

УДК 533.69.011.34

ОПЫТ ОПТИМИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКСПЛУАТИРУЕМЫХ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ

С. М. Аульченко, А. Ф. Латыпов, Ю. В. Никуличев

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Разработанный ранее комплексный подход к численному решению оптимизационных задач и задач проектирования крыловых профилей применен для решения задачи увеличения аэродинамического качества эксплуатируемых дозвуковых крыловых профилей.

Введение. Одним из путей совершенствования летательных аппаратов является проектирование крыловых профилей, обладающих необходимыми свойствами при заданных ограничениях. Оптимальные характеристики профиля должен иметь на крейсерском режиме полета. Моделирование такого профиля возможно на современном этапе развития численных методов и вычислительной техники [1–5]. Неформализованные методы проектирования позволяют построить профили, удовлетворяющие исходным требованиям (получаемые профили принадлежат области параметров, допускаемой геометрическими и газодинамическими ограничениями), но не являются оптимальными, так как принцип оптимальности не заложен в способе проектирования [6]. Математические методы решения задач оптимизации позволяют улучшать характеристики эксплуатируемых профилей и получать новые решения в заданном допустимом множестве.

В последние годы активно развивается прямой метод проектирования, основанный на применении численных методов оптимизации и вычислительных методов динамики жидкости и газа. В этом случае априорная информация о решении не требуется. Основная трудность связана с большими затратами машинного времени на вычисление и анализ поведения производных от целевой функции по переменным проектирования. В этих условиях важную роль играет выбор модели течения газа, численного метода решения соответствующих уравнений и метода оптимизации. Среди работ, посвященных проектированию и оптимизации крыловых профилей, преобладают работы, в которых в качестве модели течения газа используется либо модель Эйлера, либо модель вязко-невязкого взаимодействия. Использование уравнений Навье — Стокса при решении оптимизационных задач требует применения суперкомпьютеров и алгоритмов распараллеливания вычислений. В то же время остается открытым вопрос об адекватности используемых моделей турбулентности в условиях произвольного варьирования переменных проектирования. Использование для решения задачи обтекания профиля модели вязко-невязкого взаимодействия более рационально как с точки зрения получения практически значимых результатов решения оптимизационных задач, так и с точки зрения вычислительной эффективности. В рамках такого подхода разработан алгоритм численного решения краевых задач обтекания крыловых профилей дозвуковым потоком газа на основе метода граничных элементов решения нелинейного интегрального уравнения на адаптивных сетках, позволяющий эффективно решать задачи прямой оптимизации. Так как обтекание крыльев происходит

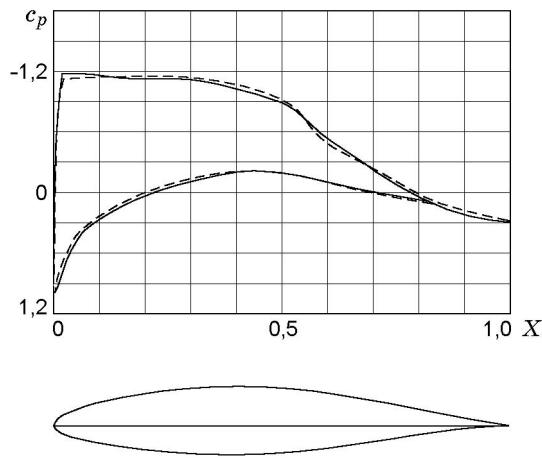


Рис. 1

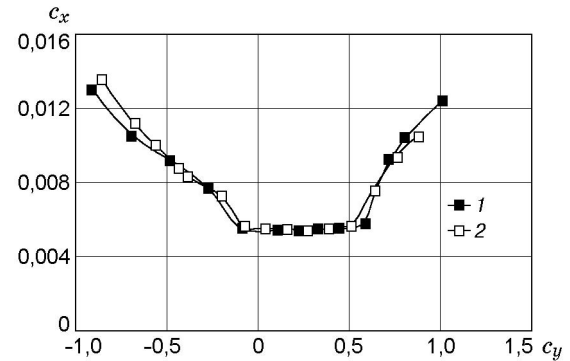


Рис. 2

Рис. 1. Распределение коэффициента давления по верхней и нижней поверхностям профиля NASA 64₂-215 ($c_p^* = -1,294$; $M = 0,6$; угол атаки $\alpha = 4^\circ$): сплошная линия — расчет; штриховая — эксперимент

Рис. 2. Экспериментальная (1) и расчетная (2) поляры профиля NASA 64₂-215

при больших числах Рейнольдса, расчет проводится в рамках интегральных соотношений модели пограничного слоя. Такое приближение в данном случае оправдано (о чем свидетельствуют результаты сравнения расчетной и экспериментальной поляр) и позволяет избежать многократного решения уравнений пограничного слоя в условиях возможного отрыва при вариациях формы контура.

1. Постановка задачи. Для тестирования разработанного метода расчета был выбран профиль NASA 64₂-215 [7]. Проведенные исследования показали хорошее соответствие расчетных и экспериментальных характеристик (рис. 1, 2). На рис. 1 приведено распределение коэффициента давления c_p по верхней и нижней поверхностям профиля (значение координаты x отнесено к длине хорды профиля b_c ; c_p^* — критическое значение коэффициента давления). На рис. 2 приведена поляра данного профиля (c_x — коэффициент сопротивления, c_y — коэффициент подъемной силы). Существенно, что профиль NASA 64₂-215 имеет высокие аэродинамические характеристики и, по-видимому, близок к оптимальному. Поэтому он может служить представительным объектом для проверки постановки задачи оптимизации и метода ее решения. Полученные при оптимизации результаты представляют также практический интерес.

Задача оптимизации формулируется следующим образом: построить крыловой профиль, удовлетворяющий газодинамическим ограничениям

$$M_\infty = \text{const}, \quad M_{c \max} \leq M_{\max}, \quad \text{Re} = \text{Re}_0, \quad f(s) \geq f_0,$$

геометрическим ограничениям

$$d_{\min} \leq d_{c \min}, \quad d_{c \max} \leq d_{\max}, \quad S_{\min} \leq S_c, \quad b_c = \text{const}, \quad F(x, \mathbf{p}) \in C^k(0, b_c), \quad k \geq 1$$

и обеспечивающий максимум (минимум) целевого функционала $\Phi(\mathbf{p}, \mathbf{g})$:

$$\Phi(\mathbf{p}, \mathbf{g}) = K_a, \quad \mathbf{g} = (M_\infty, M_{\max}, \text{Re}_0, f_0, d_{\min}, d_{\max}, S_{\min}).$$

Здесь M_∞ — число Маха набегающего потока; $M_{c \max}$ — максимальное локальное число Маха на контуре; M_{\max} — заданное максимальное значение числа Маха; Re — число Рей-

нольдса; $d_{c\min}$, $d_{c\max}$ — минимальная и максимальная толщина профиля в процентах длины хорды; S_c — площадь профиля; f_0 — константа, входящая в выбранный критерий безотрывности; s — длина дуги вдоль верхнего и нижнего контуров профиля; d_{\min} , d_{\max} — допустимая минимальная и максимальная толщина профиля; S_{\min} — допустимая минимальная площадь, охватываемая контуром профиля; $F(x, \mathbf{p})$ — функция, описывающая конфигурацию контура, зависящая от вектора параметров \mathbf{p} ; k — степень гладкости контура; K_a — аэродинамическое качество. В рассматриваемой задаче $\mathbf{g} = (0,5; 1; 10^6; -3; 0; 15 \%)$, а ограничение на площадь не накладывалось.

Рассматриваемая задача сводится к задаче нелинейного программирования, метод решения которой в данном случае представляет собой неградиентный метод поиска с адаптацией и использованием элемента случайности. Рассмотрены различные стратегии получения оптимального решения. Особенностью определения оптимального контура крылового профиля является выбор способа включения угла атаки в число варьируемых параметров при вычислении функционала. В этом случае можно использовать один из двух подходов: 1) угол атаки включается в число варьируемых параметров, при этом из-за сильного влияния вариации угла атаки на вариацию функционала поверхности уровня функционала имеют овражную структуру и достижение экстремальной точки затруднено; 2) на каждой вариации параметров определяется угол атаки, при котором достигается экстремальное значение функционала. При наличии в числе ограничений условия равенства подъемной силы заданному значению при втором подходе находится угол атаки, соответствующий заданному ограничению для каждой вариации геометрических параметров. Вторая стратегия позволяет получить лучшее (т. е. максимальное или минимальное) значение целевого функционала.

2. Результаты расчетов. На рис. 3, 4 представлены результаты решения задачи максимизации аэродинамического качества при выборе в качестве начальных профиля НАСА 64₂-215 и симметричного контура соответственно. Начальные и конечные распределения коэффициента давления и контуры профилей показаны соответственно штриховыми

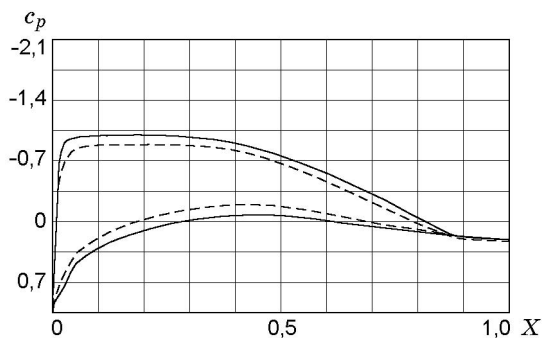


Рис. 3

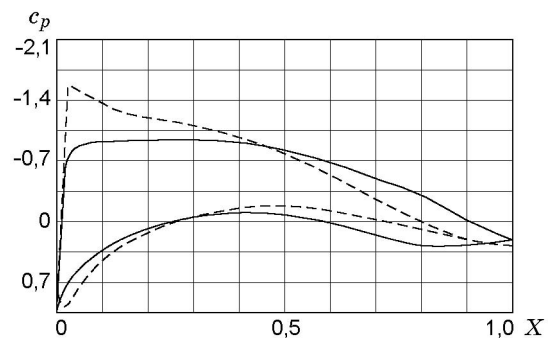


Рис. 4

Рис. 3. Исходный профиль НАСА 64₂-215 (штриховая линия), оптимальный профиль (сплошная линия) и соответствующие им распределения коэффициента давления

Рис. 4. Исходный симметричный профиль (штриховая линия), оптимальный профиль (сплошная линия) и соответствующие им распределения коэффициента давления

Таблица 1

Результаты расчетов без ограничений на c_y				
Номер профиля	c_y	c_x	c_m	K_a
1	0,551	0,0096	-0,037	57,4
2	0,718	0,0122	-0,063	59,0
3	0,801	0,0125	-0,136	64,1

Таблица 2

Результаты расчетов при заданном значении c_y				
Номер профиля	c_y	c_x	c_m	K_a
1	0,605	0,0117	-0,037	51,8
2	0,602	0,0114	-0,062	53,0
3	0,602	0,0101	-0,125	59,7

и сплошными линиями. Угол атаки соответствует максимальному значению аэродинамического качества. На рис. 3, 4 $X = x/b_c$.

Интегральные аэродинамические характеристики исходного профиля и полученных оптимальных профилей приведены в табл. 1, 2 (1 — исходный профиль NASA 64₂-215; 2 — оптимальный профиль, полученный из профиля 1; 3 — оптимальный профиль, полученный из симметричного профиля). Повышение качества профиля 2 произошло в основном за счет увеличения кривизны верхнего контура профиля и смещения ее в сторону кормовой части. Это позволило увеличить значение подъемной силы при незначительном росте профильного сопротивления. Профиль, полученный из симметричного начального контура, обладает еще большим качеством, что обусловлено существенно большей “подрезкой” в кормовой части нижнего контура, позволившей увеличить подъемную силу при одновременном уменьшении угла атаки. Это, в свою очередь, привело к “полочному” распределению скорости на верхней поверхности контура. При этом сформировался протяженный участок ламинарного пограничного слоя, что уменьшило рост сопротивления, неизбежный при появлении неблагоприятных градиентов давления в кормовой части с “подрезкой”. Из табл. 1 следует, что при увеличении аэродинамической нагрузки в кормовой части профиля происходит значительный рост (по модулю) коэффициента c_m . Кроме того, для значения коэффициента подъемной силы на крейсерском режиме $c_y = 0,6$ аэродинамическое качество полученных профилей больше, чем у исходного (см. табл. 2). Это обусловлено уменьшением сопротивления полученных профилей при фиксированном значении коэффициента подъемной силы. В случае, когда максимальная толщина профиля остается неизменной, результаты решения задач в одинаковой постановке для разных начальных контуров различны. Для профиля NASA 64₂-215 это ограничение выполнено изначально. Толщина исходного симметричного профиля превышает заданную. Решение оптимизационной задачи сводится к минимизации составного функционала, включающего целевой и “штрафной” функционалы. Структура “штрафного” функционала такова, что он монотонно возрастает при нарушении ограничений. Поэтому траектория спуска при минимизации составного функционала зависит от положения начальной точки в пространстве параметров, задающих геометрию. Из-за невыпуклости составного функционала это приводит к разным локальным экстремумам.

Разработанный метод не позволяет рассчитывать аэродинамические характеристики при отрывных режимах обтекания, в частности максимальный коэффициент подъемной силы $c_{y \max}$. Однако результаты сравнения зависимостей формпараметра и коэффициента подъемной силы от угла атаки для исходного профиля и полученных оптимальных профилей позволяют сделать вывод о неуменивании значения $c_{y \max}$ для оптимальных конфигураций. Окончательный вывод о преимуществах спроектированных профилей по сравнению с другими профилями, построенными с учетом сформулированных ограничений, можно сделать только после проведения экспериментальных исследований. Тем не менее обоснованность и достоверность полученных результатов, обусловленные использованием известных моделей механики жидкости и газа в теории крыла, тщательным тестированием

разработанных и используемых методов решения уравнений движения и оптимизационных задач, корректностью их постановки, согласием полученных результатов с имеющимися экспериментальными данными и точными решениями, позволят сократить масштаб этих исследований и получить новые результаты, недоступные при параметрическом переборе стандартных геометрических параметров контура.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аульченко С. М. Применение метода граничных элементов для расчета скоростного дозвукового профиля // ПМТФ. 1993. Т. 34, № 5. С. 94–97.
2. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф. Построение плоских кривых с помощью параметрических полиномов четвертого порядка // Журн. вычисл. математики и мат. физики. 1995. Т. 35, № 7. С. 1139–1142.
3. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф. Применение метода граничных элементов и параметрических полиномов в задачах оптимизации крыльевых профилей // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 2. С. 73–79.
4. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф. Построение крыловых профилей в дозвуковом потоке газа методами численной оптимизации // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1997. № 2. С. 174–182.
5. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф., Никуличев Ю. В. Методы проектирования и оптимизации крыльевых профилей в дозвуковом потоке // Теплофизика и аэромеханика. 1999. Т. 6, № 4. С. 429–444.
6. **Аэродинамика** и динамика полета магистральных самолетов / Под ред. Г. С. Бюшгенса. М.: Авиа; Пекин: Изд-во КНР, 1995.
7. **Abbot I. H., Doenhoff A. E.** Theory of wing section. L.: McGarw Hill Book Co., 1949.

Поступила в редакцию 10/VII 2001 г.
