

**МАШИНОСТРОЕНИЕ**

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;  
2.5.13 – Проектирование конструкции и производство летательных аппаратов;  
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;  
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;  
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 629.7.025  
DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-43-59

## **Рациональное проектирование конструкции аэродинамического руля с учетом прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости**

**В.Н. Акимов<sup>1</sup>, Я.А. Куприянова<sup>1</sup>, С.Г. Парафесь<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Долгопрудненское научно-производственное предприятие, г. Долгопрудный, Россия

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

**Аннотация:** В работе рассматривается процесс проектирования аэродинамического руля, конструкция которого включает обшивку постоянной толщины, силовой каркас и балансировочный носок, играющий роль противофлаттерного балансира. Целью работы является постановка и решение задачи проектирования рационального конструктивно-технологического решения руля, отвечающего требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Для решения поставленной задачи предложен алгоритм проектирования аэродинамического руля с использованием топологической и параметрической оптимизации. Определены основные параметры области проектирования и балансировочного носка, необходимые для топологической оптимизации. Для конечно-элементного анализа и топологической оптимизации использовался программный комплекс ANSYS Workbench. По результатам оптимизации проведена постобработка и предложено конструктивно-технологическое решение, объединяющее в себе силовые схемы с постоянной и переменной шириной балансировочного носка. Проведен анализ напряженно-деформированного состояния и установлено, что спроектированная конструкция отвечает требованиям прочности для заданного расчетного случая. Предложена схема решения задачи параметрической оптимизации руля по условию аэроупругой устойчивости. В рамках решения данной задачи проведено исследование флаттера с использованием многостепенной модели, позволяющей исследовать рулевые и корпусно-рулевые формы флаттера беспилотного летательного аппарата (БЛА), оснащенного аэродинамическими рулями. Получены результаты исследования флаттера для расчетного режима полета БЛА в виде зависимостей критической скорости и частоты флаттера от средней ширины балансировочного носка. Анализ данных зависимостей позволил определить оптимальные значения параметров балансировочного носка из условия минимума массы для двух вариантов рулей: с постоянной и переменной шириной балансировочного носка.

**Ключевые слова:** аэродинамический руль, топологическая оптимизация, параметрическая оптимизация, жесткость, прочность, аэроупругая устойчивость, флаттер.

**Для цитирования:** Акимов В.Н., Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Рациональное проектирование конструкции аэродинамического руля с учетом прочности, жесткости и аэроупругой устойчивости // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 43–59. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-43-59

## Rational design of the aerodynamic rudder structure taking into account strength, rigidity and aeroelastic stability

V.N. Akimov<sup>1</sup>, Ya.A. Kupriyanova<sup>1</sup>, S.G. Parafes<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Russia*

<sup>2</sup> *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

**Abstract:** The paper considers a design process of an aerodynamic rudder, which structure comprises the skin of constant thickness, a load-bearing structure and a trimmed nose that plays the role of an anti-flutter balancer. The aim of the work is to set and solve the design problem of a rational structural and technological solution of the rudder that meets the requirements of strength, rigidity, aeroelastic stability and minimum mass. To solve this problem, a design algorithm for the rudder, using topological and parametric optimization, is proposed. The main parameters of the design area and the trimmed nose required for topological optimization are determined. The ANSYS Workbench software package was used for the finite element analysis and topological optimization. Based on the results of optimization, post-processing was carried out. A structural and technological solution, that combines structural layouts with constant and variable width of the trimmed nose, was proposed. An analysis of the stress-strain state was carried out, and it was found that the designed structure meets the strength requirements for the given design case. A scheme for solving the parametric optimization problem of the rudder under the condition of aeroelastic stability is proposed. Within the framework of solving this problem, a flutter study was conducted, using a multi-mode model, which makes it possible to study the rudder and body-rudder flutter forms of an unmanned aerial vehicle (UAV) equipped with aerodynamic rudders. The results of the flutter study for the design mode of the UAV flight are obtained in the form of dependencies of the critical flutter velocity and frequency on the average width of the trimmed nose. The analysis of these dependencies allowed us to derive the optimal values of the trimmed nose parameters from the minimum weight condition for two rudder configurations: with a constant and variable width of the trimmed nose.

**Key words:** aerodynamic rudder, topological optimization, parametric optimization, rigidity, strength, aeroelastic stability, flutter.

**For citation:** Akimov, V.N., Kupriyanova, Ya.A., Parafes', S.G. (2024). Rational design of the aerodynamic rudder structure taking into account strength, rigidity and aeroelastic stability. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 43–59. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-43-59

## Введение

Во многих задачах оптимального проектирования конструкций беспилотных летательных аппаратов (БЛА) главным критерием оптимальности является критерий минимума массы. При условии выполнения всех прочностных, технологических и эксплуатационных требований достижение массового совершенства конструкции (даже отдельного узла или детали) позволяет повысить техническое совершенство БЛА в целом. Выполнить требование минимальной массы возможно за счет применения современных конструкционных материалов и технологических процессов (например, аддитивных технологий). Однако применение новых высокопрочных материалов и технологических процессов, как правило, ведет к возрастанию стоимости конструкции.

Другим возможным подходом к решению задачи оптимального проектирования является определение оптимальной с позиции минимальной массы конструктивно-силовой схемы (именуемой также силовым каркасом), удовлетворяющей функциональным ограничениям, и далее преобразование ее с учетом технологических требований и ограничений в конструктивно-технологическое решение (КТР). Конструктивно-силовые схемы несущих поверхностей, в частности аэродинамических рулей, могут включать в себя наборные конструкции из различных силовых элементов и цельнолитые силовые каркасы [1]. Последний вариант имеет преимущество с точки зрения технологичности, так как не требует дополнительных соединений между силовыми элементами и обеспечивает более простую сборку. Особенно рациональным использование цельнолитых силовых каркасов является при проектировании конструкций малогабаритных БЛА.

При минимизации массы необходимо учитывать основные требования к конструкции: сохранение габаритных размеров, обеспечение достаточной прочности и жесткости [2]. При проектировании аэродинамических рулей еще одним важным условием является выполнение требований аэроупругой устойчивости. В результате воздействия на руль сил упругости, инерции и аэродинамических сил может возникнуть опасный вид колебаний – флаттер. Распространенным способом для предотвращения этого явления является весовая балансировка таким образом, чтобы центр масс конструкции находился впереди оси вращения руля или как можно ближе к ней. При этом балансировку можно проводить сосредоточенными и распределенными массами: установкой балансировочного груза или специального носка соответственно.

Балансировка руля сосредоточенной массой приводит к увеличению аэродинамического сопротивления, что негативно отражается на техническом совершенстве всего БЛА. Однако распределенная масса, получаемая внедрением балансировочного элемента в переднюю часть конструкции, может быть менее выгодной по сравнению с балансировочным грузом за счет увеличения общей массы руля. Решить эту проблему предлагается использованием процедуры итерационной параметрической оптимизации.

Спроектировать рациональный силовой каркас с учетом критерия минимума массы и требований прочности и жесткости возможно с использованием различных методов структурной оптимизации. В настоящий момент широкое распространение в этой области получил метод топологической оптимизации, позволяющий найти оптимальное распределение материала в заданной области в соответствии с поставленными задачами проектирования [3, 4]. Вопросам рационального проектирования конструкций с использованием этого метода посвящено множество работ, в том числе в области авиации и ракетостроения [5–9], в частности, в которых решаются задачи оптимизации конструкций несущих поверхностей [10–18]. Так, например, в работе [18] рассматривается задача оп-

тимального проектирования цельноповоротного руля, функционирующего в условиях значительных тепловых нагрузок. Вместе с тем вопросы аэроупругой устойчивости несущих поверхностей летательных аппаратов, в частности проектирования безопасных от флаттера конструкций аэродинамических рулей, рассмотрены не в полной мере.

В связи с этим возникает необходимость разработки алгоритма проектирования, позволяющего создать конструкцию, отвечающую требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Предлагается для решения поставленной задачи использовать топологическую и параметрическую оптимизацию.

## **Постановка задачи топологической оптимизации**

Топологическая оптимизация представляет собой процесс оптимизации конструкции на основе конечных элементов. Этот метод работает на основе поиска оптимального распределения материала, которое может определять как внешние границы конструкции, так и параметры внутренних силовых элементов. Использование топологической оптимизации для проектирования конструкций предполагает построение конечно-элементной модели, выбор граничных условий, целевой функции и ограничений. Задача определения рационального распределения материала при этом решается за счет присвоения каждому конечному элементу особых конструктивных переменных, отражающих изменение жесткости и плотности материала в зависимости от приложенной нагрузки. Таким образом, топологическая оптимизация является одним из методов структурной оптимизации и позволяет получить оптимальную конструкцию с точки зрения заданной целевой функции и ограничений на основе результатов статического или динамического анализа.

Наибольшее распространение получил метод топологической оптимизации со штрафным параметром, позволяющий получить однозначное понимание о расположении

силовых элементов внутри области оптимизации за счет введения конструктивной переменной «псевдоплотности»:

$$\eta_e = \frac{\rho_e}{\rho_0},$$

где  $\eta_e$  – параметр псевдоплотности, принимающий значение от 0 до 1 ( $\eta_e = 0$  соответствует удалению материала;  $\eta_e = 1$  – наличию материала);  $\rho_e$  – плотность элемента  $e$ ;  $\rho_0$  – плотность материала конструкции.

Связь матрицы жесткости  $[K_0]$  конечного элемента  $e$  и полной матрицы жесткости  $[K]$  может быть описана как

$$[K] = \sum_{e=1}^{N_e} (\eta_e)^p [K_0],$$

где  $N_e$  – количество элементов  $e$  в области  $\Omega$ ,  $p$  – коэффициент штрафа, необходимый для

$$c(\theta) = \{u\}^T [K] \{u\} = \sum_{e=1}^{N_e} (\eta_e)^p \{u_e\}^T [K_0] \{u_e\} \rightarrow \min_{\theta \in \Omega},$$

где  $\{u\}$  – вектор смещения;  $\{u_e\}$  – вектор узлового перемещения элемента  $e$ ;  $\theta$  – один из возможных вариантов конструкции с расположением элементов  $e$ , полученным в результате оптимизации области  $\Omega$ .

Таким образом, постановка задачи топологической оптимизации для поиска оптимального распределения материала внутри области  $\Omega$ , при условии обеспечения наибольшей жесткости (или наименьшей податливости) при ограничении на итоговый объем конструкции, будет иметь вид

$$\left\{ \begin{array}{l} \min c(\theta), \\ \text{при условиях:} \\ \frac{V(\theta)}{V_0} = f_\Omega; \\ \{F\} = (F_1, F_2, \dots, F_n); \\ \theta \in \Omega; \\ 0 < \eta_{e\min} \leq \eta_e \leq 1 \quad (e = 1, \dots, N_e), \end{array} \right.$$

округления значения плотности до ближайшего двоичного значения. Для конструктивных материалов с коэффициентом Пуассона близким к 0,3 рекомендуется значение  $p = 3$ .

При этом модуль упругости  $e$ -го элемента можно определить как

$$E(\eta_e) = E_{\min} + (\eta_e)^p (E_0 - E_{\min}),$$

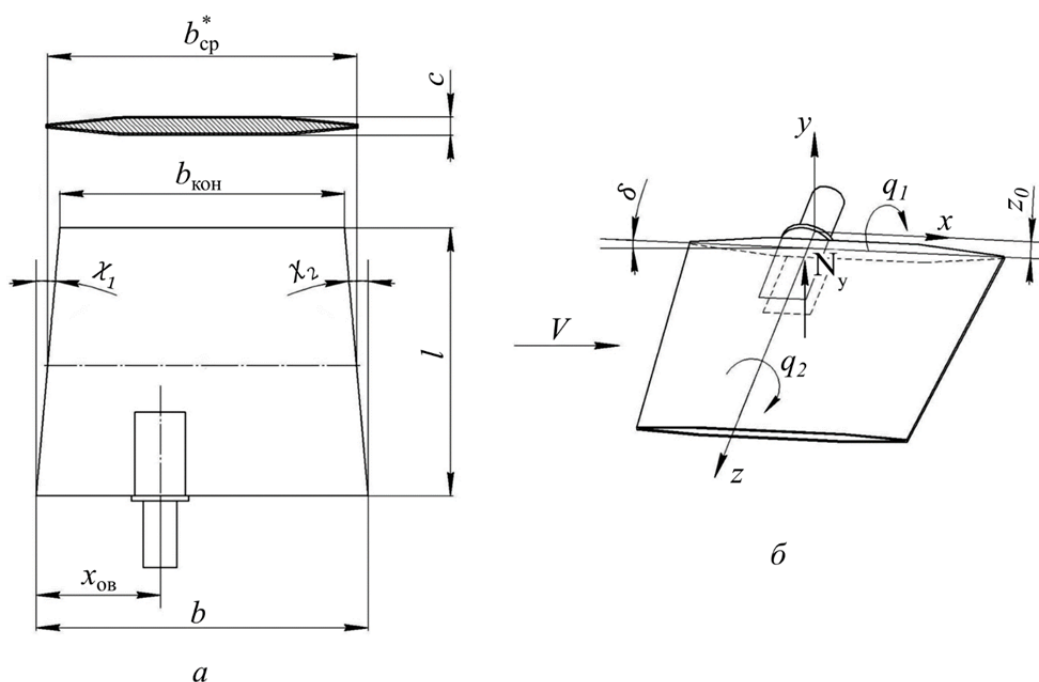
где  $E_0$  – модуль упругости материала;  $E_{\min}$  – модуль упругости при  $\eta_e = 0$ .

Первым этапом оптимизации является определение целевых функций и ограничений. Одной из самых эффективных целевых функций при поиске оптимального решения является минимизация податливости конструкции (или максимизация жесткости). Задачу минимизации податливости можно представить следующим образом:

где  $\{F\}$  – вектор внешних нагрузок, действующих на конструкцию;  $V(\theta)$  и  $V_0$  – текущий и начальный объем конструкции, соответственно;  $f_\Omega$  – целевой объем области оптимизации, устанавливаемый в качестве ограничения;  $\eta_{e\min}$  – минимальное значение плотности элемента.

## Постановка задачи проектирования

Объектом исследования является конструкция аэродинамического руля. Она включает в себя внутренние силовые элементы, расположение которых на этапе формирования облика БЛА является неизвестным, обшивку и способ закрепления, внешние габаритные размеры которых, как правило, задаются в техническом задании на проектирование. Внешний вид и основные параметры исследуемой конструкции представлены на рис. 1 и в табл. 1.



**Рис. 1.** Аэродинамический руль:  
*a* – геометрические параметры; *б* – схема нагружения  
**Fig. 1.** Aerodynamic rudder:  
*a* – geometric parameters; *б* – loading scheme

**Таблица 1**  
**Table 1**

Основные параметры руля  
Main parameters of the rudder

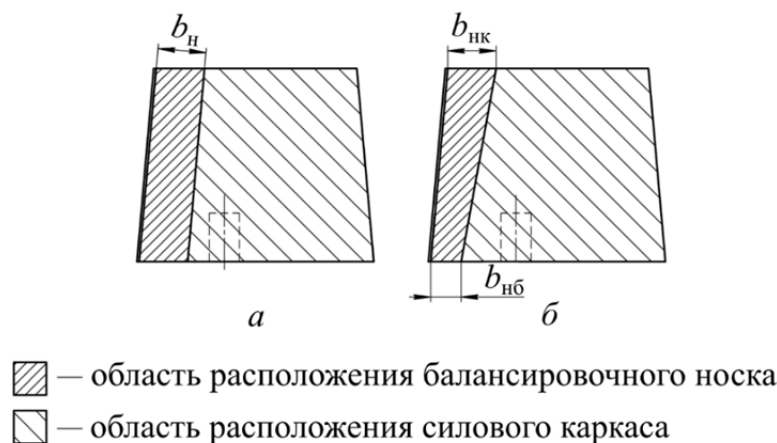
| Наименование параметра                             | Обозначение       | Значение     |
|----------------------------------------------------|-------------------|--------------|
| Бортовая хорда руля                                | $b$               | 400 мм       |
| Концевая хорда руля                                | $b_{\text{кон}}$  | 344 мм       |
| Средняя хорда руля                                 | $b_{\text{ср}}^*$ | 372 мм       |
| Расстояние от передней кромки руля до оси вращения | $x_{\text{ов}}$   | 131 мм       |
| Размах консоли руля                                | $l$               | 320 мм       |
| Углы стреловидности по передней и задней кромкам   | $\chi_1, \chi_2$  | $4^\circ 4'$ |
| Относительная толщина руля                         | $c$               | 0,1          |

Так как одним из условий проектирования является наличие балансировочного носка в передней части руля, возникает необходимость сформировать такой силовой каркас, который был бы рационален для балансиров с различными геометрическими параметрами. Объем, занимаемый областью оптимизации, можно представить в виде

$$V_{\Omega} = V_{\text{общ}} - V_{\text{БН}},$$

где  $V_{\text{общ}}$  – общий объем внутренней части аэродинамического руля;  $V_{\text{БН}}$  – объем, занимаемый балансировочным носком.

Геометрические параметры балансировочного носка определяются его шириной



**Рис. 2.** Расположение и параметры балансировочного носка:

$a$  – прямой носок;  $b$  – скошенный носок

**Fig. 2.** The location and parameters of the trimmed nose:

$a$  – straight nose;  $b$  – tapered nose

и внутренними размерами обшивки. Для удобства вводится дополнительный параметр средней ширины  $b_{ср}$ . Для прямого носка этот параметр имеет постоянное значение  $b_{ср} = b_n$  (рис. 2,  $a$ ). Для скошенного носка средняя ширина определяется двумя параметрами: шириной верхней и нижней части –  $b_{нк}$  и  $b_{нб}$  соответственно (рис. 2,  $b$ ). Параметр средней ширины для такого носка будет равен  $b_{ср} = \frac{b_{нк} + b_{нб}}{2}$ . Толщина обшивки выбирается постоянной исходя из технологических ограничений.

Так как значение ширины и типа балансировочного носка на данном этапе является неизвестным, для формирования оптимального силового каркаса было проведено несколько расчетных итераций. Для упрощения конечно-элементного анализа на этапе оптимизации выбран вариант с прямым носком с параметром  $b_n = 30$  мм для первого расчетного случая и  $b_n = 75$  мм для второго расчетного случая, что соответствует минимальному и максимальному значению носка. Ограничение по объему составляло 15 % для  $b_n = 30$  мм и 13 % для  $b_n = 75$  мм.

Внутренняя область была аппроксимирована гексаэдрической расчетной конечно-элементной сеткой, при этом количество элементов по оси  $Oy$  (рис. 1,  $b$ ) было ограничено до одного элемента с целью исключить переменную толщину силовых стенок в ре-

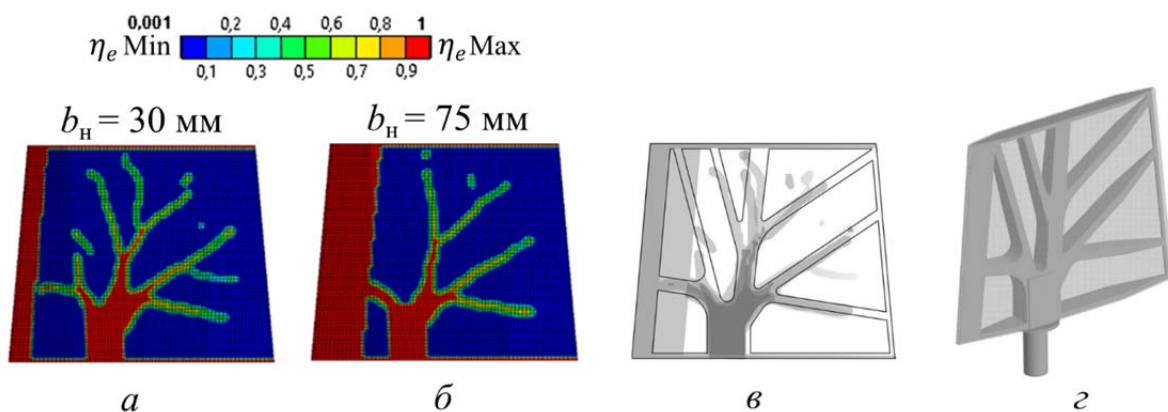
зультате оптимизации. Такое ограничение позволяет облегчить дальнейшую постобработку результата и повысить технологичность конструкции.

В качестве расчетного выбран режим полета БЛА на высоте  $H = 2,5$  км (плотность воздуха  $\rho = 0,96$  кг/м<sup>3</sup>, скорость звука  $V_{зв} = 330$  м/с) с числом Маха  $M = 2,4$ . Для конечно-элементного анализа к конструкции руля прикладывалась сила  $N_y = 6000$  Н, направление которой соответствует направлению подъемной силы (рис. 1,  $b$ ). Температура нагрева конструкции составляла 200 °С.

В качестве конструкционных материалов для обшивки и внутреннего силового набора был выбран алюминиевый сплав, а для балансировочного носка – сталь с целью обеспечения достаточного смещения центра масс конструкции руля за счет большей плотности материала. Предел пропорциональности выбранного в качестве материала силового каркаса алюминиевого сплава был принят  $\sigma_{пц} = 200$  МПа.

### Формирование конструктивно-силовой схемы по результатам оптимизации

Численное моделирование проводилось в программном комплексе ANSYS Workbench. В результате решения задачи топологической

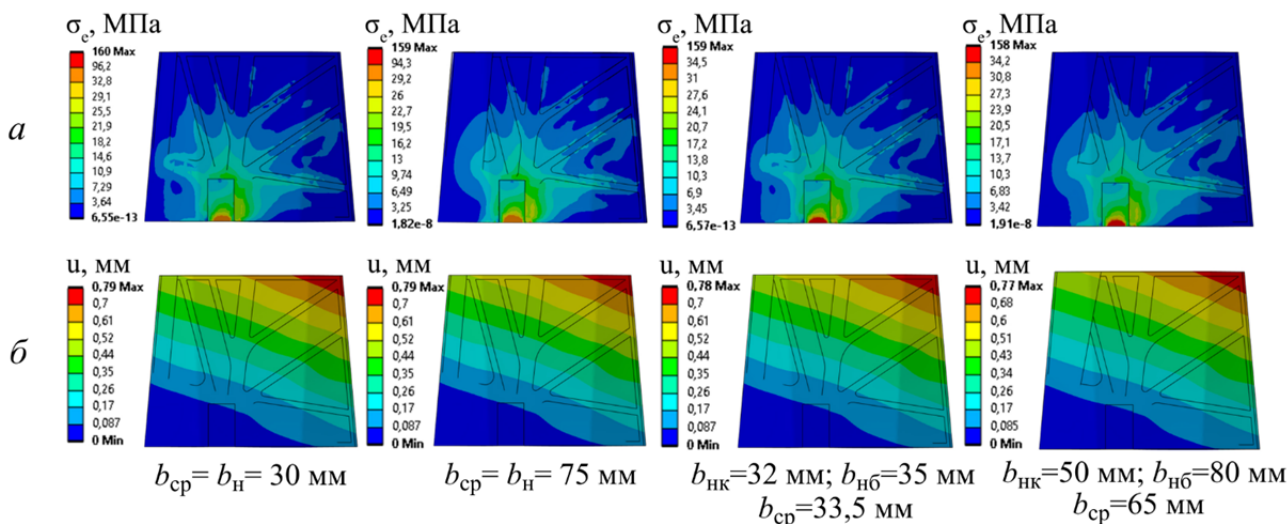


**Рис. 3.** Формирование КТР по результатам топологической оптимизации:

*a, б* – распределение материала в конструкции руля при  $0,001 \leq \eta_e \leq 1$  для  $b_n = 30$  мм и  $b_n = 75$  мм соответственно; *в* – формирование силовой схемы внутреннего каркаса руля; *г* – результат постобработки

**Fig. 3.** Formation of the structural and technological solution based on the results of topological optimization:

*a, б* – distribution of material in the rudder structure at  $0.001 \leq \eta_e \leq 1$  for  $b_n = 30$  mm and  $b_n = 75$  mm; *в* – formation of the structural layout of the inner rudder frame; *г* – the post-processing result



**Рис. 4.** Результаты расчетов параметров напряженно-деформированного состояния:

*a* – поля распределения эквивалентных напряжений; *б* – поля распределения глобальных перемещений

**Fig. 4.** The calculation results of the stress-strain state parameters:

*a* – the fields of equivalent stresses distribution; *б* – fields of global displacements distribution

оптимизации получено оптимальное распределение материала в виде силового каркаса руля с учетом расположения внутри его конструкции балансировочного носка с различным значением параметра  $b_{cp}$  (рис. 3, *a, б*). В процессе формирования (КТР) силовые схемы, полученные для  $b_n = 30$  мм и  $b_n = 75$  мм, были наложены друг на друга и объединены таким образом, чтобы в будущую конструкцию были включены элементы со значением псевдо-

плотности  $x_i \geq 0,6$  (рис. 3, *в*). В результате постобработки ширина основного центрального силового элемента составила 28 мм, а ширина вспомогательных ребер – 14 мм. В итоге на основе силового каркаса, полученного по результатам топологической оптимизации, и постобработки спроектировано КТР аэродинамического руля, отвечающее технологическим ограничениям (рис. 3, *г*).

Для предложенной конструкции был проведен анализ напряженно-деформированного состояния (НДС), результаты которого показаны на рис. 4.

В расчете рассматривались конструкции с разными параметрами балансировочного носка. Для носка прямого и скошенного типа были спроектированы КТР с максимальными и минимальными значениями  $b_{\text{ср}}$ , которые выбирались с учетом технологических и массовых ограничений. Анализ НДС показал, что прочностные характеристики полученных КТР удовлетворяют условиям прочности для всех значений  $b_{\text{ср}}$ , а максимальные значения эквивалентного напряжения  $\sigma_{\text{max}}$  не превышают предела пропорциональности выбранного материала.

Удовлетворительные результаты предварительных расчетов позволяют перейти к следующему этапу проектирования – определению рационального типа балансировочного носка и значения  $b_{\text{ср}}$  из условия аэроупругой устойчивости.

## Анализ аэроупругой устойчивости

Для рассматриваемого руля, приводимого в действие рулевым приводом, в полете возможно возникновение консольной и корпусно-рулевой форм флаттера. Как правило, на этапе решения задач проектирования, связанных с определением рациональной структуры и параметров конструкции руля, отсутствуют достоверные оценки о частотах и коэффициентах демпфирования системы «руль – привод». В этих условиях при определении границ флаттера принято варьировать искомые параметры системы, в первую очередь частоту системы «руль – привод», называемую также частотой вращения руля. В отличие от собственной частоты крутильных колебаний, которая соответствует вращательным колебаниям жесткозащемленного руля, частота вращения характеризует вращательные колебания руля в присутствии привода. При этом

второй параметр системы «руль – привод» – эквивалентный коэффициент демпфирования (логарифмический декремент колебаний) принимают минимально возможным.

Построение расчетной модели для исследования аэроупругих колебаний БЛА связано с выбором наиболее важных форм движения. Опыт решения задач аэроупругости говорит о том, что такими формами движения маневренных БЛА являются изгибные и крутильные колебания рулей и изгибные колебания корпуса совместно с крыльями. Анализ частот собственных колебаний данных БЛА показывает, что заметное влияние на границы флаттера оказывают только низшие два тона изгибных колебаний корпуса. Таким образом, расчетная модель для исследования аэроупругих колебаний БЛА включает следующие формы движения: изгибные и крутильные колебания рулей и изгибные колебания корпуса по первому и второму тонам. Колебания низших тонов крыльев учитываются через изгибные колебания корпуса. Этой модели соответствует расчетная схема: свободная балка – корпус (с крыльями) несет на себе другие балки – рули, упруго прикрепленные к корпусу [19].

В качестве примера приведем основные соотношения многостепенной модели исследования флаттера БЛА, оснащенного аэродинамическими рулями с прямой осью вращения, без учета колебаний крыльев. При построении расчетной модели будем учитывать, что жесткость на вращения руля обычно на порядок ниже, чем у неподвижного закрепленного руля (крутильная жесткость лопатки руля). Жесткость на вращение руля в основном определяется жесткостью его рулевого привода и механизма управления. Деформации самого же руля, как правило, малы, и его можно считать абсолютно жестким.

С учетом принятой расчетной схемы уравнения движения свободного от связей упруго колеблющегося БЛА можно записать в виде системы дифференциальных уравнений второго порядка:

$$\sum_{j=1}^4 (m_{ij} \ddot{q}_j + h_{ij} \dot{q}_j + g_{ij} q_j + d_{ij} V \dot{q}_j + b_{ij} V^2 q_j) = 0, i = 1, 2, 3, 4, \quad (1)$$

где  $m_{ij}$ ,  $g_{ii}$  – инерционные и жесткостные коэффициенты;  $h_{ii}$ ,  $d_{ij}$  – коэффициенты конструкционного и аэродинамического демпфирования;  $b_{ij}$  – коэффициенты аэродинами-

ческих сил;  $q_j$  – обобщенные координаты;  $V$  – скорость аэродинамического потока.

Коэффициенты  $m_{ij}$  вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} m_{11} &= 2J_{xx}; \quad m_{12} = m_{21} = -2J_{xz}; \quad m_{22} = 2J_{zz}; \\ m_{13} &= m_{31} = 2S_x\psi_1(x_0) + 2J_{xz}\dot{\psi}_1(x_0); \quad m_{14} = m_{41} = 2S_x\psi_2(x_0) + 2J_{xz}\dot{\psi}_2(x_0); \\ m_{23} &= m_{32} = -2S_z\psi_1(x_0) - 2J_{zz}\dot{\psi}_1(x_0); \quad m_{24} = m_{42} = -2S_z\psi_2(x_0) - 2J_{zz}\dot{\psi}_2(x_0); \\ m_{33} &= \int_0^{l_k} m_k(x)\psi_1^2(x)dx; \quad m_{34} = m_{43} = 0; \quad m_{44} = \int_0^{l_k} m_k(x)\psi_2^2(x)dx, \end{aligned}$$

где  $J_{xx}, J_{zz}, J_{xz}$  и  $S_x, S_z$  – моменты инерции и статические моменты руля вокруг осей  $Ox$  и  $Oz$  (рис. 1, б);  $\psi_1(x), \psi_2(x)$  – форма прогибов оси корпуса БЛА при его деформациях по первому и второму тону соответственно;  $l_k, m_k(x)$  – длина и погонная масса корпуса БЛА;  $x_0$  – координата пересечения оси вращения руля с корпусом (отсчитывается от носа корпуса).

Нормировку форм изгибных колебаний корпуса удобно вести так, чтобы производные форм  $\dot{\psi}_1(x_0) = \dot{\psi}_2(x_0) = 1$ .

Коэффициенты  $g_{ii}$  определяются по соответствующим парциальным частотам колебаний  $\omega_i$ :

$$g_{ii} = m_{ii}\omega_i^2 = m_{ii}(2\pi f_i)^2; \quad i = 1, 2, 3, 4,$$

где  $f_1$  – частота изгибных колебаний руля (при неподвижном корпусе);  $f_2$  – частота вращения руля (в общем случае определяется с учетом жесткости механизма управления, рулевого привода и его крепления);  $f_3, f_4$  – частоты изгибных колебаний корпуса по первому и второму тону соответственно.

Коэффициенты  $h_{ii}$  определяются через соответствующие частоты колебаний  $\omega_i$  и логарифмические декременты колебаний  $\nu_i$ :

$$h_{ii} = \frac{\nu_i}{\pi\omega_i} g_{ii} = 2\nu_i f_i m_{ii}.$$

Коэффициенты  $b_{ij}$  вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} b_{11} &= 0; \quad b_{12} = \bar{b}_{12}; \quad b_{13} = -\bar{b}_{12}; \quad b_{14} = -\bar{b}_{12}; \\ b_{21} &= 0; \quad b_{22} = \bar{b}_{22}; \quad b_{23} = -\bar{b}_{22}; \quad b_{24} = -\bar{b}_{22}; \\ b_{31} &= 0; \quad b_{32} = -\bar{b}_{22} - \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); \quad b_{33} = \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); \quad b_{34} = \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0); \\ b_{41} &= 0; \quad b_{42} = -\bar{b}_{22} - \bar{b}_{33}\psi_2(x_0); \quad b_{43} = \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_2(x_0); \quad b_{44} = \bar{b}_{22} + \bar{b}_{33}\psi_2(x_0). \end{aligned} \quad (2)$$

Коэффициенты  $d_{ij}$  вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} d_{11} &= \bar{d}_{11}; \quad d_{12} = \bar{d}_{12}; \quad d_{13} = -\bar{d}_{12} - \bar{b}_{12}\psi_1(x_0); \quad d_{14} = -\bar{d}_{12} - \bar{b}_{12}\psi_2(x_0); \\ d_{21} &= \bar{d}_{21}; \quad d_{22} = \bar{d}_{22}; \quad d_{23} = -\bar{d}_{22} - \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); \quad d_{24} = -\bar{d}_{22} - \bar{b}_{22}\psi_2(x_0); \\ d_{31} &= \bar{d}_{32}\psi_1(x_0) - \bar{d}_{21}; \quad d_{32} = -\bar{d}_{22} - \bar{d}_{33}\psi_1(x_0); \\ d_{33} &= \bar{d}_{33}\psi_1(x_0) + \bar{b}_{33}(\psi_1(x_0))^2 + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); \\ d_{34} &= \bar{d}_{33}\psi_1(x_0) + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0)\psi_2(x_0) + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_2(x_0); \quad d_{41} = \bar{d}_{32}\psi_2(x_0) - \bar{d}_{21}; \\ d_{42} &= -\bar{d}_{22} - \bar{d}_{33}\psi_2(x_0); \quad d_{43} = \bar{d}_{33}\psi_2(x_0) + \bar{b}_{33}\psi_1(x_0)\psi_2(x_0) + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_1(x_0); \\ d_{44} &= \bar{d}_{33}\psi_2(x_0) + \bar{b}_{33}(\psi_2(x_0))^2 + \bar{d}_{22} + \bar{b}_{22}\psi_2(x_0). \end{aligned} \quad (3)$$

Коэффициенты  $\bar{b}_{12}, \bar{b}_{22}, \bar{b}_{33}, \bar{d}_{11}, \bar{d}_{12}, \bar{d}_{21}, \bar{d}_{22}, \bar{d}_{32}, \bar{d}_{33}$ , входящие в выражения (2), (3), определяются по формулам для двух рулей

с прямой осью вращения при неподвижном корпусе:

$$\bar{b}_{12} = -\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b z dz; \bar{b}_{22} = -\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz; \bar{b}_{33} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b dz; \quad (4)$$

$$\bar{d}_{11} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b z^2 dz; \bar{d}_{12} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 \bar{x}_m z dz; \bar{d}_{21} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) z dz; \quad (5)$$

$$\bar{d}_{22} = \rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^3 \bar{x}_m (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz + \rho k_0 \int_{z_0}^{l+z_0} b^3 dz; \bar{d}_{32} = -\bar{b}_{12}; \bar{d}_{33} = \bar{b}_{22},$$

где  $\rho$  – плотность воздуха;  $c_y^\delta$  – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля  $\delta$ ;  $b, l$  – хорда и размах руля;  $z_0$  – расстояние от места закрепления вала руля до бортовой хорды руля;  $z$  – расстояние от оси  $Ox$  до рассматриваемого хордового сечения руля;  $\bar{x}_0$  – расстояние от носка руля до оси вращения, отнесенное к хорде руля;  $\bar{x}_F$  – расстояние от носка руля до аэродинамического фокуса, отнесенное к хорде руля.

Величины  $\bar{x}_m$  и  $k_0$  зависят от характера обтекания и имеют вид:

дозвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F - \frac{1}{2}, k_0 = \frac{\pi}{8}; \quad (6)$$

сверхзвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F, k_0 = \frac{1}{12} c_y^\delta. \quad (7)$$

Величины  $c_y^\delta$  и  $\bar{x}_F$ , входящие в выражения (4)–(7), определяются расчетным или экспериментальным путем.

Приведенная математическая модель содержит четыре обобщенные координаты и позволяет исследовать флаттер БЛА в целом, в том числе консольную и корпусно-рулевою формы флаттера. Используемый в этой модели подход к исследованию флаттера является наиболее общим и состоит в построении годографа скорости – зависимости комплексных частот  $S_i = \delta_i + i\omega_i$ ,  $i = 1, \dots, 4$  (представляющих собой решение проблемы собственных значений системы уравнений (1)) от скорости аэродинамического потока  $V$ . Далее по годографу скорости на границе

устойчивости ( $\delta_i = 0$ ,  $\delta_i \in \delta_i$ ,  $i = 1, \dots, 4$ ) определяются параметры флаттера: критическая скорость  $V_{кр}$  и круговая частота флаттера  $\omega_{фл}$  (частота флаттера  $f_{фл}$ ).

Задача оптимального проектирования руля, отвечающего требованию аэроупругой устойчивости, решалась итерационным методом в соответствии со схемой, представленной на рис. 5. Целью данной задачи является определение оптимальных параметров носка, играющего роль противофлаттерного балансира. Критерием оптимальности выступает минимум массы руля.

С целью получения количественных оценок параметров противофлаттерного балансира рассмотрим исследование флаттера конструкции проектируемого руля в составе БЛА. Гипотетический маневренный БЛА (рис. 6, а) выполнен по нормальной аэродинамической схеме и имеет аэродинамические органы управления – цельноповоротные рули. Массово-инерционные и жесткостные характеристики корпуса БЛА, необходимые для расчета корпусно-рулевых форм флаттера, представлены на рис. 6, б: распределенные по длине БЛА жесткости (кривые 1) и массы (кривые 2). На рис. 6, в показаны формы собственных изгибных колебаний БЛА: первого тона – кривая 1 и второго тона – кривая 2, соответствующие собственным частотам изгибных колебаний по первому и второму тону  $f_3 = 39,5$  Гц и  $f_4 = 96,7$  Гц.

Аэродинамические характеристики руля находились в зависимости от числа  $M$  в соответствии с его геометрическими параметрами: удлинением, сужением, углом стрелом-

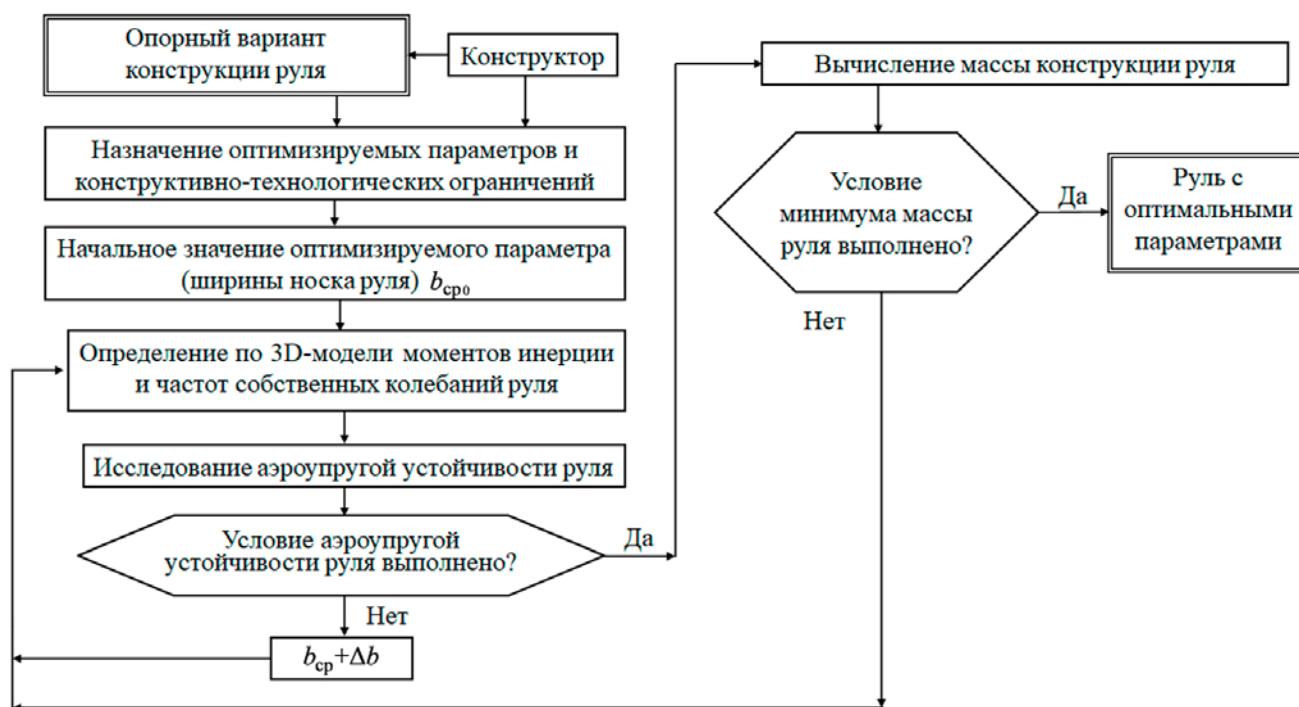


Рис. 5. Схема решения задачи параметрической оптимизации конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости

Fig. 5. A scheme for solving the problem of parametric optimization of the rudder design according to the condition of aeroelastic stability

видности по линии средних хорд и относительной толщиной профиля, по зависимостям, представленным в книге [20]. Исходные данные по расчетному режиму сведены в табл. 2.

В рамках решения задачи оптимизации конструкции руля по условию аэроупругой устойчивости (рис. 5) расчет на флаттер проводился для двух вариантов КТР, имеющих прямой и скошенный балансировочные носки (рис. 2). В первом случае значения  $b_n$  варьировались от 30 до 75 мм с шагом 5 мм. Во втором случае, чтобы обеспечить меняющуюся по линейному закону форму балансировочного носка, значения  $b_{nb}$  варьировались с шагом 2 мм, а  $b_{нк}$  – с шагом 5 мм. Для каждого варианта КТР аэродинамического руля с разными параметрами балансировочного носка были определены значения моментов инерции, статических моментов, частот изгибных и крутильных колебаний руля. В табл. 3 приведены значения указанных характеристик для минимальных и максимальных зна-

чений параметров балансировочного носка прямого и скошенного типа.

Сравнивая возможность возникновения консольной и корпусно-рулевой форм флаттера, отметим, что вследствие высокой частоты крутильных колебаний рассматриваемого руля более вероятной формой возникновения флаттера в полете является корпусно-рулевая форма. Исследование флаттера проводим с использованием описанной выше многостепенной модели при различных значениях частоты системы «руль – привод» (частоты вращения руля) в диапазоне от 25 до 500 Гц. Логарифмические декременты колебаний рулей и корпуса  $v_i$  ( $i = 1, \dots, 4$ ) принимались равными 0,05.

Результаты исследования флаттера с использованием многостепенной модели для расчетного режима полета БЛА в виде зависимости критической скорости  $V_{кр}$  и частоты флаттера  $f_{фл}$  от средней ширины балансировочных носков для двух вариантов рулей – с постоянной и переменной шириной носка

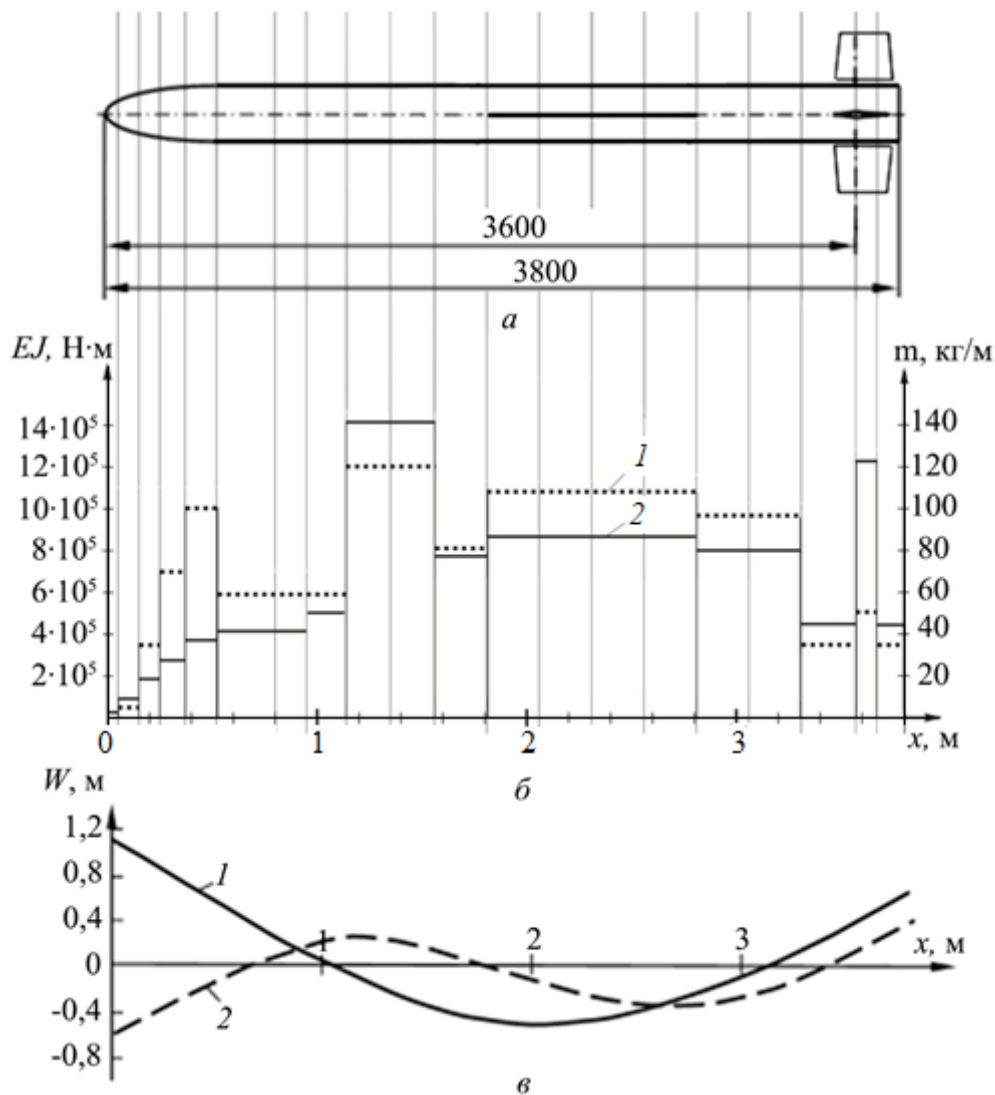


Рис. 6. Гипотетический БЛА: а – общий вид БЛА; б – распределение масс и жесткостей БЛА; в – формы собственных изгибных колебаний БЛА по первому и второму тону  
Fig. 6. Hypothetical UAV: а – the general UAV appearance; б – UAV masses and rigidity distribution; в – the shapes of the first and second mode UAV free bending oscillations

Таблица 2  
Table 2

Параметры режима полета  
Flight mode parameters

| Число Маха<br>М | Производная коэффициента подъемной<br>силы по углу отклонения руля $c_y^\delta$ , 1/рад | Координата аэродинамического<br>фокуса $x_F$ , м |
|-----------------|-----------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------|
| 2,4             | 1,63                                                                                    | 0,19                                             |

представлены на рис. 7. На рис. 7, а дополнительно пунктирной линией изображена прямая, соответствующая допустимой скорости полета:

$$V_{\max} = 1,2 V,$$

где  $V$  – скорость БЛА, соответствующая расчетному режиму полета ( $V = M \cdot V_{3B} = 792$  м/с);

Таблица 3  
Table 3

Характеристики руля с балансировочным носком  
Characteristics of the rudder with the trimmed nose

|                                       | $J_{xx},$<br>кг · мм <sup>2</sup> | $J_{zz},$<br>кг · мм <sup>2</sup> | $J_{xz},$<br>кг · мм <sup>2</sup> | $S_x,$<br>кг · мм | $S_z,$<br>кг · мм | $f_1,$ Гц | $f_2,$ Гц |
|---------------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|-------------------|-------------------|-----------|-----------|
| Для прямого балансировочного носка    |                                   |                                   |                                   |                   |                   |           |           |
| $b_{cp}^{min} = 30$ мм                | 190606,4                          | 61870,8                           | 32005,5                           | 193,0             | 883,9             | 266,9     | 453,5     |
| $b_{cp}^{max} = 75$ мм                | 265645,7                          | 73110,6                           | 8579,5                            | 44,0              | 1230,4            | 236,3     | 411,1     |
| Для скошенного балансировочного носка |                                   |                                   |                                   |                   |                   |           |           |
| $b_{cp}^{min} = 33,5$ мм              | 195320,9                          | 62763,8                           | 30217,3                           | 183,5             | 903,9             | 264,7     | 446,1     |
| $b_{cp}^{max} = 65$ мм                | 258657,9                          | 70379,2                           | 12158,6                           | 83,9              | 1173,6            | 235,0     | 409,0     |

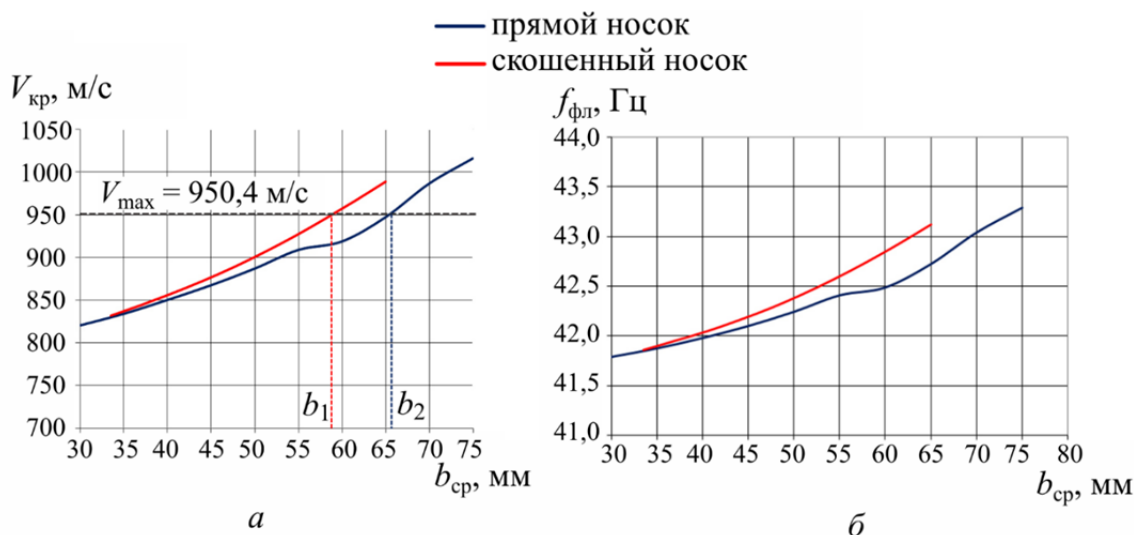


Рис. 7. Результаты исследования флаттера:

$a, б$  – зависимость критической скорости и частоты флаттера от параметров балансировочного носка соответственно

Fig. 7. The results of the flutter study:

$a, б$  – the dependence of the critical flutter speed and frequency on the trimmed nose parameters

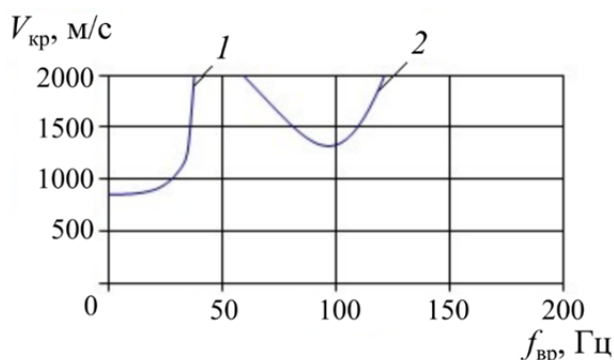
1,2 – коэффициент безопасности. Допускаемая скорость полета БЛА  $V_{max}$  равна 950,4 м/с.

Как следует из графиков, показанных на рис. 7,  $б$ , частоты флаттера близки к частоте первого тона изгибных колебаний корпуса БЛА, что говорит о потенциальной возможности возникновения корпусно-рулевой формы флаттера, обусловленной взаимодействием в аэродинамическом потоке вращательных колебаний руля с изгибными колебаниями корпуса по первому тону.

Как следует из представленных графиков зависимостей критической скорости  $V_{кр}$

от средней ширины носка, оптимальными по массе являются рули с противофлаттерными балансиром в виде усиленной передней кромки шириной  $b_{cp} = b_n = b_2 = 66$  мм в первом случае (постоянный по ширине носок) и средней шириной  $b_{cp} = b_1 = 58$  мм ( $b_{нб} = 46$  мм;  $b_{нк} = 70$  мм) во втором случае (переменный по ширине носок) (рис. 7,  $a$ ). В соответствии с полученными характеристиками балансировочных носков было установлено, что масса оптимального с точки зрения аэроупругой устойчивости руля с переменной передней кромкой на 7 % ниже массы руля с прямой передней кромкой.

В качестве примера на рис. 8 представлена зависимость критической скорости флаттера от частоты вращения руля с переменной шириной носка 46–70 мм, близкого к оптимальному. На данном графике отчетливо видно обозначенное выше аэроупругое взаимодействие вращательных колебаний руля с изгибными колебаниями корпуса по первому тону (область, очерченная кривой 1), а также взаимодействие вращения руля со вторым тоном изгибных колебаний корпуса (область, очерченная кривой 2).



**Рис. 8.** Зависимость критической скорости флаттера от частоты вращения руля с переменной шириной балансировочного носка 46–70 мм

**Fig. 8.** The dependence of the critical flutter velocity on the rotational rudder frequency with a variable width of the trimmed nose 46–70 mm

## Оценка достоверности результатов

В процессе перехода от силового каркаса, близкого к оптимальному по критерию минимума массы и удовлетворяющего требованиям прочности и жесткости, к рациональному КТР конструкция руля подвергается незначительным изменениям, которые не приводят к существенному изменению его массы. По результатам постобработки результата оптимизации с учетом технологических требований и ограничений масса руля возросла лишь на 5% по сравнению с массой руля с исходным силовым каркасом.

Заключительным этапом решения задачи проектирования рациональной конструкции руля является нахождение оптимальных формы и параметров балансировочного носка

(выполняющего роль противофлаттерного балансира), которые обеспечивают выполнение требований аэроупругой устойчивости и минимальной массы руля. Реализация требований аэроупругой устойчивости потребовала увеличения массы руля еще на 19 %.

В целом масса рациональной конструкции, отвечающей требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости, а также технологическим требованиям и ограничениям, возросла на 25 % по сравнению с массой начального силового каркаса, найденного в результате решения задачи топологической оптимизации с использованием программного комплекса мирового уровня ANSYS Workbench. Этот факт свидетельствует об обоснованности предлагаемого подхода и достоверности получаемых результатов проектирования рациональной конструкции аэродинамического руля.

## Выводы

Поставлена задача проектирования рационального конструктивно-технологического решения руля, отвечающего требованиям прочности, жесткости, аэроупругой устойчивости и минимума массы. Для ее решения предложен алгоритм проектирования аэродинамического руля с использованием топологической и параметрической оптимизации.

Определены основные параметры области проектирования и балансировочного носка, необходимые для топологической оптимизации. По результатам оптимизации проведена постобработка и предложено конструктивно-технологическое решение, объединяющее в себе силовые схемы с постоянной и переменной шириной балансировочного носка. Проведен анализ напряженно-деформированного состояния, показавший, что спроектированная конструкция отвечает требованиям прочности для заданного расчетного случая.

Предложена схема решения задачи параметрической оптимизации руля по условию аэроупругой устойчивости. В рамках решения данной задачи проведено исследование флаттера с использованием многостепенной

модели, позволяющей исследовать рулевые и корпусно-рулевые формы флаттера БЛА, оснащенного проектируемыми аэродинамическими рулями. Определены оптимальные значения параметров балансировочного носка из условия минимума массы для двух вариантов рулей: с постоянной и переменной шириной балансировочного носка.

## Список литературы

1. Новиков В.Н., Авхимович Б.М., Вейтин В.Е. Основы устройства и конструирования летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1991. 368 с.
2. Парафесь С.Г., Сафронов В.С., Туркин И.К. Задачи оптимального проектирования конструкций беспилотных ЛА. М.: МАИ, 2002. 145 с.
3. Bendsoe M.P., Sigmund O. Topology optimization: Theory, methods and applications. Berlin: Springer, 2003. 384 p. DOI: 10.1007/978-3-662-05086-6
4. Сорокин Д.В., Бабкина Л.А., Бразговка О.В. Проектирование элементов конструкций различного назначения на основе топологической оптимизации // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 2 (40). С. 61–82. DOI: 10.26732/j.st.2022.2.01
5. Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design // Archives of Computational Methods in Engineering. 2016. Vol. 23. Pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
6. Munk D.J. On the benefits of applying topology optimization to structural design of aircraft components / D.J. Munk, D.J. Auld, G.P. Steven, A.G. Vio // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2019. Vol. 60. Pp. 1245–1266. DOI: 10.1007/s00158-019-02250-6
7. Saracyakupoglu T. Usage of additive manufacturing and topology optimization process for weight reduction studies in the aviation industry // Advances in Science, Technology and Engineering Systems Journal. 2021. Vol. 6. Pp. 815–820. DOI: 10.25046/aj060294
8. Боровиков А.А., Тушев О.Н. Разработка силовой конструкции космического аппарата с использованием топологической оптимизации для двух вариантов технологии изготовления [Электронный ресурс] // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 9 (81). С. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-9-1807 (дата обращения: 29.08.2023).
9. Htet T.L. Structural analysis and topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials and Science and Engineering. 2020. Vol. 709, iss. 4. DOI: 10.1088/1757-899X/709/4/044113 (дата обращения: 29.08.2023).
10. Choi J.S. Enhancement of a flapping wing using path and dynamic topology optimization / J.S. Choi, L. Zhao, G.J. Park, S. Agrawal, R.M. Kolonay [Электронный ресурс] // AIAA Journal. 2011. Vol. 49, no. 12. Pp. 2616–2626. DOI: 10.2514/1.J050834 (дата обращения: 29.08.2023).
11. Wang Q., Lu Z., Zhou C. New topology optimization method for wing leading-edge ribs // AIAA Journal of Aircraft. 2011. Vol. 48, no. 5. Pp. 1741–1748. DOI: 10.2514/1.C031362
12. Félix L., Gomes A.A., Suleman A. Topology optimization of the internal structure of an aircraft wing subjected to self-weight load // Engineering Optimization. 2019. Vol. 52, no. 7. Pp. 1119–1135. DOI: 10.1080/0305215x.2019.1639691
13. Kambampati S., Townsend S., Kim H.A. Coupled aerostructural level set topology optimization of aircraft wing boxes [Электронный ресурс] // AIAA Journal. 2020. Vol. 58, no. 8. DOI: 10.2514/1.j059157 (дата обращения: 29.08.2023).
14. Liu J. Topological design of a light-weight sandwich aircraft spoiler / J. Liu, H. Ou, J. He, G. Wen [Электронный ресурс] // Materials. 2019. Vol. 12, no. 19. P. 3225. DOI: 10.3390/ma12193225 (дата обращения: 29.08.2023).
15. Aage N. Giga-voxel computational morphogenesis for structural design / N. Aage, E. Andreassen, B.S. Lazarov, O. Sigmund // Nature. 2017. Vol. 550. Pp. 84–86. DOI: 10.1038/nature23911
16. Luo Z., Yang J., Chen L. A new procedure for aerodynamic missile designs using topological optimization approach of continuum

structures // *Aerospace Science and Technology*. 2006. Vol. 10, iss. 5. Pp. 364–373. DOI: 10.1016/j.ast.2005.12.006

17. **Fotouhi M.** Topology optimisation of a wing box rib using Ansys / M. Fotouhi, A.M. Abazari, A.M. Ajaj, R. Akrami, S. Fotouhi, H.T. Ali // 28th Annual International Conference of the Iranian Society of Mechanical Engineers. Iran, Tehran, 2020. Pp. 27–29.

18. **Song L., Gao T., Tang L. et al.** An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing [Электронный ресурс] // *Computers and Structures*. 2021. Vol. 243. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405 (дата обращения: 29.08.2023).

19. **Парафесъ С.Г., Туркин И.К.** Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: МАИ, 2016. 184 с.

20. **Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.** Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.

## References

1. **Novikov, V.N., Avkhimovich, B.M., Veitin, V.E.** (1991). Basics of aircraft design and construction. Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)

2. **Parafes', S.G., Safronov, V.S., Turkin, I.K.** (2002). Problems of optimal design for unmanned aircraft structures. Moscow: Izdatelstvo MAI, 145 p. (in Russian)

3. **Bendsoe, M.P., Sigmund, O.** (2003). Topology optimization: Theory, methods and applications. Berlin: Springer, 384 p. DOI: 10.1007/978-3-662-05086-6

4. **Sorokin, D.V., Babkina, L.A., Brazgovka, O.V.** (2022). Designing various-purpose subassemblies based on topological optimization. *Spacecrafts and Technologies*, vol. 20, no. 2 (40), pp. 61–82. DOI: 10.26732/j.st.2022.2.01 (in Russian)

5. **Zhu, J.H., Zhang, W.H., Xia, L.** (2016). Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 23, pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2

6. **Munk, D.J., Auld, D.J., Steven, G.P., Vio, A.G.** (2019). On the benefits of applying topology optimization to structural design of aircraft components. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 60, pp. 1245–1266. DOI: 10.1007/s00158-019-02250-6

7. **Saracyakupoglu, T.** (2021). Usage of additive manufacturing and topology optimization process for weight reduction studies in the aviation industry. *Advances in Science, Technology and Engineering Systems Journal*, vol. 6, pp. 815–820. DOI: 10.25046/aj060294

8. **Borovikov, A.A., Tushev, O.N.** (2018). Development of a spacecraft load bearing structures using topology optimization for two versions of manufacturing technologies. *Engineering Journal: Science and Innovation*, no. 9, p. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-9-1807 (accessed: 29.08.2023). (in Russian)

9. **Htet, T.L.** (2020). Structural analysis and topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure. In: *IOP Conference Series: Materials and Science and Engineering*, vol. 709, issue 4. DOI: 10.1088/1757-899X/709/4/044113 (accessed: 29.08.2023).

10. **Choi, J.S., Zhao, L., Park, G.J., Agrawal, S., Kolonay, R.M.** (2011). Enhancement of a flapping wing using path and dynamic topology optimization. *AIAA Journal*, vol. 49, no. 12, pp. 2616–2626. DOI: 10.2514/1.J050834 (accessed: 29.08.2023).

11. **Wang, Q., Lu, Z., Zhou, C.** (2011). New topology optimization method for wing leading-edge ribs. *AIAA Journal of Aircraft*, vol. 48, no. 5, pp. 1741–1748. DOI: 10.2514/1.C031362

12. **Félix, L., Gomes, A.A., Suleman, A.** (2019). Topology optimization of the internal structure of an aircraft wing subjected to self-weight load. *Engineering Optimization*, vol. 52, no. 7, pp. 1119–1135. DOI: 10.1080/0305215x.2019.1639691

13. **Kambampati, S., Townsend, S., Kim, H.A.** (2020). Coupled aerostructural level set topology optimization of aircraft wing boxes.

*AIAA Journal*, vol. 58, no. 8. DOI: 10.2514/1.j059157 (accessed: 29.08.2023).

14. Liu, J., Ou, H., He, J., Wen, G. (2019). Topological design of a lightweight sandwich aircraft spoiler. *Materials*, vol. 12, no. 19, p. 3225. DOI: 10.3390/ma12193225 (accessed: 29.08.2023).

15. Aage, N., Andreassen, E., Lazarov, B.S., Sigmund, O. (2017). Giga-voxel computational morphogenesis for structural design. *Nature*, vol. 550, pp. 84–86. DOI: 10.1038/nature23911

16. Luo, Z., Yang, J., Chen, L. (2006). A new procedure for aerodynamic missile designs using topological optimization approach of continuum structures. *Aerospace Science and Technology*, vol. 10, issue 5, pp. 364–373. DOI: 10.1016/j.ast.2005.12.006

17. Fotouhi, M., Abazari, A.M., Ajaj, A.M., Akrami, R., Fotouhi, S., Ali, H.T. (2020). To-

pology optimisation of a wing box rib using Ansys. In: *28th Annual International Conference of the Iranian Society of Mechanical Engineers*, Tehran, Iran, pp. 27–29.

18. Song, L., Gao, T., Tang, L. et al. (2021). An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Computers and Structures*, vol. 243. DOI: 10.1016/j.compstruc.2020.106405 (accessed: 29.08.2023).

19. Parafes', S.G., Turkin, I.K. (2016). Current problems of aeroelasticity and dynamics of structures of highly maneuverable unmanned aircraft. Moscow: MAI, 184 p. (in Russian)

20. Lebedev, A.A., Chernobrovkin, L.S. (1973). Flight dynamics of unmanned aircraft. Moscow: Mashinostroyeniye, 616 p. (in Russian)

## Сведения об авторах

**Акимов Владимир Николаевич**, доктор технических наук, доцент, заместитель генерального директора – главный конструктор публичного акционерного общества «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», mail@dnpp.biz.

**Куприянова Янина Алексеевна**, инженер-конструктор публичного акционерного общества «Долгопрудненское научно-производственное предприятие», janina.kuprianova@yandex.ru.

**Парафесь Сергей Гаврилович**, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий Московского авиационного института, s.parafes@mail.ru.

## Information about the authors

**Vladimir N. Akimov**, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Deputy General Director – Chief Designer, Public Joint Stock Company “Dolgoprudny Research and Production Enterprise”, mail@dnpp.biz.

**Yanina A. Kupriyanova**, Design Engineer, Public Joint Stock Company “Dolgoprudny Research and Production Enterprise”, janina.kuprianova@yandex.ru.

**Sergey G. Parafes'**, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), s.parafes@mail.ru.

Поступила в редакцию  
Одобрена после рецензирования  
Принята в печать

29.11.2023  
24.01.2024  
21.03.2024

Received  
Approved after reviewing  
Accepted for publication

29.11.2023  
24.01.2024  
21.03.2024