	0,044	0,92	280 210
6	8	98	0,55	0,054	0,9	283 466
7	15	100	0,55	0,041	0,96	284 051
8	5,5	100	0,52	0,043	0,98	284 873
9	12,5	100	0,55	0,056	0,98	285 408
10	9	100	0,55	0,054	0,98	285 694
11	5	100	0,51	0,044	0,96	286 046
12	9	99	0,54	0,041	0,95	287 225
13	5,5	96	0,51	0,045	0,96	288 414
14	13	95	0,53	0,046	0,95	290 368
15	7,5	97	0,52	0,055	0,94	291 883

Окончание табл. 3

№ п/п	P_k , МПа	P_a , КПа	\dot{m} , кг/с	S_{ex} , м ²	S_{sp} , м ²	L , м
16	11	94	0,51	0,044	0,91	294 127
17	6	100	0,5	0,041	0,92	294 205
18	15	95	0,51	0,044	0,97	297 789
19	9,5	92	0,5	0,047	0,93	299 975
20	12	100	0,51	0,046	0,96	300 503
21	10	92	0,42	0,042	0,98	301 802
22	5	93	0,46	0,051	0,97	303 141
23	8,5	100	0,49	0,052	0,9	304 782
24	7	99	0,49	0,047	0,97	306 618
25	14	99	0,49	0,05	0,95	307 572
26	10	100	0,49	0,047	0,99	308 607
27	10	94	0,48	0,043	0,93	309 582
28	7	90	0,46	0,049	0,94	310 273
29	9,5	96	0,47	0,046	0,94	312 285
30	11	96	0,47	0,055	0,97	313 425
31	12	97	0,45	0,05	0,94	323 358
32	15	95	0,43	0,042	0,9	324 731
33	6	99	0,42	0,047	0,99	326 724
34	7	90	0,42	0,051	0,9	328 008
35	10,5	92	0,43	0,04	0,96	328 536
36	6,5	93	0,41	0,048	0,92	328 747
37	7,5	90	0,41	0,051	0,97	330 541
38	9	95	0,4	0,051	0,93	331 708
39	9	93	0,4	0,043	0,91	331 853
40	8	97	0,42	0,042	0,9	336 696

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования

Таблица 4

Выборка площади крыла
и дальности полета

№ п/п	S_{sp} , м ²	L , м
1	0,91	271126
...		
40	0,9	336696

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования.

Таблица 5

Выборка площади входа воздухозаборного
устройства и площади крыла

№ п/п	S_{ex} , м ²	S_{sp} , м ²
1	0,042	0,91
...		
40	0,042	0,9

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования.

Таблица 6

Выборка массового расхода ПВРД и площади
входа воздухозаборного устройства

№ п/п	\dot{m} , кг/с	S_{ex} , м ²
1	0,56	0,042
...		
40	0,42	0,042

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования.

Таблица 7

Выборка давления на срезе сопла РДТТ
и массового расхода ПВРД

№ п/п	P_a , КПа	\dot{m} , кг/с
1	95	0,56
...		
40	97	0,42

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования.

Таблица 8

Выборка давления на срезе сопла РДТТ и массового расхода ПВРД

№ п/п	P_k , МПа	P_a , КПа
1	6,5	95
	...	
40	8	97

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования.

По полученной выборке была проведена операция редукции, в результате чего были получены пять одномерных выборок, представленные в табл. 4–8.

Из конструкции критерия регулярности следует, что чем меньше критерий регулярности, тем «сильнее» проектная связь между входными и выходными параметрами. Значения критерия регулярности для различных связей представлены в табл. 9.

Тригонометрический полином, полученный по выборке из табл. 8, имеет вид

$$P_a(P_k) = 95,92 + (0,0652 \cos(0,628P_k)) + (0,5571 \sin(0,628P_k)) + (-0,3929 \cos(1,257P_k)) + (-0,1247 \sin(1,257P_k)).$$

Тригонометрический полином, полученный по выборке из табл. 7, имеет вид

$$\dot{m}(P_a) = 0,4795 + (0,0224 \cos(0,393P_a)) + (0,0202 \sin(0,393P_a)) + (-0,078 \cos(0,785P_a)) + (-0,003 \sin(0,785P_a)).$$

Тригонометрический полином, полученный по выборке из табл. 6, имеет вид

$$S_{ex}(\dot{m}) = 0,0471 + (-0,0002 \cos(34,907\dot{m})) + (-0,0003 \sin(34,907\dot{m})) + (0,0007 \cos(69,813\dot{m})) + (0,002 \sin(69,813\dot{m})).$$

Тригонометрический полином, полученный по выборке из табл. 5, имеет вид

$$S_{kp}(S_{ex}) = 0,9476 + (0,0008 \cos(392,699S_{ex})) + (0,0013 \sin(392,699S_{ex})) + (0,008 \cos(785,398S_{ex})) + (-0,0107 \sin(785,398S_{ex})).$$

Тригонометрический полином, полученный по выборке из табл. 4, имеет вид

$$L(S_{kp}) = 303004,34 + (2240,87 \cos(62,832S_{kp})) + (4037,06 \sin(62,832S_{kp})) + (41,78 \cos(125,664S_{kp})) + (-1277,26 \sin(125,664S_{kp})).$$

Таблица 9

Ранжирование проектных параметров по критерию регулярности

	$P_a(P_k)$	$\dot{m}(P_a)$	$S_{ex}(\dot{m})$	$S_{kp}(S_{ex})$	$L(S_{kp})$
Δ , %	0,149	1,008	0,859	0,083	0,382

Примечание: составлена авторами на основе полученных данных в ходе исследования.

Примем пороговое значение критерия регулярности равным 0,5%, то есть виртуальные проектные связи считаются зависимыми, если соответствующий критерий регулярности меньше порогового значения. Таким образом, в качестве независимых проектных параметров в математической

модели ЛА следует оставить массовый расход ПВРД \dot{m} , давление на срезе сопла РДТТ P_a и площадь входа ВЗУ S_{ex} . Соотношение дальности полета L к площади крыла S_{kp} не является сочетанием параметров, и поэтому эта статистика L к S_{kp} в селекции проектных параметров не участвует.

Заключение

Разработан метод структурно-параметрического синтеза оптимального облика ЛА, позволяющий уменьшить избыточность проектных параметров, которая характерна на этапе предпроектных исследований. Средствами статистического синтеза восстанавливаются виртуальные проектные связи, которые позволяют оценить взаимосвязи между отдельными проектными параметрами.

Уровень критичности взаимосвязи оценивается по статистическому критерию регулярности. Параметры связей, при которых критерий регулярности ниже порогового значения, исключались из проектного базиса.

Показана эффективность такой селекции. Из исходного вектора проектных параметров (давление в камере сгорания РДТТ, давление на срезе сопла РДТТ, массовый расход ПВРД, площадь входа ВЗУ и площадь крыла) были исключены давление в камере сгорания и площадь крыла. Таким образом, был получен рациональный проектный базис.

Список литературы

1. Балык В. М. Статистический синтез проектных решений при разработке сложных систем. М.: Издательство Московского авиационного института. 2011. 280 с. URL: <https://search.rsl.ru/ru/record/01005106668?ysclid=mo0faugd54759459768> (дата обращения: 03.02.2026). ISBN 978-5-4316-0009-8.
2. Ивахненко А. Г. Индуктивный метод самоорганизации моделей сложных систем. Киев: Наукова думка, 1982. 296 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://klex.ru/1pz1?ysclid=mo0fdfs59w86284600> (дата обращения: 03.02.2026).
3. Баженов С. Г. Основы динамики полета. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2021. 432 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://znanium.ru/catalog/document?id=437246&ysclid=mo0fjzpxgz967809044#ant> (дата обращения: 12.01.2026). ISBN 978-5-9221-1906-1.
4. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: Лаборатория знаний, 2024. 407 с. [Электронный ресурс]. URL: https://znanium.ru/catalog/document?id=444744&from_similar=1#headers (дата обращения: 15.01.2026). ISBN 978-5-93208-682-7.
5. Аверкиев Н. Ф., Власов С. А., Богачев С. А., Жаткин А. Т., Кульвиц А. В. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем. СПб.: Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 2017. 302 с. ISBN 978-5-9901234-1-0.
6. Балык В. М., Леонов А. Г., Мокрецова О. В. и др. Общее проектирование двухсредных летательных аппаратов. М.: Издательство Московского авиационного института, 2020. 320 с. ISBN 978-5-4316-0724-0.
7. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. М.: ЛИБРОКОМ, 2017. 496 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://library.bmstu.ru/Catalog/Details/484736> (дата обращения: 06.02.2026). ISBN 978-5-397-05865-0.
8. Голубев А. Г., Епихин А. С., Калугин В. Т., Луценко А. Ю., Москаленко В. О., Столярова Е. Г., Хлупнов А. И. Аэродинамика. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2017. 608 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://znanium.ru/catalog/document?id=424324#bib> (дата обращения: 06.02.2026). ISBN 978-5-7038-4428-1.
9. Буланов И. М., Васильев В. С. Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного, артиллерийского и ракетного оружия. Тула: Издательство ТулГУ, 2007. 784 с. [Электронный ресурс]. URL: https://rusneb.ru/catalog/010003_000061_eddfa709fc8681c375abf2bd809761a0/ (дата обращения: 06.02.2026). ISBN 978-5-7679-1069-3.
10. Дулепов Н. П., Котенков Г. К., Яновский Л. С. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. М.: Издательство Центрального института авиационного моторостроения им. П. И. Баранова, 1999. 26 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://search.rsl.ru/record/01000641017?ysclid=mn7ow3tm3e782521120> (дата обращения: 07.02.2026).
11. Смирнов В. Е., Никитина И. Е., Розанов Л. А. Основы проектирования активно-реактивных снарядов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем на твердом топливе. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2022. 329 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://library.bmstu.ru/Catalog/Details/563827#fulltext> (дата обращения: 19.01.2026). ISBN 978-5-7038-5856-1.
12. Сорокин В. А. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 320 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://znanium.ru/catalog/document?id=424325> (дата обращения: 15.01.2026). ISBN 978-5-7038-4579-0.
13. Балык В. М., Гайдаров Д. Д., Соцков И. А. Многокритериальный выбор рациональных обличковых характеристик беспилотного летательного аппарата при многоимпульсном режиме движения // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/4b6/kwu008tgkh9bdv1r2zfu7a3mxobxrvh/7-BalykGaydarovSotskov.pdf> (дата обращения: 22.01.2026).
14. Балык В. М., Бородин И. Д., Гайдаров Д. Д., Майкова Н. В. Многокритериальный выбор двухимпульсного режима движения беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/13a/jm2ro5bh8tyqdvlgelc31ucmftvyp39o/5-Balyk.pdf> (дата обращения: 25.01.2026).
15. Балык В. М., Бородин И. Д., Маленков А. А., Остапюк А. И., Шаповалов Р. В. Исследование устойчивости движения космической системы, формируемой на базе универсальных космических платформ модульного типа // Космонавтика и ракетостроение. 2025. Выпуск № 2 (139). С. 182–190. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=82575995&ysclid=mndbuve0r3660042389> (дата обращения: 03.02.2026).

Конфликт интересов: Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest: The authors declare that there is no conflict of interest.

Финансирование: Авторы заявляют об отсутствии внешнего финансирования.

Financing: The research was performed without external funding.