

Учет влияния числа Рейнольдса и отклонения флаперона при оптимизации профиля крыла беспилотного летательного аппарата

© Н.И. Кочурова, Е.С. Пархаев, Н.В. Семенчиков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

Рассмотрены решения многокритериальной задачи оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата (МБПЛА) при различных ограничениях. Предложена постановка задачи многокритериальной оптимизации формы профиля, исходя из условия горизонтального полета МБПЛА, с дополнительным условием, связанным с изменением полетного числа Рейнольдса крыла МБПЛА. Такая постановка задачи позволяет оптимизировать профиль с учетом нагрузки на крыло проектируемого аппарата. Проведена оптимизация профиля крыла в широком диапазоне как коэффициентов подъемной силы $C_{yв}$, так и чисел Рейнольдса. Показано, что учет числа Рейнольдса позволяет улучшить качество результата, получаемого при оптимизации. Предложена методика многокритериальной оптимизации профиля крыла с безцелевой механизацией (с флапероном). Найдено, что при равных значениях относительной толщины полученный в результате оптимизации механизированный профиль имеет меньшую (на 1,5 %) относительную вогнутость, чем оптимизированный профиль без механизации, благодаря чему достигается выигрыш в коэффициенте сопротивления при близких к нулю значениях коэффициента подъемной силы. Показано, насколько выгодным может быть использование профиля крыла с флапероном на крыльях МБПЛА в отличие от профиля без механизации.

Ключевые слова: многокритериальная оптимизация профиля, генетический алгоритм, модель вязко-невязкого взаимодействия, метод RANS, уравнения Навье — Стокса

Введение. Малоразмерные беспилотные летательные аппараты (МБПЛА) имеют такие геометрические параметры и условия полета, что полетные числа Рейнольдса их крыльев $10^5 < Re < 10^6$. В таком случае на аэродинамические характеристики крыльев МБПЛА, в отличие от аналогичных характеристик больших пилотируемых летательных аппаратов (ЛА), существенно влияет изменение числа Re [1]. Это обусловлено ламинарно-турбулентным переходом в пограничном слое крыла и возникновением отрыва потока от его поверхности. При $Re < 10^6$ силы вязкости становятся преобладающими, а ламинарный пограничный слой отрывается от обтекаемой поверхности под воздействием даже незначительного положительного градиента давления. Затем оторвавшийся пограничный слой турбулизируется и снова присоединяется к поверхности крыла. В связи с этим на обтекаемой поверхности образуется отрывной пузырь (рис. 1) [2].

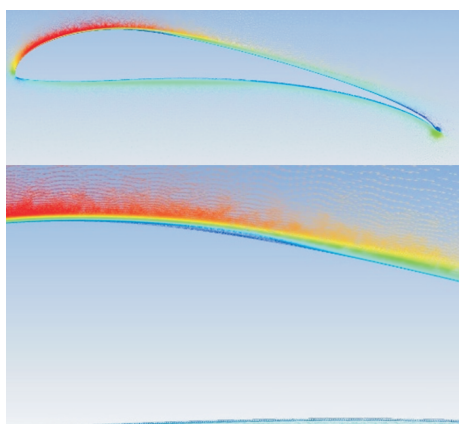


Рис. 1. Картина обтекания профиля S1223 с образованием отрывного пузыря

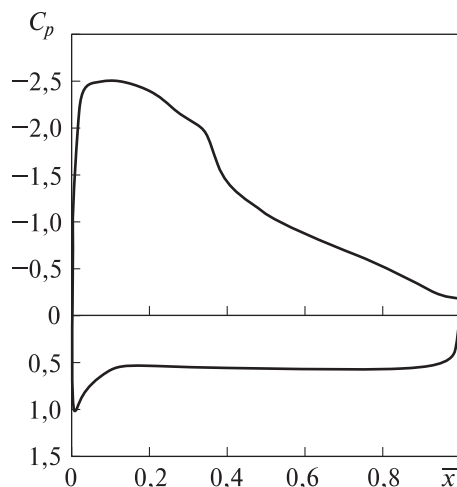


Рис. 2. Распределение коэффициента давления по поверхности профиля S1223

Результаты численного решения задачи обтекания профиля S1223 [3], полученные при угле атаки $\alpha = 8^\circ$ и $Re = 200\,000$ с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса, замкнутых моделью турбулентности Лантри — Ментера [4], представлены на рис. 2. Реализация решения была осуществлена с помощью программного комплекса ANSYS (лицензия № 670351) [5]. Была построена расчетная область размерами $30b \times 40b$ (b — хорда профиля; количество ячеек сетки — 200 000).

Ламинарно-турбулентный переход возникает в точке с относительной абсциссой $\bar{x} \approx 0,35$ ($\bar{x} = \frac{x}{b}$; b — хорда профиля) и сопровождается образованием отрывного пузыря.

Положение области перехода на поверхности крыла и размер зоны отрыва зависят от многих факторов, что сказывается на аэродинамических характеристиках всего ЛА. В то же время посредством аэродинамической оптимизации профиля крыла БПЛА можно управлять вышеописанным явлением, обеспечивая необходимые для заданных условий полета аэродинамические характеристики БПЛА.

Первые работы по прямой численной оптимизации профилей с использованием простых аэродинамических моделей выполнил Хикс [6]. Его метод показал свою эффективность и стал основой всех современных методов аэродинамической оптимизации [7]. Однако при постановке задачи оптимизации до сих пор остается открытым вопрос о задании ограничений и условий, при которых она реализуется, в частности, при проектировании и оптимизации профилей

крыльев ЛА, как правило, не учитывается изменение полетного числа Re [6, 7].

Следует отметить, что при решении оптимизационных задач для БПЛА необходимо учитывать специфику аэродинамики малых чисел Рейнольдса ($Re < 10^6$) не только в используемых аэродинамических моделях, но и дополнительно при постановке задачи и формировании целевой функции. Поэтому цель данной статьи — представить адаптацию и модификацию разработанных ранее методов аэродинамической оптимизации с учетом специфики режимов полета МБПЛА.

Пример дополнительного условия, связанного с изменением полетного числа Рейнольдса. Рассмотрим горизонтальный полет МБПЛА, при котором его подъемная сила $Y_a = mg$ (m — масса ЛА,

g — ускорение свободного падения). Поскольку $Y_a = C_{ya} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S$,

а число Рейнольдса, подсчитанное по средней аэродинамической хорде крыла, $Re = \frac{V_\infty b}{\nu}$, в горизонтальном полете МБПЛА

$$Re \sqrt{C_{ya}} = \frac{b}{\nu} \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}}. \text{ Откуда имеем}$$

$$Re \sqrt{C_{ya}} = A \sqrt{m}, \quad (1)$$

$$\text{где } A = \frac{b}{\nu} \sqrt{\frac{2g}{\rho S}} = \text{const.}$$

В приведенных выше формулах: C_{ya} — коэффициент подъемной силы ЛА; b — средняя аэродинамическая хорда крыла; ρ и ν — плотность и кинематическая вязкость воздуха на высоте полета ЛА.

Силовые установки МБПЛА могут быть оснащены электрическими двигателями или двигателями внутреннего сгорания. В последнем случае изменение массы ЛА за время его полета определяется секундным расходом топлива двигателей и их числом. Для БПЛА с электрической силовой установкой, работающей от аккумуляторной батареи или на солнечной энергии, $m = \text{const}$ и $Re \sqrt{C_{ya}} = \text{const}$.

Если рассматривать класс мини-БПЛА, то высота их полета, как правило, не превышает 250 м, поэтому можно задать фиксированные постоянные величины кинематической вязкости ν и плотности ρ по данным атмосферы.

Далее можно сделать следующие преобразования. Если выразить из формулы (1) зависимость $C_{ya}(Re)$, а также считать упрощенный вариант прямоугольного крыла, то площадь крыла $S = b \cdot l$, а удлинение $\lambda = l^2/S$. Тогда

$$C_{ya} = \frac{2mg}{\rho V_{\infty}^2 \lambda Re^2}. \quad (2)$$

Таким образом, получаем гиперболическую зависимость потребного для горизонтального полета C_{ya} от числа Рейнольдса с переменными массой и удлинением. Если увеличивать удлинение при неизменной массе, то уменьшается нагрузка на крыло и, следовательно, область полета перемещается в зону малых чисел Рейнольдса, и наоборот, если увеличивать массу, то возрастает нагрузка на крыло. Следовательно, необходимо повышать скорость полета, уходя в зону больших чисел Рейнольдса, где аэродинамические коэффициенты практически перестают зависеть от числа Рейнольдса. Удлинение таких аппаратов изменяется в пределах $1 \leq \lambda \leq 20$, а в случае высотных БПЛА на солнечной энергии доходит и до $\lambda = 40$. Масса таких аппаратов находится в пределах $0,1 \text{ кг} \leq m \leq 100 \text{ кг}$. Тогда можно с легкостью построить график области полетов БПЛА (рис. 3).

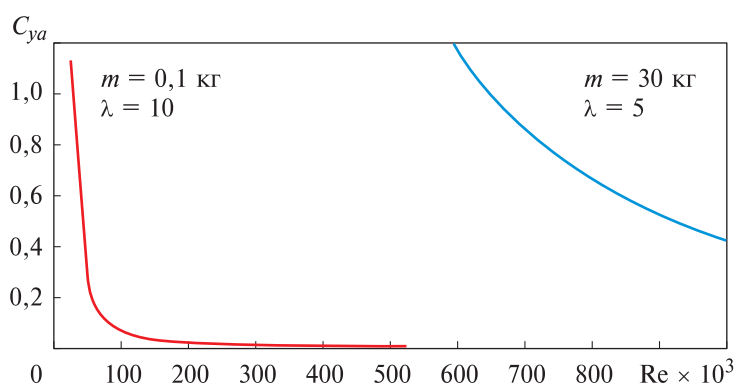


Рис. 3. Область полетов БПЛА

Из формулы (1) следует, что в случае горизонтального полета БПЛА число Рейнольдса и коэффициент подъемной силы БПЛА взаимосвязаны и в задачах оптимизации их нельзя задавать независимо друг от друга. Данные, позволяющие судить о том, как при изменении скорости горизонтального полета БПЛА связаны между собой его коэффициент C_{ya} и число Re , если параметр $Re \sqrt{C_{ya}}$ имеет постоянное значение, например $Re \sqrt{C_{ya}} = 58\,000$, приведены в табл. 1. Пример рассмотрен для микро-БПЛА с массой $m = 0,45 \text{ кг}$ и удлинением $\lambda = 9,5$.

Следовательно, при малых скоростях полета (до 10 м/с) небольшое изменение скорости полета ($\pm 1 \text{ м/с}$) приводит к значительному изменению числа Re и коэффициента подъемной силы БПЛА.

Взаимосвязь коэффициента подъемной силы и числа Рейнольдса при изменении скорости горизонтального полета при $Re\sqrt{C_{ya}} = 58\,000$

V_∞ , м/с	C_{ya}	Re
3	1,218	52 563
4	0,685	70 085
5	0,438	87 606
6	0,304	105 127
7	0,224	122 648
9	0,135	157 690
11	0,091	192 733

Таким образом, соотношение (1) является условием, при котором должна решаться задача оптимизации, например, профиля крыла БПЛА, поскольку их аэродинамические характеристики очень чувствительны к изменению числа Рейнольдса. Такая постановка задачи позволяет оптимизировать профиль крыла с учетом нагрузки на крыло проектируемого аппарата.

Аналогичные условию (1) дополнительные условия, полученные с учетом числа Рейнольдса, могут быть найдены исходя из других режимов полета и иных типов силовых установок БПЛА.

Решение задачи оптимизации профиля крыла МБПЛА с ограничением, связанным с числом Рейнольдса. Многокритериальная постановка задачи с учетом ограничения, связанного с числом Рейнольдса, когда в качестве критерия оптимизации выбран коэффициент мощности, записывается следующим образом. Нужно найти

$$\min F(X) \equiv \frac{1}{4} \left\{ \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2} \text{Re}=192\,733} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2} \text{Re}=122\,648} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2} \text{Re}=87\,606} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2} \text{Re}=52\,563} \right\}_{\text{Re}\sqrt{C_{ya}}=58 \cdot 10^3} \quad (2)$$

при ограничениях, накладываемых на коэффициент момента профиля, $Mz_{\text{опт}} \geq Mz_{\text{исх}}$, относительную толщину профиля, $\bar{c}_{\text{опт}} \equiv \bar{c}_{\text{исх}}$, параметр ограничения местной кривизны профиля крыла $K = \frac{1}{R}$, где

R — радиус кривизны дужки профиля в некоторой окрестности профиля. При такой постановке задачи каждой заданной точке оптимизации соответствует конкретное число Рейнольдса, при котором оптимизируется профиль крыла МБПЛА.

В качестве параметрической модели была задействована следующая функция [7]:

$$y(x) = y_{\text{исх}} + \sum_{i=1}^N a_i f_i(x); f_i(x) = \left[\sin(\pi x^{\beta_i}) \right]^t, 0 \leq x \leq 1; \beta_i = \frac{\ln(0,5)}{\ln(x_{m_i})},$$

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

Геометрия профиля изменяется с помощью восьми параметрических функций, из которых четыре применяются для верхней и четыре — для нижней дужки контура профиля ($N = 4$), причем каждая из них обладает тремя степенями свободы (a, t, x_m). Таким образом, суммарно параметризация профиля представляет собой пространство из 24 переменных.

В данной работе в качестве алгоритма оптимизации был взят так называемый генетический алгоритм [8], относящийся к стохастическим методам численной оптимизации. Для создания новой геометрии профиля в нем используются три главных элемента: случайные изменения геометрии профиля посредством переменных параметрической функции; операторы отбора профилей по значениям целевых функций; создание новых контуров на основе линейных комбинаций переменных либо их инверсии. Детали реализации этого метода применительно к профилям крыльев МБПЛА приведены в работах [9, 10].

Результаты оптимизации профиля крыла при $\text{Re} \sqrt{C_{ya}} = 58\,000$ представлены на рис. 4 и 5. В качестве исходного профиля был взят профиль AG18, разработанный Марком Дрела для спортивных авиамodelей. При решении задачи оптимизации профиля использовался подход, описанный в работе [10].

На основе анализа результатов, представленных на рис. 4 и 5, можно отметить, что оптимизированный профиль имеет меньшую вогнутость и значительно менее выпуклую верхнюю дужку, чем у исходного профиля.

Сравнение результатов оптимизации с учетом изменения числа Рейнольдса в зависимости от коэффициента подъемной силы с аналогичными результатами, найденными для этого профиля при постоянном числе $\text{Re} = 66\,000$, показывает, что предложенная постановка задачи позволяет получить профиль с низким значением коэффициента сопротивления в широком диапазоне чисел Рейнольдса и коэффициентов подъемной силы. Полученный в результате оптимизации

при числе $Re = 66\ 000$ профиль крыла имеет локальную эффективность в одной точке поляры в очень узком диапазоне коэффициентов подъемной силы.

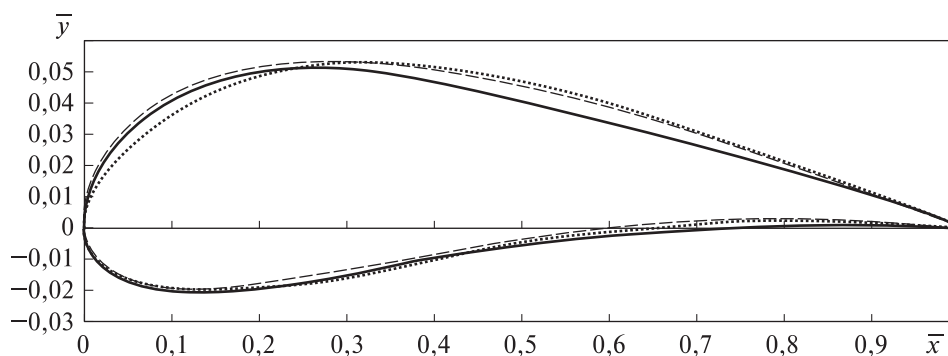


Рис. 4. Геометрия оптимизированных и исходного профилей:

— оптимизированный профиль; --- исходный профиль;
 оптимизированный при $Re = 66\ 000$ профиль

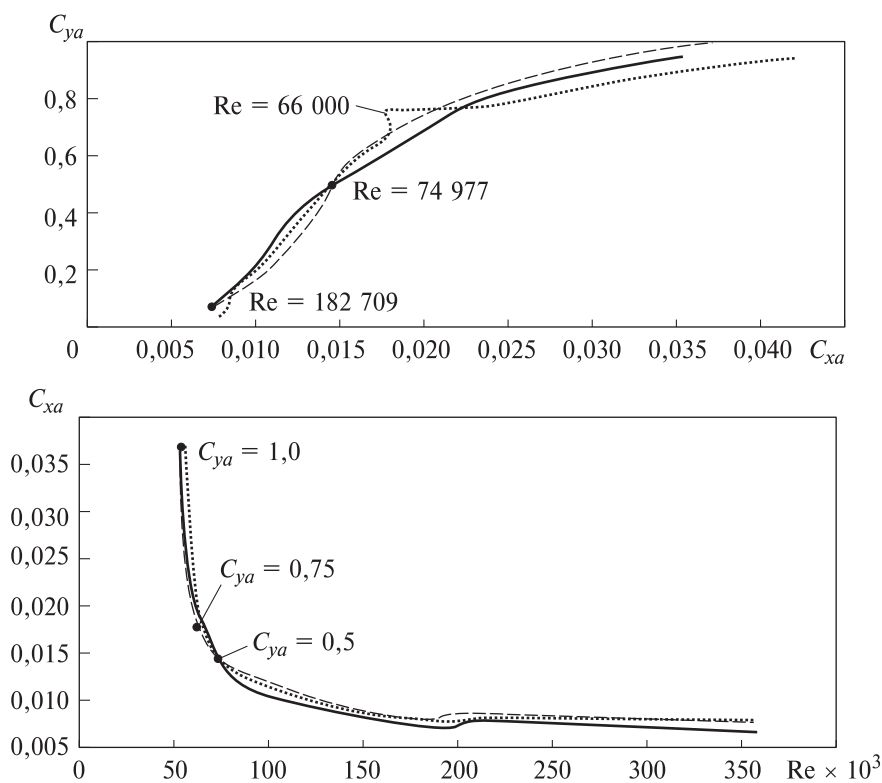


Рис. 5. Аэродинамические характеристики исходного и оптимизированных профилей:

— оптимизированный профиль; --- исходный профиль;
 оптимизированный при $Re = 66\ 000$ профиль

Решение задачи оптимизации профиля крыла МБПЛА с учетом слаборазвитой механизации. Как и пилотируемые ЛА, МБПЛА являются многорежимными аппаратами. Поэтому их крылья оснащены механизацией. Как правило, подобные аппараты, изготовленные по схеме «летающее крыло», взлетают посредством катапульты или «с руки», а их посадка проводится путем парашютирования. В связи с этим для выполнения маневров и реализации различных режимов полета МБПЛА бывает достаточно слаборазвитой механизации их крыла, чаще всего одних флаперонов, которые используются как для управления аппаратом по крену, так и для управления кривизной средней линии профиля и, следовательно, подъемной силой крыла. Таким образом, с практической точки зрения интересно проводить оптимизацию профилей механизированного крыла.

В основе решения задачи оптимизации профиля крыла МБПЛА с флапероном лежит подход, описанный в работах [9, 10], который дополнен следующими ограничениями.

Во-первых, до оптимизации профиля крыла с флапероном на профиле крыла необходимо задать относительные координаты положения \bar{x}_φ и \bar{y}_φ оси вращения флаперона ($\bar{x}_\varphi = 0,75$, $\bar{y}_\varphi = 0$). Считаем, что ось располагается на нижней дужке профиля крыла. Ее относительная ордината $\bar{y}_\varphi = 0$, а относительная абсцисса $\bar{x}_\varphi = 0,7-0,8$. Поэтому в рассматриваемой задаче целевая функция зависит от еще одной переменной — угла отклонения флаперона φ , т. е. целевая функция $F(X) = f(\varphi, \dots)$.

Во-вторых, для новой переменной φ необходимо ввести ограничения в виде минимально и максимально возможного угла отклонения флаперона, $\varphi_{\min} \leq \varphi \leq \varphi_{\max}$, в пределах которого практически возможно изменение угла φ .

Алгоритм оптимизации отличается от приведенного в [9, 10] лишь тем, что положение оси вращения флаперона исходного профиля необходимо задавать заранее.

Рассмотрим пример решения задачи оптимизации формы профиля без флаперона. Возьмем в качестве исходных основные режимы полета МБПЛА и сформулируем трехточечную целевую функцию с равномерным распределением весов:

$$\min F(X) \equiv \frac{1}{3} \left\{ C_{xa}C_{ya=0} + C_{xa}C_{ya=0,4} + C_{xa}C_{ya=0,8} \right\}_{\text{Re}=10^5} \quad (3)$$

при дополнительных ограничениях, накладываемых на коэффициент момента профиля $Mz_{\text{опт}} \geq Mz_{\text{исх}}$, относительную толщину профиля $\bar{c}_{\text{опт}} \equiv \bar{c}_{\text{исх}}$, и ограничения локальной кривизны $K = 0,1$ [10].

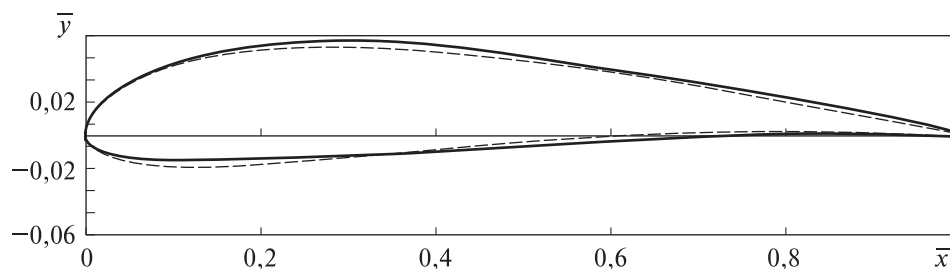


Рис. 6. Исходный и оптимизированный (без флаперона) профиль крыла:
 — оптимизированный профиль; ---- — AG18

Исходный и оптимизированный профили приведены на рис. 6.

Следует заметить, что геометрия профиля изменилась незначительно: основные параметры толщины, величина вогнутости оптимизированного профиля практически не отличаются от исходного. Немного изменилась кривизна верхней и нижней дужек профиля.

Рассмотрим пример оптимизации профиля крыла МБПЛА с отклоненным на угол φ флапероном. Исходя из задач, которые в основном выполняют МБПЛА, и принципов их взлета и посадки, можно указать три основных режима полета МБПЛА, которым соответствуют определенные угол отклонения флаперона и значение коэффициента подъемной силы:

- 1) режим максимальной скорости полета, которому, как правило, соответствуют отрицательный угол отклонения флаперона $\varphi = -1 \dots -3^\circ$ и $C_{ya} = 0$;
- 2) режим максимальной дальности полета с соответствующим отклонением флаперона на углы $\varphi = 1 \dots 3^\circ$ и значением $C_{ya} = 0,4$;
- 3) режим максимальной продолжительности полета с углами $\varphi = 3 \dots 5^\circ$ и значением $C_{ya} = 0,8$.

В таком случае взвешенная целевая функция с равномерным распределением весов будет иметь точно такой же вид, как в предыдущем примере, за исключением добавленного ограничения по углам отклонения флаперона, а именно:

$$\min F(X, \varphi) \equiv \frac{1}{3} \left\{ C_{xa} C_{ya=0} + C_{xa} C_{ya=0,4} + C_{xa} C_{ya=0,8} \right\} \Big|_{Re=10^5} \quad (4)$$

при ограничениях: $-10^\circ \leq \varphi \leq 10^\circ$, $Mz_{\text{опт}} \geq Mz_{\text{исх}}$, $\bar{c}_{\text{опт}} \equiv \bar{c}_{\text{исх}}$, $K = 0,1$.

Контуры оптимизированных профилей крыла с отклоненным флапероном представлены на рис. 7. В качестве исходного профиля при оптимизации был выбран AG18, упомянутый ранее.



Рис. 7. Профили крыла с различными углами отклонения флаперона, полученными в результате оптимизации

Сравнение механизированного профиля и профиля без флаперона по результатам оптимизации (по сути, при одинаковых целевых функциях) показывает, что механизированный профиль имеет меньшую относительную вогнутость. Это приводит к уменьшению сопротивления при небольших значениях коэффициента подъемной силы и незначительных углах отклонения флаперона.

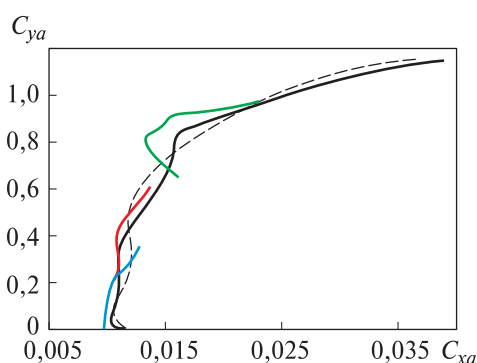


Рис. 8. Результаты оптимизации профилей крыла:
 — — оптимизированный профиль без флаперона; - - - исходный профиль; — — оптимизированные профили при $\varphi = 6,35^\circ$ (—); $\varphi = 0,22^\circ$ (—) и $\varphi = -3^\circ$ (—)

Поляры исходного и оптимизированных профилей приведены на рис. 8. Видно, что оптимизированные профили имеют меньшие значения коэффициентов сопротивления на заданных посредством целевой функции режимах полета, чем у исходного профиля. Кроме того, механизированный профиль эффективнее (имеет меньшее сопротивление) при тех же заданных режимах полета и соответствующих им коэффициентах $C_{ya} = 0; 0,4; 0,8$.

Выводы

1. Показано, что необходимо проводить многокритериальную оптимизацию профиля крыла МБПЛА, учитывая значение числа Рейнольдса в каждой выбранной точке, при заданном коэффициенте подъемной силы. Такая постановка задачи позволяет оптимизировать профиль крыла с учетом нагрузки на крыло ЛА.

2. Получено, что при оптимизации профиля учет изменения числа Рейнольдса дает лучший с практической точки зрения результат по сравнению с оптимизацией при постоянном числе Рейнольдса. Оптимизированный профиль в условиях горизонтального полета при $Re\sqrt{C_{ya}} = \text{const}$ имеет меньший коэффициент сопротивления, чем

у оптимизированного профиля, полученного при постоянном числе Рейнольдса.

3. Предложено дополнение к методике многокритериальной оптимизации профиля крыла с учетом отклоненной механизации (флаперона).

4. По результатам оптимизации найдено, что при равных значениях относительной толщины оптимизированный механизированный профиль имеет меньшую (на 1,5 %) относительную вогнутость, чем оптимизированный профиль без отклоненной механизации, что дает выигрыш по сравнению коэффициентом сопротивления при близких к нулю значениях коэффициента подъемной силы. Благодаря возможности отклонения флаперона оптимизированный профиль обладает меньшим сопротивлением при заданных режимах с соответствующими значениями коэффициента подъемной силы.

5. Показано, насколько может быть выгодно использовать флаперон на крыльях МБПЛА для увеличения аэродинамической эффективности на различных режимах полета относительно немеханизированного крыла.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Брусов В.С., Петручик В.П., Морозов Н.И. *Аэродинамика и динамика полета малоразмерных беспилотных летательных аппаратов*. Москва, МАИ-Принт, 2010, 339 с.
- [2] Tani I. Low speed flows involving bubble separations. *Progress in Aeronautical Sciences*, 1964, no. 5, pp. 70–103.
- [3] Selig M. *Summary of low-speed airfoil data*. SoarTech Publications, Virginia, 1995, vol. I.
- [4] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. *AIAA Journal*, 2009, vol. 12, no. 47, pp. 2894–2906.
- [5] ANSYS FLUENT flow modelling simulation software. <http://www.ansys.com>
- [6] Hicks R.M., Henne P.A. Wing design by numerical optimization. *Journal of Aircraft*, 1978, vol. 15, no. 7, pp. 407–412.
- [7] Ping He, Mader Charles A., Joaquim R., Martins R.A., Maki Kevin J. An Aerodynamic Design Optimization Framework Using a Discrete Adjoint Approach with OpenFOAM. *Computers & Fluids*, 2018, no. 168, pp. 285–303.
- [8] Maughmer M.D., Coder J.G. *Comparisons of Theoretical Methods for Predicting Airfoil Aerodynamic Characteristics*. U.S. army research, development and engineering command, Pennsylvania, 2010.
- [9] Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Методика аэродинамической оптимизации крыльев малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. *Вестник Московского авиационного института*, 2018, т. 25, № 3, с. 7–16.
- [10] Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата. *Электронный журнал «Труды МАИ»*, 2015, № 80.
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56884>

Статья поступила в редакцию 23.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кочурова Н.И., Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Учет влияния числа Рейнольдса и отклонения флаперона при оптимизации профиля крыла беспилотного летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 11. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-11-2030>



Кочурова Наталья Ивановна — аспирант магистратуры кафедры «Аэродинамика летательных аппаратов» Московского авиационного института (НИУ). Область научных интересов: аэродинамика летательных аппаратов. Автор 4 печатных работ. e-mail: natasg@outlook.com



Пархаев Егор Сергеевич — соискатель ученой степени кандидата наук, кафедра «Аэродинамика летательных аппаратов» Московского авиационного института (НИУ). Область научных интересов: аэродинамика малых чисел Рейнольдса. Автор 12 печатных работ. e-mail: EgorParhaev@yandex.ru



Семенчиков Николай Витальевич — канд. техн. наук, профессор кафедры «Аэродинамика летательных аппаратов» Московского авиационного института (НИУ). Область научных интересов: аэродинамика летательных аппаратов при больших углах атаки. Автор более 130 печатных работ. e-mail: nvs2108@mail.ru

The Reynolds number and flaperon deflection influence taken into account when optimizing the wing airfoil of an unmanned aerial vehicle

© N.I. Kochurova, E.S. Parkhaev, N.V. Semenchikov

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russia

The paper considers the solutions to the multicriteria problem of optimizing the wing airfoil of a miniature unmanned aerial vehicle (MUAV) under various constraints. The study introduces the statement of the problem of multicriteria optimization of the airfoil shape, following the condition of MUAV horizontal flight, with an additional condition associated with a change in the flight Reynolds number of the MUAV wing. This statement of the problem allows us to optimize the airfoil, taking into account the load on the wing of the designed vehicle. The wing airfoil was optimized in a wide range of lift coefficients of C_{ya} and Reynolds numbers. The study shows that taking into account the Reynolds number makes it possible to improve the quality of the result obtained during optimization, and introduces a technique for multicriteria optimization of the wing airfoil with sealed mechanization, i.e. with flaperon. Findings of research show that for equal values of the relative thickness, the mechanized airfoil obtained as a result of optimization has a lower center line camber (by 1.5%) than the optimized airfoil without mechanization, due to which a gain in the drag coefficient is achieved at close to zero values of the lift coefficient. The study shows how profitable the use of a wing airfoil with a flaperon on MUAV wings can be, in contrast to an airfoil without mechanization.

Keywords: multicriteria airfoil optimization, genetic algorithm, viscous/inviscid model, Navier — Stokes equations, RANS method

REFERENCES

- [1] Brusov V.S., Petrushik V.P., Morozov N.I. *Aerodinamika i dinamika poleta malorazmernykh bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Aerodynamics and flight dynamics of miniature unmanned aerial vehicles]. Moscow, MAI-PRINT Publ., 2010, pp. 3–136.
- [2] Tani I. Low speed flows involving bubble separations. *Progress in Aeronautical Sciences*, 1964, no. 5, pp. 70–103.
- [3] Selig M. *Summary of low-speed airfoil data*. SoarTech Publications, Virginia, 1995, vol. I.
- [4] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. *AIAA Journal*, 2009, vol. 12, no. 47, pp. 2894–2906.
- [5] ANSYS FLUENT flow modelling simulation software. Available at: <http://www.ansys.com>
- [6] Hicks R.M., Henne P.A. Wing design by numerical optimization. *Journal of Aircraft*, 1978, vol. 15, no. 7, pp. 407–412.
- [7] Ping He, Mader Ch.A., Martins J.R.R.A., Maki K.J. An Aerodynamic Design Optimization Framework Using a Discrete Adjoint Approach with OpenFOAM. *Computers & Fluids*, 2018, no. 168, pp. 285–303.
- [8] Maughmer M.D., Coder J.G. *Comparisons of Theoretical Methods for Predicting Airfoil Aerodynamic Characteristics*. U.S. army research, development and engineering command, Pennsylvania, 2010.

- [9] Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. *Vestnik MAI — Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 7–16.
- [10] Parkhaev E.S., Semenchikov N.V. *Trudy MAI (MAI Proceedings)*, 2015, no. 80. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56884>

Kochurova N.I., post-graduate student, Department of Aerodynamics of Flying Vehicles, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: aerodynamics of aircraft. Author of 4 scientific publications. e-mail: natasg@outlook.com

Parkhaev Ye.S., applicant for the degree of Candidate of Sciences (Engineering), Department of Aerodynamics of Flying Vehicles, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: aerodynamics of low Reynolds numbers. Author of 12 scientific publications. e-mail: EgorParhaev@yandex.ru

Semenchikov N.V., Cand. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerodynamics of Flying Vehicles, Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: aerodynamics of aircraft at high angles of attack. Author of over 130 scientific publications. e-mail: nvs2108@mail.ru