

УДК 533.6.011.5

**КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА И СИЛОВОЙ  
УСТАНОВКИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

© 2011 г.

*А.П. Мазуров, С.А. Таковицкий*

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

c.a.t@tsagi.ru

*Поступила в редакцию 16.05.2011*

Разработан метод комплексной оптимизации основных элементов планера и силовой установки высокоскоростного летательного аппарата. В качестве целевой функции рассматривается подъемная сила на режиме крейсерского полета. Решение оптимизационной задачи находится при заданных габаритных ограничениях и изопериметрическом условии на продольный момент. Обтекание летательного аппарата рассчитывается в двумерном приближении в рамках модели невязкого газа. Выполнен анализ интегральных и распределенных аэродинамических характеристик оптимальных конфигураций. Исследовано влияние на оптимальные геометрические параметры ограничения на момент, связанного с балансировкой летательного аппарата.

*Ключевые слова:* высокоскоростной летательный аппарат, оптимизация, подъемная сила, балансировка, габаритные ограничения.

Одна из основных проблем создания высокоскоростного летательного аппарата (ЛА) – интеграция планера и силовой установки. Для аэродинамических компоновок с интегральным модулем воздушно-реактивного двигателя характерно наличие двух элементов, создающих значительные моменты в плоскости тангажа: носовой части фюзеляжа с высокими несущими свойствами и сверхзвукового сопла с косым срезом. Эта особенность осложняет балансировку аппарата. Известны решения проблемы, связанные с уменьшением неустойчивости посредством размещения балласта в носовой части фюзеляжа и установкой дополнительных носовых рулей. В обоих случаях потери на балансировку оказываются значительными.

Предлагается комплексное решение проблемы. Целью оптимизации является высокая эффективность летательного аппарата в целом, а не совершенство планера и силовой установки по отдельности. При этом большое значение имеет корректный выбор целевой функции. В [1] рассмотрены два варианта оптимизации силовой установки с несимметричным соплом. В качестве оптимизируемого функционала принимались тяга и величина суммарной подъемной силы аппарата. Сопла, профилируемые по подъемной силе, получаются менее расширяющимися, что приводит к значительному возрастанию момента сил давления. При введении изопериметрического условия на момент дос-

тигается компенсация его прироста при незначительном снижении подъемной силы [2]. Более общее решение получается при совместной оптимизации планера и силовой установки. Разработан метод оптимального профилирования аэродинамической формы фюзеляжа и реактивного сопла по направлениям, связанным с уменьшением вклада носовой части фюзеляжа в создание подъемной силы и изменением угла наклона вектора тяги сопла относительно продольной оси.

Продольное сечение летательного аппарата показано на рис. 1.

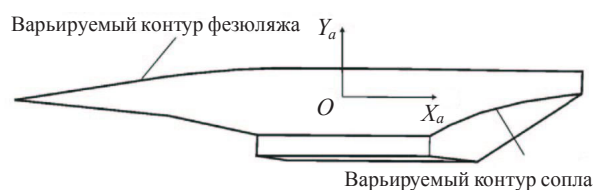


Рис. 1

Аэродинамические характеристики рассчитывались в скоростной  $(OX_aY_aZ_a)$  системе координат. Нижняя поверхность носовой части фюзеляжа формирует поле течения перед воздухозаборником и в процессе оптимизации не изменялась. Геометрические параметры ступеней торможения потока выбраны таким образом, что на расчетном режиме скачки уплотнения попадают на кромку обечайки воздухозаборника. Длина силовой установки, высота

воздухозаборника и камеры сгорания фиксируются. Профилируются верхняя поверхность фюзеляжа и верхняя стенка сопла. Поперечные сечения фюзеляжа и двигателя имеют прямоугольную форму. Габаритное ограничение задается отношением высоты к длине фюзеляжа.

Обтекание летательного аппарата моделировалось в двумерной постановке в рамках системы уравнений Эйлера. Характеристики крыла определены в изолированном состоянии. Сопротивление поверхностного трения вычислено по соотношениям для пластины. Параметры газа в выходном сечении камеры сгорания вычислялись по методике, основанной на интегральных законах сохранения [3].

Оптимальное профилирование выполнено прямым методом, основанным на квадратичной аппроксимации целевой функции и обеспечивающим быструю сходимость при большом числе независимых переменных [4]. Оптимизируемые образующие фюзеляжа и сопла представлены набором отрезков, соединяющих узловые точки. Точки сгущены к передней кромке фюзеляжа и к горлу сопла и в продольном направлении не перемещались. Параметрами задачи являются ординаты узловых точек. Каждая образующая разбита на 100 отрезков. Число геометрических параметров составляет 199. Зафиксировано положение точек образующей фюзеляжа, находящихся на передней кромке и в плоскости донного среза, и точки образующей сопла, находящейся в плоскости горла. На геометрические параметры накладывается габаритное ограничение высоты летательного аппарата. Для верхней стенки сопла ограничение оказалось не активным. Для точек сопла, примыкающих к плоскости горла, задавалось ограничение на минимальное значение радиуса кривизны. Наряду с геометрическими параметрами переменной величиной является угол атаки.

В качестве целевой функции принята подъемная сила летательного аппарата на режиме крейсерского полета. Аэродинамическими ограничениями выступают условия равенства нулю тангенциальной силы и продольного момента. Рассмотрены случаи с неактивным и активным ограничением на момент. В первом случае балансировка достигалась размещением балласта в носовой части фюзеляжа, во втором – перераспределением аэродинамической нагрузки.

Оптимальные образующие верхней поверхности фюзеляжа и сопла показаны соответственно на рис. 2а и б.

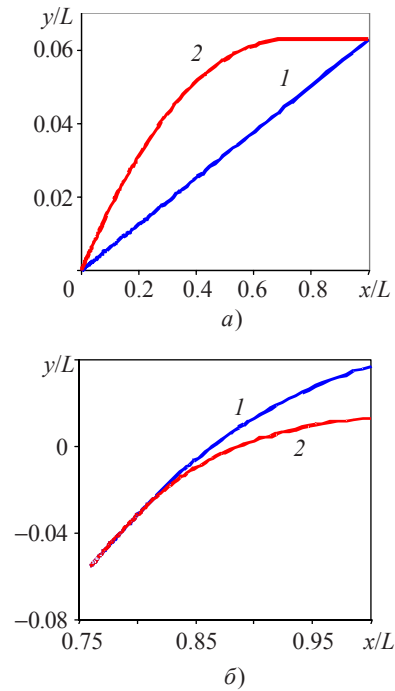


Рис. 2

При неактивном ограничении на продольный момент фюзеляж имеет клиновидную верхнюю поверхность (линия 1 на рис. 2а).

В этом случае для балансировки ЛА необходимо поместить балласт, вес которого составляет 20% подъемной силы. Задание условия самобалансировки ЛА делает активным габаритное ограничение – верхняя поверхность фюзеляжа становится выпуклой с горизонтальной хвостовой частью (линия 2 на рис. 2а).

Сопло имеет меньшую степень расширения (см. рис. 2б). В результате, при фиксированном угле атаки увеличивается лобовое сопротивление планера и уменьшается тяга двигателя. Балансировочные потери проявляются в уменьшении подъемной силы на 20%.

Таким образом, оба варианта ЛА близки по весовым характеристикам топлива и полезной нагрузки. Преимущество самобалансирующегося ЛА проявляется в увеличении полезного объема и уменьшении полетного угла атаки, что приводит к уменьшению секундного расхода топлива примерно на 8%.

*Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 10-01-00208).*

#### Список литературы

1. Бафталовский С.В. и др. Оптимизация силовой установки гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Изв. РАН. МЖГ. 1997. №4. С. 127–135.

2. Миско Г.Ю. Построение оптимального сопла гиперзвукового летательного аппарата при заданных габаритах и моменте // Изв. РАН. МЖГ. 1999. №1. С. 118–124.
3. Янкин В.И. Система программ для расчета характеристик ВРД на ЭЦВМ. М.: Машиностроение, 1976. 168 с.
4. Таковицкий С.А. Прямой численный метод оптимизации аэродинамической формы элементов сверхзвукового летательного аппарата // Сб. аннот. IX Всеросс. съезда по теоретической и прикладной механике. 2006. Т. 2. С. 165–166.

#### **AERODYNAMIC SHAPE OPTIMIZATION OF THE AIRFRAME AND THE ENGINE ELEMENTS OF A HIGH-SPEED FLYING VEHICLE**

*A.P. Mazurov, S.A. Takovitskii*

The optimization method for aerodynamic shape profiling of the airframe and the engine elements of a high-speed flying vehicle is presented. The cruise lift is considered as the objective function. Optimization is performed under external dimensions and pitching moment constraints. Flow fields are modeled within the framework of 2D Euler equations system. Integral and local aerodynamic characteristics of optimal configurations are analyzed. The balancing effect of the flying vehicle on the optimal geometry is investigated.

*Keywords:* high speed flying vehicle, optimization, lift, balancing, external dimensions constraints.