

РАЗВИТИЕ МЕТОДИКИ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА В ЗОНЕ БОЛЬШОГО ВЫРЕЗА

Болдырев А.В.* , Павельчук М.В.** , Синельникова Р.Н.***

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

* e-mail: boldirev.av@ssau.ru

** e-mail: pmv90aircraft@gmail.com

*** e-mail: kam.rn@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 30.05.2019

Предлагается методика топологической оптимизации конструкции фюзеляжа в зоне большого выреза на основе концепции полнонапряжённости с учётом функциональных ограничений на обобщённые перемещения обшивки на контуре выреза. Для синтеза объекта проектирования используется специальная модель метода конечных элементов на основе деформируемого твёрдого тела переменной плотности. Приводится численный пример проектирования отсека фюзеляжа с прямоугольным вырезом, демонстрирующий работоспособность предлагаемой методики и новое техническое решение, найденное на её основе.

Ключевые слова: фюзеляж, люк, силовая схема, оптимизация, тело переменной плотности, прочность, жёсткость, обобщённые перемещения, весовая оценка.

Введение

Одним из основных направлений исследований в области современной авиационной техники является снижение массы конструкции при выполнении разнообразных функциональных требований [1–7]. В вопросах выбора силовых схем агрегатов летательных аппаратов минимальной массы важную роль выполняют методы топологической оптимизации, активно разрабатываемые последние три десятилетия [8–14]. На весовую эффективность фюзеляжей самолетов существенное влияние оказывает выбор силовой схемы конструкции (ССК) в зонах вырезов под люки. Вырезы уменьшают жёсткость конструкции в радиальном и продольном направлении, вызывают концентрацию усилий и напряжений в обшивке. Для компенсации больших вырезов в фюзеляжах обычно применяются усиленные шпангоуты, расположенные по переднему и заднему краям выреза, балки или бимсы вдоль продольных краев выреза и угловые дублёры с наружной и внутренней стороны обшивки [15].

В статье [16] предложена методика топологической оптимизации окантовки вырезов с существенной кривизной, в основу которой положены

идеи о поиске рациональных путей передачи внутренних усилий в конструкции [17], концепция полнонапряжённости (ПНП) и математическая модель деформируемого твёрдого тела переменной плотности В.А. Комарова [8]. Предложена ССК, содержащая элементы, совокупность которых образует вдоль контура выреза пространственную тонкостенную раму с замкнутыми и полыми сечениями. Показано, что это техническое решение позволяет получить эффективные по массе конструкции фюзеляжа при выполнении условий прочности.

В настоящей работе предлагается развитие методики топологической оптимизации окантовки выреза в фюзеляже, основанное на учёте ограничений на обобщённые перемещения [18–23] обшивки на контуре выреза в зоне концентрации напряжений.

Топологическая оптимизация фюзеляжа

Пусть задана допустимая геометрическая область объёмом V , внутри которой могут располагаться силовые элементы окантовки выреза в фюзеляже. Для целей топологической оптимизации эта область заполняется гипотетической не-

прерывной упругой средой переменной плотности и жёсткости, называемой далее «заполнителем», в которой прочностные и упругие характеристики линейно связаны с плотностью ρ материала [8]:

$$E = \rho \cdot \bar{E}, \tag{1}$$

$$\sigma_a = \rho \cdot \bar{\sigma}_a, \tag{2}$$

где E, σ_a — модуль упругости и допускаемое напряжение материала; $\bar{E}, \bar{\sigma}_a$ — удельные характеристики при единичной плотности.

Предлагается методика проектирования ССК фюзеляжа, схематически представленная на рис. 1. Процесс топологической оптимизации основан на поэтапном замещении гипотетического материала (1) и (2) элементами конструкции, реализующими принимаемые технические решения. В процессе топологического проектирования разрабатываются конечноэлементные модели (КЭМ) двух типов.

Первоначально в блоке 1 рассматривается «традиционная» ССК с известными по прототипам техническими решениями. В блоке 2 создаётся КЭМ первого типа (КЭМ-1), содержащая силовые элементы объекта, реализующие исходную ССК. Выполняется оптимизация распределения материала в элементах конструкции (параметрическая оптимизация) [24], оценивается весовая эффективность конструкции и проверяется выполнение функциональных требований, предъявляемых к ней. Далее в блоке 4 к КЭМ-1 по всем

контактным поверхностям в объёме V присоединяется упругая среда (1) и (2), моделируемая трёхмерными конечными элементами, и плотности материала в элементах заполнителя принимаются за проектные переменные. Заполнитель потенциально содержит внутри себя все возможные варианты усовершенствования ССК за счёт изменения формы и расположения имеющихся силовых элементов или добавления дополнительных элементов, образуемых в модели сгустками материала заполнителя. В блоке 4 используется КЭМ объекта проектирования второго типа (КЭМ-2), объединяющая совокупность силовых элементов конструкции и непрерывную среду переменной плотности. Ранее подобная комбинированная модель применялась в работах [25, 26]. Оптимизация распределения материала в заполнителе (структурная оптимизация) позволяет выявить теоретически оптимальную конструкцию и с использованием стратегии [8] разработать усовершенствованную ССК, наиболее приближённую с точки зрения её силовой работы к теоретическому решению.

Далее управление процессом передаётся в блок 1, и усовершенствованная ССК принимается в качестве исходной ССК. Процесс проектирования продолжается, пока очередные изменения ССК приводят к снижению массы конструкции и не исчерпано заданное число циклов проектирования (блок 3).

Задача оптимизации распределения материала в заполнителе КЭМ-2 формулируется следующим образом.

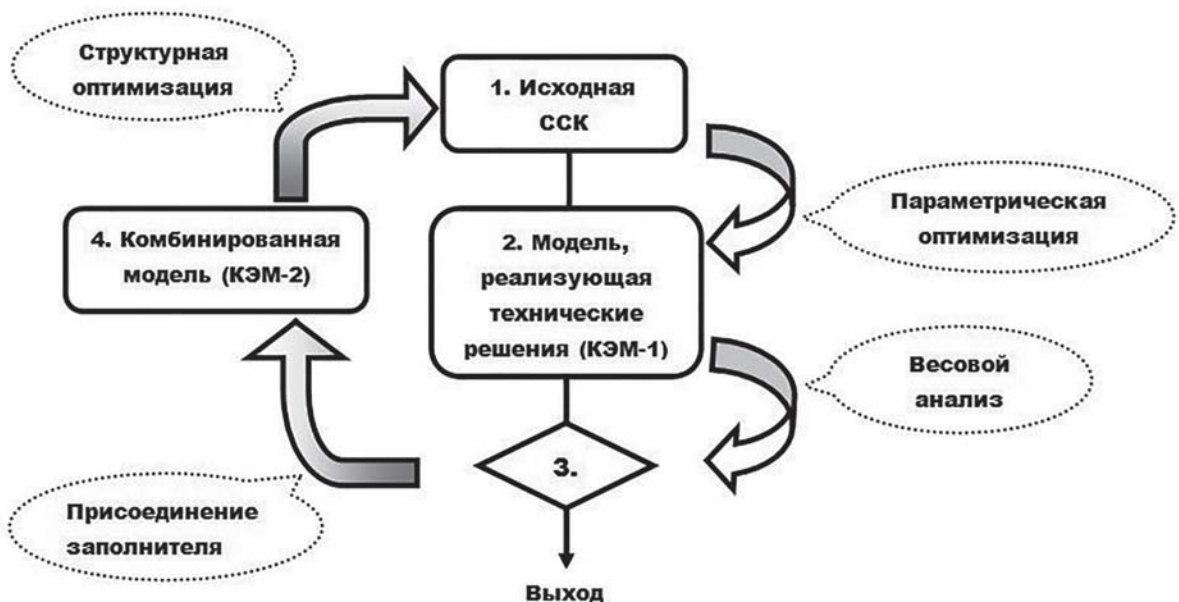


Рис. 1. Процессы проектирования ССК

Целевой функцией является масса заполнителя в виде

$$m(\rho) = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i \rightarrow \min, \quad (3)$$

где n — число конечных элементов КЭМ-2, моделирующих заполнитель; индекс i относится к i -му элементу заполнителя.

Ограничения первого рода записываются так:

$$\rho_i^{\min} \leq \rho_i \leq \rho_i^{\max} \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (4)$$

где ρ_i^{\min} , ρ_i^{\max} — ограничения снизу и сверху для i -й переменной проектирования.

Если соотношение (4) выполняется в форме строгих неравенств, то проектная переменная называется активной, для пассивной переменной проектирования её значение соответствует границе области поиска [27].

Ограничения второго рода записываются следующим образом:

$$g_j(\rho) = C_j(\rho) - C_a^j \leq 0 \quad (j = 1, 2, \dots, p_1); \quad (5)$$

$$g_j(\rho) = \sigma_j(\rho) - \sigma_a^j \leq 0 \quad (j = p_1 + 1, p_1 + 2, \dots, p), \quad (6)$$

где g — функциональное ограничение; C_j , C_a — обобщенное перемещение узлов обшивки фюзеляжа, расположенных на контуре выреза, и его допускаемое значение; p_1 — количество ограничений на обобщенные перемещения; σ — эквивалентное напряжение в элементах заполнителя по принятой теории прочности; p — общее количество функциональных ограничений; индекс j относится к j -му функциональному ограничению.

Обобщенное перемещение C_j записывается в виде

$$C_j = \{Q_j\}^T \{u\}, \quad (7)$$

где $\{Q_j\}$ — вектор коэффициентов линейной комбинации перемещений узлов КЭМ-2; $\{u\}$ — вектор перемещений узлов КЭМ-2.

В качестве обобщенного перемещения C_j принимается линейная деформация в обшивке на краю выреза [19], позволяющая контролировать концентрацию напряжений.

Вводится функция Лагранжа в виде

$$L(\rho) = m(\rho) + \sum_{j=1}^p \lambda_j g_j(\rho), \quad (8)$$

где λ — неопределенный множитель Лагранжа.

Записываются необходимые условия Куна—Таккера для точки локального минимума ρ^* [27]:

$$\frac{\partial L(\rho^*)}{\partial \rho_i} = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, n_1); \quad (9)$$

$$\lambda_j g_j(\rho^*) = 0 \quad (j = 1, 2, \dots, p); \quad (10)$$

$$\lambda_j \geq 0 \quad (j = 1, 2, \dots, p), \quad (11)$$

где n_1 — количество активных переменных проектирования.

Условия (10) и (11) задают набор активных функциональных ограничений. Активными [27] называются функциональные ограничения, для которых соотношения (5)—(6) выполняются в форме равенства. Пассивные функциональные ограничения характеризуются тем, что соотношения записываются в виде строгих неравенств и множители Лагранжа λ_j равны нулю.

Поскольку $\partial m_i / \partial \rho_i = V_i$, то условия стационарности функции Лагранжа (9) запишутся в виде

$$-\frac{1}{V_i} \cdot \sum_{j=1}^p \lambda_j \frac{\partial g_j}{\partial \rho_i} = 1 \quad (i = 1, 2, \dots, n_1). \quad (12)$$

В рамках обобщенного критерия оптимальности (12) учёт ограничений по условиям прочности (6) предлагается осуществлять на основе алгоритма ПНП [22]. Такой подход позволяет значительно повысить эффективность алгоритма оптимизации распределения материала в заполнителе за счёт сведения ограничений на напряжения (6) к ограничениям снизу на значения переменных проектирования (4) в форме

$$\rho_i^{\min} = \rho_i^{(v)} \max_k \left(\frac{\sigma_{ik}}{\bar{\sigma}_a} \right) \quad (k = 1, 2, \dots, s), \quad (13)$$

где σ_{ik} — эквивалентные напряжения, вычисленные по выбранной теории прочности для i -го элемента и k -го случая нагружения; s — количество случаев нагружения; v — номер итерации.

Предлагаемый алгоритм оптимизации заполнителя в КЭМ-2 представлен на рис. 2.

В блоке 1 в качестве исходного распределения материала для элементов заполнителя принимается $\rho_i^{(0)}$ и задаются исходные значения множителей

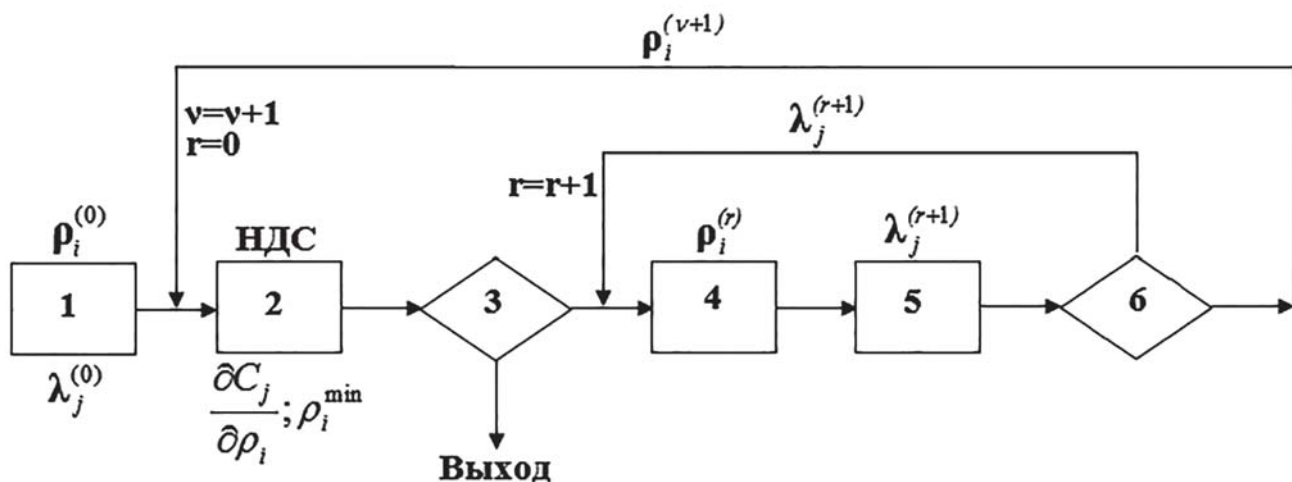


Рис. 2. Блок-схема алгоритма оптимизации заполнителя

Лагранжа $\lambda_j^{(0)}$, например $\lambda_j^{(0)} = 1$ ($j = 1, 2, \dots, p_1$).

Движение в области поиска реализуется на основе последовательного чередования «пробных» и «рабочих» шагов.

«Рабочий» шаг характеризуется тем, что в блоке 2 анализируется напряженно-деформированное состояние (НДС) конструкции, рассчитываются коэффициенты чувствительности $\partial C_j / \partial \rho_i$ и на основе концепции ПНП рассчитываются по формуле (13) необходимые по прочности значения ρ_i^{\min} .

Для анализа чувствительности вектор $\{Q_j\}$ принимается в качестве виртуальной нагрузки конструкции [22]. На данном этапе коэффициенты чувствительности $\partial C_j / \partial \rho_i$ вычисляются по формуле

$$\frac{\partial C_j}{\partial \rho_i} = - \frac{\{u^{(q)}\}^T [A_i]^T [K_i] [A_i] \{u\}}{\rho_i}, \quad (14)$$

где $\{u^{(q)}\}$ – возможные перемещения КЭМ-2 при приложении виртуальной нагрузки $\{Q_j\}$, определяемые путем решения системы линейных алгебраических уравнений $[K]\{u^{(q)}\} = \{Q_j\}$; $[K]$ – матрица жёсткости конструкции с заполнителем; $[K_i]$ – матрица жёсткости i -го элемента заполнителя; $[A_i]$ – булева матрица перехода от матрицы жёсткости i -го элемента заполнителя к глобальной матрице; в числителе соотношения записана работа внутренних усилий i -го элемента за-

полнителя $[K_i][A_i]\{u\}$ на возможных перемещениях узлов этого элемента $\{u^{(q)}\}^T [A_i]^T$.

«Пробный» шаг выполняется в блоке 4 на основе соотношения

$$\rho_i^{(r)} = \rho_i^{(v)} \left(- \frac{1}{V_i} \sum_{j=1}^p \lambda_j^{(r)} \frac{\partial C_j^{(v)}}{\partial \rho_i} \right)^{1/2} \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (15)$$

где r – номер «пробного» шага; v – номер «рабочего» шага.

Если $\rho_i^{(r)} < \rho_i^{\min}$, то принимается $\rho_i^{(r)} = \rho_i^{\min}$.

Если $\rho_i^{(r)} > \rho_i^{\max}$, то $\rho_i^{(r)} = \rho_i^{\max}$.

На этапе «пробных» шагов строятся линейные аппроксимации функциональных ограничений:

$$C_j^{(r)} = C_j^{(v)} + \sum_{i=1}^{n_i} \frac{\partial C_j^{(v)}}{\partial \rho_i} (\rho_i^{(r)} - \rho_i^{(v)}) \quad (j = 1, 2, \dots, p_1). \quad (16)$$

Вычисление новых значений множителей Лагранжа $\lambda_j^{(r+1)}$ осуществляется в блоке 5:

$$\lambda_j^{(r+1)} = \lambda_j^{(r)} \frac{C_j^{(r)}}{C_j} \quad (j = 1, 2, \dots, p_1). \quad (17)$$

Рекуррентные формулы (15) и (17) позволяют итерационно рассчитывать переменные проектирования при удовлетворении критерию оптимальности (12) при ограничениях на обобщённые перемещения. В блоках 4 и 5 расчёты на основе условия (5) производятся до достижения сходимости

сти. Если во внутреннем цикле достигнута сходимость или исчерпано заданное количество итераций, рассчитанные значения переменных проектирования принимаются в качестве исходных и управление передаётся из блока 6 в блок 2 для расчёта очередного распределения внутренних усилий в конструкции. Если шаг в области поиска становится мал или исчерпано заданное число итераций, то процесс вычислений в блоке 3 прекращается.

Для оценки работоспособности предлагаемой методики топологической оптимизации фюзеляжей рассматривается модельная задача.

Численный пример

Объектом исследования выбран отсек фюзеляжа самолёта в зоне выреза под люк с геометрическими характеристиками, представленными на рис. 3.

оптимизации плотности заполнителя на основе предложенного алгоритма применяется программа PNP_sr_solid [29].

Исходная ССК представлена на рис. 4. Масса исходного отсека фюзеляжа без выреза равна 113,56 кг. Масса вырезанного материала составляет 9,45 кг.

На рис. 5 показана КЭМ-2 отсека фюзеляжа, в которой заполнитель для удобства анализа и интерпретации результатов разделён по толщине цилиндрической оболочки на 8 слоёв объёмных конечных элементов. Ограничения на обобщенные перемещения (5) задавались для 24 элементов обшивки на контуре выреза. На основе предложенного алгоритма за 16 итераций получена теоретически оптимальная конструкция (ТОК) отсека с вырезом массой 137,7 кг. Масса в ТОК, необходимая для компенсации выреза, составляет 33,59 кг. Это значение в 3,55 раза превышает массу материала, вырезанного из конструкции.

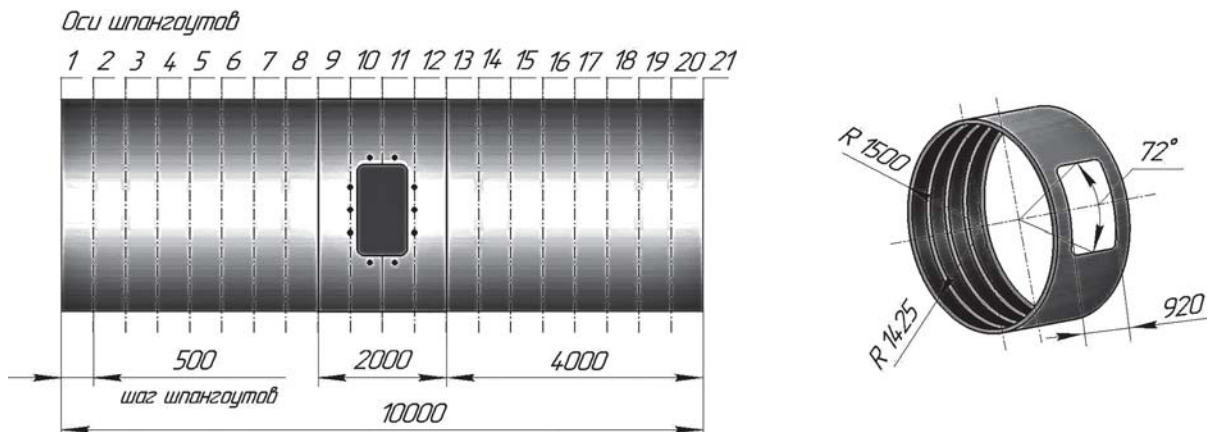


Рис. 3. Геометрические ограничения отсека фюзеляжа

Рассматриваются два расчётных случая нагружения: избыточное внутреннее давление 0,15 МПа и крутящий момент 3,26 МН·м, приложенный по торцам отсека фюзеляжа. Точками на рис. 3 показаны места приложения нагрузок от внутреннего давления, действующего на дверь люка. Допустимое значение коэффициента концентрации напряжений на контуре выреза составляет 3,5.

Используется конструкционный материал с характеристиками: модуль Юнга $E = 70000$ МПа, $\rho = 2700$ кг/м³, $\sigma_a = 350$ МПа, коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$.

Требуется найти рациональную ССК отсека фюзеляжа между шпангоутами №9 и №13.

Анализ НДС конструкции с заполнителем выполняется в среде системы NASTRAN [28], для

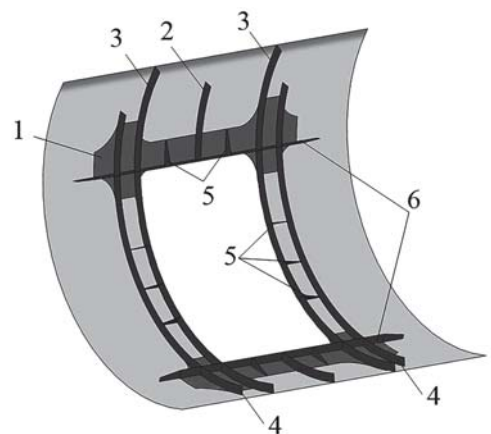


Рис. 4. Силовая схема отсека фюзеляжа. Традиционное техническое решение: 1 – обшивка с накладками; 2 – рядовой шпангоут; 3 – усиленный шпангоут; 4 – сабли шпангоутов; 5 – диафрагмы; 6 – продольная балка

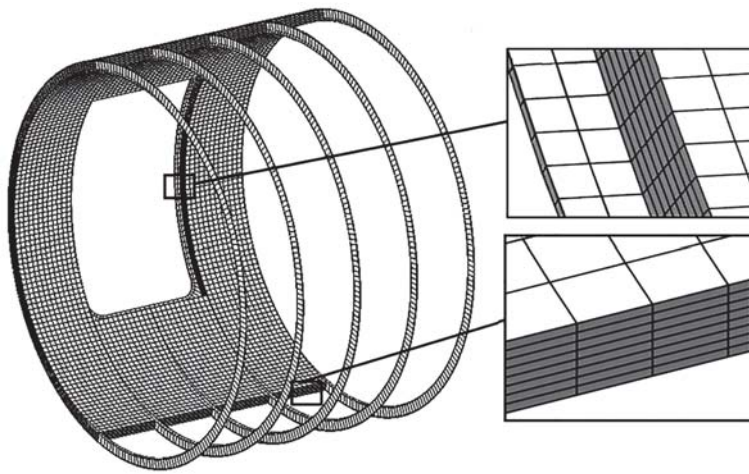


Рис. 5. КЭМ-2 отсека. Фрагмент модели со снятой обшивкой и увеличенным ракурсом заполнителя

Картины распределения материала и усилий в ТОК представлены на рис. 6. Наибольшие значения плотности получены в элементах внешнего и внутреннего слоёв заполнителя (рис. 6,а,б). Значения плотности в срединных слоях, расположенных между ними, на порядок меньше. Анализ силовой работы ТОК выполняется на основе эвристической стратегии [8] с использованием потоков главных усилий (ПГУ) для заполнителя, определяемых умножением главных напряжений на толщину соответствующего слоя. На участках за-

полнителя с наибольшей плотностью материала преобладает одноосное напряжённое состояние (рис. 6,в,г).

После применения трёх циклов процессов проектирования, показанных на рис. 1, получена ССК фюзеляжа, представленная на рис. 7. Конструкция содержит внутреннюю панель, составленную из четырёх частей, расположенных в углах выреза [30]. Части внутренней панели смещены внутрь фюзеляжа от его теоретического контура и дублируют обшивку на участке выреза.

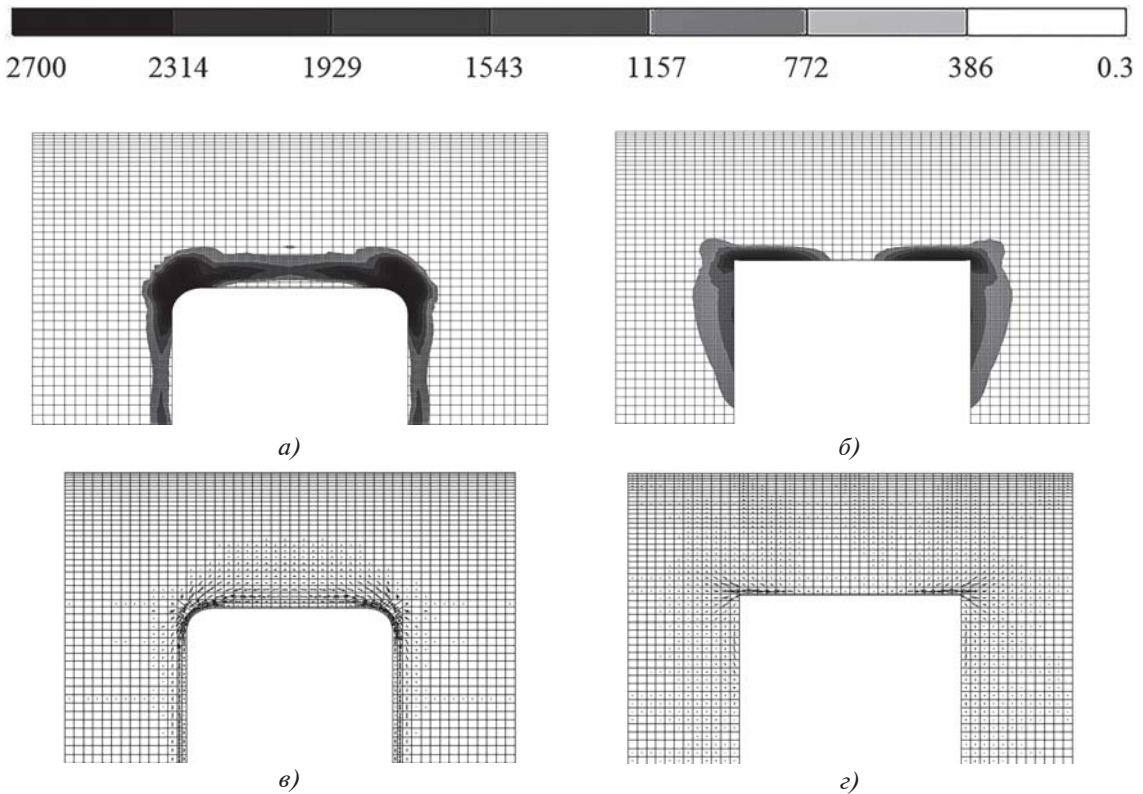


Рис. 6. Распределение материала и усилий в заполнителе КЭМ-2: плотности во внешнем слое (а) и внутреннем слое (б) (кг/м³), картины ПГУ для случая нагружения избыточным внутренним давлением во внешнем слое (в) и во внутреннем слое (г)

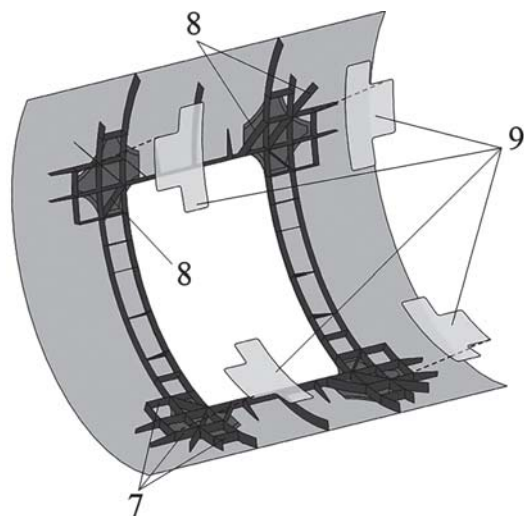


Рис. 7. Силовая схема отсека фюзеляжа. Новое техническое решение: 7 – продольная стенка; 8 – наклонная стенка; 9 – внутренняя панель

Внутренняя панель крепится к обшивке за счёт продольных и наклонных стенок, усиленных и рядовых шпангоутов. Совокупность силовых элементов формирует в углах выреза замкнутые и полые контуры, повышающие жёсткость конструкции в зоне выреза под люк в радиальном и продольном направлении.

Результаты параметрической оптимизации конструкции фюзеляжа по алгоритму [24] для традиционного технического решения, для ССК

с пространственной тонкостенной рамой вдоль контура выреза [16] и для нового технического решения представлены в таблице. Снижение массы конструкции, использующей новое техническое решение (рис. 7), составило 7,83 кг относительно исходной конструкции, представленной на рис. 4. Коэффициент концентрации напряжений на контуре выреза для всех рассматриваемых вариантов конструкции составил 3,5.

Выводы

Предложена методика топологической оптимизации фюзеляжа в зонах больших вырезов, учитывающая требования прочности и жёсткости в форме обобщённых перемещений. Для модельной задачи топологической оптимизации фюзеляжа в зоне выреза под люк получено новое техническое решение, позволяющее снизить массу усиливающих вырез элементов на 16,7% относительно исходной конструкции.

Библиографический список

1. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники / Под ред. В.Г. Дмитриева и др. — М.: Физматлит, 2005. — 648 с.
2. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Рябов В.А. Развитие научных основ проектирования самолетов и задачи подготовки кадров // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 5-9.

Весовая сводка элементов усиления выреза в отсеке фюзеляжа

Наименование	Традиционное техническое решение		Техническое решение [16]		Новое техническое решение	
	m, кг	m, %	m, кг	m, %	m, кг	m, %
Накладки обшивки	20,93	44,7%	15,16	34,8%	9,67	24,8%
Шпангоуты	18,01	38,5%	16,11	36,9%	16,32	41,8%
Диафрагмы	0,39	0,8%	0,55	1,2%	0,81	2,1%
Сабли шпангоутов	2,22	4,7%	1,89	4,3%	1,95	5,0%
Продольные балки	5,28	11,3%	4,33	10,0%	5,10	13,1%
Внутренняя панель	—	—	3,86	8,9%	1,92	4,9%
Наклонные стенки	—	—	0,67	1,6%	1,40	3,6%
Продольные стенки	—	—	0,98	2,3%	1,83	4,7%
Итого	46,83	100,0%	43,55	100,0%	39,0	100,0%

3. *Серьёзов А.Н.* Развитие научных исследований в области гражданской авиации // Полёт. 2007. № 1. С. 17–23.
4. *Пеньков Е.А.* Автоматизация формирования сложных конструктивно-силовых схем // Полёт. 2007. № 1. С. 40–48.
5. *Ендогур А.И., Панкевич А.А.* Сравнение масс конструкций магистральных самолетов разных аэродинамических схем // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 1. С. 5–9.
6. *Комаров В.А.* Точное проектирование // Онтология проектирования. 2012. № 3(5). С. 8–23.
7. *Чернышев С.Л., Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Чедрик В.В.* Тенденции развития вычислительной механики для прочностного проектирования конструкций ЛА // Чебышевский сборник. 2017. Т. 18. № 3 (63). С. 482–499. DOI: 10.22405/2226-8383-2017-18-3-488-505
8. *Комаров В.А.* Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники: Сборник статей. — М.: Машиностроение, 1984. С. 114–129.
9. *Bendsoe M.P., Kikuchi N.* Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1988. Vol. 71. No. 2, pp. 197–224. DOI: 10.1016/0045-7825(88)90086-2
10. *Eschenauer H.A., Olhoff N.* Topology optimization of continuum structures: A review // Applied Mechanics Reviews. 2001. Vol. 54. No. 4, pp. 331–389. DOI: 10.1115/1.1388075
11. *Schuhmacher G., Stettner M., Zotemantel R., O’Leary O., Wagner M.* Optimization assisted structural design of a new military transport aircraft // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August — 1 September, Albany, New York), 2004, pp. 3803–3811. DOI: 10.2514/6.2004-4641
12. *Seeger J., Wolf K.* Structural optimization of composite aircraft panels with large cutouts // VDI-Berichte/1st EUCOMAS, European Conference on Materials and Structures in Aerospace (26–27 May, Berlin, Germany), 2008. No 2028, pp. 19–27.
13. *Rozvany G.I.N.* A critical review of established methods of structural topology optimization // Structural and Multidisciplinary Optimization. 2009. Vol. 37. No. 3, pp. 217–237. DOI: 10.1007/s00158-007-0217-0
14. *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. No 4, pp. 595–622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
15. *Niu M.C.Y.* Airframe Structural Design. — Hong Kong: Conmilit Press Ltd, 1988. — 612 p.
16. *Болдырев А.В., Комаров В.А.* Проектирование силовой схемы фюзеляжа самолёта в зоне большого выреза // Полёт. 2016. № 8–9. С. 21–26.
17. *Комаров А.А.* Основы проектирования силовых конструкций. — Куйбышев: Куйбышевское книжное издательство, 1965. — 88 с.
18. *Fleury C.* A unified Approach to Structural Weight Minimization // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1979. Vol. 20. No. 1, pp. 17–38. DOI: 10.1016/0045-7825(79)90056-2
19. *Иванова Е.А., Матвеев В.Г., Пересыпкин В.П.* Алгоритм и результаты проектирования нерегулярных конструкций с заданным уровнем концентрации напряжений // Современные проблемы информатики, вычислительной техники и автоматизации: Сборник тезисов докладов конференции, посвящённой дню советской науки. Горький: ГГУ, 1988. С. 12–13.
20. *Липин Е.К., Чедрик В.В.* Применение критериев оптимальности для решения задачи оптимизации конструкций при ограничениях на напряжения и перемещения // Учёные записки ЦАГИ. 1989. Т. 20. № 4. С. 73–83.
21. *Никифоров А.К., Чедрик В.В.* О методах и алгоритмах многодисциплинарной оптимизации силовых конструкций // Учёные записки ЦАГИ. 2007. Т. 38. № 1–2. С. 129–142.
22. *Болдырев А.В.* Структурная оптимизация крыльев с учетом требований прочности и жесткости // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 3. С. 15–21.
23. *Данилин А.И.* Избирательное повышение жёсткости — путь к эффективным конструкциям // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013. Т. 15. № 6(3). С. 647–653.
24. *Болдырев А.В., Комаров В.А.* Оптимизация тонкостенной каркасированной конструкции с ограничениями по прочности и жёсткости // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2006. № 1(9). С. 42–47.
25. *Комаров В.А.* Повышение жёсткости конструкций топологическими средствами // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2003. № 1(3). С. 24–37.
26. *Болдырев А.В., Павельчук М.В.* Развитие методики проектирования силовых схем авиационных конструкций с использованием модели тела переменной плотности // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15. № 6(3). С. 603–606.
27. *Андерсон М.С., Арман Ж.-Л., Арора Дж.С.* и др. Новые направления оптимизации в строительном проектировании / Под ред. Э. Артрека и др.; Пер. с англ. К.Г. Бомштейна. — М.: Стройиздат, 1989. — 592 с.
28. *Рычков С.П.* MSC.visual Nastran для Windows. — М.: НТ Пресс, 2004. — 552 с.
29. *Болдырев А.В.* PNP_sr_solid. Свидетельство RU 2019615390 о государственной регистрации программы для ЭВМ. Бюл. № 5, 25.04.2019.
30. *Болдырев А.В., Комаров В.А., Павельчук М.В.* Отсек фюзеляжа летательного аппарата с вырезом под люк. Патент RU 2646175 С1. Бюл. № 7, 01.03.2018.

ENHANCEMENT OF THE FUSELAGE STRUCTURE TOPOLOGICAL OPTIMIZATION TECHNIQUE IN THE LARGE CUTOUT ZONE

Boldyrev A.V.* , Pavel'chuk M.V. , Sinel'nikova R.N.*****

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

* e-mail: boldyrev.av@ssau.ru

** e-mail: pmv90aircraft@gmail.com

*** e-mail: kam.rn@yandex.ru

Abstract

Topological optimization techniques play an important role while selecting a structural layout of aggregates for a flying vehicle of minimal mass. The goal of the presented work consists in increasing weight efficiency of the aircraft structure in the stresses concentration zones. The article proposes a topological optimization method for edging of the cutout for the hatch in the fuselage, based on the full-stress concept with regard for the functional limitations on the generalized hull skin displacements at the cutout contour.

For the design object synthesis, a method, based on Komarov's mathematical model of a deformable solid body with variable density is being applied. An artificial material with variable density and rigidity, called a "filler", in which the strength and elastic properties linearly depend on density, is being employed.

Finite element models, integrating the manifold of the load-bearing elements of the structure and continuous medium of variable density are being developed while topological design. Earlier, such combined model was employed in [25, 26]. The material distribution in the filler allows revealing theoretically optimal structure and, using the strategy [8], developing the structural layout closest to the theoretical solution from the viewpoint of its stressed operation. The topological optimization process is based on stage-by-stage substitution of the filler by structural elements, realizing the technical decisions being taken

The article presents a numerical example of the fuselage compartment design with rectangular cutout, demonstrating the operability of the suggested technique. Conventional layout with well-known prototypes technical solutions is adopted as an initial structure. The topological optimization resulted in obtaining new technical solution allowing 16,7% reduction in the mass of the strengthening members of the cutout relative to the initial structure. The parts of the internal panel are shifted inward the fuselage

from its theoretical contour and duplicate the hull skin at the cutout portion. The internal panel is fixed to the hull skin by the longitudinal and sloped walls, reinforced and ordinary bulkheads. The manifold of stressed elements forms closed and hollow contours in the cutout corners, enhancing the structure rigidity in the hatch cutout zone in radial and longitudinal directions.

Keywords: fuselage, hatch, structural layout, optimization, variable density body, strength, rigidity, generalized displacements, weight evaluation.

References

1. Dmitrieva V.G. et al. *Problemy sozdaniya perspektivnoi aviatsionno-kosmicheskoi tekhniki* (Problems of advanced aerospace technology creating), Moscow, Fizmatlit, 2005, 648 p.
2. Pogosyan M.A., Liseitsev N.K., Ryabov V.A. Evolution of scientific foundations for aircraft design and problems of personal training. *Aerospace MAI Journal*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 5-9.
3. Ser'eznov A.N. *Polet*, 2007, no. 1, pp. 17-23.
4. Pen'kov E.A. *Polet*, 2007, no. 1, pp. 40-48.
5. Endogur A.I., Pankevich A.A. Structures weight comparison of commercial aircraft with different aerodynamic schemes. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 5-9.
6. Komarov V.A. *Ontologiya proektirovaniya*, 2012, no. 3(5), pp. 8-23.
7. Chernyshev S.L., Zichenkov M.Ch., Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. *Chebyshevskii sbornik*, 2017, vol. 18, no. 3(63), pp. 482-499. DOI: 10.22405/2226-8383-017-18-3-488-505
8. Komarov V.A. *Aktual'nye problemy aviatsionnoi nauki i tekhniki. Sbornik statei*, Moscow, Mashinostroenie, 1984, pp. 114-129.
9. Bendsoe M.P., Kikuchi N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1988, vol. 71, no. 2, pp. 197-224. DOI: 10.1016/0045-7825(88)90086-2
10. Eschenauer H.A., Olhoff N. Topology optimization of continuum structures: A review. *Applied Mechanics Reviews*, 2001, vol. 54, no. 4, pp. 331-389. DOI: 10.1115/1.1388075

11. Schuhmacher G., Stettner M., Zotemantel R., O'Leary O., Wagner M. Optimization assisted structural design of a new military transport aircraft. *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August - 1 September, Albany, New York, 2004)*, pp. 3803-3811. DOI: 10.2514/6.2004-4641
12. Seeger J., Wolf K. Structural optimization of composite aircraft panels with large cutouts. *VDI-Berichte/1st EUCOMAS, European Conference on Materials and Structures in Aerospace (26-27 May, Berlin, Germany, 2008)*, no. 2028, pp. 19-27.
13. Rozvany G.I.N. A critical review of established methods of structural topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2009, vol. 37, no. 3, pp. 217-237. DOI: 10.1007/s00158-007-0217-0
14. 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, no. 4, pp. 595-622. DOI: 10.1007/s11831-015-9151-2
15. Niu M.C.Y. *Airframe Structural Design*. Hong Kong, Conmilit Press Ltd, 1988, 612 p.
16. Boldyrev A.V., Komarov V.A. *Polet*, 2016, no. 8-9, pp. 21-26.
17. Komarov A.A. *Osnovy proektirovaniya silovykh konstruksii* (Fundamentals of load-bearing structures design), Kuibyshev, Kuibyshevskoe knizhnoe izdatel'stvo, 1965, 88 p.
18. Fleury C. A unified Approach to Structural Weight Minimization. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1979, vol. 20, no. 1, pp. 17-38. DOI: 10.1016/0045-7825(79)90056-2
19. Ivanova E.A., Matveev V.G., Peresypkin V.P. *Sovremennye problemy informatiki, vychislitel'noi tekhniki i avtomatizatsii. Sbornik tezisov dokladov konferentsii, posvyashchennoi dnyu sovetskoj nauki*, Gorkii, GGU, 1988, pp. 12-13.
20. Lipin E.K., Chedrik V.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1989, vol. 20, no. 4, pp. 73-83.
21. Nikiforov A.K., Chedrik V.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2007, vol. 38, no. 1-2, pp. 129-142.
22. Boldyrev A.V. Wing structural optimization under strength and stiffness constrains. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 3, pp. 15-21.
23. Danilin A.I. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2013, vol. 15, no. 6(3), pp. 647-653.
24. Boldyrev A.V., Komarov V.A. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2006, no. 1(9), pp. 42-47.
25. Komarov V.A. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2003, no. 1(3), pp. 24-37.
26. Boldyrev A.V., Pavel'chuk M.V. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*, 2013, vol. 15, no. 6(3), pp. 603-606.
27. Anderson M.S., Arman Zh.-L., Arora Dzh.S. et al. *Novye napravleniya optimizatsii v stroitel'nom proektirovanii* (New areas of optimization in construction design), Moscow, Stroiizdat, 1989, 592 p.
28. Rychkov S.P. *MSC.visual Nastran dlya Windows* (MSC.visual Nastran for Windows), Moscow, NT Press, 2004, 552 p.
29. Boldyrev A.V. PNP_sr_solid. *Svidetel'stvo RU 2019615390 o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM*, 25.04.2019.
30. Boldyrev A.V., Komarov V.A., Pavel'chuk M.V. *Patent RU 2646175 S1*, 01.03.2018.