

## Формирование конструктивно-технологического решения аэродинамического руля с использованием топологической оптимизации

© Я.А. Куприянова, С.Г. Парафесь

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

*Предложен алгоритм проектирования конструктивно-технологического решения аэродинамического руля беспилотного летательного аппарата. Алгоритм основан на применении метода топологической оптимизации для случая максимизации статической жесткости конструкции руля с ограничением по объему. Предложена структура конечно-элементной модели для оптимизации, определены граничные условия и параметры расчетного режима полета. В результате топологической оптимизации получен силовой каркас руля с минимальной массой для заданного расчетного случая. На основе силового каркаса спроектирована конструктивно-силовая схема, которая была преобразована в конструктивно-технологическое решение с учетом технологических ограничений. Для верификации исследования определены параметры напряженно-деформированного состояния и проведен расчет на флаттер типовой и оптимизированных конструкций руля. По результатам оптимизации спроектирована конструкция, отвечающая технологическим ограничениям и требованиям по прочности и аэроупругой устойчивости.*

**Ключевые слова:** аэродинамический руль, топологическая оптимизация, снижение массы, конструктивно-технологическое решение, прочность, аэроупругая устойчивость

**Введение.** Существующая в настоящее время методика проектирования конструкции беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) представляет собой решение нескольких последовательных задач. Одна из самых ответственных — задача определения рациональной конструктивно-силовой схемы (КСС) планера БПЛА. При синтезе КСС известными, как правило, считаются аэродинамическая и внутренняя компоновка БПЛА, его внешние геометрические параметры, режимы полета и условия нагружения, требования к прочностным, жесткостным и массовым характеристикам конструкции БПЛА [1]. После определения рациональной КСС планера БПЛА, которая представляет собой совокупность КСС его отдельных частей (корпуса, крыльев, рулей), следует доработка полученных конструкций с учетом технологических ограничений. Таким образом, на основе КСС отдельных частей планера БПЛА, отвечающих требованиям прочности, жесткости и минимальной массы, формируются их конструктивно-технологические решения (КТР), пригодные для дальнейшего изготовления выбранными методами.

Одной из технологий высокоточного математического моделирования для выбора КСС является топологическая оптимизация [2]. Основная ее цель — найти наиболее эффективную конструкцию с наименьшей массой при условии выполнения функциональных требований и ограничений, предъявляемых к ней. Данный метод получил широкое распространения в разных областях машиностроения, в том числе в авиационной и ракетно-космической технике, в частности при проектировании крыльев различных летательных аппаратов с учетом требований прочности и (или) аэроупругости [3–13].

Существует несколько методов топологической оптимизации, одним из самых развитых и изучаемых является SIMP-метод (англ. Solid Isotropic Material with Penalisation – метод твердого изотропного материала со штрафованием) [14]. Этот метод реализован в модуле топологической оптимизации в программном комплексе ANSYS Workbench 19.2. В результате построения конечно-элементной сетки каждому из ее элементов  $i$ , формирующих в совокупности область оптимизации  $\Omega$ , присваивается конструктивный параметр  $\eta_i$ , так называемая псевдоплотность. Значения этих параметров лежат в пределах  $0 \leq \eta_i \leq 1$  и являются отношением плотности  $i$ -го элемента к плотности заданного материала. При этом жесткость каждого элемента определяется значением его параметра псевдоплотности, что можно выразить следующим образом:

$$E_i(x) = \eta_i^p E_i^0,$$

где  $E_i(x)$  — тензор жесткости;  $E_i^0$  — жесткость основного материала;  $p$  — параметр штрафования;  $x$  — один из возможных вариантов расположения элементов  $i$ , полученного в результате оптимизации области  $\Omega$ .

Параметр штрафования предназначен для уменьшения вклада элементов  $i$  с промежуточным (недвоичным) значением псевдоплотностей в конечный результат оптимизации. Повышение значения  $p$  позволяет однозначно определить расположение силовых элементов в области оптимизации. В данной работе было выбрано рекомендуемое значение  $p = 3$ .

Таким образом, в ходе оптимизации тензор жесткости  $E_i(x)$  может принимать значения от 0 до 1, что в первом случае будет означать отсутствие, а во втором случае — наличие материала.

Необходимое условие для решения задачи оптимизации — определение целевой функции и ограничений. В данной работе рассматривается стандартная постановка задачи проектирования — максимизация статической жесткости, при этом в качестве целевой функции

выбрана минимизация податливости конструкции  $C(x)$ . В качестве ограничений принято ограничение допускаемого объема оптимизированной конструкции.

Следовательно, постановку задачи топологической оптимизации можно представить в виде

$$\left\{ \begin{array}{l} \min C(x) \\ \text{при условии : } \int_{\Omega} \eta_i d\Omega \leq V^*; \\ \eta_i(x) = \begin{cases} 1, \\ 0, \end{cases} \end{array} \right.$$

где  $V^*$  — допускаемый объем,  $V^* = \sum_i \eta_i V_i$  ( $V_i$  — объем элемента  $i$ ).

**Постановка задачи.** Алгоритм формирования КТР (рис. 1) включает три основных этапа. На первом этапе проводится топологическая оптимизация с целью определения расположения силовых элементов в области проектирования. Полученная в результате модель при выполнении последующих этапов будет подвергнута пост-обработке с целью формирования КСС и КТР аэродинамического руля.

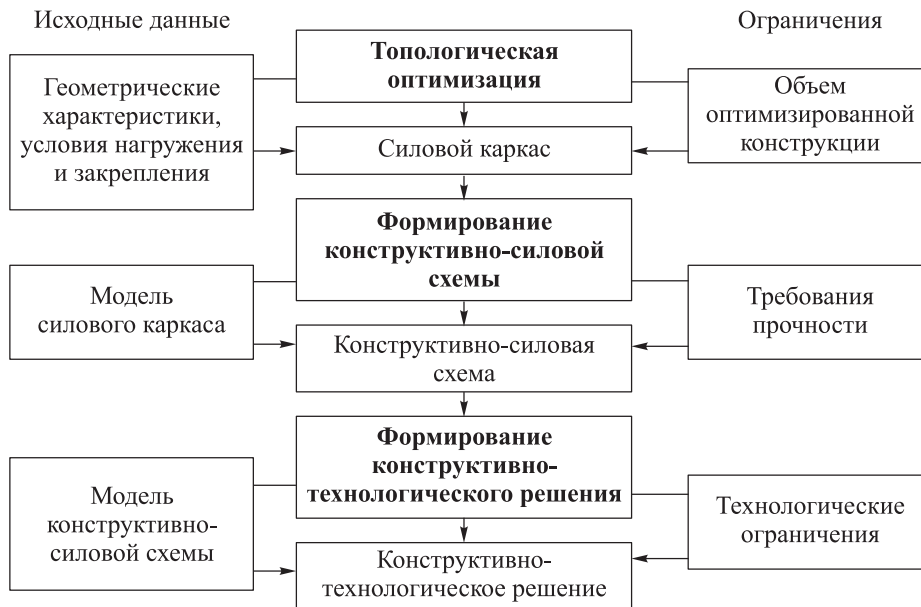


Рис. 1. Алгоритм формирования КТР аэродинамического руля

Граничные условия области проектирования, такие как габаритные размеры, определяются внешними обводами, полученными при формировании облика БПЛА (рис. 2).

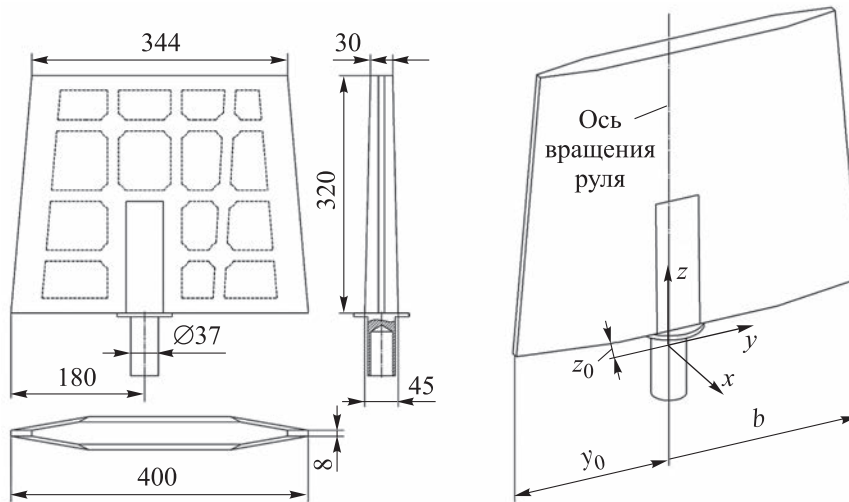


Рис. 2. Типовая конструкция аэродинамического руля

Расчетная конечно-элементная модель руля (рис. 3) включает в себя обшивку постоянной толщины, спроектированную исходя из внешних обводов руля, внутреннюю область, в которой должны будут располагаться силовые элементы (силовой каркас) и цапфу.

Нагружение выбирается на основе предполагаемых режимов эксплуатации БПЛА, и в данной работе нагрузка задавалась для характерного расчетного случая при маневрировании БПЛА, когда передняя часть руля нагружается большей силой, чем остальная поверхность (рис. 4). При этом был учтен аэродинамический нагрев руля до температуры 200 °С.

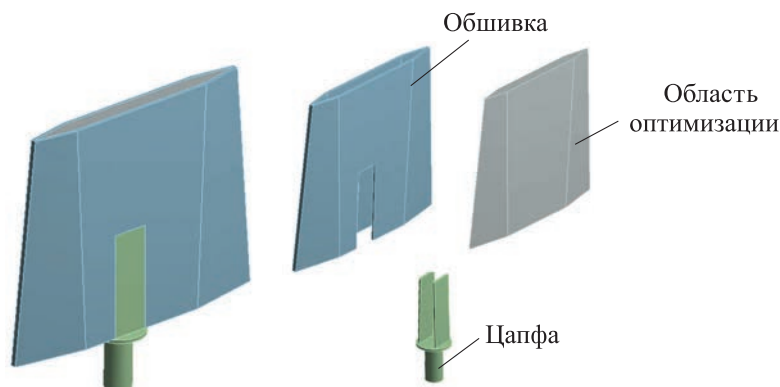


Рис. 3. Структурная схема конечно-элементной модели

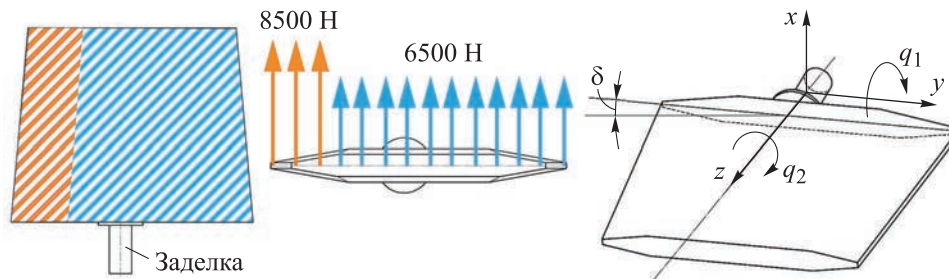


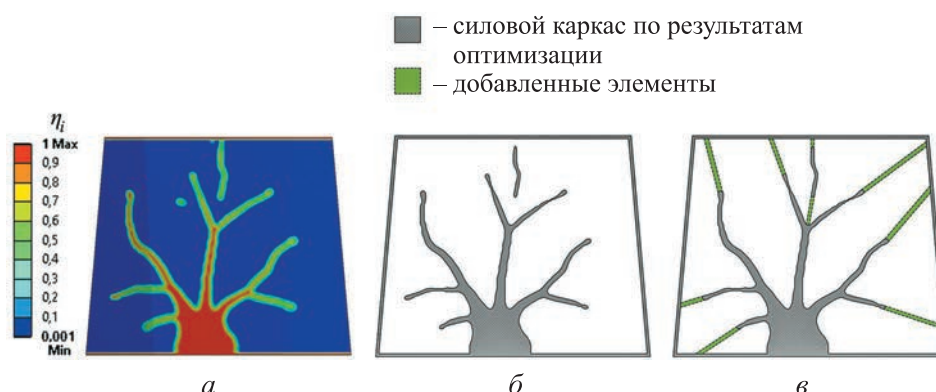
Рис. 4. Расчетная схема нагружения аэродинамического руля

После получения силового каркаса в виде оптимального распределения материала следует этап постобработки, включающий корректировку внешних параметров силового каркаса. Доработка необходима для соединения силовых элементов с внешним контуром силового каркаса руля с целью исключить концентрацию напряжений. В результате данных изменений полученная конструкция может рассматриваться как КСС аэродинамического руля. Для изготовления такой конструкции необходимо учесть требования выбранной технологии изготовления. В связи с этим заключительный этап предполагает проектирование полученной конструкции с учетом технологических ограничений, т. е. формирование КТР на основе КСС аэродинамического руля.

**Топологическая оптимизация.** При выборе значения параметра ограничения по объему  $V^*$  было учтено, что слишком малые значения могут не обеспечить сходимость задачи оптимизации или потребовать слишком больших затрат времени и вычислительной мощности. При этом слишком высокое значение  $V^*$  не гарантирует получения оптимальной конструкции с точки зрения массы и не дает однозначного понимания о расположении силовых элементов внутри области оптимизации. Для определения верхней границы значения параметра  $V^*$  использовалась типовая конструкция (см. рис. 2). Для такой конструкции объем силовых элементов составляет около 60 % общего объема, ограниченного внешними обводами. После проведения предварительных расчетов было установлено, что значение  $V^* = 15\%$  обеспечивает сходимость решения задачи оптимизации и при этом дает однозначное понимание того, как расположены силовые элементы внутри области оптимизации.

Еще одним ограничением было исключение поверхностей внешнего контура области проектирования из расчета с целью сохранения габаритов оптимизированной модели. Результат оптимизации с распределением параметра  $\eta_i$  от 0,001 до 1 представлен на рис. 5, а.

Как видно на рис. 5, было сформировано несколько силовых элементов по типу лучевой схемы. Каждый элемент силового каркаса можно охарактеризовать как стенку постоянной толщины, ширина которой варьируется от 1 до 20 мм.



**Рис. 5.** Результат топологической оптимизации:

*a* — распределение материала в области оптимизации при  $\eta_i \in [0,001; 1]$ ; *б* — распределение материала в области оптимизации при  $\eta_i \geq 0,4$ ; *в* — формирование конструктивно-силовой схемы

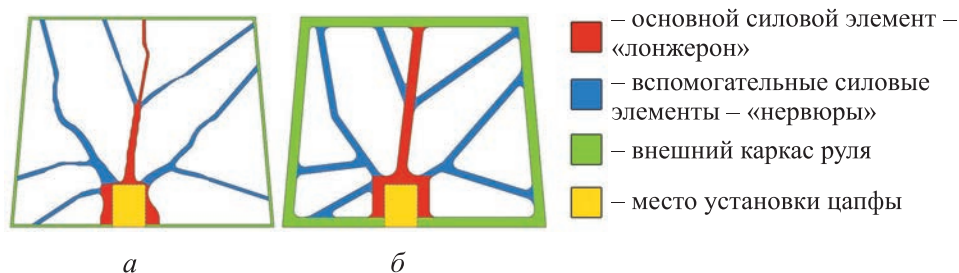
Несмотря на то что область со значением  $\eta_i \in [0,6;1]$  соответствует модели с наименьшей массой, из-за прерывистой структуры элементов необходимо увеличение их количества, т. е. сохранение элементов с меньшим значением параметра «псевдоплотности». Таким образом, для дальнейшей доработки и прочностных расчетов были сохранены элементы с  $\eta_i \in [0,4; 1]$  (рис. 5, *б*).

**Формирование конструктивно-силовой схемы.** На основе полученной в результате оптимизации модели силового каркаса была спроектирована КСС аэродинамического руля (рис. 5, *в*). Силовые элементы первичного силового каркаса ввиду отсутствия связи с внешним контуром могут способствовать концентрации напряжений при нагружении. Поэтому элементы, для которых можно было однозначно определить характер расположения, были продлены.

В результате преобразований масса КСС составила 3,78 кг, что на 39,6 % ниже расчетной массы типового руля, которая составляет 6,26 кг.

**Формирование конструктивно-технологического решения.** Третьим этапом проектирования конструкции руля является доработка КСС для обеспечения технологичности при изготовлении. Процесс формирования КТР и полученная конструкция показаны на рис. 6.

Толщина и направление силовых элементов выбирались таким образом, чтобы в них были включены элементы с параметром  $\eta_i \in [0,6; 1]$  и чтобы их можно было соединить точечной сваркой. Так, минимальная ширина силовых элементов внешнего каркаса была увеличена до 15 мм в части внешнего каркаса руля и основного силового элемента, в отличие от исходной КСС, где ширина внешних элементов составляла 4 мм, а ширина «лонжерона» варьировалась от 4 до 15 мм.



**Рис. 6.** Формирование конструктивно-технологического решения:

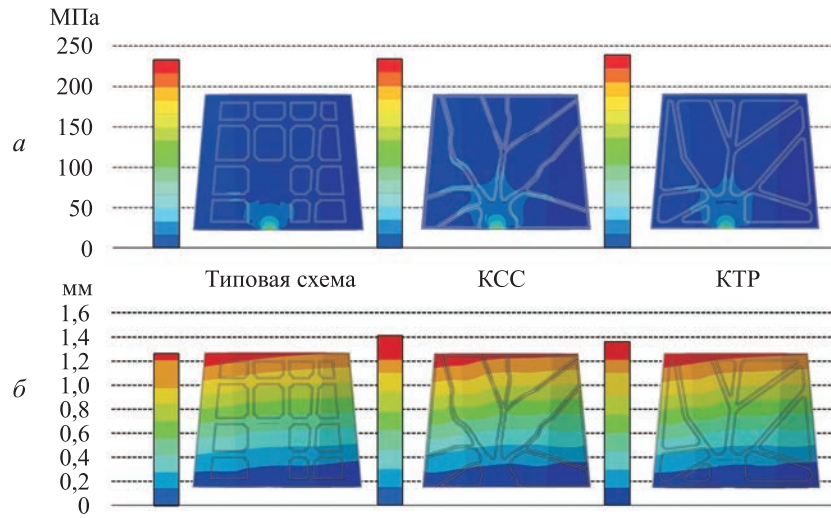
*a* — элементы в силовом каркасе конструктивно-силовой схемы; *б* — элементы в силовом каркасе конструктивно-технологического решения

В качестве возможной технологии изготовления каркаса КТР была выбрана штамповка, а ширина внутренних элементов составила 10 мм. Проведенные изменения привели к утяжелению конструкции аэродинамического руля, и масса КТР, спроектированного на основе КСС, превысила массу КСС на 24,3 % и составила 4,7 кг.

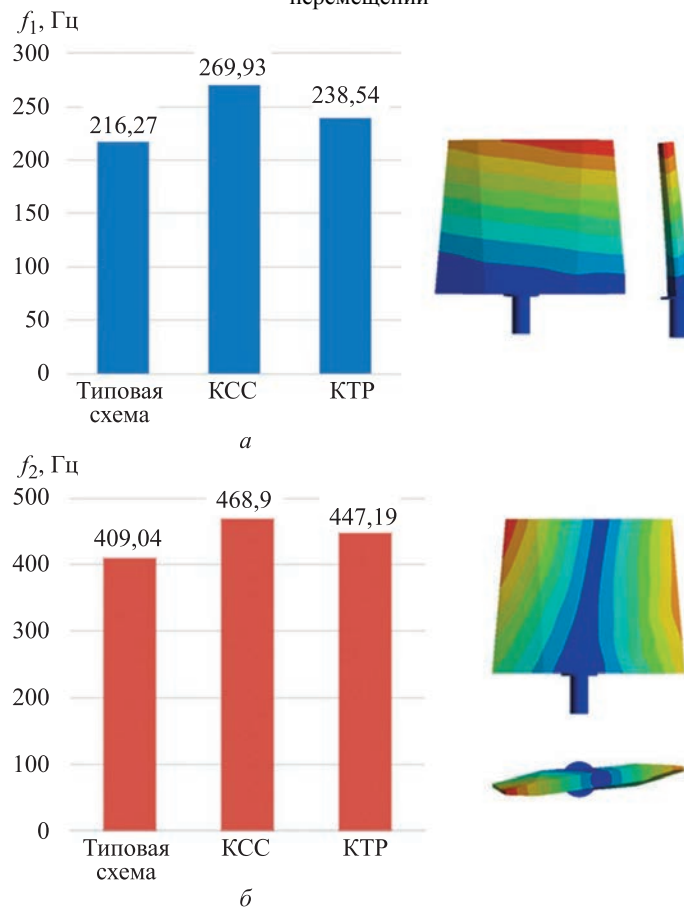
**Верификация проведенного исследования.** С целью оценки достоверности результатов, полученных с использованием предлагаемой методики проектирования, были выполнены два поверочных расчета: первый включал определение параметров напряженно-деформированного состояния, второй — определение критической скорости флаттера руля. Оптимизированные конструкции, так же как и типовая конструкция руля, выполнены из алюминиевого сплава АМгб со следующими характеристиками: модули упругости  $E = 71$  ГПа,  $G = 27$  ГПа, плотность  $\rho = 2640$  кг/м<sup>3</sup>, предел прочности  $\sigma_b = 250$  МПа. Нагрузки и закрепление соответствовали указанным на рис. 4. Температура нагрева составляла 200 °С. Для упрощения расчета конечно-элементные модели рассматриваемых схем не включали сварочные соединения. Результаты расчетов параметров напряженно-деформированного состояния представлены на рис. 7.

Результаты показали, что для всех конструкций выполняются условия прочности и их максимальные эквивалентные напряжения не превышают предела прочности сплава АМгб (рис. 7, *a*). Значения максимальных перемещений КСС и КТР превышали значения типовой конструкции примерно на 11 % (рис. 7, *б*).

Второй необходимой проверкой является анализ аэроупругой устойчивости рассматриваемых конструкций руля. В процессе воздействия на руль аэродинамических сил возможно возникновение опасного вида аэроупругих колебаний — флаттера. Существенное влияние на рулевые (консольные) формы флаттера оказывают такие характеристики, как моменты инерции и частоты изгибных и крутильных колебаний руля. Для определения значений собственных частот колебаний руля был проведен модальный анализ для низших тонов колебания, результаты которого показаны на рис. 8.



**Рис. 7.** Результаты расчетов параметров напряженно-деформированного состояния: *a* — поля распределения эквивалентных напряжений; *б* — поля распределения глобальных перемещений



**Рис. 8.** Собственные частоты колебаний изгибной (*a*) и крутильной (*б*) формы



Далее были определены моменты инерции руля (см. рис. 2) относительно осей  $y$  и  $z$ ,  $J_{yy}$ ,  $J_{zz}$  и центробежный момент инерции  $J_{yz}$ , приведенные в таблице.

Моменты инерции руля

Параметр	$J_{yy}$ , кг · мм <sup>2</sup>	$J_{zz}$ , кг · мм <sup>2</sup>	$J_{yz}$ , кг · мм <sup>2</sup>
Типовая схема	206 765,76	60 531,61	20 798,7
КСС	118 382,26	37 075,16	10 020,8
КТР	155 389,43	45 680,81	13 434,9

В качестве расчетного режима выбран режим полета 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  $M = 2,4$  ( $V = 792$  м/с). Допускаемая скорость (с учетом коэффициента безопасности  $f = 1,2$ )  $V_{max} = 950,4$  м/с. В расчете на флаттер принимались следующие значения аэродинамических характеристик: производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля  $c_y^\delta = 1,833$  1/рад; расстояние от носка руля до аэродинамического фокуса  $y_F = 0,186$  м.

Для расчета альтернативных вариантов конструкции руля использовалась двухстепенная модель флаттера. Уравнения изгибно-крутильных колебаний руля имеют вид [15]

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

где  $q_j$  — обобщенные координаты:  $q_1$  — изгиб руля,  $q_2$  — кручение (вращение) руля (см. рис. 4);  $V$  — скорость аэродинамического потока.

Инерционные коэффициенты  $m_{ij}$  вычисляются по формулам

$$m_{11} = J_{yy}; \quad m_{12} = m_{21} = -J_{yz}; \quad m_{22} = J_{zz}.$$

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

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

где  $f_1$  — частота изгибных колебаний руля;  $f_2 \equiv f_{вр}$  — частота вращения руля (в общем случае определяется с учетом жесткости механизма управления, рулевого привода и его крепления).

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

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

Коэффициенты аэродинамических сил  $b_{ij}$  и коэффициенты аэродинамического демпфирования  $d_{ij}$  вычисляются по формулам

$$b_{11} = 0; b_{12} = -\frac{1}{2}\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b z dz; b_{22} = 0;$$

$$b_{22} = -\frac{1}{2}\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 (\bar{y}_0 - \bar{y}_F) dz;$$

$$d_{11} = \frac{1}{2}\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b z^2 dz; d_{12} = \frac{1}{2}\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 \bar{y}_m z dz;$$

$$d_{21} = \frac{1}{2}\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^2 (\bar{y}_0 - \bar{y}_F) z dz;$$

$$d_{22} = \frac{1}{2}\rho c_y^\delta \int_{z_0}^{l+z_0} b^3 \bar{x}_m (\bar{y}_0 - \bar{y}_F) dz + \rho k_0 \int_{z_0}^{l+z_0} b^3 dz.$$

Здесь  $b$ ,  $l$  — хорда и размах руля;  $z_0$  — расстояние от места закрепления вала руля до бортовой хорды руля (см. рис. 2);  $z$  — расстояние от оси  $Ox$  до рассматриваемого хордового сечения руля;  $\bar{y}_0 = y_0 / b$ ,  $\bar{y}_F = y_F / b$  — расстояние от носка руля до оси вращения и до аэродинамического фокуса соответственно, отнесенное к хорде руля; величины  $\bar{y}_m$  и  $k_0$ , зависящие от характера обтекания, для сверхзвукового потока имеют вид

$$\bar{y}_m = \bar{y}_0 - \bar{y}_F, k_0 = \frac{1}{12} c_y^\delta.$$

В расчете на флаттер принималось, что  $z_0 = 0,01$  м;  $v_1 = v_2 = 0,05$ .

Используемый в рассматриваемой модели подход к исследованию флаттера состоит в построении годографа скорости — зависимости комплексных частот  $S_j$  (представляющих собой решение проблемы собственных значений системы уравнений (1)) от скорости аэродинамического потока  $V$ . Далее по годографу скорости определяются параметры флаттера: критическая скорость  $V_{кр}$  и частота колебаний  $f_{фл}$ .

Характерным для расчетов на флаттер с использованием двухстепенных моделей является построение зависимостей критической скорости флаттера от параметров, оказывающих наибольшее влияние на его границы. При исследовании консольных форм флаттера в качестве такого параметра наиболее часто принимают отношение частот собственных колебаний  $\kappa = f_2 / f_1$ , что особенно целесообразно при исследовании изгибно-поворотного флаттера, в котором привод моделируется в виде пружины и демпфера с эквивалентными частотами и коэффициентами демпфирования. Поскольку до проведения эксперимента определить эквивалентные параметры расчетным путем достоверно крайне сложно, представление результатов исследования флаттера в виде зависимости критической скорости флаттера от отношения частот (или частоты вращения  $f_2$  при фиксированной частоте изгиба  $f_1$ ) оказывается весьма полезным для анализа.

Результаты расчетов представлены на рис. 9 (для наглядности на рис. 9, а допускаемая скорость  $V_{\max}$ , равная 950,4 м/с, изображена в виде прямой линии).

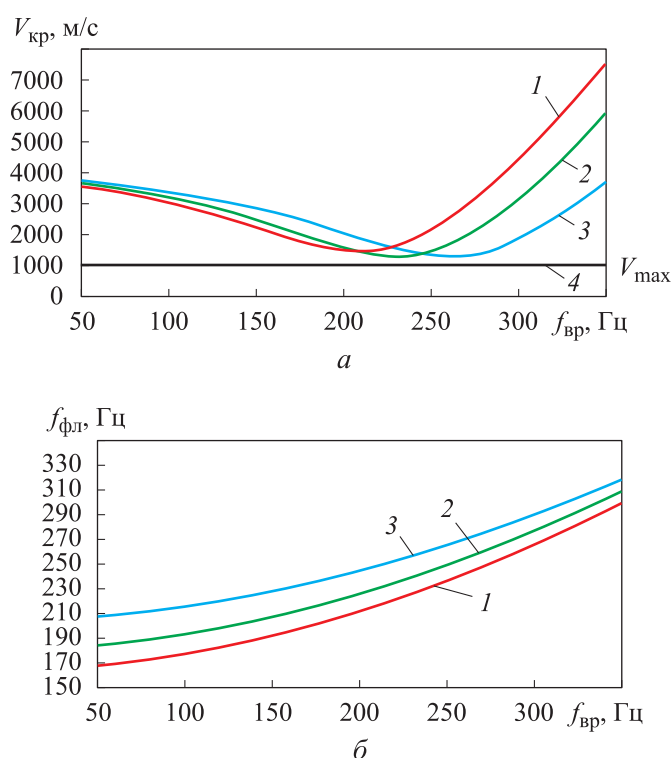


Рис. 9. Зависимость критической скорости от частоты вращения руля (а) и частоты флаттера (б):

1 — типовая схема; 2 — КТР; 3 — КСС; 4 —  $V_{\max}$

Сравнение графиков зависимостей  $V_{кр}(f_{вр})$  и  $V_{max}$  показывает наличие запасов по критической скорости флаттера (на заданном режиме полета) для всех рассматриваемых конструкций во всем исследуемом диапазоне частот вращения руля.

**Заключение.** Предложена методика проектирования альтернативных КСС и КТР аэродинамического руля, включающая несколько последовательных операций: определение целевой функции и ограничений, необходимых для топологической оптимизации; создание расчетной конечно-элементной модели с учетом нагрузок и ограничений; определение силового каркаса методом топологической оптимизации в программном комплексе ANSYS Workbench 19.2; проведение расчетов напряженно-деформированного состояния, модального анализа и расчета на флаттер полученных КСС, КТР и типовой конструкции аэродинамического руля.

Проведена постобработка, в результате которой на основе результатов топологической оптимизации была получена КСС и предложен алгоритм проектирования КТР, отвечающего требованиям прочности и аэроупругой устойчивости и пригодного для изготовления традиционными методами.

Преимущество спроектированной с помощью топологической оптимизации конструкции заключается в том, что ее масса на 25 % меньше по сравнению с типовой конструкцией. Это позволяет сделать вывод о том, что применение топологической оптимизации позволяет не только значительно снизить время разработки и стоимость проекта в целом, но и получить альтернативное КТР, удовлетворяющее условиям прочности, динамической аэроупругой устойчивости и критерию минимума массы.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Новиков В.Н., Авхимович Б.М., Вейтин В.Е. *Основы устройства и конструирования летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1991, 368 с.
- [2] Bendsoe M.P., Sigmund O. *Topology Optimization: Theory, Methods and Applications*. Berlin, Springer, 2003, 384 p.
- [3] Walker D., Liu D., Jennings A. Topology optimization of an aircraft wing. In: *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2015, pp. 1–8. <https://doi.org/10.2514/6.2015-0976>
- [4] Шапошников С.Н., Кишов Е.А., Зимнякова Л.Д. Проектирование кронштейна крепления оптического солнечного датчика космического аппарата с использованием топологической оптимизации. *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*, 2021, № 66, с. 98–105. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2021.66.10>
- [5] Rinku A., Ananthasuresh G.K. Topology and size optimization of modular ribs in aircraft wings. In: *11th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimisation*, 2015, pp. 1–6.

- [6] Пикулин С.А., Красилова Е.В. Применение топологической оптимизации при проектировании беспилотных космических аппаратов. *Решетневские чтения*, 2018, № 1, с. 48–49.
- [7] 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, pp. 1–9. <https://doi.org/10.1051/smdo/2016013>
- [8] Bontoft E.K., Toropov V.V. Topology optimisation of multi-element wing-tip devices. In: *ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2018, pp. 1–30. <https://doi.org/10.2514/6.2018-1390.c1>
- [9] Stanford B. Aeroelastic wing box stiffener topology optimization. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55 (3) pp. 1244–1251. <https://doi.org/10.2514/1.C034653>
- [10] Townsend S., Stanford B., Picelli R., Kim H.A. Structural optimization of plate-like aircraft wings under flutter and divergence constraints. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56 (8) pp. 1–13. <https://doi.org/10.2514/1.J056748>
- [11] Winyangkul S., Wansaseub K., Slesongsom S., Panagant N., Kumar S., Bureerat S., Pholdee N. Ground structures-based topology optimization of a morphing wing using a metaheuristic algorithm. *Metals*, 2021, no. 11 (8), p. 1311. <https://doi.org/10.3390/met11081311>
- [12] Song L., Gao T., Tang L., Du X., Zhu J., Lin Y., Shi G., Liu H., Zhou G., Zhang W. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Computers & Structures*, 2021, vol. 243, pp. 1–25. <https://doi.org/10.1016/j.compstruc.2020.106405>
- [13] Wang X., Zhang S., Wan Z., Wang Z. Aeroelastic topology optimization of wing structure based on moving boundary meshfree method. *Symmetry*, 2022, vol. 14 (6) p. 1154. <https://doi.org/10.3390/sym14061154>
- [14] Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*, 2017, № 51, с. 51–61. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.51.05>
- [15] Парафесь С.Г., Туркин И.К. *Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МАИ, 2016, 184 с.

Статья поступила в редакцию 20.03.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Куприянова Я.А., Парафесь С.Г. Формирование конструктивно-технологического решения аэродинамического руля с использованием топологической оптимизации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 5.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2274>

**Куприянова Янина Алексеевна** — аспирант кафедры «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» Московского авиационного института. e-mail: janina.kuprianova@yandex.ru

**Парафесь Сергей Гаврилович** — д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» Московского авиационного института. e-mail: s.parafes@mail.ru

## Formation of design technological solution for the aerodynamic rudder using topological optimization

© Ya.A. Kupriyanova, S.G. Parafes

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, 125993, Russia

*The paper proposes an algorithm to prepare a design technological solution for the aerodynamic rudder of an unmanned aerial vehicle. The formation process of the rudder design technological solution includes the refinement stage taking into account the technological limitations. The algorithm is based on application of the topological optimization method for the case of maximizing the rudder structure static rigidity with the volume limitation. The structure of the finite element model for optimization was proposed, and the boundary conditions and parameters of the design flight mode were determined. Topological optimization resulted in obtaining a rudder power frame with minimum mass for the given design case. To verify the research, parameters of the stress-strain state were determined, and flutter for typical and optimized rudder design was calculated. Based on the optimization results, a structure was designed that met technological limitations and requirements in strength and aeroelastic stability.*

**Keywords:** aerodynamic rudder, topological optimization, weight reduction, design technological solution, strength, aeroelastic stability

### REFERENCES

- [1] Novikov V.N., Avkhimovich B.M., Veytin V.E. *Osnovy ustroystva i konstruirovaniya letatelnykh apparatov* [Fundamentals of the aircraft arrangement and design]. Moscow, Mashinostroenie, 1991, 368 p.
- [2] Bendsoe M.P., Sigmund O. *Topology Optimization: Theory, Methods and Applications*. Berlin, Springer, 2003, 384 p.
- [3] Walker D., Liu D., Jennings A. Topology optimization of an aircraft wing. In: *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2015, pp. 1–8. <https://doi.org/10.2514/6.2015-0976>
- [4] Shaposhnikov S.N., Kishov E.A., Zimnyakova L.D. Proektirovanie kronshteina krepneniya opticheskogo solnechnogo datchika kosmicheskogo apparata s ispolzovaniem topologicheskoy optimizatsii [Design of the mounting bracket for the optical solar sensor of the spacecraft using topological optimization]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2021, no. 66, pp. 98–105. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2021.66.10>
- [5] Rinku A., Ananthasuresh G.K. Topology and size optimization of modular ribs in aircraft wings. In: *11th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimisation*, 2015, pp. 1–6.
- [6] Pikulin S.A., Krasilova E.V. Primenenie topologicheskoy optimizatsii pri proektirovanii bespilotnykh kosmicheskikh apparatov [Usage of topology optimization in the design of unmanned spacecrafts]. *Reshetnevskie chteniya — Reshetnev readings*, 2018, no. 1, pp. 48–49.
- [7] Zhao Y., Guo W., Duan S., Xing L. A novel substructure-based topology optimization method for the design of wing structure. *International Journal for Sim-*

- ulation and Multidisciplinary Design Optimization, 2017, vol. 8, pp. 1–9. <https://doi.org/10.1051/smdo/2016013>
- [8] Bontoft E.K., Toropov V.V. Topology optimization of multi-element wingtip devices. In: *ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2018, pp. 1–30. <https://doi.org/10.2514/6.2018-1390.c1>
- [9] Stanford B. Aeroelastic wing box stiffener topology optimization. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55 (3) pp. 1244–1251. <https://doi.org/10.2514/1.C034653>
- [10] Townsend S., Stanford B., Picelli R., Kim H.A. Structural optimization of plate-like aircraft wings under flutter and divergence constraints. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56 (8) pp. 1–13. <https://doi.org/10.2514/1.J056748>
- [11] Winyangkul S., Wansaseub K., Slesongsom S., Panagant N., Kumar S., Bureerat S., Pholdee N. Ground structures-based topology optimization of a morphing wing using a metaheuristic algorithm. *Metals*, 2021, no. 11 (8), p. 1311. <https://doi.org/10.3390/met11081311>
- [12] Song L., Gao T., Tang L., Du X., Zhu J., Lin Y., Shi G., Liu H., Zhou G., Zhang W. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Computers & Structures*, 2021, vol. 243, pp. 1–25. <https://doi.org/10.1016/j.compstruc.2020.106405>
- [13] Wang X., Zhang S., Wan Z., Wang Z. Aeroelastic topology optimization of wing structure based on moving boundary meshfree method. *Symmetry*, 2022, vol. 14 (6) p. 1154. <https://doi.org/10.3390/sym14061154>
- [14] Bashin K.A., Torsunov R.A., Semenov S.V. Metody topologicheskoy optimizatsii konstruksiy, primenyayushchikhsya v aerokosmicheskoy otrasli [Topology optimization methods in aerospace industry]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika — PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2017, vol. 51, pp. 51–61. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.51.05>
- [15] Parafes S.G., Turkin I.K. *Aktualnye zadachi aerouprugosti i dinamiki konstruksiy vysokomanevrennykh bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Actual problems of aeroelasticity and dynamics of structures of highly maneuverable unmanned aerial vehicles]. Moscow, Izdatel'stvo MAI Publ., 2016, 184 p.

**Kupriyanova Ya.A.**, Postgraduate, Department of Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: [janina.kupriyanova@yandex.ru](mailto:janina.kupriyanova@yandex.ru)

**Parafes S.G.**, Dr. Sc. (Eng.), Associate Professor, Professor, Professor at the Department of Design and Strength of Aircraft, Rocket and Space Products, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: [s.parafes@mail.ru](mailto:s.parafes@mail.ru)