

ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ СХЕМЫ НА ОСНОВЕ ВЫСОКОТОЧНОГО МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

© 2011 А.С.Кузнецов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 17.03.2011

Рассматривается проблема повышения точности выбора основных геометрических параметров летательных аппаратов (ЛА) нетрадиционных схем за счёт использования на ранних стадиях проектирования высокоточного математического моделирования. Предлагается на этапе аэродинамического проектирования ЛА использовать для весовых расчётов конечно-элементную модель тела переменной плотности. На основе данного подхода построен алгоритм выбора рациональных геометрических параметров самолёта с учётом весовой и аэродинамической эффективности. Представлены результаты применения алгоритма к задаче формирования облика самолёта интегральной схемы.

Ключевые слова: проектирование, оптимизация, масса, аэродинамическое качество, тело переменной плотности

Удовлетворение постоянно возрастающих требований к самолётам в будущем может быть достигнуто только за счёт внедрения новых технических решений, прежде всего в области внешней аэродинамической компоновки ЛА. Однако разработка ЛА новых схем требует совершенствования методов проектирования в направлении перехода от статистических подходов к высокоточному математическому моделированию. Основная сложность повышения точности выбора геометрических параметров самолёта заключается в том, что на этапе аэродинамического проектирования внутренняя конструктивно-силовая схема (КСС) неизвестна, и весовые расчёты проводятся на основе сильно упрощённых весовых формул. Указанная проблема может быть устранена за счёт использования специальной модели тела переменной плотности (ТПП) [1]. Данный метод позволяет проводить весовые расчёты на основе универсальных конечно-элементных моделей без заранее известной конструктивно-силовой схемы, только на основе внешних и внутренних компоновочных ограничений и действующих нагрузок. Основная идея метода заключается в следующем. Пространство между внешними и внутренними компоновочными ограничениями заполняется непрерывной упругой средой. Такая непрерывная среда потенциально содержит в себе всё множество возможных конструктивно-

силовых схем, в том числе и оптимальную с точки зрения передачи внешних нагрузок. Тело разбивается на конечные элементы, и оптимальная КСС отыскивается путём перераспределения плотности материала конечных элементов. В результате перераспределения плотности получается трехмерное тело переменной плотности и прочности, имеющее для заданных нагрузок минимальную величину массы силового материала. Эту конструкцию принято называть теоретически-оптимальной.

Для теоретически-оптимальной конструкции может быть вычислена безразмерная величина коэффициента силового фактора C_K [2]. Величина коэффициента силового фактора, независимая от конкретных значений размеров конструкции и приложенных к ней нагрузок, является удобным критерием для оценки весовой эффективности конструкции на ранних стадиях проектирования, когда ЛА представлен в безразмерном виде. С использованием коэффициента силового фактора может быть построена следующая весовая формула крыла:

$$m_{\text{кон}} = n_y^p \cdot \varphi \cdot g \cdot C_K \cdot \sqrt{S} \cdot \frac{1}{[\bar{\sigma}]}, \quad (1)$$

где n_y^p - расчётная перегрузка, S - площадь крыла, $[\bar{\sigma}]$ - удельная прочность материала, φ - коэффициент полной массы, учитывающий массу дополнительных несилевых элементов конструкции и отступление от оптимальной КСС в пользу технологичности.

Методика расчёта. С использованием описанной модели тела переменной плотности и критерия весовой эффективности – силового фактора – построен алгоритм выбора рациональных геометрических параметров самолёта на основе комплексного учета и аэродинамической и весовой эффективности (рис. 1). Задача отыскания рациональных параметров рассматривается как оптимизационная. Проектными переменными являются геометрические параметры внешней формы ЛА, например, удлинение, сужение крыла, угол стреловидности и т.д. Выбор функции цели зависит от конкретной постановки задачи. В данной работе предлагается использовать два варианта функции цели – взлётную массу самолёта m_0 и коэффициент топливной эффективности q_T .

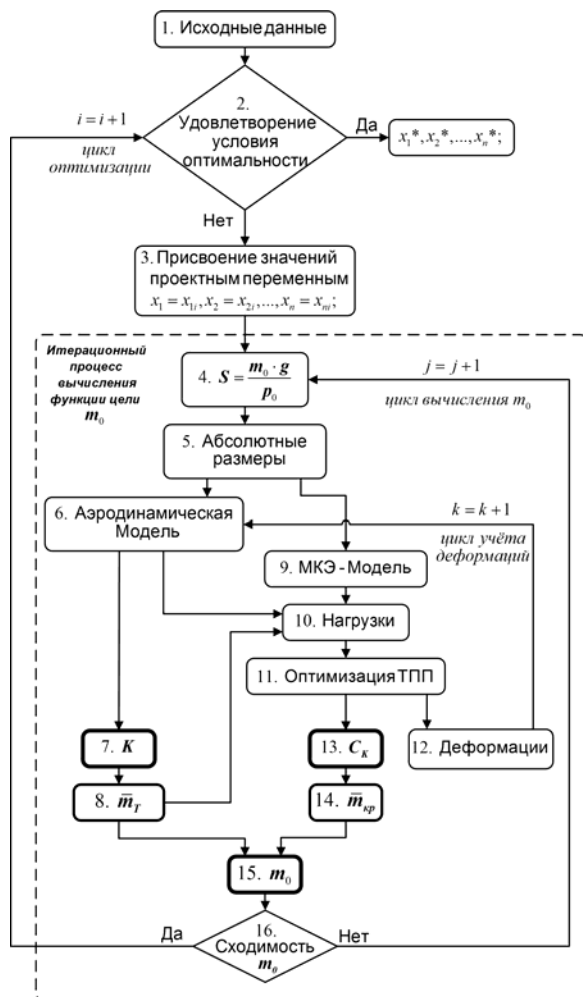


Рис. 1. Алгоритм выбора рациональных геометрических параметров самолёта

Величина взлётной массы, вычисляемая по уравнению существования самолета позволяет естественным образом объединить частные критерии аэродинамической эффективности – аэродинамическое качество K и весовой эффективности – коэффициент силового фак-

тора C_K . Аэродинамическое качество входит в уравнение существования через относительную массу топлива, вычисляемую по формуле Бреге [3], а коэффициент силового фактора – через относительную массу конструкции, вычисляемую по (1).

Исходными данными для работы алгоритма являются величины удельной нагрузки на крыло p_0 , дальности полёта L , массы коммерческой нагрузки $m_{ком}$ (количества пассажиров $n_{пасс}$), удельного расхода топлива c_p , параметры крейсерского полета (высота $H_{крейс}$, скорость $V_{крейс}$) и параметры расчётного случая нагружения (высота H_p , скорость V_p , эксплуатационная перегрузка $n_y^э$ и коэффициент безопасности f). Кроме того, задаются величины относительной массы силовой установки и массы оборудования и управления и начальные значения взлётной массы m_0 и массы конструкции крыла $m_{кр}$.

Для заданных значений проектных переменных запускается итерационный процесс вычисления взлетной массы. На основе значений удельной нагрузки на крыло и взлетной массы вычисляется площадь крыла и его абсолютные размеры. Строятся численная аэродинамическая модель и конечно-элементная модель (КЭМ) переменной плотности. В качестве аэродинамического решателя использована программа Arame [4], а в качестве конечно-элементного – Nastran. На основе аэродинамического расчета определяются нагрузки и значение относительной массы топлива, а на основе КЭМ ТПП – относительной массы конструкции. По рассчитанным значениям относительной массы топлива и конструкции на основе уравнения существования вычисляется величина взлетной массы. Более подробные сведения о работе алгоритма могут быть найдены в [5]. Для повышения точности расчёта нагрузок на крыло в алгоритм включен блок учета зависимости нагрузок на крыло от его деформаций [6]. Деформации модели тела переменной плотности передаются в блок построения аэродинамической модели в виде приращений местных углов атаки и поперечного V . Пересчет нагрузок повторяется до стабилизации значения коэффициента силового фактора.

Результаты. Описанный алгоритм применен к задаче отыскания рациональных геометрических параметров консолей крыла транспортного самолёта интегральной схемы (рис. 2). В качестве исходных значений массы коммерческой нагрузки, дальности полета, взлетной массы и удельной нагрузки на крыло приняты характеристики, близкие к характери-

стикам одного реального проекта самолета: масса коммерческой нагрузки $m_{ком}=83000$ кг; расчетная дальность полета $L=10000$ км; удельная нагрузка на крыло $p_0=350$ ДаН/м².

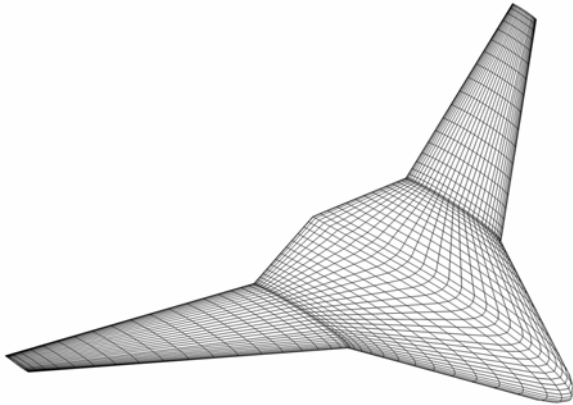


Рис. 2. Аэродинамическая модель самолета интегральной схемы

За проектные переменные приняты удлинение λ и сужение η консолей крыла. Изменение значений производилось по следующим наборам дискретных значений: $\lambda=[45678]$, $\eta=[234]$. Относительные параметры центральной части планера приняты постоянными. На рис. 3 представлена зависимость взлетной массы самолета, а на рис. 4 – коэффициента топливной эффективности от удлинения и сужения консолей крыла.

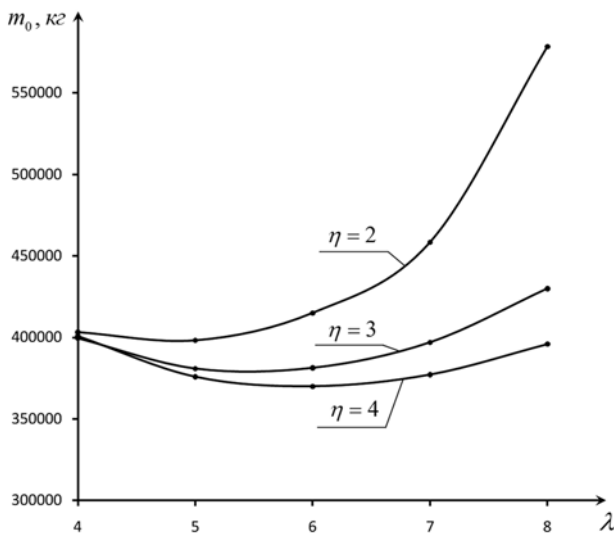


Рис. 3. Зависимость взлетной массы самолета от удлинения и сужения консолей крыла

Минимальное значение взлетной массы достигается при значении сужения $\eta=4$ и удлинения $\lambda=6$, а минимальное значение коэффициента топливной эффективности – при $\lambda \approx 7$ и $\eta=4$. Оптимальное значение удлинения по условию минимума взлетной массы меньше,

чем таковое по условию минимума коэффициента топливной эффективности. Это объясняется тем, что коэффициент топливной эффективности более чувствителен к аэродинамическому качеству самолета, которое возрастает при увеличении удлинения.

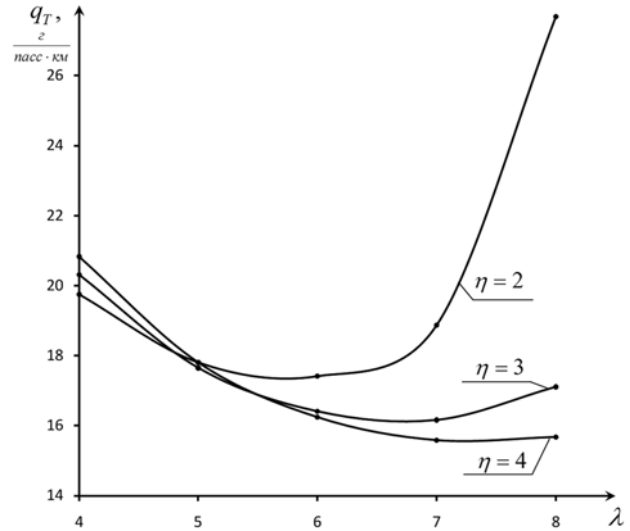


Рис. 4. Зависимость коэффициента топливной эффективности от удлинения и сужения консолей крыла

Выводы: описанный алгоритм является эффективным средством для выбора рациональных геометрических параметров ЛА нетрадиционных схем и анализа влияния этих параметров на аэродинамическую и весовую эффективность.

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.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Комаров, В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций / Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – М.: Машиностроение, 1984. С. 114-129.
2. Комаров, В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полет. 2000. №1. С. 31-39.
3. Егер, С.М. Проектирование самолётов: учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф.Мишин, Н.К.Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. –3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
4. <http://www.3dpanelmethod.com/> 17.03.2011
5. Вырытаев, А.А. Комплексный учет весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолетов / А.А. Вырытаев, Д.М. Козлов, В.А. Комаров, А.С. Кузнецов // Полет. 2010. №10. С. 35-44.
6. Болдырев, А.В. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования / А.В. Болдырев, В.А. Комаров, М.Ю. Лантева, К.Ф. Попович // Полет. 2008. №1. С. 34-39.

**CHOICE OF GEOMETRICAL PARAMETERS OF INTEGRATED
SCHEME AIRCRAFT ON THE BASIS OF HIGH-PRECISION
MATHEMATICAL MODELING**

© 2011 A.S. Kuznetsov

Samara State Aerospace University

The problem of increase the accuracy of choice the basic geometrical parameters of nonconventional schemes aircrafts at the expense of use at early design stages the high-precision mathematical modeling is considered. It is offered to use at a stage of aircraft aerodynamic designing for weight calculations final-element model of variable density body. On the basis of the given approach the algorithm of choice the aircraft rational geometrical parameters taking into account weight and aerodynamic efficiency is constructed. Results of application the algorithm to a problem of formation the integrated scheme aircraft shape are presented.

Key words: *designing, optimization, weight, aerodynamic quality, body of variable density*