

УДК 533.69
DOI 10.17223/19988621/54/10

К.А. Степанов, С.В. Тимченко

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИЗОЛИРОВАННОГО ТРЕХМЕРНОГО КРЫЛА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА¹

Для аэродинамического проектирования трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса используется новая технология оптимального проектирования аэродинамических конфигураций на основе программного продукта нового поколения. Оптимальная форма крыла, обладающая минимальным полным сопротивлением при фиксированном коэффициенте подъемной силы и отвечающая заданным геометрическим и аэродинамическим ограничениям, определяется на основе глобального метода поиска и численных решений полных уравнений Навье – Стокса. Показано, что предложенный подход обеспечивает снижение сопротивления крыла в зоне крейсерского режима полета и позволяет значительно снизить материальные и временные затраты на аэродинамическое проектирование летательного аппарата.

Ключевые слова: *оптимальное проектирование, полные уравнения Навье – Стокса, нелинейные ограничения, коэффициент сопротивления, момент тангажа.*

При проектировании летательного аппарата весь процесс, как правило, делится на три последовательных этапа. На первом этапе (концептуального проектирования), после определения основных интегральных характеристик вновь создаваемого аппарата (таких, как дальность, грузоподъемность, крейсерская скорость, энергоэффективность и т.д.), принимается решение о характере компоновки (характер фюзеляжа, вариант расположения крыла по отношению к фюзеляжу, место расположения двигателя и его тип и т.д.) и о форме крыла в плане, включая относительные толщины его базовых секционных сечений и габаритные ограничения (например, для размещения бака для топлива).

На следующем этапе (предварительного проектирования), на первый план выходит задача аэродинамического проектирования аппарата, в ходе которого должна быть определена форма летательного аппарата, включая форму его ключевого элемента, а именно крыла. Эта форма должна отвечать целому ряду (зачастую противоречивых) требований к основным аэродинамическим интегральным характеристикам самолета (коэффициентам подъемной силы, полного сопротивления, моментам тангажа, рыскания и крена) и обеспечения устойчивости этих характеристик в достаточно широком диапазоне условий полета. Фактически по окончании этого этапа дается окончательный ответ на вопрос: удалось найти форму, которая гарантированно удовлетворяет всем требованиям к летательному аппарату по дальности, грузоподъемности и энергоэффективности или нет. Данный этап фактически является решающим, поскольку именно по его завершении

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке прикладных научных исследований Министерства образования и науки РФ: уникальный идентификатор работ RFMEFI57617X0094.

принимается окончательное решение о судьбе проекта. Если этап аэродинамического проектирования завершился успешно, то переходят к третьему, финальному этапу детального проектирования. Если же задачу аэродинамического проектирования решить не удастся, то на этом проект заканчивается. Поэтому понятно, что успешное завершение стадии предварительного проектирования и достижение всех целей, поставленных перед этой стадией проекта, является ключевым фактором для успеха проекта создания аппарата в целом.

Из чего же состоит в настоящее время технология аэродинамического проектирования? Фактически, она представляет собой растянутый на достаточно длительный срок итерационный процесс, основанный на методе «проб и ошибок». В силу «ручного» характера его реализации, существующая в настоящее время технология аэродинамического проектирования требует больших материальных ресурсов и значительного количества высококвалифицированных кадров.

В рамках этой технологии :

- Конструктор, базируясь на большой массив экспериментальных данных и с учетом своего опыта и интуиции, предлагает начальную форму летательного аппарата.

- Производится аэродинамический анализ предложенной конфигурации в широком диапазоне условий полета (чисел Маха, Рейнольдса, углов атаки, крена и рыскания). В рамках этого анализа (основанного на сочетании численных методов решения газодинамических уравнений различной степени точности, принятых в промышленности приближенных инженерных методик и экспериментальных продувок модели аппарата в аэродинамических трубах) определяется большой массив как интегральных (значения аэродинамических сил и моментов), так и локальных (распределения давления на поверхности, поведение линий тока на поверхности и т.д.) данных для так называемого «flight envelope».

- Третий шаг этого итерационного процесса связан с критическим анализом полученных данных. В рамках этого шага осуществляется проверка, насколько рассматриваемая геометрия удовлетворяет всем требованиям к самолету по дальности, грузоподъемности и энергоэффективности и т. д. Если всем требованиям данная геометрия удовлетворяет, то процесс аэродинамического проектирования успешно завершается. Если же всем необходимым требованиям и ограничениям данная проанализированная геометрия не отвечает, то конструктор, исходя из результатов анализа причин этого несоответствия, предлагает определенные модификации формы летательного аппарата и итерационный цикл процесса аэродинамического проектирования повторяется. При этом ключевым элементом определяющим, можно сказать успех проектирования, является значение коэффициента полного сопротивления C_x всего аппарата на крейсерских режимах полета, поскольку именно от него в основном зависит дальность полета и энергоэффективность летательного аппарата.

Основанный по большей части на опыте дизайнера и его интуиции, этот процесс, как уже говорилось, требует большого числа циклов дизайна (на практике достигающих до 6–7), а также больших временных и финансовых затрат. Таким образом, по-настоящему назревшими требованиями авиапромышленности является переход с «ручного» метода проб и ошибок на новый технологический подход, в основе которого лежат программные продукты нового поколения для автоматического оптимального аэродинамического проектирования летательных аппаратов с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений.

Новая технология автоматического оптимального аэродинамического проектирования летательных аппаратов базируется на программных продуктах нового поколения на основе точных и вычислительно-эффективных алгоритмов аэродинамического анализа и глобальных методов автоматического оптимального поиска с использованием многоуровневой параллелизации вычислительного потока на суперкомпьютерных вычислительных кластерах.

Данная технология проектирования основана на системном применении:

- Математических моделей высокого уровня достоверности;
- Численных методов высокого порядка точности решения осредненных по числу Рейнольдса уравнений Навье – Стокса на структурированных вычислительных сетках;
- Вычислительно-эффективных глобальных методов оптимального поиска с учетом нелинейных ограничений на оптимальное решение различного типа;
- Глобальной аппроксимации оптимизируемых поверхностей летательного аппарата на основе кривых Безье и поверхностей Безье;
- Параллельных вычислений с высоким уровнем параллельной эффективности, позволяющих использовать наилучшим образом вычислительные мощности многопроцессорных суперкомпьютерных вычислительных кластеров.

В данной работе новая технология применена для оптимального аэродинамического проектирования беспилотного летательного аппарата (БЛА) самолетного типа среднего класса.

В результате, такой подход к аэродинамическому проектированию позволил:

- 1) сократить время цикла дизайна и число таких циклов (за счет эффективного использования вычислительных мощностей и суперкомпьютерных вычислительных технологий);
- 2) значительно уменьшить материальные затраты на дизайн (за счет сокращения количества персонала, занятого в проектировании и сокращения времени проектирования);
- 3) улучшить качество аэродинамического дизайна (за счет использования высокоточной математической модели для расчета основных аэродинамических характеристик);
- 4) уменьшить эксплуатационные расходы на БЛА (за счет улучшения его аэродинамических характеристик).

1. Постановка задачи

С математической точки зрения задача аэродинамического проектирования может быть сформулирована как задача определения оптимальной формы летательного аппарата, которая:

- Обладает минимально возможным сопротивлением на крейсерских режимах полета при заданном коэффициенте подъемной силы;
- Обладает достаточным для необходимой грузоподъемности самолета коэффициентом подъемной силы на режиме взлета;
- Отвечает заданным габаритным и аэродинамическим ограничениям.

Отметим, что используемая технология не имеет аналогов в мире, поскольку:

- Расчет основной целевой функции (полного аэродинамического сопротивления C_X) базируется на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с использованием конечно-разностной схемы повышенного порядка точности;

- Оптимальная форма ищется с использованием генетических алгоритмов, при этом количество учитываемых нелинейных ограничений на оптимальное решение произвольно;

- Технология обладает высокой вычислительной эффективностью, позволяющей получать решение в сжатые сроки.

Прежде чем сформулировать задачу оптимального аэродинамического проектирования БЛА среднего класса, отметим, что такие аппараты имеют взлетную массу около 500 кг и массу полезной нагрузки около 100 кг. Поскольку типичная высота полета составляет 5–6 км, скорость – 150–200 км/ч, а C_y крейсерского полета составляет порядка 1.0–1.2, тогда при $V = 50$ м/с и $H = 5000$ м имеем $G/S = 80$ кГ/м². Таким образом, при взлетной массе 500 кг площадь крыла должна составлять 5–6 м².

Основным требованием, определяющим эффективность БЛА такого класса, является большая продолжительность полета. Типовое полетное задание состоит: подготовка к полету, взлет/набор высоты, крейсерский полет, снижение, посадка, причем практически всё полетное время занимает именно крейсерский режим.

При установившемся горизонтальном полете сила тяжести уравновешена подъемной силой Y , сопротивление X – тягой двигателя, при этом потребная мощность определяется как произведение сопротивления на скорость полета. Отсюда получаем, что необходимая для полета мощность обратно пропорциональна величине $C_y^{3/2}/C_x$, так называемому планерному качеству. Соответственно для достижения максимальной продолжительности полета требуется увеличение данного параметра. Максимальный коэффициент подъемной силы крыла без механизации $C_{y\max} \sim 1.7$ –1.8, с учетом запаса по скорости сваливания 1.2 получаем, что $C_{y\text{крей}}$ имеет порядок 1.18–1.25.

При малых удлинениях крыла индуктивное сопротивление будет неприемлемо большим, поэтому удлинение необходимо делать как можно большим, насколько позволяет прочность конструкции. Оптимум по величине удлинения достаточно пологий, можно считать, что $\lambda = 20$ –25 – это вполне рациональное значение. Таким образом, для нашего аппарата можно принять значения $S = 5$ м² и размах $L = 10$ м.

Для облегчения конструкции необходимо иметь большую относительную толщину профилей крыла. Вес силовой конструкции обратно пропорционален толщине профиля. Следовательно, относительная толщина бортового профиля выбирается $c = 20$ % и больше, относительная толщина концевой профиля определяется несущими свойствами, оптимум которых приходится на 14–15 %.

Исходя из этого, при проведении оптимального аэродинамического проектирования, оптимизируемое крыло сохраняло постоянную форму в плане с постоянными углами скоса передней ($\gamma_{LE} = 2.3^\circ$) и задней ($\gamma_{TE} = -3.43^\circ$) кромок и было представлено пятью секциями по размаху крыла: бортовой секцией ($Z = 0.25$ м), тремя промежуточными ($Z = 1.2, 2.4$ и 3.6 м) и концевой секцией ($Z = 5.0$ м). Углы начальной крутки этих профилей составляли соответственно $\alpha = 1.495, 1.25, 0.72, -0.057$ и -1.972° , а их относительные толщины равнялись соответственно 20.7, 20.1, 19.2, 18.0 и 14.9 %.

Как известно, крыло является основным конструктивным элементом летательного аппарата, которое, с одной стороны, генерирует подъемную силу, а с другой – является основным источником его сопротивления. Именно поэтому целью оптимизации и является поверхность крыла. При параметризации поверхности крыла предполагается, что при заданной форме крыла в плане его поверхность явля-

ется линейной интерполяцией в направлении Z по размаху крыла между его соседними двумерными сечениями.

Основная проблема при параметризации поверхности состоит в необходимости найти разумный компромисс между количеством параметров, описывающих поверхность, и уровнем точности (детализации) ее аппроксимации. В принципе задача состоит в нахождении минимального числа параметров, позволяющих описать поверхность с заданной точностью.

В применяемой технологии аэродинамического проектирования для каждой базовой секции крыла безразмерная форма аэродинамического профиля (масштабированная соответствующей хордой) определяется в локальной декартовой системе координат (x, y) следующим образом:

- Координаты передней и задней кромки профиля задаются в точках $(0, 0)$ и $(1, 0)$ соответственно.
- Для аппроксимации верхней и нижней поверхностей аэродинамического профиля используется кривая Безье (одномерное представление Безье).

Кривая Безье порядка N определяется полиномами Бернштейна $B_{N,i}$ (C_N^i – биномиальные коэффициенты)

$$\vec{G}^k(t) = \sum_{i=0}^N B_{N,i} \vec{P}_i^k, B_{N,i} = C_N^i t^i (1-t)^{N-i}, C_N^i = \frac{N!}{i!(N-i)!}, \quad (1)$$

где t обозначает параметр кривой, принимающий значения в отрезке $[0, 1]$, P_i^k – контрольные точки и верхний индекс $k = \text{up, low}$ соответствует верхней и нижней поверхностям профиля.

Итак, как видно из (1), кривая Безье полностью определяется декартовыми координатами контрольных точек P_i^k . Дополнительными дизайн-параметрами являются углы крутки крыла $\{\alpha_i^{hw}\}$ и значения поперечного V крыла $\{\gamma_i^{dh}\}$.

В задачах оптимизации точность расчёта целевой функции (в данном случае полного сопротивления), а также дополнительных функционалов на решении является ключом к успеху. Как уже отмечалось, точный расчет сопротивления реальных конфигураций до сих пор является непростой задачей. Причина этого довольно тривиальна. В отличие от остальных интегральных аэродинамических характеристик (таких, как коэффициент подъемной силы, момент тангажа и т.д.), имеющих величину порядка $O(1)$, коэффициент полного аэродинамического сопротивления имеет величину на 2 порядка меньше (в районе 0.02). Поэтому, если не предпринимать специальных и весьма нетривиальных мер, численный метод, обеспечивающий точность 2-го знака после запятой, не в состоянии обеспечить расчет сопротивления с необходимой для практики точностью $10^{-4} - 10^{-5}$. В связи с этим правильный выбор численного метода решения осредненных по числу Рейнольдса полных уравнений Навье – Стокса вязкой сжимаемой жидкости в турбулентном режиме является одним из ключевых факторов успешного решения всей задачи оптимального проектирования.

Поэтому в основе выбранного нами надежного, высокоточного и вычислительно-эффективного численного метода лежала схема высокого порядка точности ENO (Essentially Non-Oscillatory Scheme) в сочетании с многосеточным подходом (multigrid approach) с использованием многоблочных структурированных вычислительных сеток. Основными характеристиками метода являются использование многоблочных структурированных сеток, многосеточного (многоуровневого) подхода, схемы высокого порядка точности, учёт турбулентности и глубокая па-

раллелизация. В алгоритме кода конвективная часть уравнений аппроксимируется характеристическим оператором первого порядка, который легко обращается. Эта схема применяется везде при многосеточной релаксации. При этом схема высокого порядка ENO/WENO определяет поправки в правую часть дискретного уравнения только на самом тонком сеточном уровне, а вязкие члены аппроксимируются обычным образом. Код обеспечивает точный расчет сопротивления для сложных аэродинамических конфигураций, достигая хорошей точности на грубых сетках. В нём отсутствуют искусственные параметры. Все эти качества делают код подходящим для промышленных приложений.

Для повышения точности расчётов и скорости сходимости численного алгоритма, при интерполяции численных потоков использовались множественные численные шаблоны, что давало возможность достигнуть максимальной точности. При этом устойчивость численной схемы достигалась посредством регулировки весовых коэффициентов интерполяции в зависимости от оценки текущего итеративного решения

Причиной для улучшения являлось нижеследующее. Изменение в численном шаблоне ENO может быть результатом ошибки округления в районе обнуления решения или его производных. Это означает, что небольшое изменение может переориентировать шаблон. Такого рода изменения в составе шаблона контрпродуктивны в гладких областях течения и вызывают потерю точности. Кроме того, численные потоки, интерполированные на основе ENO, часто оказываются негладкими, так как шаблоны в соседних точках могут различаться.

Это может быть исправлено при использовании метода WENO (Weighted Essentially Non-Oscillatory), в котором используются комбинации всех шаблонов, служивших кандидатами для шаблона ENO. Это может быть проиллюстрировано следующим образом:

Предположим, что, при интерполяции «в направлении ветра» в точке интерполяции $i+0.5$ потока имеются три следующих кандидата в шаблоны ENO:

$$S_0(i) = \{x_i, x_{i+1}, x_{i+2}\},$$

$$S_1(i) = \{x_{i-1}, x_i, x_{i+1}\},$$

$$S_2(i) = \{x_{i-2}, x_{i-1}, x_i\},$$

которые в совокупности дают три значения для интерполируемого значения потока:

$$V_{i+0.5}^{(0)}, V_{i+0.5}^{(1)}, V_{i+0.5}^{(2)}.$$

Интерполяция WENO образует выпуклую комбинацию этих трёх значений:

$$V_{i+0.5} = w_0 V_{i+0.5}^{(0)} + w_1 V_{i+0.5}^{(1)} + w_2 V_{i+0.5}^{(2)}.$$

Положительные весовые коэффициенты w_0 , w_1 и w_2 (в сумме составляющие 1.0) выбираются на основе значений в близлежащих точках сетки таким образом, чтобы, с одной стороны, обеспечить высокую точность в гладких областях и, с другой стороны, эмулировать интерполяцию ENO в негладких областях. Для расчёта весовых коэффициентов используются нелинейные формулы, использующие значения так называемых индикаторов гладкости решения. Индикаторы гладкости, которые образованы специально подобранными комбинациями конечных разностей текущего решения, входят в весовые коэффициенты таким образом, чтобы в областях гладкого поля скоростей интерполяционная формула обеспечивала максимально допустимую (при заданном порядке интерполяционного шаблона) точность интерполяции. С другой стороны, вблизи ударных волн и других разрывов течения, формулы WENO практически идентичны формулам ENO.

В качестве поисковой машины оптимизация использует генетический алгоритм. В качестве базового варианта используется ГА с плавающей точкой и следующие генетические операторы: турнирная селекция, оператор размножения, неравномерная мутация, принцип элитизма.

Для эффективного решения задачи многоточечной оптимизации был разработан алгоритм динамического генетического поиска – то есть поиска, в котором значения «генетических операторов» – воспроизведения, скрещивания и мутации – устанавливаются в зависимости от «времени» (номера поколения) и от сходимости процесса поиска.

Подверглись изменению следующие генетические операторы:

- Отбор (selection).

Генетическое население *pop_size* каждого поколения делится на две части. Первая часть состоит из *r* решений с высоким уровнем годности. Вторая часть состоит из *pop_size – r* всех остальных решений, выбранных случайным образом из всех *pop_size* решений, входящих в данное поколение; *r* решений с высоким уровнем годности переходят без изменений в следующее поколение, а *pop_size – r* решений участвуют в процессе воспроизведения. Таким образом, решения с высоким уровнем годности не только автоматически сохраняются в населении, но и активно участвуют в воспроизведении (reproduction).

Размер «элиты» *r* является динамическим параметром, который определяется следующим образом. В первых поколениях значение этого параметра остаётся относительно низким с тем, чтобы обеспечить большее разнообразие решений и не дать более «сильным» решениям уподобить себе всё население. По мере сходимости поиска, значение *r* возрастает. В случае замедления сходимости значение *r* резко снижается.

- Воспроизведение (reproduction).

В генетическом поиске происходит перекрёстный обмен информацией (crossover). Специфически, в алгоритме используется так называемый «multi-cut crossover», то есть хромосомы «разрезаются» на несколько частей, каждая из которых по очереди поставляет информацию воспроизводимым решениям.

Размер «числа разрезов» *Nc* является динамическим параметром, который определяется следующим образом. В первых поколениях значение этого параметра устанавливается равным 5 для того, чтобы обеспечить высокую степень «перемешивания» решений и тем самым обеспечить их большее разнообразие. По мере сходимости поиска, значение *r* постепенно снижается до единицы.

- Мутация (mutation).

Мутация производится следующим образом: Если элемент v_k решения *v* был выбран для мутации, то результатом мутации является:

$$v_k(\text{mutated}) = v_k + \Delta(t, U_k - v_k)$$

(если случайным образом выбранный бит равняется 0),

$$v_k(\text{mutated}) = v_k + \Delta(t, v_k - L_k)$$

(если случайным образом выбранный бит равняется 1).

Функция $\Delta(t, y)$ возвращает случайную величину в диапазоне $[0, y]$ таким образом, что вероятность того, что значение $\Delta(t, y)$ близко к нулю возрастает по мере возрастания времени *t* (номера поколения). Специфически, мы используем функцию

$$\Delta(t, y): \Delta(t, y) = yr(1 - t/T)^b,$$

где *r* – случайное число из отрезка $[0, 1]$, *t* – номер поколения, *T* – максимальный номер поколения и *b* – параметр.

2. Результаты расчетов

Для проведения оптимального аэродинамического проектирования изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса использовался программный продукт OPTIMENGA_AERO. Прежде чем перейти к анализу полученных результатов, приведем последовательность шагов, которые были сделаны в рамках новой технологии проектирования на основе OPTIMENGA_AERO:

1) Из исходного файла (в формате *iges*), описывающего начальную конфигурацию летательного аппарата, были извлечены секционные сечения крыла в заданных значениях координаты Z по размаху крыла, включающие значения размерных координат X, Y, Z на поверхности профиля в каждом из заданных сечений

2) Для каждого сечения были определены значения хорды профиля (в метрах), крутки профиля относительно задней кромки профиля (в градусах), значения вертикального V задней кромки (в метрах) и размерные координаты X, Y, Z задней кромки профиля (в метрах)

3) По определенным значениям хорд, координат X, Y, Z задней кромки профиля и расстояниям между базовыми сечениями были определены углы скоса передней и задней кромки крыла между базовыми сечениями

4) По размерным координатам X, Y, Z на поверхности профиля в каждом из заданных сечений и значениям хорды каждого профиля были определены распределения безразмерных координат $x = X/C, y = Y/C$ на их поверхности

5) По полученным распределениям безразмерных координат $x = X/C, y = Y/C$ на поверхности базовых профилей были определены относительная толщина каждого профиля

6) По полученным распределениям безразмерных координат $x = X/C, y = Y/C$ на поверхности базовых профилей были определены значения относительные толщины каждого профиля в заданных двух значениях $x = X/C$, соответствующих безразмерным координатам бака для топлива

7) По результатам аэродинамических расчетов начального крыла были определены приблизительные значение углов атаки, соответствующих выбранным точкам проектирования, а также значения моментов тангажа в этих точках

Стартовой точкой для оптимизации служило описанное ранее базовое крыло. Была проведена двухточечная оптимизация со следующими точками проектирования:

- $C_Y = 1.2, M = 0.20$ (с весом 0.7),
- $C_Y = 1.8, M = 0.20$ (с весом 0.3).

Первая (основная) точка проектирования соответствовала крейсерскому режиму полета БЛА, а вторая (вспомогательная) была нужна, чтобы обеспечить крылу достаточно большое значение $C_{Y_{\max}}$.

Двухточечная оптимизация позволила снизить коэффициент сопротивления в точке оптимизации $C_Y = 1.20, M = 0.20$ на **24.3** каунта по сравнению с базовым крылом (с 400.7 до 376.4 каунта).

В точке $C_Y = 1.80, M = 0.20$ значение коэффициента сопротивления снизилось на **51.1** каунта по сравнению с базовым крылом (с 830.2 до 779.1 каунта).

Секционные аэродинамические профили крыла по результатам данной оптимизации в сравнении с профилями базового крыла приведены на рис. 1 – 2.

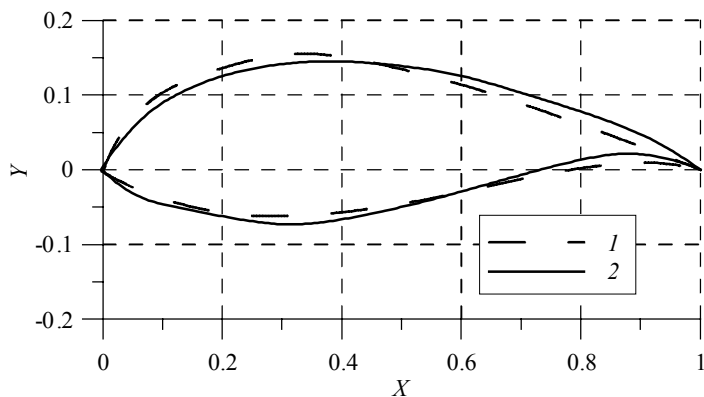


Рис. 1. Сравнение профилей бортовой секции базового (1) и оптимального (2) крыла

Fig. 1. Comparison of the root section profiles for the original (1) and optimal (2) wings

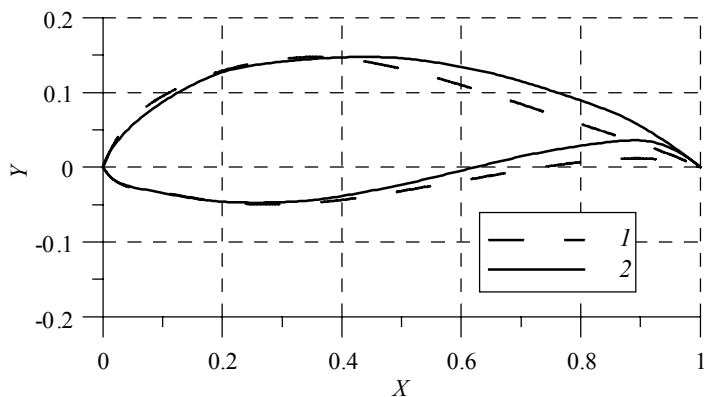


Рис. 2. Сравнение профилей 2-й промежуточной секции базового (1) и оптимального (2) крыла

Fig. 2. Comparison of the 2nd crank section profiles for the original (1) and optimal (2) wings

Дополнительная информация о локальных характеристиках течения около оптимального крыла может быть получена из рис. 3 и 4, на которых приведены сравнения секционных распределений коэффициента давления C_p для начального и оптимального крыла для различных сечений в различных точках полета.

Из анализа сравнений соответствующих распределений давления между начальным и оптимальным крылом видно, что изменение формы крыла привело к благоприятному в аэродинамическом смысле перераспределению нагрузки по всему размаху крыла и значительному улучшению интегральных аэродинамических характеристик.

Это благоприятно отразилось на значении коэффициента сопротивления крыла при значении $C_y = 1.20$, причем сопротивление понизилось для достаточно большой окрестности основной точки проектирования как по числу Маха, так и по коэффициенту подъемной силы.

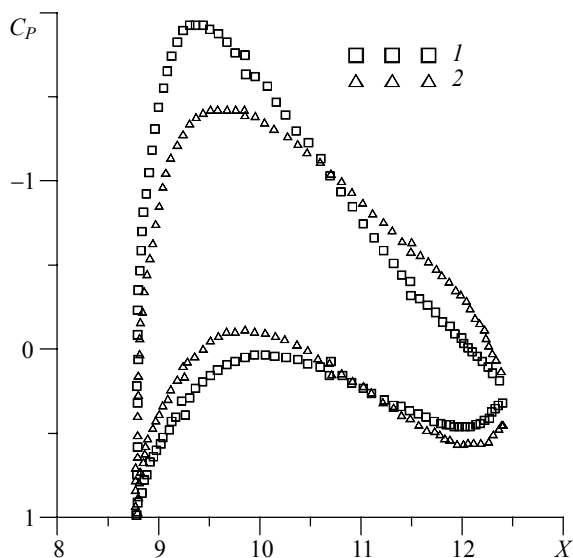


Рис. 3. Сравнение распределений давления в бортовом сечении $Z = 0.0$ м по размаху крыла при $C_Y = 1.20$ для $M = 0.20$ для базового (1) и оптимального (2) крыла

Fig. 3. Comparison of the pressure distributions in the cross section $Z = 0.0$ m over the wingspan at $C_Y = 1.20$ and $M = 0.20$ for the original (1) and optimal (2) wings

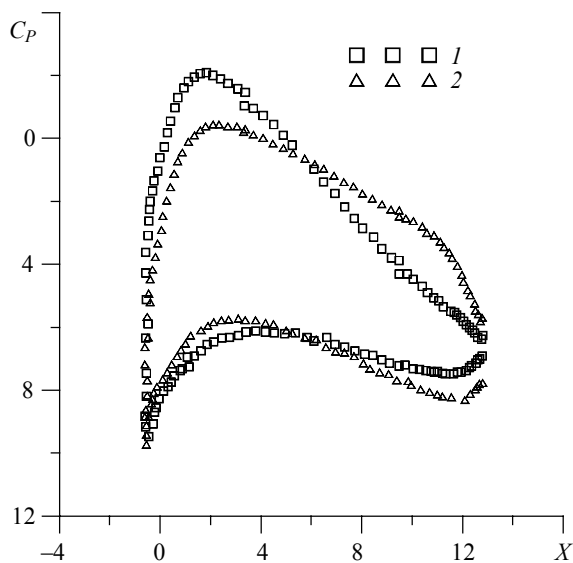


Рис. 4. Сравнение распределений давления в сечении $Z = 2.15$ м по размаху крыла при $C_Y = 1.20$ для $M = 0.20$ для базового (1) и оптимального (2) крыла

Fig. 4. Comparison of the pressure distributions in the cross section $Z = 2.15$ m over the wingspan at $C_Y = 1.20$ and $M = 0.20$ for the original (1) and optimal (2) wings

Это означает, что улучшения, полученные при проектировании, носят не локальный характер и устойчивы к малым изменениям условий полета, что является необходимым условием для практического использования этих результатов.

В заключение приведем сравнения поляра сопротивления между начальным и оптимальным крылом (рис. 5), а также соответствующие сравнения зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (рис. 6).

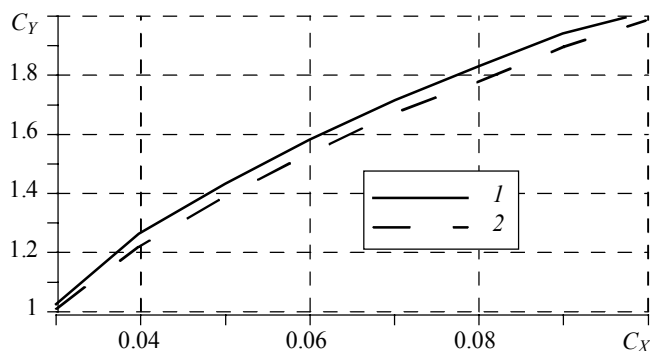


Рис. 5. Сравнение поляры сопротивления базового (1) и оптимального (2) крыла БЛА для $M = 0.20$

Fig. 5. Comparison of the drag polars for the original (1) and optimal (2) UAV wings at $M = 0.20$

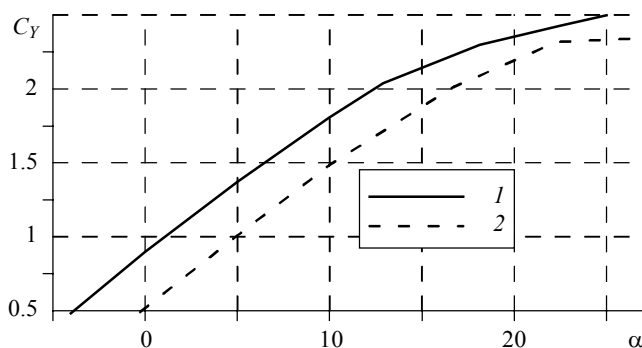


Рис. 6. Сравнение зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки базового (1) и оптимального (2) крыла БЛА для $M = 0.20$

Fig. 6. Comparison of the dependence of lift coefficient on the angle of attack for the original (1) and optimal (2) UAV wings at $M = 0.20$

Заключение

В заключение отметим, что детальный анализ полученных аэродинамических характеристик оптимального крыла показывает, что двухточечная оптимизация позволила успешно решить задачу оптимального проектирования крыла, поскольку:

- Оптимальное крыло обладает значительно меньшим сопротивлением в основной точке проектирования $C_y = 1.20$, $M = 0.20$ ($C_x = 376.2$ каунта) и может эксплуатироваться при крейсерском полете при $M = 0.20$ и его окрестностях;
- Оптимизация позволила улучшить планерное качество крыла на 7 %;

- Оптимальное крыло обладает лучшими аэродинамическими характеристиками в широкой окрестности точки проектирования по числам Маха и коэффициента подъемной силы и устойчиво к малым изменениям условий полета;
- Оптимальное крыло отвечает всем заданным геометрическим и аэродинамическим ограничениям.

ЛИТЕРАТУРА

1. Michalewicz Z. Genetic algorithms + data structures = evolution programs. New York: Springer-Verlag, 1992, Artificial Intelligence.
2. Пейгин С.В., Periaux J., Тимченко С.В. Применение генетических алгоритмов для оптимизации формы тела по тепловому потоку // Математическое моделирование. 1998. Т. 10. № 9. С. 111–122.
3. Казаков В.Ю., Пейгин С.В., Тимченко С.В. Оптимизация траектории входа в атмосферу Земли по интегральному тепловому потоку // Прикладная механика и техническая физика. 2000. Т. 41. № 4. С. 112–121.
4. Орлов С.А., Пейгин С.В., Степанов К.А., Тимченко С.В. Эффективная реализация нелинейных ограничений при оптимизации трехмерных трансзвуковых крыльев // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2015. № 1. С. 72–81.
5. Epstein B., Peigin S., Bolsunovskiy A., Timchenko S.V. Aerodynamic shape optimization by automatic hybrid genetic tool OPTIMENGA AERO // Source of the Document 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting AIAA Science and Technology Forum and Exposition, SciTech 2014.
6. Тимченко С.В. Параллельный генетический алгоритм для решения задач многокритериальной оптимизации // Ползуновский вестник. 2012. № 2/1. С. 103–107.
7. Epstein B., Averbuch A. and Yavneh I. An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows // J. Computational Physics. 2001. V. 168. P. 316–328.
8. Epstein B., Peigin S.V. Implementation of WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) Approach to Navier – Stokes Computations // International J. CFD. 2004. V. 18. No. 3.

Статья поступила 03.05.2018 г.

Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2018) AERODYNAMIC DESIGN FOR AN ISOLATED THREE-DIMENSIONAL WING OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 54. pp. 118–130

DOI 10.17223/19988621/54/10

Keywords: optimal design, full Navier – Stokes equations, non-linear constraints, drag coefficient, pitch moment.

A new technology of the optimal design of aerodynamic configurations based on a new generation software product is used for aerodynamic design of a three-dimensional wing of the middle class unmanned aerial vehicle. The optimal shape of the wing, which is characterized by minimum total drag at a fixed lift coefficient and corresponding to the specified geometric and aerodynamic constraints, is determined on the basis of the global search method and numerical solutions of the complete Navier – Stokes equations. It is shown that the proposed approach provides reduction in a wing drag in the cruise flight zone and significantly reduces the material and time costs for aerodynamic aircraft design. An optimal wing has a significantly lower drag at the main design point, and it can be used during cruising and in its vicinity. Optimization allows improving of the glider wing quality. An optimal wing is distinguished by better aerodynamic characteristics in the wide vicinity of design point in terms of the Mach numbers and lift coefficient. Such wing is resistant to small changes in the flight conditions and it meets all given geometric and aerodynamic constraints.

STEPANOV Kirill Aleksandrovich (Tomsk State University, Tomsk, Innovation Center "SKOLKOVO", Moscow, Russian Federation). E-mail: kirill.stepanov.90@mail.ru

TIMCHENKO Sergey Viktorovich (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Innovation Center "SKOLKOVO", Moscow, Russian Federation). E-mail: tsv@ftf.tsu.ru

REFERENCES

1. Michalewicz Z. (1992) *Genetic algorithms + Data structures = Evolution programs*. New York: Springer-Verlag.
2. Peygin S.V., Periaux J., Timchenko S.V. (1998) Primenenie geneticheskikh algoritmov dlya optimizatsii formy tela po teplovomu potoku [Application of genetic algorithms in a body shape optimization in terms of a heat flux]. *Matematicheskoe modelirovanie – Mathematical Models and Computer Simulations*. 10(9). pp. 111–122.
3. Kazakov V.Yu., Peygin S.V., Timchenko S.V. (2000) Optimizatsiya traektorii vkhoda v atmosferu Zemli po integral'nomu teplovomu potoku [Optimization of the trajectory of the earth atmosphere entry according to the integral heat flux]. *Prikladnaya matematika i tekhnicheskaya fizika – Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 41(4). pp. 112–121.
4. Orlov S.A., Peygin S.V., Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2015) Effektivnaya realizatsiya nelineynykh ogranicheniy pri optimizatsii trekhmernykh transzvukovykh kryl'ev [Effective implementation of nonlinear constraints in optimization of three-dimensional transonic wings]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 1(33). pp. 72–81. DOI: 10.17223/19988621/33/7.
5. Epstein B., Peigin S., Bolsunovskiy A., Timchenko S.V. (2014) Aerodynamic shape optimization by automatic hybrid genetic tool OPTIMENGA AERO. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. DOI: 10.2514/6.2014-0569.
6. Timchenko S.V. (2012) Parallel'nyy geneticheskiy algoritm dlya resheniya zadach mnogokriterial'noy optimizatsii [A parallel genetic algorithm for solving multicriterion optimization problems]. *Polzunovskiy vestnik*. 2(1). pp. 103–107.
7. Epstein B., Averbuch A., Yavneh I. (2001) An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows. *Journal of Computational Physics*. 168(2). pp. 316–328. DOI: 10.1006/jcph.2001.6698.
8. Epstein B., Peigin S.V. (2004) Application of WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) Approach to Navier – Stokes Computations. *International Journal of CFD*. 18(3). pp. 289–293. DOI: 10.1080/1061-8560310001621243.