

Научная статья

УДК 629.7.025

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185666>

EDN: <https://www.elibrary.ru/PYCAME>



Решение задачи проектирования рациональной конструкции руля с использованием структурной и параметрической оптимизации

Янина Алексеевна Куприянова^{1✉}, Сергей Гаврилович Парафесь²

¹ Долгопрудненское научно-производственное предприятие (ДНПП), Долгопрудный,
Московская область, Российская Федерация

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

¹ janina.kuprianova@yandex.ru✉

² s.parafes@mail.ru

Аннотация. Предложена методика рационального проектирования конструкции аэродинамического руля с учетом требований прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Методика представлена в виде алгоритма, включающего топологическую и параметрическую оптимизацию. С помощью топологической оптимизации получен силовой каркас, отвечающий требованиям прочности. По результатам параметрической оптимизации по условию аэроупругой устойчивости определены параметры противобалластного балансира в виде усиленного носка. В ходе исследования найдено рациональное конструктивно-технологическое решение руля.

Ключевые слова: цельноповоротный руль беспилотного летательного аппарата, SIMP-метод топологической оптимизации, конструктивно-технологическое решение, минимизация функции податливости, корпусно-рулевая форма флаттера, аэроупругость, параметрическая оптимизация

Для цитирования: Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Решение задачи проектирования рациональной конструкции руля с использованием структурной и параметрической оптимизации // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 3. С. 52-62. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185666>

Original article

Solving the Problem of Rational Rudder Design by Structural and Parametric Optimization

Yanina A. Kupriyanova^{1✉}, Sergei G. Parafes²

¹ Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Moscow region, Russian Federation

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

¹ janina.kuprianova@yandex.ru✉

² s.parafes@mail.ru

Abstract

The lift surfaces (wings and tail) of the unmanned aerial vehicles (UAVs) can be attributed to one of the most complex units in terms of structural and technological implementation. The task of the tail designing is reduced to the selection of material, structural and force scheme, manufacturing method and the main design parameters

© Куприянова Я.А., Парафесь С.Г., 2025

determining according to the requirements of strength, rigidity, aeroelasticity, manufacturing technology, etc.

The presented study assumes that the tail in the form of the full-turn aerodynamic rudders is placed in the tail section of the hypothetical supersonic UAV.

It should be remembered when the design task formulation that the structural and force scheme cannot be considered the final solution. It is possible to obtain a full-fledged structure by accounting for the technological properties of the structural material in the structural and force scheme, manufacturing methods of the load-bearing elements, which form the structure, and their joints. Such model, which combines the structural and force scheme and a technological concept, forms a structural-and-technological solution.

The purpose of the study consists in solving the complex problem of the structural-and-technological solution designing for the aerodynamic rudder, with account for the requirements of strength, rigidity and aeroelastic stability. The authors suggest to solve the task in several stages, including the rational structural-and-force scheme designing based on the conditions of rigidity and strength, and determining parameters of the anti-flutter balancer to meet the requirements of the aeroelastic stability.

The load-bearing frame design is being performed employing a special case of structural optimization, i.e. the topological optimization (TO) method with a penalty parameter. To account for placing the anti-flutter balancer in the form of a reinforced tip in the design of the structural and force scheme, this study performs the TO for the two design models, namely with both minimum and maximum sizes of the anti-flutter balancer. The minimum sizes in this case are being selected based on the technological capabilities of manufacturing.

The resulting design optimization has as a rule a number of disadvantages. The most obvious one is its step-type structure stipulated by the presence of a finite element grid. To eliminate the said disadvantages, the authors put forward a post-processing algorithm with linear approximation of the previously obtained functions. The main purpose of the TO result post-processing is representation of a certain function describing the elements position in space by an analytical form.

Based on the load-bearing frame obtained by the TO results and their post-processing, a structural and technological solution for the aerodynamic rudder has been designed to meet technological constraints. The stress-strain state analysis was conducted for the proposed design, which revealed that the rudder design meets the strength requirements.

Within the framework of the study, the task of parametric optimization consists in finding such set of parameters of the anti-flutter balancer width, at which the requirement to the UAV aeroelastic stability under condition of a minimum rudder mass is met. The multi-mode model allows studying the rudder and hull-rudder forms of the flutter of the UAV equipped with projected aerodynamic rudders, and solve the problem of parametric optimization of the rudder design. As the result, optimal parameters of the anti-flutter balancer were found from the condition of minimum mass.

The result of solving the problem of complex design of the rudder structure by the topological and parametric optimization algorithms allowed finding the rational structural and technological solution of the rudder that meets the requirements of strength, rigidity, aeroelastic stability and minimum mass.

Keywords: all-rotary rudder of the unmanned aerial vehicle, SIMP-method of topological optimization, structural-and-technological solution, compliance function minimization, flutter hull-rudder shape, aeroelasticity, parametric optimization

For citation: Kupriyanova Ya.A., Parafes' S.G. Solving the Problem of Rational Rudder Design by Structural and Parametric Optimization. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):52-62. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185666>

List of Figures

Fig. 1. Horizontal tail parameters

Fig. 2. Design object: *a* – shape and geometrical parameters; *b* – design model structure

Fig. 3. Structural-and-technological solution forming based on the topological optimization results: *a*, *b* – material distribution in the rudder structure at $0,001 \leq \rho_e \leq 1$; *c*, *d*, *e* – the rudder strength frame forming; *f* – post-processing result

Fig. 4. Flowchart for the rudder design parametric optimization procedure with account for the safety requirements from flutter

Fig. 5. Towards the flutter computing: masses and shapes distribution of the UAV natural bending oscillations by the 1st and 2nd tone

Fig. 6. Critical flutter parameters as the function of the antifiutter balancer mean width: velocity (*a*) and frequency (*b*)

Fig. 7. Critical flutter parameters of the mass-optimal rudder

List of Tables

Table. Parameters of the calculated flight mode

Введение

Несущие поверхности (крылья и оперение) летательных аппаратов (ЛА) можно отнести к одним из самых сложных агрегатов в плане конструктивно-технологической реализации. Задача проектирования оперения сводится к выбору материала, конструктивно-силовой схемы (КСС), способа изготовления и определению основных конструктивных параметров согласно требованиям прочности, жесткости, аэроупругости, технологии производства и др.

Оперение ЛА обладает рядом классификационных признаков, характеризующих его техническое совершенство. Многие из них определяются на этапе формирования облика ЛА и в процессе проектирования конструкции оперения считаются известными. Так, одним из важнейших классификационных признаков, напрямую влияющим на аэродинамические характеристики оперения, является его геометрия. Объект исследования в настоящей статье — горизонтальное оперение (ГО), состоящее из двух полноповоротных аэродинамических рулей, расположенных в хвостовой части гипотетического сверхзвукового беспилотного летательного аппарата (БЛА) (рис. 1).

Согласно [1] подъемную силу горизонтального оперения можно определить по формуле

$$Y_{ГО} = c_{yГО} q k_{оп} S_{ГО}, \quad (1)$$

где $c_{yГО}$ — коэффициент подъемной силы горизонтального оперения; q — скоростной напор невозмущенного потока; $k_{оп}$ — коэффициент торможения потока; $S_{ГО}$ — площадь горизонтального оперения.

Коэффициент $k_{оп}$ используется для характеристики интенсивности торможения потока и, как правило, принимается равным 0,85 ... 0,95.

Значение $c_{yГО}$ определяется из выражения

$$c_{yГО} = c_{y0ГО} + c_{yГО}^{\alpha} \alpha + c_{yГО}^{\delta} \delta, \quad (2)$$

где $c_{y0ГО}$ — постоянная величина, зависящая от угла установки оперения $\varphi_{ГО}$; α — угол атаки; δ — угол отклонения рулей (см. рис. 1).

При постановке задачи проектирования следует помнить, что КСС нельзя считать окончательным решением, поскольку такая модель структуры не

учитывает технологических свойств конструкционного материала, директивных способов изготовления силовых элементов, образующих конструкцию, и их соединения. Модель структуры конструкции, объединяющая силовую схему и технологическую концепцию, образует конструктивно-технологическое решение (КТР) [2].

Вопросам оптимизации конструкции несущих поверхностей ЛА посвящено значительное число работ, которые, как правило, направлены на выбор параметров, когда структура конструкции (в виде КТР или КСС) известна (определена или задана). Задачи структурно-параметрического синтеза, нацеленные на выбор рациональной структуры конструкции несущих поверхностей, рассматриваются значительно реже.

Известен подход к решению задачи структурно-параметрического синтеза конструкций крыльев и оперения самолетов с использованием КСС в качестве модели, суть которого состоит в следующем [3]:

- в границы внешних размеров проектируемой конструкции вписывается непрерывная упругая среда (континуальная модель), содержащая все возможные КСС;

- решается задача об оптимальном распределении материала в континуальной модели, и таким образом находится теоретически оптимальная конструкция;

- анализируются генеральные пути передачи сил в теоретически оптимальной конструкции, и с учетом конструктивных и технологических требований разрабатываются рациональные варианты КСС;

- через силовой вес (характеристику, связывающую эквивалентные напряжения с объемом распределяемого материала) оценивается относительная эффективность разработанных КСС и близость их к идеалу — теоретически оптимальной конструкции.

Среди подходов к решению задачи структурно-параметрического синтеза конструкций ЛА с использованием КТР в качестве модели структуры выделим подход, основанный на использовании математического аппарата идентификации конструкций [4]. Применительно к конструкциям несущих поверхностей ЛА решение задачи структурно-параметрического синтеза включает три этапа:

- отыскание эталонного теоретического решения (ЭТР), которое воплощает в себе оптимальное с точки зрения минимума массы распределение конструкционного материала с учетом требований прочности и аэроупругой устойчивости;

- оптимизация параметров КТР из множества альтернативных вариантов путем их идентификации с ЭТР;

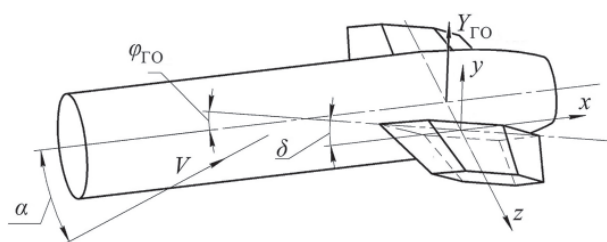


Рис. 1. Параметры горизонтального оперения

– выбор на основе комплексной оценки конструктивного и производственно-технологического совершенства рационального КТР.

Широко используемым в настоящее время подходом к решению задачи синтеза структуры конструкции является определение оптимальной КСС, удовлетворяющей функциональным ограничениям, методом топологической оптимизации (ТО) с последующим преобразованием ее с учетом технологических требований и ограничений в КТР. Наиболее популярным математическим методом для ТО является SIMP-метод – Solid Isotropic Material with Penalization (пенализация для твердого изотропного тела) [5]. Топологическая оптимизация особенно часто используется при решении задач проектирования конструкций, изготовленных с использованием аддитивных технологий [6–9]. Этот метод широко применяется в авиационной и ракетно-космической технике, о чем свидетельствует значительное число опубликованных работ в этой области, например [10], в которой предлагается расширенный метод ТО, позволяющий учитывать изменения в исследуемых элементах трансформирования их конструкций в зависимости от режима эксплуатации, и [11], в которой предлагается методика топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза на основе концепции полнонапряженности с учетом функциональных ограничений на обобщенные перемещения обшивки на контуре выреза.

Остановимся далее на работах, в которых метод ТО применен при проектировании крыльев различных ЛА с учетом требований прочности и (или) аэроупругости [12–26]. Методика оптимизации топологии и размеров кессонных конструкций самолета с использованием криволинейных лонжеронов и нервюр предложена в работе [12]. Объектами ТО в [13] являются нервюры передней кромки крыла, а в [14] – металлические крылья самолета, изготовленные на 3D-принтере. В статье [15] предлагается метод оптимизации топологии и размеров модульных нервюр в крыльях легкого транспортного самолета. Основанный на ТО подструктур метод проектирования конструкции крыла предложен в [16], а ТО многоэлементных устройств законцовок крыла исследована в [17]. Работы [18–22] посвящены ТО крыльев с учетом требований аэроупругости. Так, ТО элементов жесткости кессона аэроупругого крыла рассмотрена в [18]; ТО пластиноподобных крыльев самолета при ограничениях на флаттер и дивергенцию – в [19]; ТО аэроупругой трехмерной конструкции крыла самолета – в [20]. Сравнению подходов к ТО для снижения массы конструкции общей исследовательской модели крыла NASA трансзвуковых самолетов большой дальности ново-

го поколения посвящена работа [21], а в [22] рассмотрена методика ТО аэроупругой конструкции очень гибких крыльев. Методам и приемам ТО трансформирующихся крыльев посвящены работы [23–26]. Например, в работе [26] представлена многоцелевая оптимизация топологии и размеров трансформируемой конструкции крыла в интересах разработки новой конструкции крыла самолета с конической формой нервюр, лонжеронов и обшивки, что, как ожидается, улучшит аэроупругие характеристики самолета. В завершение краткого обзора статей, посвященных ТО крыльев, отметим работу [27], в которой рассматривается задача ТО цельноповоротного руля высокоскоростного ЛА, подверженного тепловым нагрузкам.

Давая в целом оценку работ в области ТО, отметим, что абсолютное большинство их посвящено решению разнообразных задач оптимизации топологии и параметров конструкций крыльев ЛА (прежде всего, самолетов различных типов), как правило, с учетом требований прочности и жесткости. Значительно меньше исследований посвящено вопросам оптимизации топологии и параметров аэродинамических рулей. Таким образом, представленный обзор работ свидетельствует об актуальности разработки методики рационального проектирования конструкции аэродинамического руля с использованием метода ТО.

Цель исследования – решить задачу проектирования рациональной конструкции аэродинамического руля с учетом спектра функциональных ограничений, таких как требования прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости, а также технологических ограничений, диктуемых выбранной технологией изготовления конструкции.

Научная новизна работы заключается в разработке новой методики проектирования рациональной конструкции аэродинамического руля с учетом требований прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы с использованием методов топологической и параметрической оптимизации.

Объект проектирования – аэродинамический руль сверхзвукового БЛА – показан рис. 2, а с характерными геометрическими параметрами, используемыми в примере решения задачи рационального проектирования конструкции руля.

Основными конструкционными материалами для БЛА являются алюминиевые сплавы. Обусловлено это в первую очередь их легкостью, высокой пластичностью, коррозионной стойкостью, технологичностью и относительно небольшой стоимостью. В данном исследовании для обшивки и силового каркаса руля выбран алюминиевый сплав с пределом прочности $\sigma_b = 310$ МПа и пределом

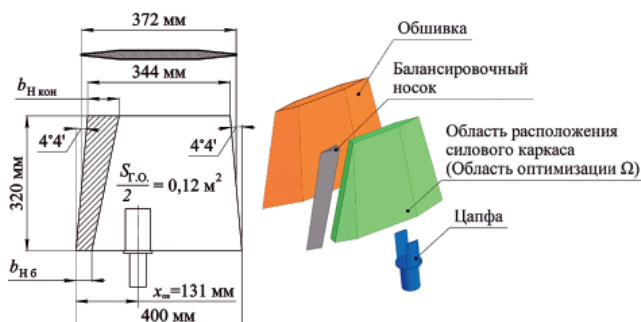


Рис. 2. Объект проектирования:
 а – форма и геометрические параметры;
 б – структура проектной модели

текучности $\sigma_t = 200$ МПа, а для усиленного носка, играющего роль противофлаттерного балансира, – сталь с плотностью $\rho = 7800$ кг/м³.

Для изготовления конструкции несущих поверхностей, в том числе и рулей, широко используются технологии штамповки, фрезерования и литья. В настоящем исследовании в качестве способа изготовления выбрано литье, так как такое технологическое исполнение позволяет снять часть технологических ограничений, связанных, например, с исходным размером заготовки или с трудностями, вызванными механической обработкой сложных поверхностей.

Задачу предлагается решать в несколько этапов, включающих проектирование рационального силового каркаса из условия жесткости и прочности и определение оптимальных параметров балансирующего усиленного носка руля, выступающего в качестве противофлаттерного балансира.

Постановка задачи топологической оптимизации

При формировании силового каркаса важно учитывать будущее расположение противофлаттерного балансирующего элемента, конструктивно оформленного в виде усиленного носка. На начальных этапах проектирования геометрические параметры носка являются неизвестными, из-за чего нельзя точно определить область оптимизации Ω (рис. 2, б). Для того чтобы учесть в конструкции силового каркаса расположение балансирующего элемента с разными размерами, в данном исследовании ТО проводится для двух расчетных моделей – с минимальными $b_{\text{Нкон}}^{\min}$, $b_{\text{Нб}}^{\min}$ и максимальными $b_{\text{Нкон}}^{\max}$, $b_{\text{Нб}}^{\max}$ значениями ширины носка. Минимальные размеры $b_{\text{Нкон}}^{\min}$, $b_{\text{Нб}}^{\min}$ выбираются исходя из технологических возможностей изготовления. Балансировочный носок представляет собой эффективный противофлаттерный балансир только в том случае, если он полностью располагается в передней части (т. е. до оси вращения $x_{\text{ов}}$) руля. Из этого условия следуют ограничения на максималь-

ные значения ширины носка $b_{\text{Нкон}}^{\max}$, $b_{\text{Нб}}^{\max}$. Таким образом, должны выполняться условия

$$(b_{\text{Нкон}}^{\min}, b_{\text{Нб}}^{\min}) \geq b_{\text{техн}}; (b_{\text{Нкон}}^{\max}, b_{\text{Нб}}^{\max}) \leq x_{\text{ов}}, \quad (3)$$

где $b_{\text{техн}}$ – минимальная ширина, обусловленная технологией изготовления носка.

В качестве расчетной внешней нагрузки F рассматривается подъемная сила, которая создается одним цельноповоротным рулем и вычисляется как $Y_{\text{ГО}}/2$, (см. формулу (1)). Лобовое сопротивление не учитывается, а руль закрепляется в зоне установки цапфы (рис. 2, б).

Параметры расчетного режима полета БЛА приведены в таблице.

Параметры расчетного режима

Наименование параметра	Обозначение	Значение
Плотность воздуха	ρ	0,96 кг/м ³
Скорость звука	$V_{\text{зв}}$	330 м/с
Число Маха	M	2,4
Температура нагрева	T	200°C
Внешняя нагрузка	F	6000 Н

Для решения задачи ТО используется метод конечных элементов, реализованный в программном комплексе ANSYS Workbench.

Постановка задачи ТО с целевой функцией минимизации податливости $c(X)$ (максимизации жесткости) с ограничением по объему будет иметь вид [5]:

$$\begin{cases} \min c(X), \\ \text{при условиях:} \\ \frac{V_{\Omega}(X)}{V_0} = f_{\Omega}; \\ \{F\} = \left(\frac{Y_{\text{ГО}}}{2}\right); \\ X \in \Omega; \\ 0 \leq \rho_{e \min} \leq \rho_e (e = 1, \dots, N_e), \end{cases} \quad (4)$$

где $\{F\}$ – вектор внешних нагрузок, действующих на конструкцию; $V_{\Omega}(X)$ и V_0 – текущий и начальный объем конструкции соответственно; f_{Ω} – целевой относительный объем области оптимизации, устанавливаемый в качестве ограничения, на практике рекомендуется определять в размере $0,15V_0$; ρ_e – значение плотности элемента; $\rho_{e \min}$ – минимальное значение плотности элемента; N_e – количество элементов в модели; X – один из возможных вариантов конструкции с расположением элементов e , полученным в результате оптимизации области Ω .

Интерпретация и постобработка результата топологической оптимизации

Полученная в результате ТО конструкция обычно имеет ряд недостатков, в числе главных из которых ее ступенчатая структура из-за использования конечно-элементной сетки, а также разомкнутый контур силового каркаса конструкции. Основной целью этапа постобработки результата ТО является определение некоторой аналитической функции для описания пространственного расположения силовых элементов, образующих конструкцию руля. Ввиду того что такая функция, как правило, представлена табличными значениями, цель этапа постобработки результата ТО может быть достигнута решением задачи аппроксимации таблично заданной функции.

Полученный в результате ТО «луч» силового каркаса может быть определен набором точек, характеризующим положение силового элемента в пространстве, при соблюдении условия $\rho_{\min} \geq 0,6$. Результатом на первом шаге аппроксимации будет получение набора точек, формирующих две кривые для дальнейшего построения «луча». С использованием метода наименьших квадратов на следующем шаге сформированные кривые аппроксимируются линейной функцией вида $y = ax + b$ [28].

После постобработки силового каркаса перед переходом к следующему этапу проектирования необходимо проверить выполнение условий прочности. Используя эквивалентное напряжение по Мизесу [29]

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}}, \quad (5)$$

($\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — максимальные, промежуточные и минимальные главные напряжения соответственно), условие прочности запишем в виде: $\sigma_e \leq \sigma_T$.

Формирование конструктивно-силовой схемы руля

Результатом решения описанной выше задачи ТО является оптимальное распределение конструкционного материала в границах области оптимизации. Конструктивно оптимальное распределение материала представляет собой силовой каркас аэродинамического руля с учетом расположения внутри конструкции руля противофлаттерного балансира — усиленного носка с различным значением параметров b_H (рис. 3, а и б).

На этапе постобработки полученного результата в конструкцию включены элементы со значением псевдоплотности $\rho_{\min} \geq 0,6$. Последующий этап идентификации позволил найти координаты силовых элементов в области проектирования и получить таблично представленные данные для построения функций, описывающих положение элементов. С использованием метода наименьших квадратов проведена аппроксимация полученных функций, что позволило определить прямые, формирующие каркас (рис. 3, в и г). Далее каркасы двух конструкций совмещались (рис. 3, д).

Таким образом в результате постобработки сформирован силовой каркас, состоящий из семи

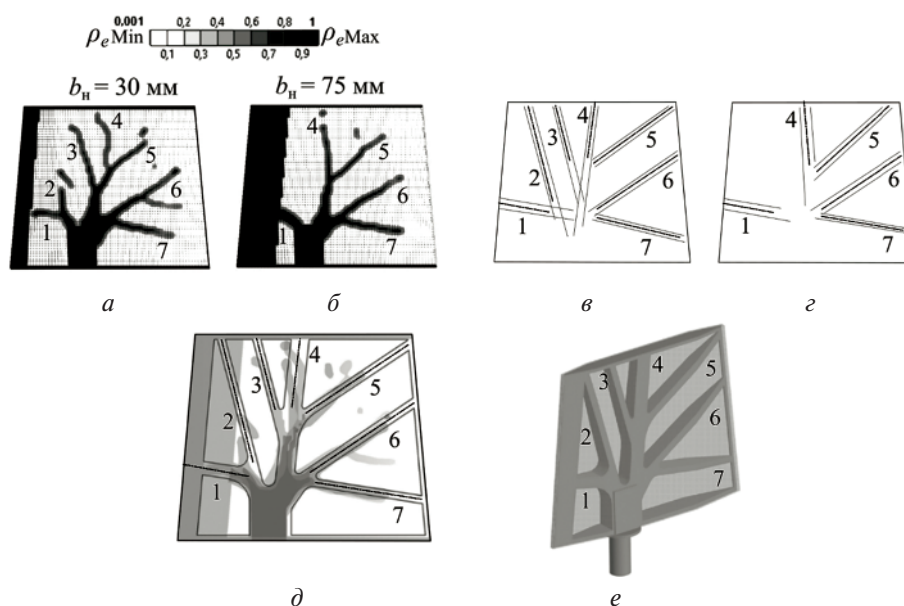


Рис. 3. Формирование КТР по результатам топологической оптимизации:
а, б — распределение материала в конструкции руля при $0,001 \leq \rho_e \leq 1$;
в, г, д — формирование силового каркаса руля;
е — результат постобработки

элементов, расположенных по лучевой схеме. Это по сути и есть КТР руля, так как в процессе пост-обработки результата ТО учтены технологические ограничения. Конструктивно-технологическое решение руля (рис. 3,е) образовано основным центральным силовым элементом, шириной 28 мм, и вспомогательными элементами, шириной по 14 мм.

Проведен анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) предложенной конструкции, который показал, что максимальные эквивалентные напряжения в конструкции руля с минимальным значением балансирующего носка $b_H^{\min}$ составили $\sigma_e = 159$ МПа, что удовлетворяет условию прочности.

Параметрическая оптимизация руля по условию аэроупругой устойчивости

Следующий этап решения задачи рационального проектирования руля — нахождение оптимальных параметров противофлаттерного балансира, а именно определение такой совокупности параметров $b_{H\text{ кон}}$ и $b_{H\text{ б}}$, при которой выполняется требование аэроупругой устойчивости БЛА при условии минимальной массы руля.

Для исследуемой конструкции руля, приводимого в действие приводом, в полете возможно возникновение консольной и корпусно-рулевой форм флаттера. В расчетах на флаттер используется многостепенная модель аэроупругих колебаний БЛА, объединяющая изгибные и вращательные (поворотные) колебания рулей и изгибные колебания корпуса по первым двум низшим тонам [30]. При этом рули считаются абсолютно жесткими, а

жесткость на вращение рулей (жесткость системы «руль—привод») главным образом определяется жесткостью механизма управления и привода. Колебания данной аэроупругой системы описываются системой дифференциальных уравнений:

$$\sum_{j=1}^4 (m_{ij}\ddot{q}_j + h_{ij}\dot{q}_j + g_{ij}q_j + d_{ij}V\dot{q}_j + b_{ij}V^2q_j) = 0, \quad (6)$$

$$i = 1, 2, 3, 4,$$

где q_j — обобщенные координаты; V — скорость аэродинамического потока. Выражения для определения коэффициентов системы (6): инерционных m_{ij} , жесткостных g_{ij} , конструкционного демпфирования h_{ij} , аэродинамического демпфирования d_{ij} и аэродинамических сил b_{ij} — представлены в работе [30].

Для определения параметров флаттера (критической скорости $V_{кр}$ и частоты колебаний $f_{фл}$) строится годограф скорости в виде зависимости комплексных частот колебаний аэроупругой системы S_j (собственных значений системы (6)) от скорости V .

Задача оптимизации конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости (безопасности от флаттера) решается итерационным методом (рис. 4). Целью данной задачи является определение оптимальных по критерию минимума массы руля параметров противофлаттерного балансира в виде усиленного носка руля. Для определения критических параметров флаттера, напрямую зависящих от ширины противофлаттерного балансира, используется представленная выше многостепенная модель аэроупругих колебаний БЛА.

Гипотетический маневренный БЛА выполнен по нормальной аэродинамической схеме и оснащен

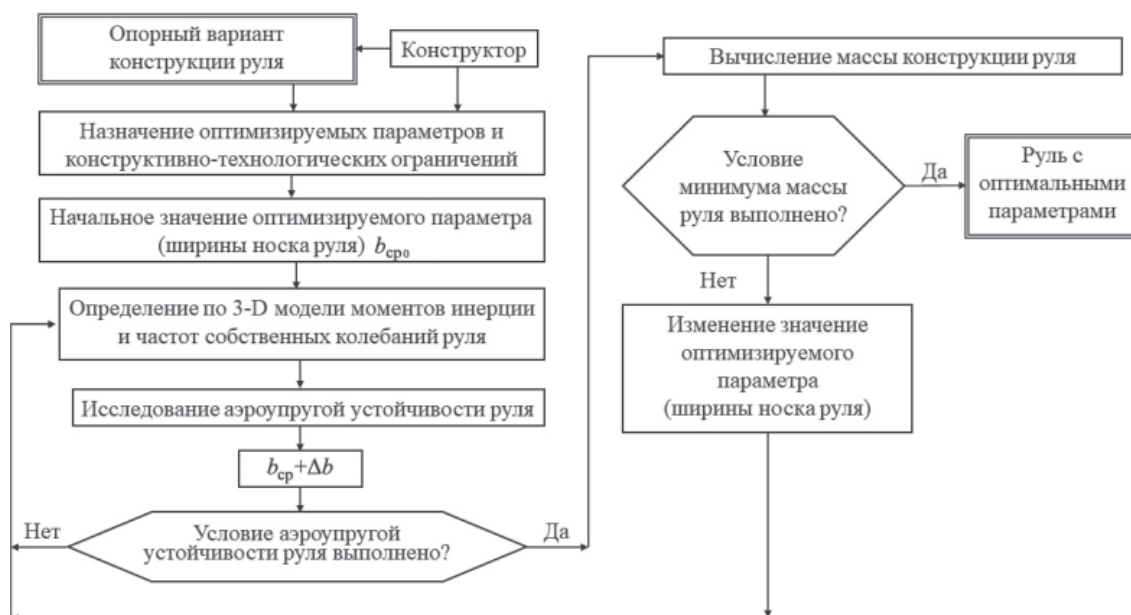


Рис. 4. Блок-схема процедуры параметрической оптимизации конструкции руля с учетом требования безопасности от флаттера

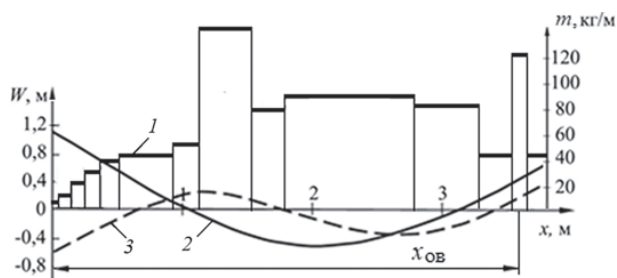


Рис. 5. К расчету на флаттер: распределение масс и формы собственных изгибных колебаний БЛА по 1-му и 2-му тону

цельноповоротными рулями. На рис. 5 показаны используемые в исследовании флаттера погонные массы 1 и формы собственных изгибных колебаний БЛА по 1-му (2) и 2-му (3) тону, соответствующие собственным частотам изгибных колебаний корпуса БЛА, равные 39,5 и 96,7 Гц.

Аэродинамические характеристики руля находятся в соответствии с его геометрическими параметрами в зависимости от числа Маха M [31]. Для расчетного режима полета с числом M , равным 2,4, производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля c_y^δ равна 1,63 1/рад, а координата аэродинамического фокуса $x_F = 0,19$ м.

Сравнивая возможность возникновения консольной и корпусно-рулевой форм флаттера, отметим, что из-за высоких собственных частот изгибных и крутильных колебаний руля в сравнении с частотами изгибных колебаний корпуса по 1-му и 2-му тону наиболее вероятной формой флаттера в полете является корпусно-рулевая. Ввиду отсутствия количественных оценок частоты системы «руль – привод» на этапе проектирования конструкции руля, расчеты на флаттер проводят в некотором диапазоне частот вращения руля (выбирается на основе имеющихся эмпирических данных).

В задаче параметрической оптимизации конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости независимо варьировались два параметра: ширина носка по концевой хорде $b_{Н\text{кон}}$ и ширина носка по бортовой хорде $b_{Нб}$; при этом ширина балансировочного носка менялась по линейному закону, а средняя ширина определялась по формуле

$$b_{\text{ср}} = \frac{b_{Н\text{кон}} + b_{Нб}}{2}.$$

Результаты исследования флаттера для расчетного режима полета БЛА в виде зависимости критической скорости $V_{\text{кр}}$ и частоты флаттера $f_{\text{фл}}$ от средней ширины балансировочного носка $b_{\text{ср}}$ показаны на рис. 6, на котором пунктирной линией изображена прямая, соответствующая допустимой

скорости полета $V_{\text{max}} = 1,2V_{\text{БЛА}}$, где $V_{\text{БЛА}}$ – скорость БЛА, соответствующая расчетному режиму полета ($V_{\text{БЛА}} = M \cdot V_{\text{зв}} = 792$ м/с); 1, 2 – коэффициент безопасности. Допускаемая скорость полета БЛА V_{max} равна 950,4 м/с.

Из графика на рис. 6,а следует, что оптимальным по критерию минимума массы является руль с противофлаттерным балансиrom средней ширины $b_{\text{ср}}$, равной 58 мм ($b_{Нб}$ и $b_{Н\text{кон}}$ соответственно равны 46 и 70 мм). На рис. 7 представлена зависимость критической скорости флаттера от частоты вращения руля с оптимальными параметрами противофлаттерного балансира. На графике видно аэроупругое взаимодействие вращательных колебаний руля с изгибными колебаниями корпуса по 1-му и 2-му тонам (области, очерченные кривыми 1 и 2 соответственно).

Выводы

Полученные результаты развивают существующие подходы к топологической оптимизации конструкций БЛА. В отличие от распространенных подходов к проектированию с использованием топологической оптимизации, ориентированных на учет требований жесткости и прочности конструкций, предложенный в работе комплексный подход позволяет учесть дополнительное требование аэроупругой устойчивости и получить оптимальные

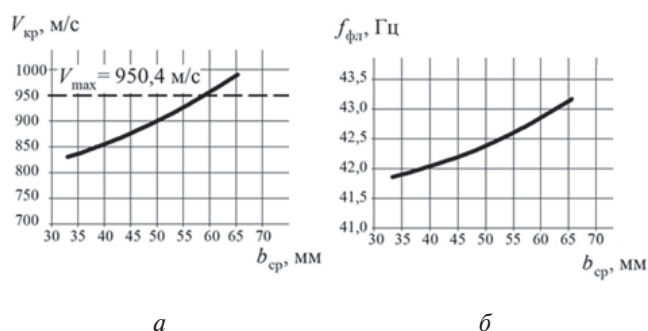


Рис. 6. Критические параметры флаттера в зависимости от средней ширины противофлаттерного балансира: а – скорость; б – частота

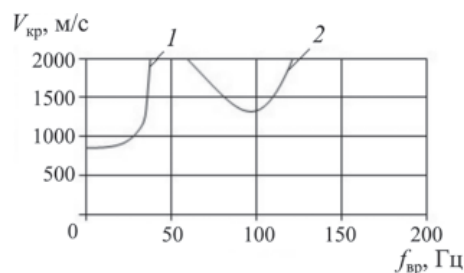


Рис. 7. Критические параметры флаттера руля оптимального по массе

параметры не только силового каркаса руля, но и противофлаттерного балансира.

С использованием алгоритма проектирования конструкции аэродинамического руля, включающего топологическую и параметрическую оптимизацию, найдено рациональное КТР, удовлетворяющее требованиям минимальной массы и функциональным и технологическим ограничениям.

Решена задача топологической оптимизации, целью которой являлось нахождение оптимального распределения конструкционного материала в виде силового каркаса, включающего противофлаттерный балансиры в виде усиленного носка. По результатам оптимизации проведена постобработка и получено КТР, удовлетворяющее требованиям прочности и жесткости.

Предложена процедура параметрической оптимизации руля по условию аэроупругой устойчивости. С использованием многостепенной модели, позволяющей исследовать рулевые и корпусно-рулевые формы флаттера БЛА, оснащенного проектируемыми аэродинамическими рулями, решена задача параметрической оптимизации конструкции руля, в результате которой найдены оптимальные параметры противофлаттерного балансира из условия минимума массы руля.

Список источников

1. Голубев И.С., Туркин И.К. (ред.). Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. Изд. 3-е. М.: Изд-во МАИ, 2010. 654 с.
2. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
3. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники: Сборник статей. М.: Машиностроение, 1984. С. 114–129.
4. Голубев И.С., Андреев В.В., Парафесь С.Г. Об одном подходе к решению задач структурно-параметрической оптимизации авиационных конструкций // Вестник Московского авиационного института. 1994. Т. 1. № 2. С. 3–8.
5. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization: Theory, Methods and Applications. Berlin: Springer, 2011. 384 p.
6. Zhang W.H., Zhou L. Topology optimization of self-supporting structures with polygon features for additive manufacturing // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 2018. Vol. 334, pp. 56–78. DOI: 10.1016/j.cma.2018.01.037
7. Zhang K.Q., Cheng G.D., Xu L. Topology optimization considering overhang constraint in additive manufacturing // Computers & Structures. 2019. Vol. 212, pp. 86–100. DOI: 10.1016/j.compstruc.2018.10.011
8. Meng L., Zhang W.H., Quan D.L., et al. From Topology Optimization Design to Additive Manufacturing: Today's Success and Tomorrow's Roadmap // Archives of Computational Methods in Engineering. 2020. Vol. 27, pp. 805–830. DOI: 10.1007/S11831-019-09331-1
9. Xiong Y., Yao S., Zhao Z.-L., Xie Y.M. A new approach to eliminating enclosed voids in topology optimization for additive manufacturing // Additive Manufacturing. 2020. Vol. 32: 101006. DOI: 10.1016/j.addma.2019.101006
10. Пхуо А., Семенов В.Н., Федюлов Б.Н. Оптимизация трансформируемых конструкций летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 32–40.
11. Болдырев А.В., Павельчук М.В., Синельникова Р.Н. Развитие методики топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 62–71.
12. Locatelli D., Mulani S.B., Kapania R.K. Wing-Box Weight Optimization Using Curvilinear Spars and Ribs (SpaRibs). Journal of Aircraft. 2011. Vol. 48. No. 5, pp. 1671–1684. DOI: 10.2514/1.C031336
13. Wang Q., Lu Z., Zhou C. New topology optimization method for wing leading-edge ribs // Journal of Aircraft. 2011. Vol. 48. No. 5, pp. 1741–1748. DOI: 10.2514/1.C031362
14. Walker D., Liu D., Jennings A. Topology Optimization of an Aircraft Wing // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (5–9 January 2015; Kissimmee, Florida). AIAA SciTech. DOI: 10.2514/6.2015-0976
15. Rinku A., Ananthasuresh G.K. Topology and Size Optimization of Modular Ribs in Aircraft Wings // 11th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimisation (7–12 June 2015; Sydney, Australia).
16. Zhao Y., Guo W., Duan S., Xing L. A novel substructure-based topology optimization method for the design of wing structure // International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization. 2017. Vol. 8. No. 2: A5. DOI: 10.1051/smdo/2016013
17. Bontoft E.K., Toropov V.V. Correction: Topology Optimisation of Multi-Element Wingtip Devices // AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (8–12 January 2018; Kissimmee, Florida). DOI: 10.2514/6.2018-1390.c1
18. Stanford B. Aeroelastic Wingbox stiffener topology optimization // Journal of Aircraft. 2018. Vol. 55. No. 3, pp. 1244–1251. DOI: 10.2514/1.C034653
19. Townsend S., Picelli R., Stanford B., et al. Structural optimization of platelike aircraft wings under flutter and divergence constraints // AIAA Journal. 2018. Vol. 56. No. 8. DOI: 10.2514/1.J056748
20. Wang X., Zhang S., Wan Z., Wang Z. Aeroelastic Topology Optimization of Wing Structure Based on Moving Boundary Meshfree Method // Symmetry. 2022. Vol. 14. No. 6: 1154. DOI: 10.3390/sym14061154

21. Das G.K., Ranjan P., James K.A. 3D Topology Optimization of Aircraft Wings with Conventional and Non-conventional Layouts: A Comparative Study // AIAA AVIATION 2022 Forum. (27 June - 1 July 2022; Chicago, IL & Virtual). DOI: 10.2514/6.2022-3725
22. Gomes P., Palacios R. Aerostructural topology optimization using high fidelity modeling // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2022. Vol. 65. No. 5: 137. DOI: 10.1007/s00158-022-03234-9
23. Kambayashi K., Kogiso N., Yamada T., et al. Multiobjective Topology Optimization for a Multi-layered Morphing Flap Considering Multiple Flight Conditions // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2020. Vol. 63. No. 3, pp. 90–100. DOI: 10.2322/tjsass.63.90
24. Jensen P.D.L., Wang F., Dimino I., Sigmund O. Topology Optimization of Large-Scale 3D Morphing Wing Structures // Actuators. 2021. Vol. 10. No. 9: 217. DOI: 10.3390/act10090217
25. Gu X., Yang K., Wu M., et al. Integrated optimization design of smart morphing wing for accurate shape control // Chinese Journal of Aeronautics. 2021. Vol. 34. No. 1. pp. 135–147. DOI: 10.1016/j.cja.2020.08.048
26. Winyangkul S., Wansaseub K., Slesongsom S., et al. Ground Structures-Based Topology Optimization of a Morphing Wing Using a Metaheuristic Algorithm // Metals. 2021. Vol. 11. No. 8: 1311. DOI: 10.3390/met11081311
27. Song L., Gao T., Tang L., et al. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing // Computers & Structures. 2021. Vol. 243. 106405. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405
28. Вадзинский П. Статистические вычисления в среде Excel. СПб.: Питер, 2008. 608 с.
29. Келлер И.Э., Петухов Д.С. Критерии прочности и пластичности: учеб. пособие. Пермь: Изд-во ПНИПУ, 2020. 157 с.
30. Парафес С.Г., Туркин И.К. Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2016. 184 с.
31. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Изд. 2-е, перераб и доп. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.

References

1. Golubev IS, Turkin IK. (ed) *Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of device and functioning*. 3rd ed. Moscow: MAI; 2010. 654 p. (In Russ.).
2. Golubev IS, Samarin AV. *Designing aircraft structures*. Moscow: Mashinostroyeniye; 1991. 512 p. (In Russ.).
3. Komarov VA. Designing power circuits of aircraft structures. In: *Aktual'nye problemy aviatsionnoi nauki i tekhniki*. Moscow: Mashinostroyeniye; 1984. p. 114–129. (In Russ.).
4. Golubev IS, Andreev VV, Parafes SG. On one approach to solving problems of structural and parametric optimization of aircraft structures. *Aerospace MAI Journal*. 1994;1(2):3–8. (In Russ.).
5. Bendsoe MP, Sigmund O. *Topology optimization: Theory, Methods and Applications*. Berlin: Springer; 2011. 384 p.
6. Zhang WH, Zhou L. Topology optimization of self-supporting structures with polygon features for additive manufacturing. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2018;334:56–78. DOI: 10.1016/j.cma.2018.01.037
7. Zhang KQ, Cheng GD, Xu L. Topology optimization considering overhang constraint in additive manufacturing. *Computers & Structures*. 2019;212:86–100. DOI: 10.1016/j.compstruc.2018.10.011
8. Meng L, Zhang WH, Quan DL, et al. From Topology Optimization Design to Additive Manufacturing: Today's Success and Tomorrow's Roadmap. *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2020;27:805–830. DOI: 10.1007/S11831-019-09331-1
9. Xiong Y, Yao S, Zhao Z-L, et al. A new approach to eliminating enclosed voids in topology optimization for additive manufacturing. *Additive Manufacturing*. 2020;32:101006. DOI: 10.1016/j.addma.2019.101006
10. Phyto A, Semenov VN, Fedulov BN. Optimization of transformable aircraft structures. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):32–40. (In Russ.).
11. Boldyrev AV, Pavel'chuk MV, Sinel'nikova RN. Enhancement of the fuselage structure topological optimization technique in the large cutout zone. *Aerospace MAI Journal*. 2019;26(3):62–71. (In Russ.).
12. Locatelli D, Mulani SB, Kapania RK. Wing-Box Weight Optimization Using Curvilinear Spars and Ribs (SpaRibs). *Journal of Aircraft*. 2011;48(5):1671–1684. DOI: 10.2514/1.C031336
13. Wang Q, Lu Z, Zhou C. New topology optimization method for wing leading-edge ribs. *Journal of Aircraft*. 2011;48(5):1741–1748. DOI: 10.2514/1.C031362
14. Walker D, Liu D, Jennings A. Topology Optimization of an Aircraft Wing. *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (January 5-9, 2015; Kissimmee, Florida)*. AIAA SciTech. DOI: 10.2514/6.2015-0976
15. Rinku A, Ananthasuresh GK. Topology and Size Optimization of Modular Ribs in Aircraft Wings. *11th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimisation (June 7-12, 2015; Sydney, Australia)*.
16. Zhao Y, Guo W, Duan S, et al. A novel substructure-based topology optimization method for the design of wing structure. *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*. 2017;8(2):A5. DOI: 10.1051/smdo/2016013
17. Bontoft EK, Toropov VV. Correction: Topology Optimisation of Multi-Element Wingtip Devices. *AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (January 8-12, 2018; Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2018-1390.c1

18. Stanford B. Aeroelastic Wingbox stiffener topology optimization. *Journal of Aircraft*. 2018;55(3):1244–1251. DOI: 10.2514/1.C034653
19. Townsend S, Picelli R, Stanford B, et al. Structural optimization of platelike aircraft wings under flutter and divergence constraints. *AIAA Journal*. 2018;56(8). DOI: 10.2514/1.J056748
20. Wang X, Zhang S, Wan Z, et al. Aeroelastic Topology Optimization of Wing Structure Based on Moving Boundary Meshfree Method. *Symmetry*. 2022;14(6): 1154. DOI: 10.3390/sym14061154
21. Das GK, Ranjan P, James KA. 3D Topology Optimization of Aircraft Wings with Conventional and Non-conventional Layouts: A Comparative Study. *AIAA Aviation 2022 Forum (June 27 - July 1, 2022; Chicago, IL & Virtual)*. DOI: 10.2514/6.2022-3725
22. Gomes P, Palacios R. Aerostructural topology optimization using high fidelity modeling. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2022;65(5):137. DOI: 10.1007/s00158-022-03234-9
23. Kambayashi K, Kogiso N, Yamada T, et al. Multiobjective Topology Optimization for a Multi-layered Morphing Flap Considering Multiple Flight Conditions. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. 2020;63(3):90–100. DOI: 10.2322/tjsass.63.90
24. Jensen PDL, Wang F, Dimino I, et al. Topology Optimization of Large-Scale 3D Morphing Wing Structures. *Actuators*. 2021;10(9):217. DOI: 10.3390/act10090217
25. Gu X, Yang K, Wu M, et al. Integrated optimization design of smart morphing wing for accurate shape control. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021;34(1):135–147. DOI: 10.1016/j.cja.2020.08.048
26. Winyangkul S, Wansaseub K, Slesongsom S, et al. Ground Structures-Based Topology Optimization of a Morphing Wing Using a Metaheuristic Algorithm. *Metals*. 2021;11(8):1311. DOI: 10.3390/met11081311
27. Song L, Gao T, Tang L, et al. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Computers & Structures*. 2021;243:106405. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405
28. Vadzinskii R. *Statistical calculations in the Excel environment*. St. Petersburg: Piter; 2008. 608 p. (In Russ.).
29. Keller IE, Petukhov DS. *Criteria of strength and plasticity*. Perm: PNIPU; 2020. 157 p. (In Russ.).
30. Parafes' SG, Turkin IK. *Actual problems of aeroelasticity and dynamics of highly maneuverable unmanned aerial vehicles structures*. Moscow: MAI; 2016. 184 p. (In Russ.).
31. Lebedev AA, Chernobrovkin LS. *Flight dynamics of unmanned aerial vehicles*. 2nd ed. Moscow: Mashinostroenie; 1973. 616 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 06.02.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 26.05.2025
Принята к публикации / Accepted 02.06.2025