

УДК 629.7.01

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЫСОКОТОЧНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НА РАННИХ СТАДИЯХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2012 А. В. Болдырев, В. А. Комаров

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

Даётся обзор методов моделирования силовых конструкций на этапе эскизного проектирования. Рассматривается применение модели твёрдого деформируемого тела переменной плотности в задачах оптимизации и прогнозирования массы летательных аппаратов. Обсуждаются вопросы адекватности модели переменной плотности. Приводятся численные примеры.

Оптимизация, конструкция, алгоритм, прочность, жёсткость, устойчивость, модель переменной плотности, прогнозирование, масса, деформация.

Введение

На современном этапе развития различных отраслей промышленности для разработки сложных наукоёмких объектов, включая изделия ракетно-космической техники, всё чаще используется метод нисходящего проектирования [1]. Его сущность заключается в том, что сначала разрабатывается концептуальная модель изделия высокого уровня, а затем эта информация используется в процессе проектирования компонентов на более низком уровне. При этом подходе адекватность модели высокого уровня оказывает существенное влияние на эффективность всего проекта.

На ранних этапах проектирования летательных аппаратов (ЛА) для правильного задания нагрузок и решения ряда других вопросов – выбора силовых схем, проектирования систем управления и т. п. – необходимо знание (прогнозирование) жёсткостных и весовых характеристик конструкции. Для решения этих задач может быть использована математическая модель деформируемого твёрдого тела переменной плотности. Такое тело содержит внутри себя самые разнообразные конструкции, в том числе и рациональные, близкие к оптимальным, которые

могут быть образованы сгустками материала с повышенной плотностью и пустотами там, где это целесообразно.

Идея применения в процессе проектирования конструкций модели гипотетического материала с переменным по объёму модулем упругости, по-видимому, впервые высказана и использована в работе Комарова А. А. [2] при оптимизации плоских конструкций для обхода вычислительных проблем, связанных с расчётом напряжённо - деформированного состояния пластин переменной толщины. В этой работе задача отыскания наиболее жёсткой конструкции решается при фиксированном количестве материала, определяемого как интеграл от модуля упругости по объёму конструкции. Оптимизация конструкций в трёхмерной постановке с использованием материала переменной плотности с учётом требований по прочности и жёсткости рассмотрена в [3]. В дальнейшем эта идея получила развитие в ряде работ [4-17].

Вариант моделирования тела с переменной плотностью с помощью конечных элементов, имеющих внутри себя пустоты, и использование его в топологической оптимизации можно найти в [4] и в по-

следующем большом числе публикаций, обзор которых приведён в [6].

Цель данной работы - показать применение модели тела переменной плотности [3] в решении ряда задач оптимизации конструкций ЛА.

Теоретические основы

Следуя [2, 3, 9], введём в рассмотрение гипотетический материал переменной плотности r . Будем считать, что его модуль упругости и прочностные характеристики пропорциональны плотности

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

$$\bar{s} = r \bar{s}, \quad (2)$$

где \bar{s} – допускаемое напряжение материала; \bar{E} и \bar{s} – модуль упругости и допускаемое напряжение при единичной плотности – удельные характеристики материала.

Предположим, что известны внешние и внутренние границы конструкции, то есть область, в которой она может размещаться. Например, для крыла – это внешние обводы с вычетом частей, занятых элеронами, механизацией и т.п. Заполним допустимую область материалом с переменной плотностью. Будем предполагать, что расчёт напряжённо-деформированного состояния выполняется методом конечных элементов.

Рассматривается следующая оптимизационная задача. За проектные переменные принимается плотность материала в трёхмерных конечных элементах r_i при фиксированных величинах \bar{E} и \bar{s} , где i – номер элемента.

Минимизируется масса упругой среды

$$m(r) = \sum_{i=1}^n r_i V_i \rightarrow \min \quad (3)$$

при функциональных ограничениях g_j :

$$g_j(r) = C_j(r) - \bar{C}_j \leq 0, \quad (j=1, 2, \dots, p), \quad (4)$$

где C_j и \bar{C}_j – j -я переменная состояния конструкции и её допускаемое значение; p – количество функциональных ограничений. Переменными состояниями конструкции C_j являются обобщённые перемещения и критические усилия потери устойчивости.

Область поиска задаётся так:

$$r_i \geq r_i^{\min}, \quad (i=1, 2, \dots, n), \quad (5)$$

где r_i^{\min} – ограничение снизу для i -й проектной переменной, которое учитывает ограничение на напряжение в соответствующем элементе на основе концепции *полнонапряжённости* [3,1] в следующем виде:

$$r_i^{\min} = r_i \max_j (s_{ij} / \bar{s}), \quad (j=1, 2, \dots, s), \quad (6)$$

где s – количество случаев нагружения; s_{ij} – эквивалентные напряжения по принятой теории прочности в i -м элементе при j -м случае нагружения.

Алгоритм оптимизации распределения материала в теле переменной плотности при заданных нагрузках описан в [3]. С упрощениями для одного случая нагружения он имеет следующий вид.

1. *Задаётся начальное распределение плотностей и соответствующих модулей упругости элементов E_{0i} , назначаемых по (1), где i – номер элемента.*

2. *Рассчитывается напряжённое состояние трёхмерного тела.*

3. *Определяются эквивалентные напряжения в каждом элементе $S_{0i}^{\text{экв}}$ по принятой теории прочности, например по условию текучести Генки-Губера-Мизеса:*

$$S^{\text{экв}} = \sqrt{s_1^2 + s_2^2 + s_3^2 - s_1 s_2 - s_2 s_3 - s_3 s_1},$$

где s_1, s_2, s_3 – главные напряжения.

4. *Вычисляются новые значения плотностей элементов r_{1i} по*

$$r_{li} = s_{0i}^{эKB} / \bar{s}. \quad (7)$$

5. Задаются новые плотности элементов, и расчёт повторяется до стабилизации.

В трёхмерном теле переменной плотности напряжения можно рассматривать как внутренние усилия и по ним подбирать необходимую плотность и прочность материала в соответствующих местах. Смысл вычисления новых плотностей по (7) состоит в том, что если бы распределение эквивалентных напряжений по элементам не зависело от распределения жёсткостей, то во всех элементах было бы реализовано одинаковое допускаемое удельное напряжение

$$s_{0i}^{эKB} / r_{li} = \bar{s} = \text{const}, \quad (8)$$

что можно истолковать как получение равнопрочной конструкции.

Однако неравномерное изменение жёсткостей по (7) вызывает изменение распределения напряжений. Поэтому в рассмотренном алгоритме расчёт повторяется до получения специфической полнонапряжённой конструкции.

В [3, 7] дано доказательство сходимости алгоритма 1 – 5 для случая, когда эквивалентные напряжения вычисляются через удельную потенциальную энергию. В [2, 3, 7] также доказано, что в этом случае алгоритм 1 – 5 приводит к конструкциям с минимальным значением силового фактора G , который для трёхмерного тела вычисляется следующим образом:

$$G = \int_V s^{эKB} dV \approx \sum_{i=1}^n s^{эKB} V_i, \quad (9)$$

где V – объём тела, V_i – объём конечного элемента, n – число элементов.

Силовой фактор выражает одновременно величину внутренних сил в элементах конструкции и протяжённость их действия.

Достижение минимального значения силового фактора свидетельствует об отыскании конструкции минимальной массы для заданной нагрузки [5], так как они связаны соотношением

$$m_i = r \frac{G}{[s]}, \quad (10)$$

где m_i – теоретическая масса конструкции, r и $[s]$ – плотность и допускаемое напряжение реального конструкционного материала.

Практические расчёты показывают, что вычисление эквивалентных напряжений по условию (3) не оказывает заметного влияния на сходимость алгоритма [3] и на характер изменения силового фактора по итерациям. Алгоритм сходится за 10-20 итераций, существенные изменения в распределении плотностей наблюдаются на первых 4-5 итерациях. В конструкциях типа крыла, где превалирует изгиб, уменьшение силового фактора по итерациям составляет величину порядка 30% [9].

В качестве примера на рис. 1 показано оптимальное распределение плотностей в бруске с квадратным поперечным сечением, нагруженном кручением.

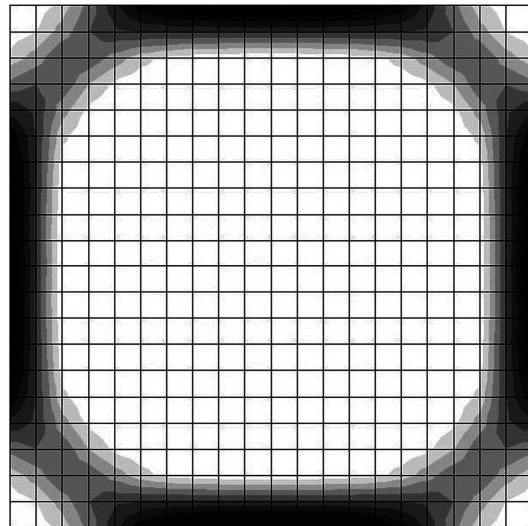


Рис. 1. Распределение материала в сечении теоретически оптимального бруса

На рис. 2 показано распределение плотностей в конечно-элементных моделях крыльев малого удлинения в наружных слоях. В этих моделях использовалось восьмислойное разбиение на 3D-элементы.

На рис. 3 показано оптимальное распределение материала в центрально сжатом стержне с круговым и квадратным поперечным сечением. Задача решалась с учётом ограничений по критическим на-

пряжениям потери устойчивости. Для решения подобных задач разработаны специальные алгоритмы с использованием коэффициентов чувствительности [11, 12].

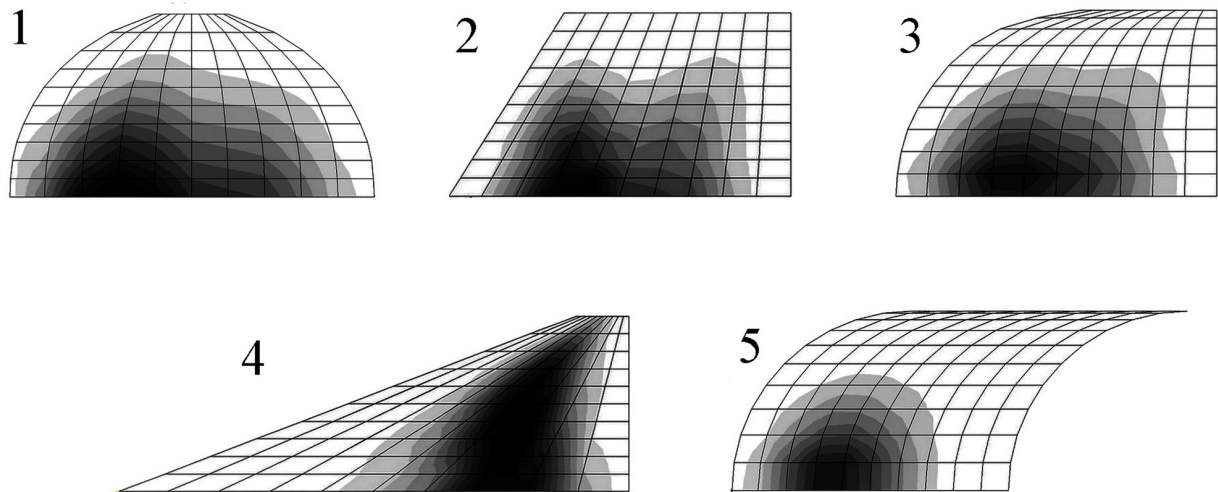


Рис. 2. Распределение материала в наружных слоях теоретически оптимальных крыльев

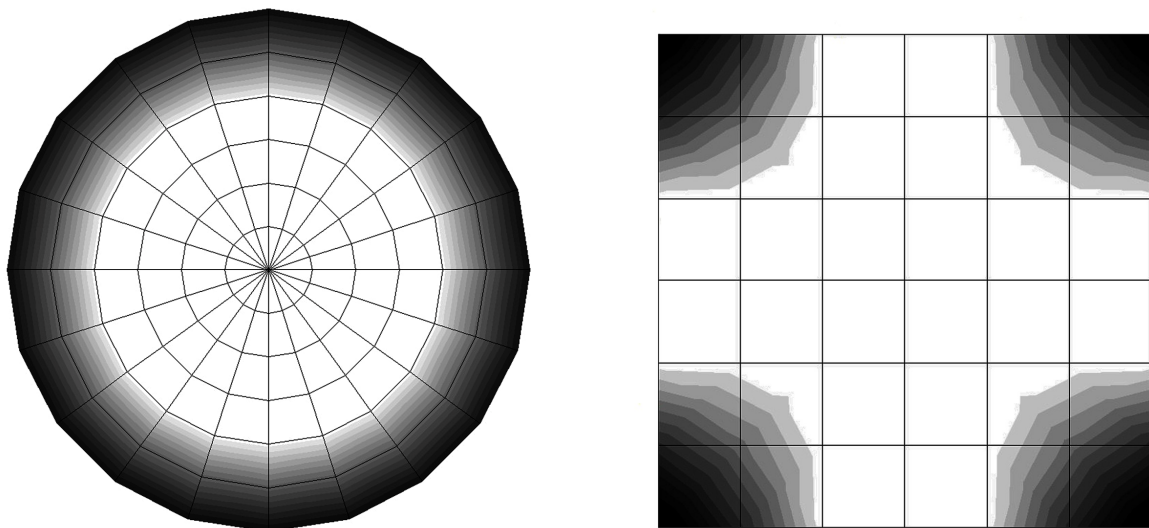


Рис. 3. Распределение материала в сечениях теоретически оптимальных стержней

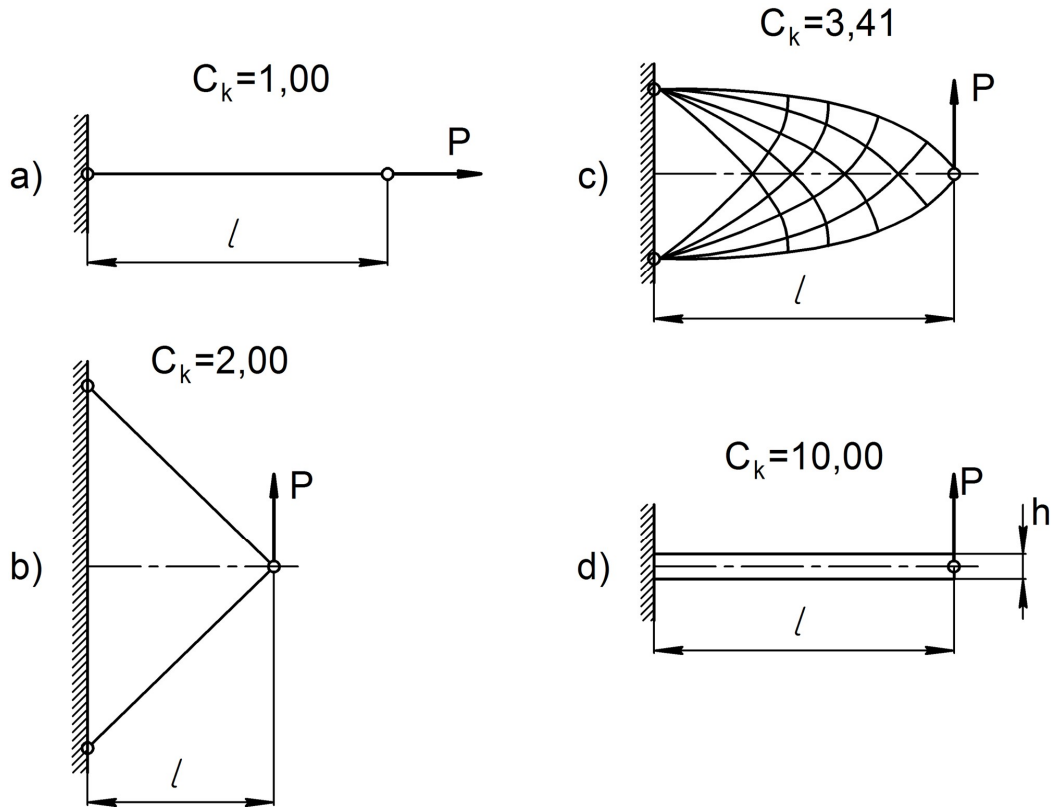


Рис. 4. Значение коэффициента силового фактора для различных конструкций

Масса конструкции может быть определена через силовой фактор [5]:

$$m_s = j \cdot \frac{G}{[\bar{s}]}, \quad (11)$$

где G – силовой фактор, который определяется топологией, геометрическими параметрами и внешними нагрузками конструкции; $[\bar{s}]$ – удельная прочностная характеристика реального конструкционного материала; j – коэффициент полной массы, показывающий отношение полной массы реальной конструкции к массе силовых элементов, размеры которых назначаются по прочностным соображениям. Этот коэффициент может быть определен из ретроспективного анализа и скорректирован с учётом прогноза конструктивно-технологического совершенства нового проекта.

Соотношение (11) представляет собой своего рода весовое уравнение, которое не накладывает никаких ограничений на компоновку летательного аппарата, так как силовой фактор вычисляется с ис-

пользованием МКЭ и может быть определён для любого типа конструкций.

Определённым недостатком критерия «силовой фактор» является его размерность, так как на ранних стадиях проектирования особый интерес представляет прогнозирование относительной массы конструкции. Для преодоления этого недостатка в [5] предложен безразмерный критерий силового совершенства конструкций C_k , названный «коэффициент силового фактора», который вычисляется по следующему соотношению:

$$C_k = \frac{G}{P \cdot L}, \quad (12)$$

где P и L – характерные нагрузка и размер конструкции.

На рис. 4 показаны примеры простейших конструкций (стержня, двухстержневой фермы, конструкции Мичелла, двухпоясной балки) с указанием величины коэффициента силового фактора.

В этих примерах в качестве характерной нагрузки выбрана сосредоточенная сила, а в качестве характерного размера - расстояние от точки приложения силы до закрепления.

Безразмерный коэффициент C_K ставит в соответствие каждой топологической структуре определённое число, которое характеризует её силовое совершенство.

Через коэффициент силового фактора, если он известен, может быть определён силовой фактор G :

$$G = C_K PL, \quad (13)$$

и далее по (11) определена масса конструкции. Коэффициент C_K с точностью до множителей определяет массу конструкции.

Здесь следует отметить аналогию с определением подъёмной силы через безразмерный коэффициент подъёмной силы C_L :

$$L = C_L qS, \quad (14)$$

где q - скоростной напор, S - площадь крыла (характерный размер).

Если для крыла использовать в качестве характерного размера корень квадратный из площади \sqrt{S} , а в качестве характерной нагрузки - величину подъёмной силы L для расчётного случая нагружения, то можно получить следующие весовые уравнения:

для определения относительной массы крыла

$$\bar{m}_{wing} = \frac{\Phi}{[\bar{S}]} C_K \cdot n \cdot g \cdot \sqrt{S}; \quad (15)$$

для определения полной массы

$$m_{wing} = \frac{j}{[S]} C_K \cdot n \cdot m_o \cdot g \cdot \sqrt{S}, \quad (16)$$

где n - расчётная перегрузка, m_o - взлётная масса.

Особенности и возможности новой модели

Одной из первых исследовательских работ, в которых использовалась модель тела переменной плотности, была задача

об определении весовой и аэродинамической эффективности ступенчатого крыла [15]. Эта работа показала, что с использованием современных генераторов сеток в конечно-элементных системах 3D-модели создаются чрезвычайно просто, а также достаточно простые дополнительные программы позволяют рассчитывать коэффициент силового фактора.

Для оценки точности прогнозирования жёсткостных и весовых характеристик конструкции, которые могут быть достигнуты в результате её детальной проработки, в работе [14] предложена оригинальная методика. Специально проведённое исследование [14, 16] показало, что при соблюдении рекомендаций, сформулированных в [16], погрешность результатов, полученных на модели тела переменной плотности, составляет 3-5%, что свидетельствует о применимости модели переменной плотности на ранних стадиях проектирования конструкций ЛА.

Интерпретация результатов оптимизации распределения материала в 3D-моделях с переменной плотностью представляет собой самостоятельную нетривиальную задачу. Однако использование специальных конечно-элементных сеток со слоистой структурой, например для крыльев, и использование визуального изображения потоков главных усилий в наружных элементах и главных касательных сил во внутренних элементах существенно облегчает её решение [3].

Применение 3D-моделей переменной плотности со свойствами (1)-(2) позволяет решать широкий круг проектных задач:

- топологической оптимизации силовых конструкций [3, 12, 17];
- исследования весовой эффективности новых аэродинамических компоновок [13, 15];
- модификации конструкций топологическими средствами [7, 10];
- прогнозирования массы конструкции на ранних стадиях проектирования [5, 9, 12];

- оптимизации облика ЛА [13];
- прогнозирования и учёта деформаций конструкции [8, 9];
- оптимизации конструкции со сложными ограничениями по жёсткости [11] и устойчивости при сжатии [12].

Заключение

Математическая модель тела переменной плотности обладает большим предсказательным потенциалом. Она позволяет генерировать рациональные топологические структуры и давать оценку минимальной теоретической, полной и относительной массы, которая может быть достигнута после детальной проработки конструкции. Разработанные алгоритмы оптимизации учитывают широкий спектр ограничений по прочности, жёсткости, устойчивости при сжатии и конструктивно-технологическим требованиям. Модель тела переменной плотности даёт возможность достаточно просто и с высокой точностью прогнозировать деформации крыльев на ранних стадиях проектирования и учитывать их влияние на распределение нагрузки по размаху. Рассмотренный новый безразмерный критерий силового совершенства позволяет ставить и решать задачи об оптимизации облика самолёта с одновременным учётом его весовой и аэродинамической эффективности. Коэффициент силового фактора может быть использован для накопления знаний о весовой эффективности различных топологических структур, сравнения вариантов и других приложений. Разработка 3D-моделей из объёмных элементов, как правило, значительно проще, чем создание тонкостенных моделей авиационных конструкций. Использование новой оптимизационной модели представляется наиболее целесообразным для разработки самолётов с нетрадиционными внешними формами.

Работа выполнена с поддержкой по ФЦП «Научно- и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-

2013 годы, государственный контракт №14.740.11.0126 от 13.09.2010 г.

Библиографический список

1. Комарова, Л. А. Применение технологии нисходящего проектирования, основанной на решениях Windchill PDMLink и САПР Pro/ENGINEER, для разработки изделий ракетно-космической техники [Текст] / Л. А. Комарова, А. Н. Филатов. // Изв. СНЦ РАН.– 2011.– Т. 13.– №1(2). – С. 297-303.
2. Комаров, А. А. Основы проектирования силовых конструкций [Текст] / А. А. Комаров. – Куйбышев: книж. изд-во, 1965.
3. Комаров, В. А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций [Текст] / В. А. Комаров. // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – М.: Машиностроение, 1984.– С. 114-129.
4. Bendsoe, M. P. Generating Optimal Topologies in Structural Design Using a Homogenization Method [Text] / M. P. Bendsoe, N. Kikuchi. // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering.– 1988.– V. 71.– P. 197–224.
5. Комаров, В. А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы [Текст] / В. А. Комаров. // Общероссийский научно-технический журнал “Полет”.– 2000.– №1.– С. 31-39.
6. Eschenauer, H. A. Topology optimization of continuum structures: A review [Text] / H. A. Eschenauer, N. Olhoff. // Appl. Mech. Rev.– 2001.– V. 54.– № 4. – P.331-389.
7. Комаров, В. А. Повышение жёсткости конструкций топологическими средствами [Текст] / В. А. Комаров. // Вестн. СГАУ. – 2003.– №1. – С.24-37.
8. Болдырев, А. В. Структурная оптимизация несущих поверхностей с учётом статической аэроупругости [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров. // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2008. – № 2.– С. 3-6.
9. Учёт статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования

[Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров, М. Ю. Лаптева [и др.] // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". – 2008. – №1. – С. 34-39.

10. Болдырев, А. В. Структурная модификация тонкостенных конструкций с учётом требований жёсткости [Текст] / А. В. Болдырев. // Проблемы прочности и пластичности. – 2008. – Вып. 70. – С. 175-183.

11. Болдырев, А. В. Структурная оптимизация крыльев с учётом требований прочности и жёсткости [Текст] / А. В. Болдырев. // Вестн. МАИ. – 2009. – Т. 16. – № 3. – С. 15-21.

12. Болдырев, А. В. Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности [Текст] / А. В. Болдырев. // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". – 2009. – № 11. – С. 23-28.

13. Болдырев, А. В. Весовой анализ крыльев нетрадиционной конфигурации [Текст] / А. В. Болдырев. // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". – 2009. – № 10. – С. 57-60.

14. Болдырев, А. В. Об оценке точности прогнозирования деформаций крыла на основе модели переменной плотности [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров, М. Ю. Лаптева. // Вестн. КГТУ. – 2009. – № 3. – С. 13-15.

15. Комплексный учёт весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолётов [Текст] / А. А. Вырыпаев, Д. М. Козлов, В. А. Комаров [и др.] // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". – 2010. – №10. – С. 35-44.

16. Комаров, В. А. Прогнозирование деформаций крыльев [Текст] / В. А. Комаров, М. Ю. Лаптева. // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". – 2011. – №3. – С. 8-12.

17. Болдырев, А. В. Применение модели переменной плотности на ранних стадиях проектирования крыльев [Текст] / А. В. Болдырев, В. А. Комаров. // Ученые записки ЦАГИ. – 2011. – Т. XLII. – №1. – С. 94-104.

HIGH FIDELITY MODELING AT EARLY STAGES OF AIRFRAME STRUCTURAL DESIGN

©2012 A. V. Boldyrev, V. A. Komarov

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

A review of methods for modeling load-carrying structures at the preliminary design stage is presented. The application of elastic body model with variable density to design optimization and weight estimation is considered. The validity of the variable density model is discussed. A number of numerical examples are given.

Optimization, structure, algorithm, strength, stiffness, stability, model of variable density, prediction, weight, deformation.

Информация об авторах

Болдырев Андрей Вячеславович, доцент, кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: bolav@ssau.ru. Область научных интересов: оптимальное проектирование силовых конструкций.

Комаров Валерий Андреевич, профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: vkomarov@ssau.ru. Область научных интересов: оптимальное проектирование силовых конструкций.

Andrey V. Boldyrev, Candidate of technical sciences, associated professor of the aircraft design department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: bolav@ssau.ru. Area of research: optimal design of load-bearing structures.

Valeriy A. Komarov, Doctor of technical sciences, professor, Head of the aircraft design department, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: vkomarov@ssau.ru. Area of research: optimal design of load-bearing structures.