

УДК 629.7

## РАЗВИТИЕ МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИЛОВЫХ СХЕМ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛИ ТЕЛА ПЕРЕМЕННОЙ ПЛОТНОСТИ

© 2013 А.В. Болдырев, М.В. Павельчук

Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Поступила в редакцию 02.12.2013

Предлагается методика проектирования силовых схем авиационных конструкций на основе специальной модели метода конечных элементов (МКЭ), объединяющей модель, составленную из совокупности силовых элементов конструкции, и модель деформируемого твёрдого тела переменной плотности. Приводится численный пример проектирования треугольного крыла.

Ключевые слова: конструкция, метод конечных элементов, топологическая оптимизация, континуальная модель, тело переменной плотности, силовая схема, крыло.

Силовая схема конструкции (ССК) определяется типом силовых элементов, их количеством, расположением в пространстве и способом соединения между собой. Процесс проектирования ССК с применением моделей МКЭ получил название структурной (топологической) оптимизации [1, 2].

В работе [1] предложена методика отыскания рациональной структуры конструкции с использованием гипотетической непрерывной упругой среды переменной плотности и жёсткости – континуальной модели. В процессе оптимизации распределения материала в модели формируется теоретически оптимальная конструкция. Анализ силовой работы этой идеализированной упругой системы с учётом конструктивных и технологических требований позволяет выявить основные параметры рациональной ССК. Далее технические решения, реализующие выбранную структуру конструкции, находят воплощение в конечно-элементной модели (КЭМ), содержащей ансамбль силовых элементов объекта проектирования. При этом переход от теоретически оптимальной упругой системы к реальной конструкции осуществляется с применением эвристических приёмов, что создает риск принятия ошибочных технических решений.

В настоящей статье предлагается методика проектирования ССК на основе поэтапного замещения гипотетического материала в континуальной модели элементами конструкции, реализующими конкретные технические решения. Целенаправленное внедрение в континуальную

модель конструктивных элементов и оценка эффективности их силовой работы позволяют своевременно выявить и скорректировать возможные неудачные технические решения. В результате итерационного процесса существенная масса материала гипотетической среды постепенно замещается реальными силовыми элементами и формируется КЭМ объекта проектирования с рациональной ССК.

### ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИЛОВЫХ СХЕМ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Пусть задана допустимая геометрическая область объёмом  $V$ , внутри которой может размещаться конструкция. В процессе проектирования конструкции минимальной массы, предназначенной для передачи заданных сил, используем предложенную в работе [1] упругую трёхмерную изотропную континуальную среду переменной плотности  $\rho$  со следующими свойствами:

$$E = \rho \cdot \bar{E}, \quad (1)$$

$$[\sigma] = \rho \cdot [\bar{\sigma}], \quad (2)$$

где  $E, [\sigma]$  – модуль упругости и допускаемое напряжение;  $\bar{E}, [\bar{\sigma}]$  – удельные характеристики материала при единичной плотности.

Предлагаемая методика проектирования ССК представлена на рис. 1.

Первоначально объём  $V$  заполняется упругой средой (1) – (2), моделируемой трёхмерными конечными элементами (блок 1), и плотность материала в элементах принимается за проектные переменные. Эта континуальная среда, которую будем называть наполнитель, потенциально содержит внутри себя все возможные ССК, образующие ступками материала внутри объёма  $V$ . Оптимизация распределения материала в наполни-

*Болдырев Андрей Вячеславович, доктор технических наук, доцент кафедры Конструкции и проектирования летательных аппаратов. E-mail: bolav@ssau.ru*

*Павельчук Максим Владимирович, аспирант кафедры Конструкции и проектирования летательных аппаратов. E-mail: ptcv90aircraft@gmail.com*



Рис. 1. Блок-схема методики

теле (блок 2) позволяет выявить теоретически оптимальную конструкцию и с использованием стратегии [1] разработать ССК, наиболее приближенную с точки зрения её силовой работы к теоретическому решению и учитывающую конструктивно-технологические требования. В блоке 3 создаётся КЭМ, содержащая силовые элементы объекта, реализующие ССК. Оценивается весовая эффективность конструкции и проверяется выполнение функциональных требований, предъявляемых к ней. Затем к КЭМ, созданной в блоке 3, по всем контактным поверхностям присоединяется наполнитель (блок 5), и управление процессом передаётся в блок 2. Анализ основных путей передачи сил и распределения материала в наполнителе после оптимизации позволяет разработать рациональные варианты усовершенствования ССК за счёт изменения формы и расположения имеющихся силовых элементов или добавления дополнительных элементов. Процесс проектирования продолжается, пока очередные изменения ССК приводят к снижению массы конструкции и не исчерпано заданное число итераций (блок 4).

Отметим, что в блоке 2 данной методики, начиная со второй итерации, используется математическая модель объекта проектирования, объединяющая совокупность силовых элементов конструкции и непрерывную среду переменной плотности. Ранее подобная комбинированная модель применялась для повышения жёсткости конструкций топологическими средствами [3, 4].

Для решения задачи об оптимальном распределении материала непрерывной упругой среды с учётом функциональных требований, предъявляемых к конструкции, в работе [1] предложен алгоритм на основе концепции полнонапряжённости, в [5] разработан метод минимизации массы наполнителя с учётом требований прочности, жёсткости и устойчивости, в [6] учитывается влияние аэроупругих деформаций на нагрузки конструкции. Выявление генеральных путей передачи сил в теоретически оптимальных конструкциях в этих работах осуществляется на основе анализа потоков главных усилий и главных касательных сил [1].

Весовую эффективность ССК удобно оценивать с помощью безразмерного коэффициента силового фактора  $C_K$  [7]:

$$C_K = \frac{G}{PL}, \quad G = \int_V \sigma^{экр} dV, \quad (3)$$

где  $G$  – силовой фактор [8, 7], который характеризует одновременно величину и протяжённость действия внутренних усилий в конструкции;

$\sigma^{экр}$  – эквивалентное напряжение по принятой теории прочности;

$P$  и  $L$  – характерные нагрузка и размер конструкции, выбранные по определённому соглашению.

Если в качестве характерной нагрузки для крыла брать подъёмную силу, а в роли характерного линейного размера – корень квадратный из площади несущей поверхности, то на основе соотношений (3) можно получить весовые проектные формулы, в которых коэффициент Комарова  $C_K$  линейно связан с массой конструкции [7].

### ЧИСЛЕННЫЙ ПРИМЕР

Для проверки работоспособности предлагаемой методики рассмотрим модельную задачу проектирования треугольного крыла малого удлинения с геометрическими характеристиками, представленными на рис. 2. Для крыла используется симметричный профиль НАСА0010 с относительной толщиной 10%.

Крыло должно обеспечить подъёмную силу 3,84 МН, равномерно распределённую по площади несущей поверхности. Характеристики предполагаемого конструкционного материала:

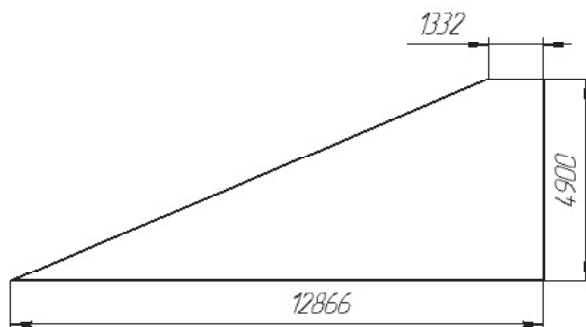


Рис. 2. Треугольное крыло

$E=70000$  МПа;  $\rho=2700$  кг/м<sup>3</sup>;  $[\sigma]=300$  МПа. Ставится задача выбрать ССК минимальной массы при выполнении условий прочности: эквивалентные напряжения в элементах конструкции не должны превышать допускаемые напряжения.

Континуальная модель (КЭМ-1) для этого примера содержит объёмные элементы, разделённые на 4 слоя по строительной высоте крыла. Толщины наружных слоев модели назначены с учётом прогнозируемого смещения на 20 мм внутрь несущей поверхности от обводов центра тяжести силовых элементов в соответствующих поперечных сечениях объекта проектирования. На рис. 3, а, б показано распределение плотностей, соответственно, в верхнем и срединном слоях теоретически оптимальной конструкции, полученной за 20 итераций алгоритма [1]. Значения плотностей в наружных слоях КЭМ-1 на порядок превышают значения плотностей в срединных слоях. Для теоретически оптимального крыла  $C_K$  составляет 1,11.

На рис. 3, в изображены потоки главных усилий в верхнем слое континуальной модели. Напряжённое состояние в наружных слоях КЭМ-1, наиболее эффективно воспринимающих изгибающие и крутящие моменты, близко к одноосному, направленному преимущественно перпендикулярно оси фюзеляжа в корневой зоне крыла и вдоль размаха в концевой зоне несущей поверхности. На рис. 3, г показаны траектории главных касательных сил в срединном слое заполнителя.

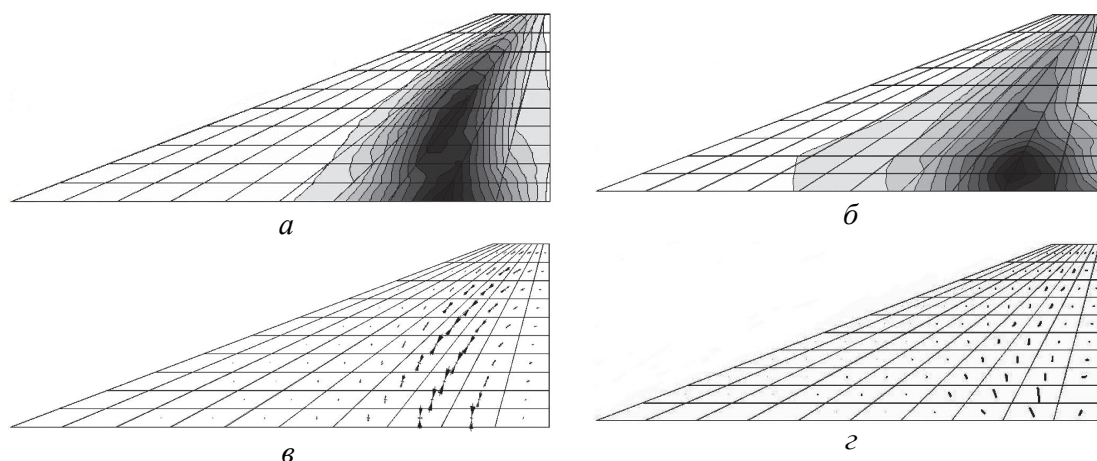


Рис. 3. Распределение материала и усилий в теоретически оптимальном крыле (КЭМ-1)

Из анализа распределения материала и усилий в теоретически оптимальной конструкции следует вывод о целесообразности использования для объекта проектирования лонжеронной схемы с изогнутыми в корневой части крыла секциями лонжеронов.

В качестве исходного варианта ССК принята упругая система с расположением лонжеронов пропорционально хордам, что даёт техноло-

гическое преимущество – стрингеры и пояса лонжеронов имеют постоянную малку (рис. 4). Для реализации этой силовой схемы разработана КЭМ-2, составленная из мембранных элементов, моделирующих верхнюю и нижнюю обшивки, нервюры, сориентированные по потоку, и лонжероны.

Для определения толщин мембранных элементов в КЭМ-2 выполнена оптимизация по полнапряжённому алгоритму с учётом ограничения на минимальное значение толщины 0,6 мм [9]. Значение коэффициента Комарова  $C_K$  для этой модели составило 1,60, что свидетельствует о нерациональности технических решений, принятых в исходной ССК.

Далее по предлагаемой методике в КЭМ-2 добавлен наполнитель, и проведена оптимизация распределения плотности в нём. Коэффициент  $C_K$  для комбинированной КЭМ-3 составляет 1,22. Дополнительный материал, предназначенный для парирования недостатков в исходной структуре, размещён преимущественно в наружных слоях наполнителя в корневой зоне крыла (рис. 5, а).

Из анализа распределения материала и картыны потоков главных усилий в наружном слое наполнителя, представленной на рис. 5, б, принято решение по модифицированию исходной ССК. Структура крыла с изломом силовых элементов, показанная на рис. 6, нашла своё воплощение в КЭМ-4, для которой  $C_K=1,24$ .

Таким образом, в результате исследования

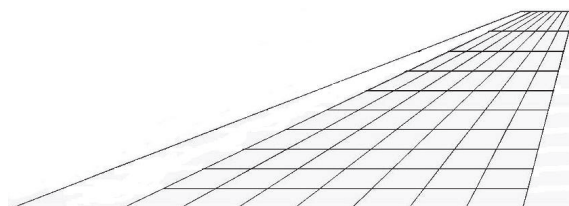


Рис. 4. Исходная ССК (КЭМ-2)

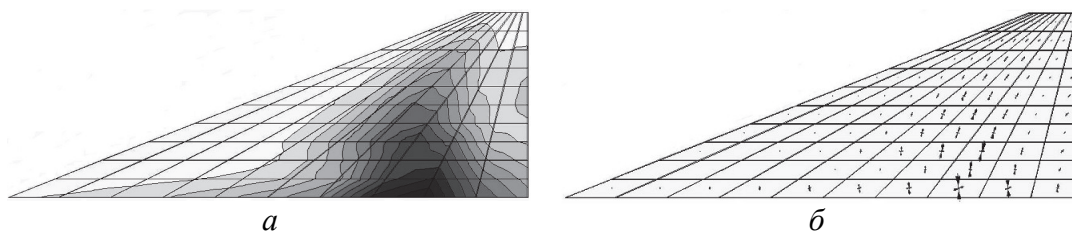


Рис. 5. Распределение материала и усилий в заполнителе (КЭМ-3)

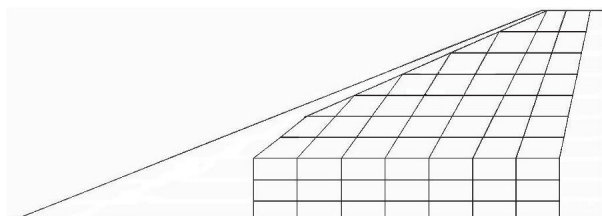


Рис. 6. Модифицированная ССК (КЭМ-4)

удалось обоснованно внести изменения в исходную ССК, которые привели к снижению на 22% коэффициента силового фактора и, следовательно, массы конструкции, что подтверждает работоспособность предлагаемой методики.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение. 1984. С. 114–129.
2. Bendsoe M.P., Kikuchi N. Generating Optimal Topologies in Structural Design Using a Homogenization Method // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1988. V. 71. P. 197–224.
3. Комаров В.А. Повышение жёсткости конструкций топологическими средствами // Вестн. Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. 2003. № 1. С. 24–37.
4. Болдырев А.В. Структурная модификация тонкостенных конструкций по условиям жёсткости // Проблемы прочности и пластичности. 2008. Вып. 70. С. 175–183.
5. Болдырев А.В. Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности // Общероссийский научно-технический журнал "Полёт". 2009. № 11. С. 23–28.
6. Болдырев А.В., Комаров В.А. Структурная оптимизация несущих поверхностей с учётом статической аэроупругости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2008. № 2. С. 3–6.
7. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Общероссийский научно-технический журнал "Полёт". 2000. №1. С. 31–39.
8. Комаров А.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев, 1965. 88 с.
9. Болдырев А.В., Комаров В.А. Оптимизация тонкостенной каркасированной конструкции с ограничениями по прочности и жёсткости // Вестн. Самарск. гос. аэрокосм. ун-та. 2006. № 1. С. 42–47.

#### THE DEVELOPMENT OF METHOD OF DESIGNING THE LOAD-CARRYING LAYOUTS OF AVIATION CONSTRUCTIONS USING THE MODEL OF A BODY OF VARIABLE DENSITY

© 2013 A.V. Boldyrev, M.V. Pavelchuk

Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The method of designing the load-carrying layouts of aviation constructions is offered on the basis of special model of a finite element method (FEM), integrating the model composed of a set of load-carrying elements of structure and model of a deformed solid of variable density. The numerical example of designing of a delta wing is resulted.

Keywords: structure, finite element method, topological optimization, continuum model, body of variable density, load-carrying layout, wing.

Andrey Boldyrev, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor at the Construction and Design of Aircrafts Department. E-mail: bolav@ssau.ru  
Maksim Pavelchuk, Post-Graduate Student at the Construction and Design of Aircrafts Department.  
E-mail: pmo90aircraft@gmail.com