

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 533.601 (075.8)

МЕТОДИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КРЫЛЬЕВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Пархаев Е.С.* , Семенчиков Н.В.**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

** e-mail: EgorParhaev@yandex.ru*

*** e-mail: semenchikovnv@rambler.ru*

Предложен алгоритм аэродинамической оптимизации несущих поверхностей малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (МБЛА), режимы полета которых находятся в области критических чисел Рейнольдса Re . В основе алгоритма лежит численная оптимизация формы сечений крыла, для которой исходными данными являются результаты аэродинамического расчета трехмерной модели, а именно распределений коэффициента подъемной силы по размаху крыла. Трехмерная аэродинамическая модель была реализована по средствам панельного метода [1], оптимизация профилей крыла проводилась с помощью метода [2], дополненного рядом геометрических ограничений. Представлены результаты численной оптимизации по критерию максимального качества для крыльев прямоугольной формы в плане, удлинений $\lambda = 5$ и $\lambda = 10$, при числе $Re = 200\,000$, а также оптимизации стреловидного крыла с использованием предложенного метода. Показано, что удастся увеличить аэродинамическое качество крыла, уменьшая долю сопротивления, связанного с возникновением ламинарно-турбулентного перехода и образованием местного отрыва потока.

Ключевые слова: малые числа Рейнольдса, крылья МБЛА, учет ламинарно-турбулентного перехода, численная оптимизация.

Введение

В настоящее время важной проблемой является создание оптимального, с точки зрения аэродинамического проектирования, облика малоразмерного беспилотного летательного аппарата. Повышение аэродинамической эффективности МБЛА в значительной степени сказывается на его летно-технических характеристиках и способности выполнения той или иной технической задачи в целом [3].

Из-за малых размеров и относительно небольшой скорости набегающего потока режимы полета МБЛА соответствуют области критических чисел Re , что значительно усложняет моделирование обтекания несущих поверхностей данных аппаратов. При малых числах Re преобладает влияние сил вязкости потока, что является причиной возникновения такого сложного явления, как ламинарно-турбулентный переход с образованием местного отрыва

потока (отрывного пузыря), впервые исследованного в [4]. Размером отрывной области и положением перехода можно управлять, изменяя форму профиля крыла МБЛА, тем самым оказывая влияние на аэродинамические характеристики всего аппарата. Таким образом, при проектировании МБЛА требуется такой метод аэродинамической оптимизации, который бы учитывал все вязкие эффекты, что позволило бы посредством алгоритма оптимизации минимизировать потери, связанные с возникновением отрывного пузыря. На данный момент существует лишь ограниченное число моделей аэродинамического анализа, которые способны решать такую задачу.

Для моделирования обтекания и вычисления аэродинамических характеристик летательных аппаратов (ЛА) с учетом вязкости используются различные подходы. Первый подход представляет собой решение осредненных по времени уравнений Навье—Стокса по методу Рейнольдса с соответствующей технической приложению моделью турбулентности [5, 6]. Это наиболее общий метод, применяемый для широкого класса задач внешней и внутренней аэродинамики, основной недостаток его — потребность в большом количестве вычислительных ресурсов, при этом качество результатов расчета и их сходимость с экспериментом во многом определяются выбранной моделью турбулентности [7]. Другой подход можно условно назвать *методом особенностей*. В этом случае невязкое обтекание моделируется посредством вихрей [8], источников и стоков и другими аэродинамическими особенностями [9], расчет параметров пограничного слоя осуществляется методами вязко-невязкого взаимодействия [10], а ламинарно-турбулентный переход предсказывается в контексте моделей теории устойчивости, например [11]. Этот подход гораздо менее затратен с точки зрения машинного времени, но применим только для ограниченного круга инженерных задач. Данная методология хорошо реализована для расчета аэродинамических характеристик профиля крыла [12] и не до конца проработана для обтекания тел произвольной формы [13].

Оптимизацией несущих поверхностей при использовании вышеописанных подходов в разное время занимались исследователи всего мира. К числу первых решений задач по оптимизации крыльев пилотируемых ЛА относятся полученные в [14, 15]. Однако работ по аэродинамической оптимизации крыльев МБЛА с учетом специфики аэродинамики малых чисел Re явно недостаточно.

В настоящей статье предлагается комбинированный метод аэродинамической оптимизации

крыльев МБЛА, режимы полета которых соответствуют диапазону критических чисел Рейнольдса порядка 10^5 — 10^6 . Согласно этому методу сначала рассчитываются пространственное безотрывное обтекание и аэродинамические характеристики крыла конечного размаха. Форма крыла в плане, удлинение крыла и другие геометрические параметры предполагаются известными и заданными. Расчет ведется с помощью надежного панельного метода [1]. Затем проводится оптимизация формы профилей крыла с учетом ламинарно-турбулентного перехода и отрывных явлений, для чего применяется метод [2].

Описание метода

При построении алгоритма оптимизации крыльев были приняты следующие допущения: расчет параметров обтекания с использованием модели 3-мерного анализа [1] является невязким и безотрывным; расчет вязкого отрывного обтекания происходит в контексте 2-мерной задачи вязко-невязкого взаимодействия [16]; расчет интегральных аэродинамических характеристик по размаху крыла производится по методу [17]. В основе предложенного метода лежит предположение о том, что аэродинамические характеристики изолированного профиля крыла могут быть экстраполированы на крыло. Это связано с тем, что крылья МБЛА имеют, как правило, большое удлинение ($\lambda > 3$) и гипотеза плоских сечений [18] для них применима.

1. В качестве исходных данных для решения задачи оптимизации задаются форма крыла конечного размаха в виде сверху с соответствующими функциями распределения по размаху толщины $c = c(z)$ и крутки $\varphi = \varphi(z)$ и соответствующая полетному режиму скорость полета V_∞ .

2. Производится аэродинамический расчет крыла, при котором индуктивное сопротивление вычисляется с помощью невязкого панельного метода [1]. Профильное сопротивление в каждом сечении крыла вычисляется с помощью метода двумерного вязко-невязкого взаимодействия [12]. Коэффициент профильного сопротивления всего крыла в таком случае будет определяться соотношением

$$C_{xap} = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{l/2} C_{xap\text{сеч}} b_l dz,$$

где $C_{xap\text{сеч}}$ — коэффициент сопротивления сечения крыла.

При расчете с помощью панельного метода обтекание моделируется системой вихрей, распреде-

ленных по верхней и нижней поверхностям крыла. Расчет проводится в безотрывной области обтекания крыла, т.е. в диапазоне углов атаки от -5 до 10° . Результатом расчета является набор распределений циркуляции $\Gamma = \Gamma(z)$ при разных углах атаки. С помощью уравнения связи $\Gamma(z) = C_{ya} V_\infty b(z) / 2$ переводится в $C_{ya} = C_{ya}(z)$. Таким образом, совместив результаты использования перечисленных методов, можно произвести полный аэродинамический расчет крыла и получить площадь крыла, т. е. зависимость $C_{xa} = C_{xa}(C_{ya})$.

3. Задаются полетным коэффициентом подъемной силы крыла $C_{ya_{пол}}$, при котором необходимо оптимизировать аэродинамические характеристики крыла по выбранному критерию оптимизации, например по критерию максимального качества. Таким образом, можно считать, что исходное и оптимизированное крыло создают одинаковую подъемную силу, т.е. $C_{ya_{опт}} = C_{ya_{исх}}$.

4. Так как распределение коэффициентов подъемной силы $C_{ya}(z)$ по размаху крыла представляет собой кривую, по форме близкую к эллипсу, то контрольные сечения $z \dots z_i$ по размаху крыла необходимо выбирать таким образом, чтобы большая часть сечений была сконцентрирована на концевой части крыла от 50 до 100 % его размаха. Из опыта вычислений следует, что таких сечений должно быть не менее пяти.

5. Для выбранных сечений и соответствующих им наборов профилей с координатами $y_i = y(x)$, расположенных по $z \dots z_i$, решается задача оптимизации при соответствующих им значениях локального коэффициента подъемной силы крыла $C_{ya}(z_i)$. Находится минимум целевой функции $\min F(X) \equiv \min C$ при заданных ограничениях. Таким образом, минимизируем коэффициент сопротивления крыла в каждом его сечении. Результатом будет набор оптимизированных контуров, из которых можно сформировать новое, оптимизированное крыло.

6. Переход к шагу №2. Далее продолжается новый цикл до выполнения критерия остановки процесса оптимизации. Критерием является значение градиента целевой функции.

Функции ограничений

С целью увязки двумерной и трехмерной задач аэродинамического расчета и построения оптимизационной процедуры в выбранных сечениях крыла необходимо вводить геометрические ограничения, одно из которых $c_i = c(x, z)$ — распределение толщины профиля по размаху крыла. Ограничение по толщине профиля вводится не менее чем в двух местах по хорде профиля: ограничение на толщину задней кромки профиля $\bar{c}_{зк} = 0.02$, а также при значении относительной хорды профиля $\bar{x} = 0.25$, что отвечает конструкционным и технологическим требованиям. С целью устранения локальных неровностей было предложено ввести ограничение

$K = K(x, y)$ — локальное изменение кривизны, функция сглаживания поверхности. Отдельное внимание следует уделить ограничению по кривизне

$K = \frac{1}{R_x}$, где R_x — местный радиус кривизны на

профиле;

$$K(x, y) = \frac{1}{\sqrt{(y_i - y_c)^2 + (x_i - x_c)^2}},$$

x_c, y_c — координаты центра окружности локальной кривизны; x_i, y_i — соответствующие координаты контура крыла.

Координата центра локальной кривизны и, соответственно, радиус кривизны могут быть вычислены при выборе трех точек профиля с координатами $[x_i, y_i]$, в любой его окрестности.

В [19] было показано, что при большом количестве критериев оптимизации на профиле возникает ряд неровностей прямо пропорционально количеству критериев оптимизации. Это объясняется тем, что геометрия профиля таким образом локально отвечает каждому критерию целевой функции. В результате это приводит к нереализуемым на практике контурам. На рис. 1 показаны два примера профилей, полученных с использованием много-



Рис. 1. Сравнение двух профилей с использованием ограничения по локальной кривизне (а) и без ограничения (б)

критериальной оптимизации с учетом предложенного ограничения по кривизне и без него.

В [19] были рассмотрены примеры как с ограничением по коэффициенту момента тангажа

$$C_{ma\text{ опт}} \geq C_{ma\text{ исх}}, \text{ так и без него } C_{ma\text{ опт}} > -\infty.$$

Параметризация

Параметрическая модель профиля крыла относится к наиболее важным компонентам процесса оптимизации. Высокая точность аппроксимации контура при наименьшем количестве переменных проектирования является определяющим критерием выбора параметрической кривой. Одной из немногих параметрических техник, удовлетворяющих этому критерию, является модель, предложенная в [14]. Характерное преимущество данной параметризации в том, что она обладает наименьшим количеством переменных при достаточно высокой точности аппроксимации и в сравнении с другими подходами обладает наиболее быстрой сходимостью при наименьших вычислительных затратах [20]. Параметризация представляет собой изменение координат исходного профиля $y_{\text{исх}}$ посредством линейной комбинации параметрической функции $f_i(x)$ и переменных a_i :

$$y(x) = y_{\text{исх}} + \sum_{i=1}^N a_i f_i(x);$$

$$f_i(x) = \left[\sin\left(\pi x \frac{\log 0.5}{\log x_{m_i}}\right) \right]^t, \quad 0 \leq x \leq 1,$$

где a_i — переменная амплитуды параметрической функции; $y(x)$ — набор точек, образующих профиль с координатами $[x, y]$; $0 < x_m < 1$ — положение максимума функции $f(x)$; t — переменная фазы параметрической функции.

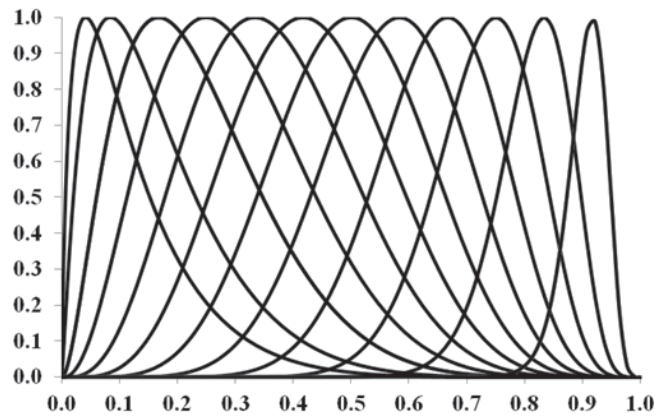


Рис. 2. Графическое представление параметрической функции

Графическое представление параметрической функции $f(x)$ показано на рис. 2 для двенадцати различных значений x_m при $t = 5$, что соответствует фазе параметрической функции, равной 20 % хорды крыла.

Геометрия профиля изменяется с помощью восьми параметрических функций, из которых четыре расположены на верхней и четыре — на нижней дужках контура. Таким образом, суммарно параметризация представляет собой пространство из 24 переменных.

Для подтверждения сформированной параметрической модели был проведен ряд численных экспериментов, в которых показано, что такое количество переменных является достаточным для точного воспроизведения геометрии профиля. Распределение отклонения ординат профиля

$$\delta = \sum \left[\overline{y_{\text{исх}}} - \overline{y_{\text{аппрокс}}} \right],$$

где $\overline{y_{\text{исх}}}$ — относительная ордината исходного профиля; $\overline{y_{\text{аппрокс}}}$ — относительная ордината параметрического профиля крыла, показано на рис. 3.

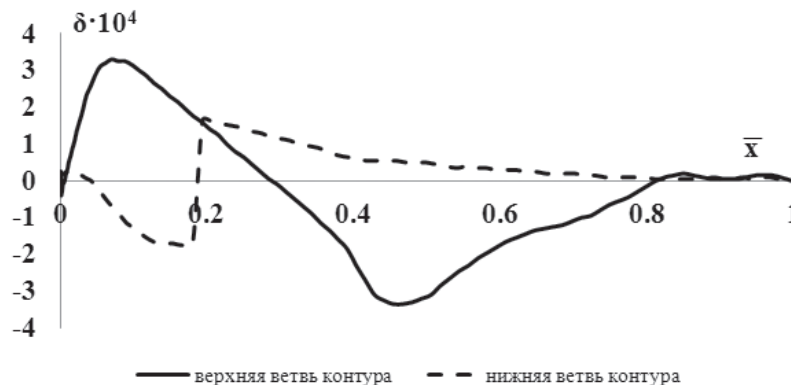


Рис. 3. Относительное отклонение ординат параметрического контура от исходного

При точности аппроксимации $\delta < |\pm 4 \cdot 10^{-4}|$ контура нет влияния изменения геометрии профиля на распределение давления по профилю крыла и, как следствие, на аэродинамические коэффициенты (рис. 4).

Следуя предложенному алгоритму, полетный коэффициент подъемной силы $C_{ya\text{ пол}}$ считаем заданным. В таком случае нахождение минимума целевой функции сводится к минимизации коэффициента лобового сопротивления крыла, т. е.

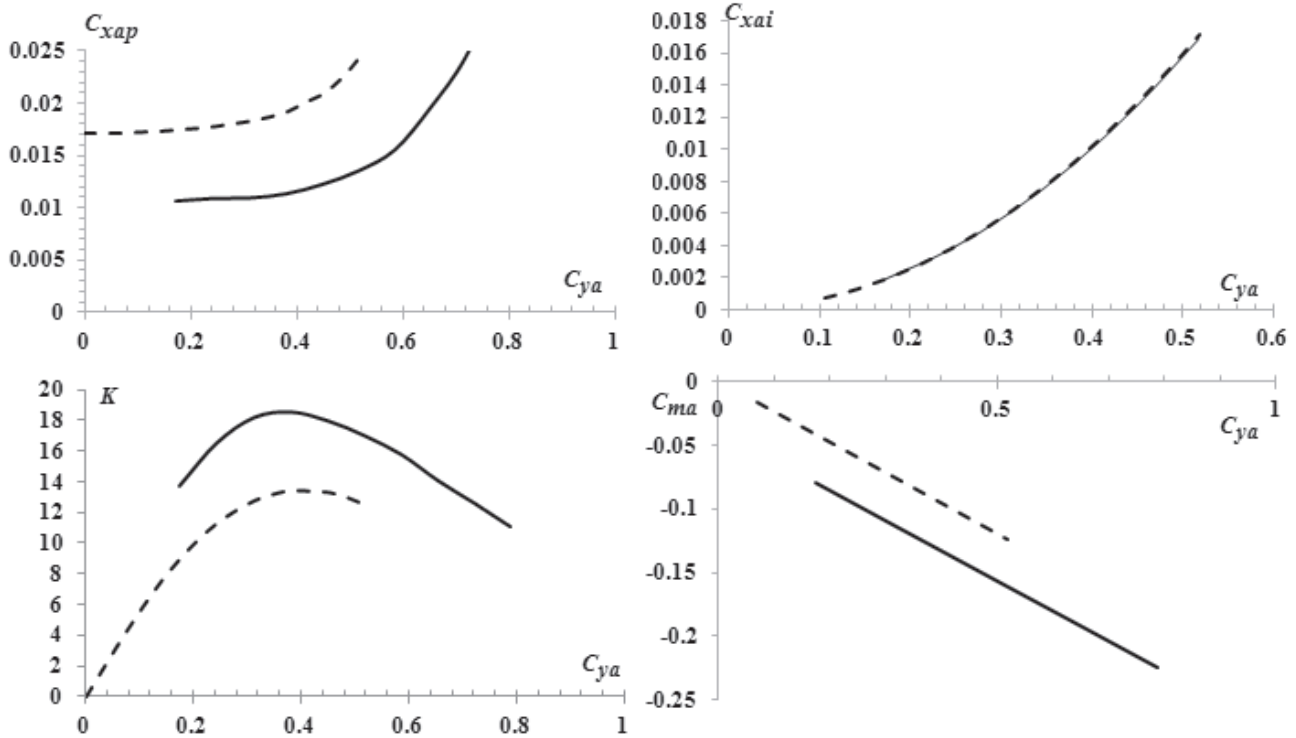


Рис. 4. Сравнение аэродинамических коэффициентов исходного (пунктирная линия) и оптимизированного (сплошная линия) крыльев

Целевая функции

Как было показано в [2], необходима многокритериальная постановка задачи оптимизации. В общем случае при оптимизации крыла каждое его сечение работает в своем диапазоне углов атаки и чисел Re при заданном режиме полета. В таком случае целевую функцию можно записать в следующем виде:

$$F(X) = \sum_{i=1}^N w_m C_i,$$

где j — количество выбранных сечений крыла оптимизации; N — количество выбранных критериев оптимизации; $0 \leq w \leq 1, \sum w_m = 1$ — вес того или иного выбранного критерия; C — аэродинамический критерий оптимизации:

$$C = \begin{cases} C_{xa}; \\ \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{\frac{3}{2}}}; \\ K. \end{cases}$$

$$\min F(X) \equiv \min C_{xa}.$$

Примеры применения предложенной методики

Пример №1. Оптимизация прямого плоского крыла малого удлинения без ограничения по коэффициенту момента. Рассмотрим простейший случай оптимизации крыла с удлинением $\lambda = 5$ прямоугольной формы в плане и с симметричными профилями NACA0008 в корневой части крыла и NACA0005 в концевой. В качестве ограничений было задано линейное распределение толщины в корневой части крыла $\bar{c}_{0.25} = 0.08$ и в концевой $\bar{c}_{0.25} = 0.05$, а также ограничение по задней кромке всего крыла $\bar{c}_{зк} = 0.02$. Ввиду прямоугольной формы в плане $Re = 200\ 000$ по размаху крыла не изменяется. Ограничения по коэффициенту момента не применялись, т. е. $C_{ma\text{ опт}} > -\infty$. Оптимизация профилей крыла проводилась в шести его сечениях, распределенных, как показано на рис. 5. Задача заключалась в том, чтобы найти минимум целевой функ-

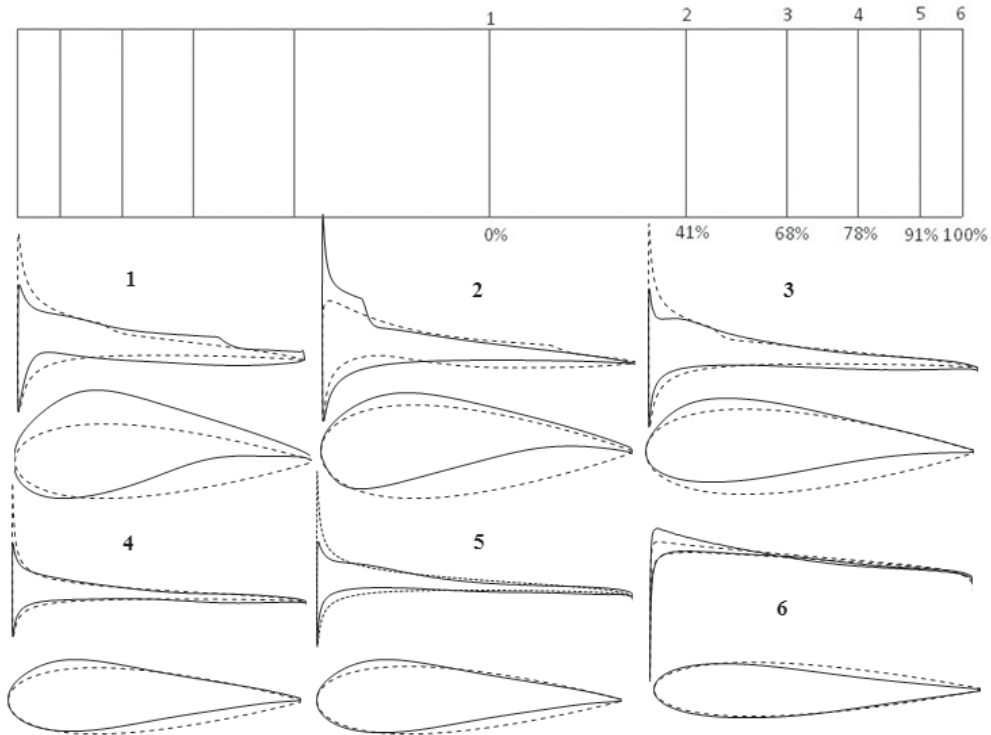


Рис. 5. Сравнение распределений давления по сечениям исходного (пунктирная линия) и оптимизированного (сплошная линия) крыльев

ции по критерию минимального коэффициента сопротивления крыла:

$$\min F(X) \equiv \min C_{xa}$$

при $C_{ya \text{ пол}} = 0.35$ (рис. 6, а).

Пример №2. Оптимизация прямого плоского крыла большого удлинения с ограничением по коэффициенту момента, т.е. $C_{ma \text{ опт}} \geq C_{ma \text{ исх}}$. Рассмотрим простейший случай оптимизации крыла с удлинением $\lambda = 10$ прямоугольной формы в плане и с профилями DAI1335 в корневой части крыла и DAI1336 в концевой, предложенный в [21]. В качестве ог-

раничений было задано линейное распределение толщины в корневой части крыла $\bar{c}_{0.25} = 0.12$ и в концевой $\bar{c}_{0.25} = 0.1$, а также ограничение по задней кромке всего крыла $\bar{c}_{\text{зк}} = 0.02$. Ввиду прямоугольной формы в плане $Re = 200\ 000$ по размаху крыла не изменяется. Оптимизация профилей крыла проводилась в шести его сечениях с распределением сечений, подобным рис. 5. Велась оптимизация целевой функции:

$$\min F(X) \equiv \min C_{xa}$$

при $C_{ya \text{ пол}} = 0.65$ (рис. 6, б).

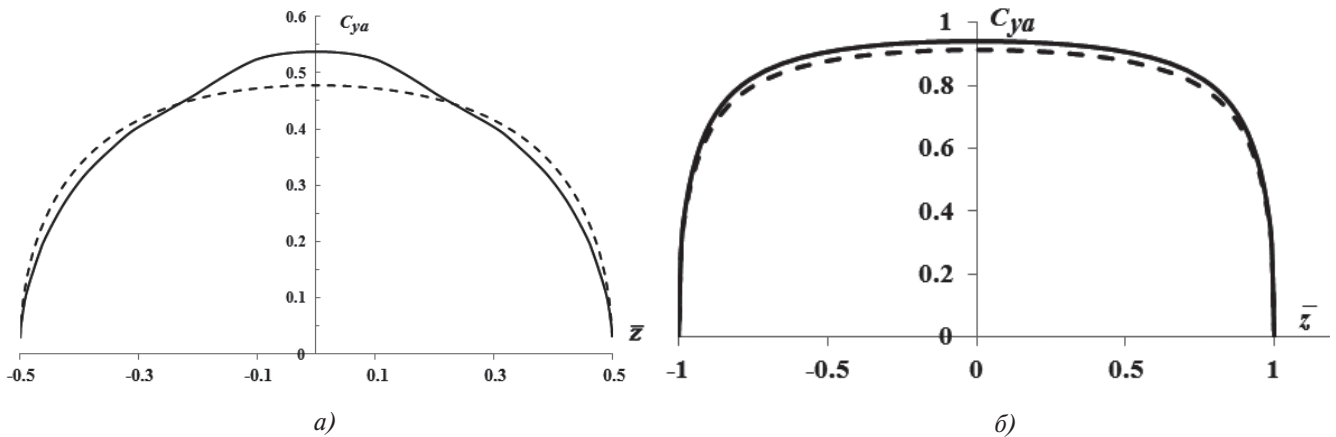


Рис. 6. Сравнение распределений коэффициентов подъемной силы по размаху исходного (пунктирная линия) и оптимизированного крыльев (сплошная линия): а — для примера №1; б — для примера №2

Пример №3. Оптимизация типичной компоновки МБЛА по схеме «летающее крыло». Среди множества компоновок схема «летающее крыло» обладает рядом преимуществ: высокое аэродинамическое качество, живучесть аппарата в целом и наилучшая весовая отдача. Несмотря на то, что МБЛА осуществляет свой полет на дозвуковых режимах, крыло проектируется стреловидным с целью обеспечения продольной устойчивости аппарата. Согласно статистике крылья таких аппаратов имеют умеренную стреловидность по передней кромке, $\chi_{пк} < 25^\circ$. Рассмотрим стреловидное крыло с геометрическими параметрами, соответствующими статистическим для класса МБЛА: удлинение $\lambda = 8$ и сужение $\eta = 2$, сформированное из

ческой круткой в сравнении с эллиптическим законом циркуляции.

Оптимизация велась по критерию минимального коэффициента сопротивления

$$\min F(X) \equiv \min C_{xa}$$

при $C_{ya\text{ пол}} = 0.35$.

Обсуждение результатов и выводы

Рассмотрен ряд примеров оптимизации типичных для МБЛА несущих поверхностей. На рис. 7 и 9 видно, что удается увеличить качество за счет минимизации профильного сопротивления крыла, при этом индуктивное сопротивление и коэффициент момента остаются неизменными относительно исходного крыла.

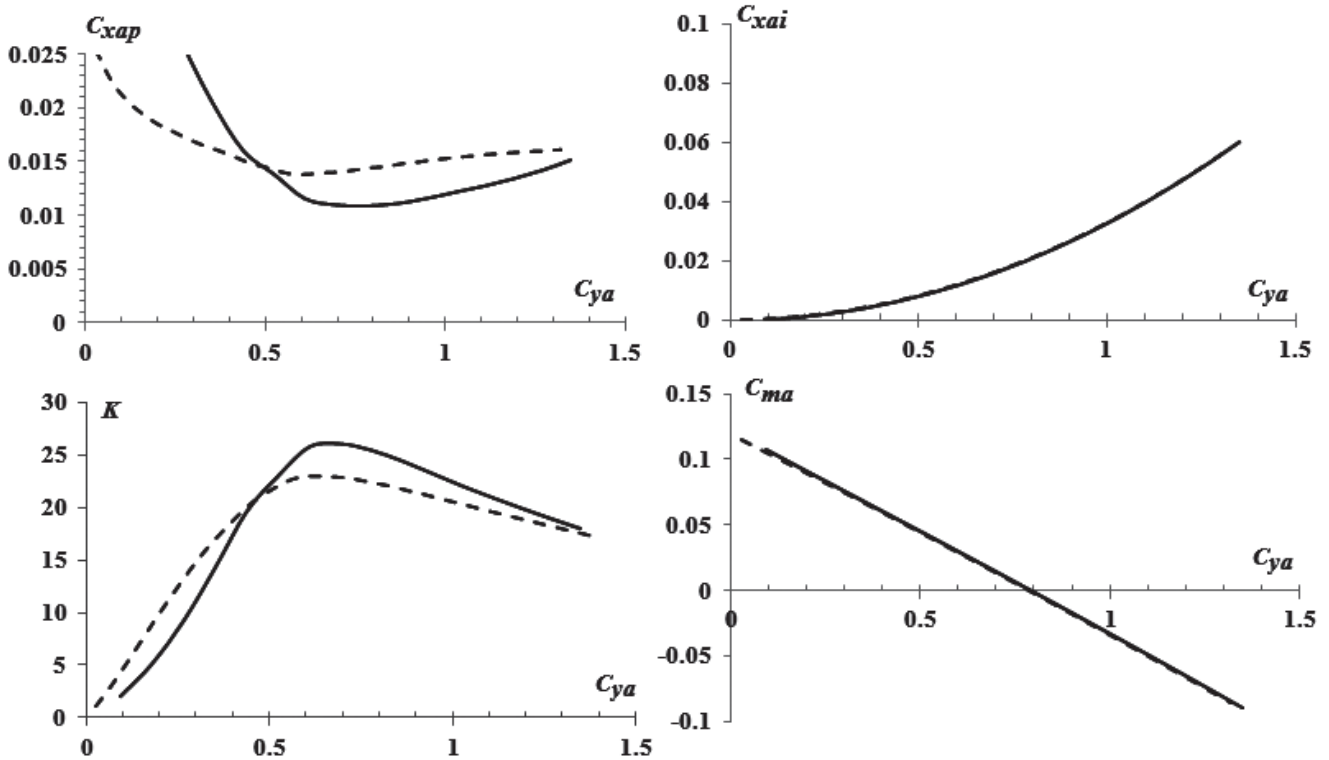


Рис. 7. Сравнение аэродинамических коэффициентов исходного и оптимизированного крыльев

профилей МН64 [22], специализированных для «летающих крыльев». Относительная толщина профиля $\bar{c} = 0.09$ по размаху не менялась, и геометрическая крутка была задана по линейному закону с соответствующими углами установки сечений 0° в корне крыла и -3.7° в конечном сечении. Стреловидность по передней кромке $\chi_{пк} = 25^\circ$, скорость полета $V_\infty = 15$ м/с, типичные для МБЛА, соответствуют $Re = 500\ 000$ в корневом сечении крыла и $250\ 000$ — в конечном. На рис. 8 представлено полученное распределение коэффициента подъемной силы по размаху стреловидного крыла с геометри-

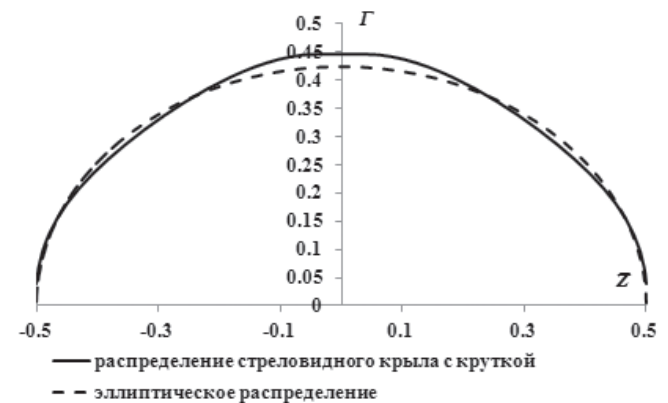


Рис. 8. Сравнение распределений циркуляции по размаху крыла

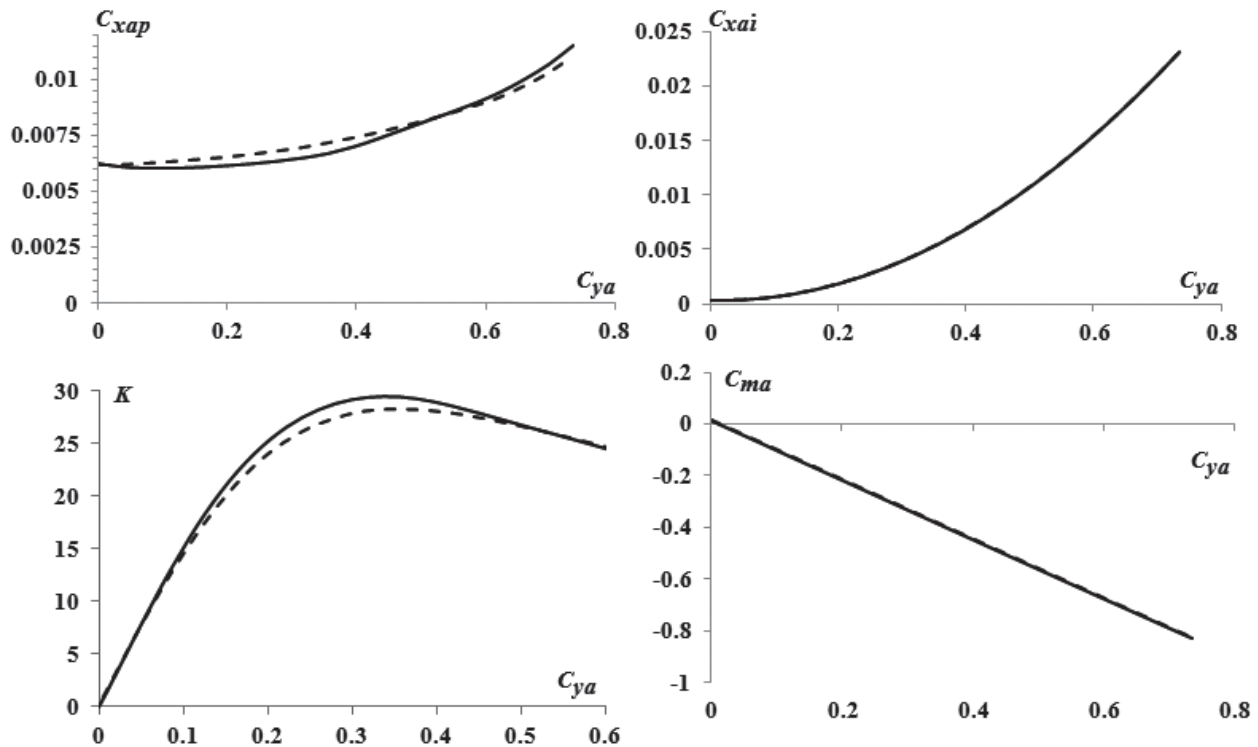


Рис. 9. Сравнение аэродинамических характеристик исходного (пунктирная линия) и оптимизированного (сплошная линия) крыльев

Показано, что при ограничении по коэффициенту момента и геометрическим параметрам исходного крыла в процессе оптимизации удастся снизить профильное сопротивление крыла за счет минимизации профильного сопротивления, связанного с образованием ламинарно-турбулентного перехода с образованием отрыва, тем самым повышая аэродинамическую эффективность крыла. Выигрыш в аэродинамическом качестве крыла составляет порядка 5–10%.

Показано, что при оптимизации в отсутствие ограничения по коэффициенту момента удастся получить большой выигрыш (больше 10%) в аэродинамическом качестве. Увеличение качества происходит за счет изменения срединной поверхности крыла и как следствие — изменения коэффициента момента. В таком случае распределение коэффициента подъемной силы $C_{ya}(z)$ отклоняется от исходного.

Оптимизация сечений крыла при ограничении по коэффициенту момента никак не сказывается на форме распределения коэффициента подъемной силы по размаху крыла $C_{ya}(z)$.

Следует отметить ряд ограничений по применению предложенного метода. В большинстве своем они связаны с использованием невязких моделей потенциального течения. Во-первых, погрешность результатов будет увеличиваться с ростом углов атаки, соответствующих отрывным режимам обтекания крыла. Отчасти эта проблема может быть

решена с использованием нелинейных моделей 3-мерного аэродинамического анализа (например [17]). Погрешность в предсказании вязкого сопротивления будет расти, например, с увеличением стреловидности крыла или при скольжении аппарата, т.е. при возникновении тангенциальной составляющей скорости набегающего потока, ввиду того, что модель двумерного вязко-невязкого взаимодействия [16] предсказывает лишь плоский случай отрывного обтекания.

Стоит отметить, что изложенный алгоритм аэродинамической оптимизации МБЛА оказывается весьма эффективным за счет менее трудоемких, с точки зрения вычислительных мощностей, процедур в отличие от методов оптимизации, таких как [23], основанных на прямом решении уравнений Навье—Стокса, осредненных по методу Рейнольдса.

Библиографический список

1. Маслов Л.А. К расчёту циркуляционного обтекания телесного крыла малого удлинения идеальной жидкостью: Труды ЦАГИ. № 2005. — М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1979. — 33 с.
2. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56884>
3. Брусов В.С., Петручик В.П., Морозов Н.И. Аэродинамика и динамика полета малоразмерных беспилотных летательных аппаратов.

- лотных летательных аппаратов: Монография. — М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. — 136 с.
4. *Tani I.* Low-speed flows involving bubble separations // *Progress in Aeronautical Sciences*. 1964. Vol. 5, pp. 70-103. DOI: 10.1016/0376-0421(64)90004-1
 5. *Spalart P.R., Allmaras S.R.* A one-equation turbulence model for aerodynamic flows// 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, 1992, p. 439. DOI: 10.2514/6.1992-439
 6. *Langtry R.B., Menter F.R.* Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes // *AIAA Journal*. 2009. Vol. 47. No. 12, pp. 2894-2906. DOI: 10.2514/1.42362
 7. *Вождаев В.В.* Влияние модели турбулентности на точность расчета аэродинамических характеристик механизированного крыла // *Техника воздушного флота*. 2011. №3. С. 16-22.
 8. *Белоцерковский С.М.* Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. — М.: Наука, 1965. — 244 с.
 9. *Дубасов В.Т., Бондарев Е.Н., Рыжов Ю.А.* и др. Аэрогидромеханика. — М.: Машиностроение, 1993. С. 132-154 (608 с.).
 10. *Lighthill M.J.* A new method of two-dimensional aerodynamic design. — H.M. Stationery Office, 1945. — 25 p.
 11. *Ingen J.V.* The e^N method for transition prediction. Historical review of work at TU Delft // 38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 23-26 June 2008, Seattle, Washington, p. 49. DOI: 10.2514/6.2008-3830
 12. *Drela M. and Gilest M.B.* Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils // *AIAA Journal*. 1987. Vol. 25. No. 10, pp. 1347-1355. DOI: 10.2514/3.9789
 13. *Drela M.* Three-Dimensional Integral Boundary Layer Formulation for General Configurations // 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 27-30 June 2013, San Diego, CA. DOI: 10.2514/6.2013-2437
 14. *Hicks R.M. and Henne P.A.* Wing design by numerical optimization // *Journal of Aircraft*. 1978. Vol. 15. No. 7, pp. 407-412. DOI: 10.2514/3.58379
 15. *Чернов Л.Г.* Увеличение аэродинамического качества за счет оптимальной деформации срединной поверхности крыла и отклонения механизации его передней и задней кромок // *Полет*. 2002. № 3. С. 23-34.
 16. XFOIL Subsonic Airfoil Development System, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
 17. *Sivells J.C., Neely R.H.* Method for calculating wing characteristics by lifting line theory using nonlinear section lift data. NACA-TR-865, National Advisory Committee for Aeronautics. Langley Aeronautical Lab.; Langley Field, VA, USA, 1947, 19 p.
 18. *Аржаников В.С., Мальцев В.Н.* Аэродинамика. — М.: Оборонгиз, 1956. С. 292-296 (486 с.).
 19. *Drela M.* Pros and Cons of Airfoil Optimization // *Frontiers of Computational Fluid Dynamics*, 1998, pp. 363-381. DOI: 10.1142/9789812815774_0019
 20. *Khurana M.S., Winarto H., Sinha A.K.* Airfoil Geometry Parameterization through Shape Optimizer and Computational Fluid Dynamics // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (7-10 January 2008, Reno, Nevada), p. 295. DOI: 10.2514/6.2008-295
 21. *Drela M.* Low-Reynolds-number airfoil design for the M.I.T. Daedalus prototype: A Case Study // *Journal of Aircraft*. 1988. Vol. 25. No. 8, pp. 724-732. DOI: 10.2514/3.45650
 22. *Hepperle M.* Neue Profile für Nurflügelmodelle // FMT-Kolleg 8, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden, Germany, 1988.
 23. *Epstein B., Jameson A., Peigin S., Roman D., Harrison D., Vassberg J.* Comparative study of three-dimensional wing drag minimization by different optimization techniques // *Journal of Aircraft*. 2009. Vol. 46. No. 2, pp. 526-541. DOI: 10.2514/1.38216

WINGS AERODYNAMIC OPTIMIZATION TECHNIQUE FOR SMALL-SIZED UNMANNED AERIAL VEHICLES

Parkhaev E.S.* , Semenchikov N.V.**

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia*

* e-mail: EgorParhaev@yandex.ru

** e-mail: semenchikovnv@rambler.ru

Abstract

The article suggests combined technique for wings aerodynamic optimization of mini unmanned aerial vehicles (MUAV), which flight modes correspond to critical Reynolds numbers within the range order of 10^5 — 10^6 . According to this technique, non-viscous flow-around, flow without separation and aerodynamic characteristics of the finite span wing are being computed in the beginning. The wing planform shape, wing aspect

ratio and other geometrics are assumed known and specified. Computation is performed by reliable panel technique. Then the wing profiles shape optimization is performed with account for laminar-turbulent transition, and separation phenomena.

The following assumptions were assumed while wings optimization algorithm developing: the flow-around parameters computation employing 3D analysis model

is non-viscous and non-separable. Viscous separated flow-around computing is performed in the context of 2D-problem of viscous-inviscid interaction. Integral aerodynamic characteristics over the wing span are being computed by the technique of lifting line theory using nonlinear section lift data. The suggested technique came from the supposition that aerodynamic characteristics of an isolated wing profile can be extrapolated on the wing. It associates with the fact that the MUAV's wings have, as a rule, a large aspect ratio ($AR > 3$), and hypothesis of flat sections is applicable for such kind of wings.

The article presents the results of numerical optimization on maximum quality criterion for rectangular wings planform, aspect ratios $AR = 5$ and $AR = 10$, at $Re = 200\,000$, as well as arrow-type wing employing the suggested technique.

It was demonstrated that, the moment coefficient constraint allows increase the wing lift-drag ratio, reducing the share of resistance associated with laminar-turbulent transition occurrence and local flow separation formation. At the same time, while optimization in the absence of the moment coefficient constraint each successive quality improvement occurs due to the moment coefficient and wing middle surface curvature increase. The $C_{ya(a)}$ distribution herewith deviates from the initial one.

Keywords: Low Reynolds numbers, MUAV wings, accounting for laminar turbulent transition, numerical optimization.

References

- Maslov L.A. *K raschetu tsirkulyatsionnogo obtekaniya telesnogo kryla malogo udlineniya ideal'noi zhidkost'yu* (To the calculation of the circulation flow around the body wing of a small elongation of the ideal liquid), *Trudy TsAGI*, 1979, no. 2005, 33 p.
- Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 80, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=56884>
- Brusov V.S., Petrushik V.P., Morozov N.I. *Aerodinamika i dinamika poleta malorazmernykh bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (Small-sized unmanned aerial vehicles aerodynamics and flight dynamics), Moscow, MAI-PRINT, 2010, 136 p.
- Tani I. Low-speed flows involving bubble separations. *Progress in Aeronautical Sciences*, 1964, vol. 5, pp. 70-103. DOI: 10.1016/0376-0421(64)90004-1
- Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings*, 1992, p. 439. DOI: 10.2514/6.1992-439
- Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. *AIAA Journal*, 2009, vol. 47, no. 12, pp. 2894-2906. DOI: 10.2514/1.42362
- Vozhdaev V.V. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2011, no. 3, pp. 16-22.
- Belotserkovskii S.M. *Tonkaya nesushchaya poverkhnost' v dozvukovom potoke gaza* (Thin bearing surface in a subsonic gas flow), Moscow, Nauka, 1965, 244 p.
- Dubasov V.T., Bondarev E.N., Ryzhov Yu.A. *Aerogidromekhanika* (Aero-hydromechanics), Moscow, Mashinostroenie, 1993, pp. 132-154 (608 p.).
- Lighthill M.J. *A new method of two-dimensional aerodynamic design*. H.M. Stationery Office, 1945, 25 p.
- Ingen J.V. The e^N method for transition prediction. Historical review of work at TU Delft. *38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 23-26 June 2008, Seattle, Washington*, p. 49. DOI: 10.2514/6.2008-3830
- Drela M. and Gilest M.B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils. *AIAA Journal*, 1987, vol. 25, no. 10, pp. 1347-1355. DOI: 10.2514/3.9789
- Drela M. Three-Dimensional Integral Boundary Layer Formulation for General Configurations. *21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 27-30 June 2013, San Diego, CA*. DOI: 10.2514/6.2013-2437
- Hicks R.M. and Henne P.A. Wing design by numerical optimization. *Journal of Aircraft*, 1978, vol. 15, no. 7, pp. 407-412. DOI: 10.2514/3.58379
- Chernov L.G. *Polet*, 2002, no. 3, pp. 23-34.
- XFOIL Subsonic Airfoil Development System*, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- Sivells J.C., Neely R.H. *Method for calculating wing characteristics by lifting line theory using nonlinear section lift data*. NACA-TR-865, National Advisory Committee for Aeronautics. Langley Aeronautical Lab.; Langley Field, VA, USA, 1947, 19 p.
- Arzhanikov B.C., Mal'tsev V.N. *Aerodinamika* (Aerodynamics), Moscow, Oborongiz, 1956, pp. 292-296 (486 p.).
- Drela M. Pros and Cons of Airfoil Optimization. *Frontiers of Computational Fluid Dynamics*, 1998, pp. 363-381. DOI: 10.1142/9789812815774_0019
- Khurana M.S., Winarto H., Sinha A.K. Airfoil Geometry Parameterization through Shape Optimizer and Computational Fluid Dynamic. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (7-10 January 2008, Reno, Nevada)*, p. 295. DOI: 10.2514/6.2008-295
- Drela M. Low-Reynolds-number airfoil design for the M.I.T. Daedalus prototype: A Case Study. *Journal of Aircraft*, 1988, vol. 25, no. 8, pp. 724-732. DOI: 10.2514/3.45650
- Hepperle M. *Neue Profile für Nurflügelmodelle*. FMT-Kolleg 8, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden, Germany, 1988.
- Epstein B., Jameson A., Peigin S., Roman D., Harrison D., Vassberg J. Comparative study of three-dimensional wing drag minimization by different optimization techniques. *Journal of Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 2, pp. 526-541. DOI: 10.2514/1.38216