

## АЛГОРИТМ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛА С УЧЕТОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ И ВЕСОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ

© 2010 А.С.Кузнецов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 03.04.2010

Рассматривается построение алгоритма выбора рациональных геометрических параметров крыла нетрадиционной аэродинамической компоновки. В качестве функции цели используется величина взлетной массы. Алгоритм позволяет учитывать комплексно влияние геометрических параметров на весовую и аэродинамическую эффективность. Для вычисления аэродинамических характеристик используется метод дискретных вихрей. Для оценки массы конструкции предлагается использовать метод, основанный на конечно-элементной модели тела переменной плотности и новом безразмерном критерии силового совершенства конструкции. Метод верифицирован на задаче оптимизации параметров трапецевидного крыла.

Ключевые слова: *трапецевидное крыло, геометрические параметры, метод дискретных вихрей*

**Постановка задачи.** В последнее время в связи с расширением областей применения и ростом требований к эффективности летательных аппаратов (ЛА) ведется интенсивный поиск новых форм и компоновок [1, 2]. При проектировании ЛА нетрадиционной схемы использование накопленного опыта и статистического материала затруднено, поэтому создание подобных ЛА возможно только на основе широкого применения в проектировании высокоточного математического моделирования. Традиционно параметры внешней формы ЛА определяются требованиями аэродинамики, а проектирование силовой схемы и весовые расчеты проводятся при условии постоянства обводов планера. С другой стороны хорошо известно, что геометрические параметры ЛА противоположно влияют на его аэродинамическую и весовую эффективность. Типичным примером может служить зависимость аэродинамических характеристик и массы конструкции крыла от его удлинения [3]. Отсюда следует, что задаче о выборе рациональных геометрических параметров ЛА в целом и крыла в частности должна рассматриваться как многокритериальная оптимизационная. Проектными переменными в этой задаче выступают геометрические параметры крыла. При условии постоянства значений основных летно-технических характеристик самолета, задаваемых тактико-техническими

требованиями, и значения удельной нагрузки на крыло, определяемого требованиями по обеспечению взлета, посадки и крейсерского режима полета, в качестве функции цели может быть принята взлетная масса самолета.

**Методы исследования.** Для расчета аэродинамического качества крыла удобно использовать метод дискретных вихрей (МДВ) [4]. Для оценки относительной массы конструкции крыла  $\bar{m}_{кр}$  воспользуемся новым универсальным методом весового анализа и оптимизации силовых конструкций, основанным на использовании модели тела переменной плотности (ТПП). Подробно суть метода изложена в [5]. Основная идея метода заключается в проведении итерационной процедуры оптимизации распределения плотности материала, вписанного в геометрические ограничения крыла. Критерием оптимальности в этом алгоритме является коэффициент силового фактора

$$C_K = \frac{G}{P \cdot L}, \quad G = \int_V \sigma_{экс} \cdot dV \quad (1)$$

где  $P$  – характерная нагрузка,  $L$  – характерный размер,  $G$  – силовой фактор,  $\sigma_{экс}$  – эквивалентное напряжение,  $V$  – объем материала конструкции.

Относительная масса конструкции крыла может быть определена по формуле:

$$\bar{m}_{кр} = \varphi \cdot n_p \cdot g \cdot \sqrt{S} \cdot C_K \cdot \frac{1}{[\bar{\sigma}]}, \quad (2)$$

где  $\varphi$  – коэффициент полной массы, который выражает отношение полной массы конструкции крыла к массе силового материала,  $n_p$  – расчетная перегрузка,  $S$  – площадь крыла,  $[\bar{\sigma}]$  – удельная прочность материала. Безразмерный коэффициент силового фактора позволяет построить следующий алгоритм оптимизации геометрических параметров крыла по критерию минимума взлетной массы самолета (рис. 1):

1. После задания исходных данных (блок 1 на рис. 1) выбираются проектные переменные (блок 2) и им присваиваются конкретные значения (блок 3).

2. Из условия постоянства удельной нагрузки на крыло рассчитывается значение площади (блок 4) и абсолютных размеров крыла (блок 5). Строится аэродинамическая модель крыла (блок 6). С использованием МДВ вычисляются аэродинамические характеристики самолета (блок 7) и относительная масса топлива (блок 8).

3. Строится КЭМ крыла на основе тела переменной плотности (блок 9). Производится оптимизация и рассчитывается значение относительной массы конструкции крыла (блоки 10-12).

4. На основе значений относительных масс топлива и конструкции крыла по уравнению существования определяется значение взлетной массы самолета (блок 13). Проверяется условие сходимости (блок 14). При неудовлетворении этого условия блоки 4-13 повторяются, при удовлетворении – происходит выбор новых значений проектных переменных (блок 3).

В результате для выбранных значений проектных переменных за счет оптимизации распределения плотности в КЭМ крыла достигается минимальное значение массы конструкции крыла и определяется соответствующая ему взлетная масса самолета. Далее тем или иным способом производится оптимизация проектных переменных. В данной работе для простоты и наглядности использовался перебор вариантов.

**Результаты.** Для отработки и тестирования алгоритма применим его к типовой задаче выбора удлинения  $\lambda$  и сужения  $\eta$  нестреловидного трапециевидного крыла. Абсолютные геометрические размеры крыла в плане могут быть выражены через удлинение  $\lambda$ , сужение  $\eta$  и площадь  $S$ . Относительную толщину профиля примем постоянной и равной  $\bar{c}=0,12$ .

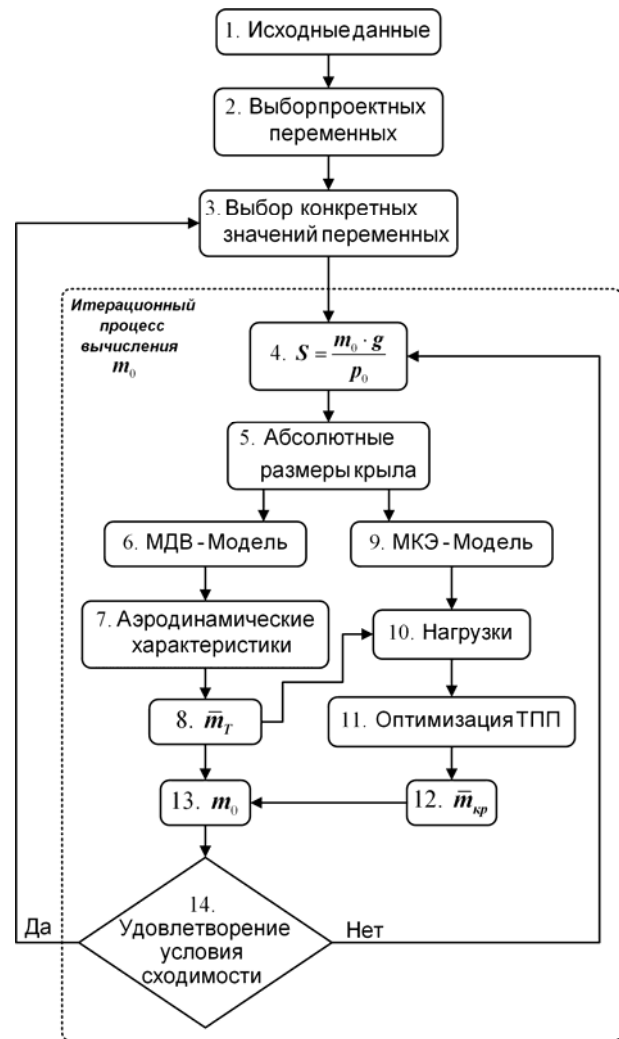


Рис. 1. Алгоритм выбора рациональных параметров крыла

Изменение значений проектных переменных будем производить по следующим наборам дискретных значений:  $\lambda=[4;6;8;9,6;12]$ ,  $\eta=[1;2,2;3]$ . В качестве исходных значений массы целевой и служебной нагрузок, удельной нагрузки на крыло, удельного расхода топлива и др. примем характеристики, близкие к характеристикам одного реального самолета: масса целевой нагрузки  $m_{ком}=25200$  кг, масса служебной нагрузки  $m_{сл}=2815$  кг, удельная нагрузка на крыло  $\rho_0=590$  ДаН/м<sup>2</sup>, удельный расход топлива на крейсерском режиме  $c_{крейс}=0,6$  кг/ДаН.ч.

Рассмотрим применение алгоритма для двух значений дальности полета самолета:  $L=3500$  км и  $L=7000$  км. На рис. 2 представлена зависимость взлетной массы самолета от удлинения и сужения крыла и от дальности полета. Из представленных данных видно, что для каждого значения сужения крыла зависимость взлетной массы от удлинения имеет минимум. Это объясняется уже упоминавшимся противоположным влиянием удлин-

ния на аэродинамические и весовые характеристики крыла и самолета в целом. Для самолета с дальностью  $L=3500$  км минимальное значение взлетной массы  $m_0=85824$  кг достигается при значении проектных переменных  $\eta=3,0$  и  $\lambda=6,0$ . Для самолета с  $L=7000$  км минимальное значение взлетной массы  $m_0=154099$  кг достигается при значении  $\eta=3,0$  и  $\lambda=9,6$ . Увеличение рационального значения удлинения при увеличении дальности полета является ожидаемым результатом и свидетельствует о работоспособности алгоритма.

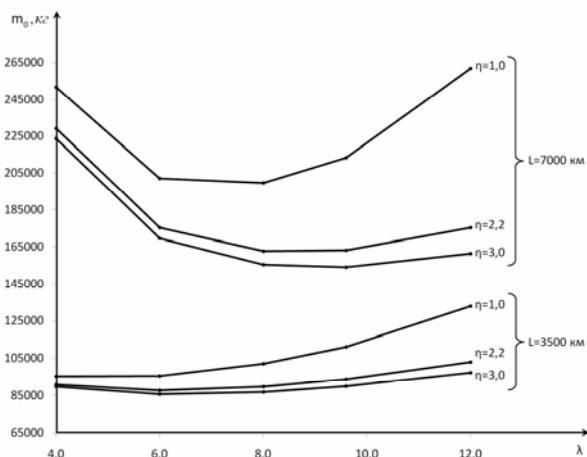


Рис. 2. Зависимость взлетной массы самолета от удлинения, сужения крыла и дальности полета

**Выводы:** использование для вычисления массы конструкции МКЭ, а для определения аэродинамических характеристик – МДВ

не накладывает существенных ограничений на форму крыла и позволяет осуществлять обоснованный выбор параметров крыла нетрадиционной формы на ранних стадиях проектирования. Более подробно описанный алгоритм и его применение для крыла необычной формы рассмотрено в работе [6].

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем: Пер. с англ. – М.: Мир, 1991. – 320 с., ил.
2. Семенов, В.Н. Конструкции самолетов замкнутой и изменяемой схем. – М.: Изд. ЦАГИ, 2006. – 227 с., ил.
3. Проектирование самолетов: учебник для вузов / С.М. Егера, 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. Белоцерковский, О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред / О. М. Белоцерковский. - 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Физ.-мат. лит., 1994. – 442 с.
5. Комаров, В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". – М.: Машиностроение. – 2000. - №1. – С. 31-39.
6. Вырыпаев, А.А. Выбор рациональных параметров ступенчатого крыла с учетом весовой и аэродинамической эффективности / А.А. Вырыпаев, Д.М. Козлов, В.А.Комаров, А.С. Кузнецов. – Самар. госуд. аэрокосмич. ун-т. – Самара, 2010. – 40 стр. – Деп. в ВИНТИ 28.01.2010 №45-В2010.

## ALGORITHM OF CHOICE THE RATIONAL PARAMETERS OF THE WING IN VIEW OF AERODYNAMIC AND WEIGHT EFFICIENCY

© 2010 A.S. Kuznetsov

Samara State Aerospace University

Building-up the algorithm of a choice of rational geometrical parameters of the nonconventional aerodynamic arrangement wing is considered. As function of the purpose magnitude of take-off mass is used. The algorithm allows to consider in complex influence of geometrical parameters on weight and aerodynamic efficiency. For evaluation of aerodynamic performances the method of discrete curls is used. For an estimation of construction weight it is offered to use a method based on finite-element model of variable density body and new dimensionless criterion of construction power perfection. The method is verified on a problem of optimization the parameters of a trapezoidal wing.

Key words: *trapezoidal wing, geometrical parameters, method of discrete curls*