

УДК 629.735.33

И. С. КРИВОХАТЬКО, В. В. СУХОВ

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КРЫЛОМ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ В ПЛАНЕ ПРИ НИЗКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

В работе рассмотрен аналитический метод определения аэродинамических характеристик летательного аппарата с многоступенчатым телескопическим крылом при низких числах Рейнольдса, а также определены условия распространения данного метода на крылья сложной формы в плане. Математическая модель учитывает влияние толщины профиля, числа Рейнольдса, формы крыла в плане на его аэродинамические характеристики. Метод применим при числах Рейнольдса, вычисленным по хордам сечений крыла, в диапазоне 125 000...250 000 или больше 10^6 и толщинах профилей 6...12 %. Проведено сравнение результатов, полученных согласно данному методу, с экспериментальными данными.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, многоступенчатое телескопическое крыло, крыло сложной формы, низкие числа Рейнольдса.

Введение

В предыдущей работе [1] была представлена аэродинамическая модель летательного аппарата с одноступенчатым телескопическим крылом как средством повышения максимального аэродинамического качества малого беспилотного летательного аппарата (БЛА). Проведенные позднее исследования выявили хорошее согласование разработанной модели с результатами эксперимента в аэродинамической трубе [2]. Дальнейший интерес представляет использование многоступенчатого крыла как средства увеличения удлинения крыла в условиях ограниченных исходных габаритов. Возможные конструктивные реализации такого крыла предложены в работах [3, 4].

Постановка задачи

Целью данной работы является создание метода расчета аэродинамических характеристик БЛА с многоступенчатым телескопическим крылом с последующим преобразованием метода для крыла сложной формы в плане. Данный метод является обобщением ранее полученных в работах [5 – 7] и [8] результатов, а также новых [1], которые позволили уменьшить расхождение между расчетными и экспериментальными данными на 25 % [2].

В данной работе рассмотрен диапазон $Re = 125\,000...250\,000$, являющийся рабочим для

многих микро-БЛА (массой до 5 кг [5]), так как обтекание крыла уже является закритическим по числу Рейнольдса, т. е. коэффициент сопротивления существенно уменьшается по сравнению с более низкими Re .

Схема и условные обозначения, принятые для многоступенчатого телескопического крыла, приведены на рис. 1.

Результаты исследований

Многоступенчатое телескопическое крыло.

Как известно, сопротивление изолированного крыла равняется сумме профильного и индуктивного сопротивлений:

$$\begin{aligned} C_{X \text{ из } O} &= C_{X \text{ пр } O} + C_{X \text{ инд } O}, \\ C_{X \text{ из } \Sigma} &= C_{X \text{ пр } \Sigma} + C_{X \text{ инд } \Sigma}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $C_{X \text{ пр } O}, C_{X \text{ пр } \Sigma}$ – коэффициенты профильного сопротивления основного и телескопического крыльев соответственно;

$C_{X \text{ инд } O}, C_{X \text{ инд } \Sigma}$ – коэффициенты индуктивного сопротивления основного и телескопического крыльев соответственно.

Профильное сопротивление i -й выдвижной секции зависит от формы профиля, его толщины, степени турбулентности и числа Рейнольдса (т. е.

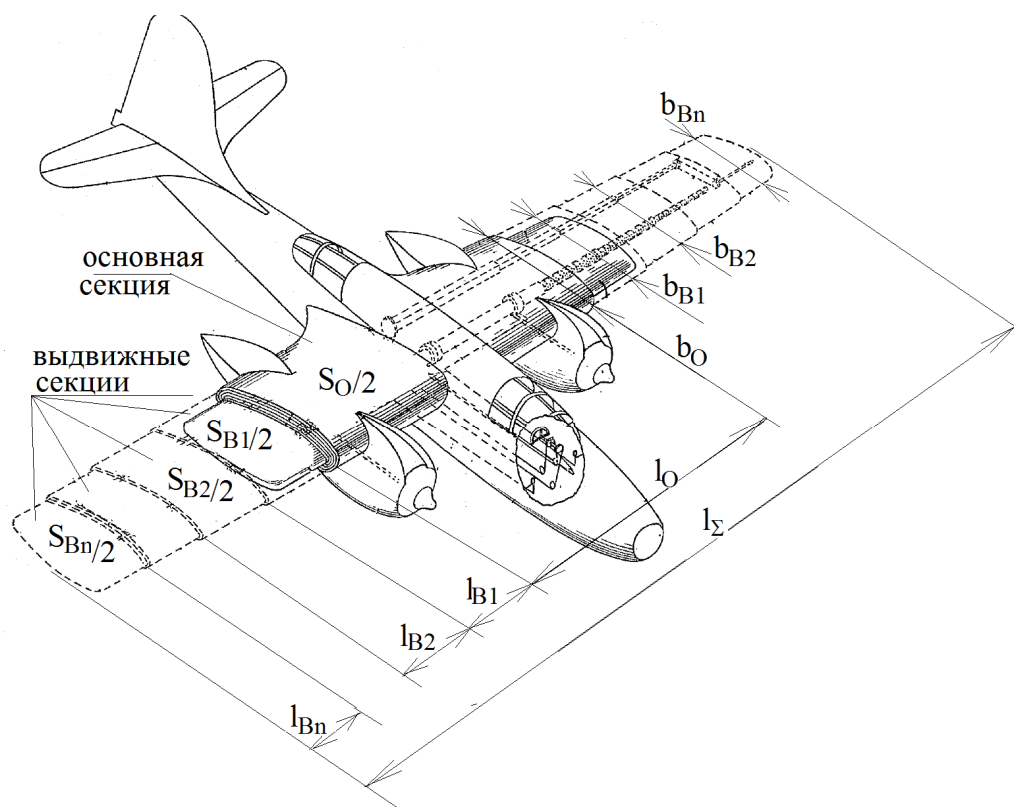


Рис. 1. Схема и обозначения многоступенчатого телескопического крыла самолета, где S_O и S_{Bi} – площади основной и i -й выдвижной секций; l_O и l_{Σ} – размах основной секции и полного крыла; b_O и b_{Bi} – хорды основной и i -й выдвижной секций

двигной секции.

длины хорды) и при $Re = 125\,000 \dots 250\,000$ рассчитывается по зависимости, предложенной в работе [1]:

$$C_{X \text{ пр } Bi} = \left[C_{X \text{ пр } O} + a_2 \left(\frac{v}{V \cos \chi} \right)^{1,4} \left(\frac{1}{b_{Bi}^{1,4}} - \frac{1}{b_O^{1,4}} \right) \right] \times \frac{1 + 2\bar{c}_{Bi} + 60\bar{c}_{Bi}^4}{1 + 2\bar{c}_O + 60\bar{c}_O^4}, \quad (2)$$

где $a_2 = 3 \cdot 10^3 + 8,5 \cdot 10^5 \cdot \bar{c}_O$ – эмпирический коэффициент;

v – кинематический коэффициент вязкости, определяемый температурой воздуха (для $t = 0^\circ\text{C}$ $v = 1,37 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$, для $t = 20^\circ\text{C}$ $v = 1,57 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$) [6, с. 15];

V – воздушная скорость БЛА;

χ – угол стреловидности крыла (как правило, для малых БЛА $\chi \approx 0$);

$\bar{c}_O$ – относительная толщина профиля основной секции;

$\bar{c}_{Bi}$ – относительная толщина профиля i -й вы-

двигной секции. Отметим, что при $Re > 10^6$, т. е. в зоне автомодельности чисел Рейнольдса, формула сводится к известному виду [9, с. 9]:

$$C_{X \text{ пр } Bi} = C_{X \text{ пр } O} \frac{1 + 2\bar{c}_{Bi} + 60\bar{c}_{Bi}^4}{1 + 2\bar{c}_O + 60\bar{c}_O^4}. \quad (2a)$$

Тогда независимо от диапазона числа Рейнольдса коэффициент профильного сопротивления многоступенчатого телескопического крыла, исходя из геометрических соотношений, будет равен:

$$C_{X \text{ пр } \Sigma} = C_{X \text{ пр } O} \frac{S_O}{S_O + \sum_{i=1}^n S_{Bi}} + \sum_{i=1}^n \left(C_{X \text{ пр } Bi} \frac{S_{Bi}}{S_O + \sum_{i=1}^n S_{Bi}} \right). \quad (3)$$

Индуктивную составляющую основного крыла $C_{X \text{ инд } O}$ можно определить по зависимости [6, с. 287]:

$$C_{X \text{ инд } O} = \frac{C_Y^2}{\pi e_O \lambda_{O \text{ эф}}},$$

где e_O – коэффициент Освальда; для прямоугольного крыла с удлинением более 5 и без кручения $e_O \approx 0,95$;

$$\lambda_{O \text{ эф}} = \frac{\lambda_O}{1 + S_{\text{ПФ}} / S_O} = \frac{l_O^2 / S_O}{1 + S_{\text{ПФ}} / S_O} = \frac{l_O^2}{S_O + S_{\text{ПФ}}} -$$

эффективное удлинение основного крыла;

$S_{\text{ПФ}}$ – площадь крыла, занятая фюзеляжем.

Однако в условиях реальной вихревой системы многоступенчатого крыла (рис. 2) определение $C_{X \text{ инд } \Sigma}$ представляет математические сложности и для практических задач ее целесообразно упростить. По нашим данным [2] свободными вихрями, образующимися на стыке соседних секций (на рисунке – интенсивностями Γ_1 , Γ_2 и т. д.), можно пренебречь. Как показывают визуальные экспериментальные исследования, его интенсивность как минимум на порядок меньше, чем у концевых вихря; а результаты такого допущения для одноступенчатого телескопического крыла дали хорошее согласование с результатами весовых испытаний в аэродинамической трубе.

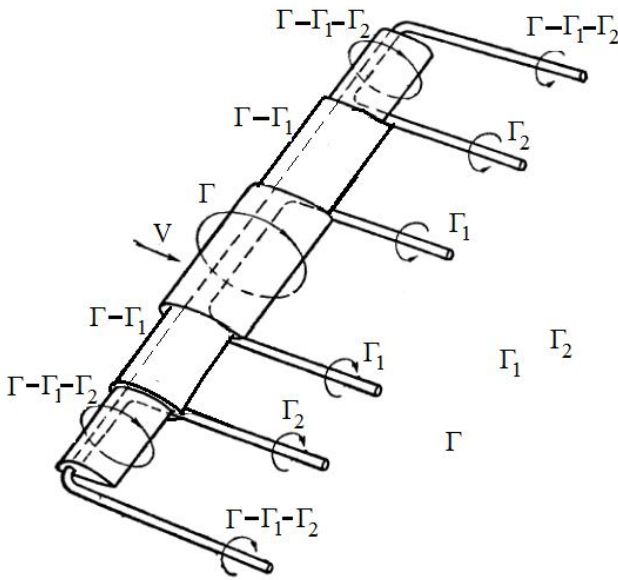


Рис. 2. Присоединенные и свободные вихри телескопического крыла

Так как многоступенчатое телескопическое крыло имеет сложную форму в плане, то сводим к эквивалентному по методу, описанному в работе [7]. Тогда площадь S , размах l_Σ и сужение η_Σ эквивалентного крыла такие же как у полного, стреловид-

ностью для последующих расчетов пренебрегаем. В этом случае удлинение, сужение, средняя аэродинамическая хорда и средняя толщина соответственно равны:

$$\begin{aligned} \lambda_\Sigma &= \frac{l_\Sigma^2}{S}, & \eta_\Sigma &= \frac{b_O}{b_{Bn}}, \\ b_{\Sigma A} &= \frac{b_{AO} S_O + \sum_{i=1}^n b_{ABi} S_{Bi}}{S} = \frac{b_O S_O + \sum_{i=1}^n b_{Bi} S_{Bi}}{S}, \\ \bar{c}_{cp} &= \frac{\bar{c}_O S_O + \sum_{i=1}^n \bar{c}_{Bi} S_{Bi}}{S} \end{aligned} \quad (4)$$

Так как в нашем случае отношение диаметра фюзеляжа к размаху крыла $\bar{d} = \frac{d}{l} < 0,2$, то для расчета коэффициента индуктивного сопротивления можно воспользоваться упрощенным выражением, приведенным в работе [8]:

$$C_{X \text{ инд } \Sigma} = \frac{C_Y^2}{\pi e_\Sigma \lambda_{\Sigma \text{ эф}}} = \frac{C_Y^2}{\pi \lambda_{\Sigma \text{ эф}}} \left(\frac{k}{e_{k=1}} + \frac{1-k}{e_{k=0}} \right), \quad (5)$$

где $e_{k=1}$ – коэффициент Освальда при полной подсасывающей силе;

$e_{k=0}$ – коэффициент Освальда при нулевой подсасывающей силе;

k – степень реализации подсасывающей силы;

$\lambda_{\Sigma \text{ эф}}$ – эффективное удлинение телескопического крыла:

$$\lambda_{\Sigma \text{ эф}} = \frac{\lambda_\Sigma}{1 + S_{\text{ПФ}} / (S_O + \sum_{i=1}^n S_{Bi})}.$$

Коэффициенты Освальда рассчитываются по формулам:

$$e_{k=1} = \frac{C_Y^a}{\lambda_{\Sigma \text{ эф}}} \bar{y}_{cg}^e, \quad e_{k=0} = \frac{C_Y^a}{\pi \lambda_{\Sigma \text{ эф}}}, \quad (6)$$

где C_Y^a – производная подъемной силы крыла по углу атаки, точнее определяется численными методами, теоретически для профиля равняется [10, с. 26]:

$$C_Y^a_{\text{пр}} = 2\pi(1 + 0,77\bar{c}_{cp}); \quad (7)$$

$\bar{y}_{cg}^e$ – относительное расстояние между центрами вихревых жгутов в плоскости Треффта; для нестреловидных крыльев эмпирическая зависимость

$$\bar{y}_{cg}^e = k_1 + k_2 \lambda_{\Sigma \text{эф}}.$$

Коэффициенты k_1 и k_2 являются функциями сужения крыла. Для $\eta_{\Sigma} = 1$ $k_1 = 0,5269$, $k_2 = 0,1730$, для $\eta_{\Sigma} = 2$ $k_1 = 0,4919$, $k_2 = 0,1413$ [8]. При известном $\eta_{\Sigma} = \frac{b_{Bn}}{b_O}$, интерполируя по гра-
ничным значениям, можно записать:

$$k_1 = 0,5269 - 0,035(\eta_{\Sigma} - 1),$$

$$k_2 = 0,173 - 0,0317(\eta_{\Sigma} - 1).$$

Тогда

$$e_{k=1} = \frac{C_Y^a}{\lambda_{\Sigma \text{эф}}} \left[0,5269 + 0,123 \lambda_{\Sigma \text{эф}} + (\eta_{\Sigma} - 1) \times \right. \\ \left. \times (0,0183 \lambda_{\Sigma \text{эф}} - 0,035) \right]. \quad (8)$$

Коэффициент k для нестреловидных крыльев можно приближенно рассчитать по формуле:

$$k = 0,974 - 0,0976 \cdot e^{-0,456 \lambda_{\Sigma \text{эф}} / \eta_{\Sigma}}. \quad (9)$$

Если нет аэродинамической крутки, т. е. когда профиль неизменен по всему размаху крыла [6, с. 290]:

$$C_{Y\Sigma}^a = \frac{C_{Y\text{пр}}^a}{1 + \frac{C_{Y\text{пр}}^a}{\pi e_{\Sigma} \lambda_{\Sigma \text{эф}}}}. \quad (10)$$

При известных характеристиках основного крыла, окончательное выражение для $C_{Y\Sigma}^a$ будет иметь вид:

$$C_{Y\Sigma}^a = \frac{C_{Y O}^a}{1 - \frac{C_{Y O}^a}{\pi e_O \lambda_{O \text{эф}}} + \frac{C_{Y O}^a}{\pi e_{\Sigma} \lambda_{\Sigma \text{эф}}}}. \quad (10a)$$

В то же время согласно нашим данным [2] для определения индуктивного сопротивления телескопического крыла можно использовать альтернативный метод, приведенный в работе [5], согласно ко-

торой коэффициент индуктивного сопротивления вычисляется по простой зависимости:

$$C_{X \text{ инд } O} = \frac{C_Y^2 (1 + \delta_O)}{\pi \lambda_{O \text{эф}}}, \\ C_{X \text{ инд } \Sigma} = \frac{C_Y^2 (1 + \delta_{\Sigma})}{\pi \lambda_{\Sigma \text{эф}}}, \quad (11)$$

где

$$\delta_{\Sigma} = 0,02 \lambda_{\Sigma \text{эф}} \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{\Sigma}} + \frac{20}{\eta_{\Sigma}^2} - \frac{8}{\eta_{\Sigma}^3} \right), \\ \delta_O = 0,022 \lambda_{O \text{эф}}. \quad (12)$$

Применение формул (11) – (12) гораздо проще, чем (4) – (10), хотя основано на эмпирических зависимостях и не учитывает сути явления обтекания крыла конечного размаха. Впрочем, по результатам нашей экспериментальной проверки для одноступенчатого телескопического крыла, прогнозы обеих математических моделей практически совпадают [2]. Так максимальное аэродинамическое качество равняется $K_{\max} = 15,40$ по формулам (4) – (10) и $K_{\max} = 15,39$ – по формулам (11) – (12).

Сопротивление летательного аппарата. С учетом интерференции крыла с фюзеляжем коэффициент сопротивления крыла летательного аппарата вычисляется по следующим формулам [6, с. 374]:

$$C_{X \text{ кр } O} = C_{X \text{ из } O} (1 - k_{\text{инт}} S_{\text{Пф}} / S_O), \\ C_{X \text{ кр } \Sigma} = C_{X \text{ из } \Sigma} (1 - k_{\text{инт}} S_{\text{Пф}} / S), \quad (13)$$

где $k_{\text{инт}} = 0,25 \dots 1,0$ – коэффициент интерференции, зависящий от расположения крыла относительно фюзеляжа (малый – для низкоплана, большой – для высокоплана);

$S = S_O + \sum_{i=1}^n S_{B i}$ – общая площадь многоступенчатого телескопического крыла.

Для всего летательного аппарата традиционной схемы:

$$C_{X \text{ ЛА}} = C_{X \text{ кр } \Sigma} + (C_{X \text{ ф}} \frac{S_M}{S} + C_{X \text{ во}} \frac{S_{BO}}{S} k_{BO} + \\ + C_{X \text{ го}} \frac{S_{ГО}}{S} k_{ГО} + C_{X \text{ мг}} \frac{S_{МГ}}{S}), \quad (14)$$

где $C_{X \text{ ф}}$, $C_{X \text{ во}}$, $C_{X \text{ го}}$, $C_{X \text{ мг}}$ – коэффициенты сопротивления фюзеляжа, вертикального оперения

(ВО), горизонтального оперения (ГО) и мотогондолы;

$S_M, S_{GO}, S_{BO}, S_{MG}$ – площади миделя фюзеляжа, ГО, ВО, миделя мотогондолы соответственно;

$$k_{GO} = \frac{V_{GO}^2}{V^2}, \quad k_{BO} = \frac{V_{BO}^2}{V^2} \text{ – отношения скоростных напоров у ГО и ВО к скоростному напору невозмущенного потока.}$$

Для схемы «тандем» (без ГО) применение телескопического крыла приводит также к изменению интерференции между передним и задним крыльями.

$$C_{X \text{ ЛА}} = C_{X \text{ кр}\Sigma 1} \frac{S_1}{S_1 + S_2} + C_{X \text{ кр}\Sigma 2} \frac{S_2}{S_1 + S_2} + C_{X \text{ инт}12} + C_{X \phi} \frac{S_M}{S} + C_{X \text{ ВО}} \frac{S_{BO}}{S} k_{BO} + C_{X \text{ МГ}} \frac{S_{MG}}{S}, \quad (14a)$$

где $C_{X \text{ инт}12} \approx 2\sigma \frac{C_{Y1} C_{Y2} S_1 S_2}{\pi(S_1 + S_2) l_1 l_2}$ – коэффициент взаимоиנדукции;

$$\sigma = \frac{1}{8} \ln \frac{l^2 + h^2}{c^2 + h^2} \text{ – коэффициент Прандтля,}$$

$l = (l_1 + l_2) / 2$ – средний размах крыльев;

$c = (l_1 - l_2) / 2$ – свисание крыла;

h – высота коробки крыльев, зависящая от угла атаки [11].

Малые БЛА, в т. ч. класса «микро» (массой менее 5 кг), как правило, обладают простой геометрией и для них расчет **коэффициента подъемной силы** предлагается при следующих допущениях:

- отсутствие аэродинамической и геометрической крутки для основной и выдвижных секций;
- основная прямоугольная секция занимает свыше 50 % размаха крыла.

При выполнении первого условия углы атаки нулевой подъемной силы будут одинаковыми ($\alpha_0 \approx -2\bar{f}$ рад, где $\bar{f}$ – относительная кривизна профиля в долях хорды), а отличаться будут по производным подъемной силы по углу атаки и критическим углам атаки. Данные производные рассчитываются по формулам (10) или (10a). Если первое условие не выполняется, то оценить α_0 можно, считая подъемную силу каждой секции пропорциональной площади, по формуле

$$\alpha_0 = \alpha_{0O} S_O / S + \sum_{i=1}^n (\alpha_{0i} - \Delta\varphi_i) S_i / S,$$

где $\Delta\varphi_i$ – угол установки i -й секции относительно основной.

Вычисление критического угла атаки в общем случае затруднительно, но при выполнении второго условия ввиду скоса потока у концов крыла, отрыв должен начинаться у корневой хорды. Таким образом, критический угол атаки телескопического крыла будет меньше, чем у прямоугольного крыла ввиду увеличения удлинения крыла и приближению аэродинамических характеристик к профильным, что подтверждается экспериментальными зависимостями, полученными при небольшом отрицательном угле установки выдвижной секции, (что объясняет небольшое смещение угла α_0 вправо рис. 3). Уменьшение критического угла атаки и увеличение производной от коэффициента подъемной силы по углу атаки хорошо согласуется с теоретическими расчетами.

Разумеется, при очень малой хорде выдвижной секции, соответствующей числу Рейнольдса близкому к критическому, отрыв может начаться и на ней, что крайне нежелательно с точки зрения устойчивости летательного аппарата и безопасности полета.

Крыло сложной формы в плане. Ранее рассматривалось крыло, состоящее из прямоугольных секций. Приведенные выше выкладки справедливы и для крыла с трапециевидными секциями (рис. 4а), при этом профильное сопротивление каждой секции можно приближенно определить для средней аэродинамической хорды этой секции (число Рейнольдса, вычисленное для $C_{X\phi}$ должно быть в диапазоне 125 000...250 000).

Для более точного расчета трапециевидных секций, а также для криволинейных кромок крыла (рис. 4б), учитывать изменение хорды и толщины возможно путем интегрирования, тогда формула (3) приобретает вид:

$$C_{X \text{ пр}\Sigma} = 2 \frac{S_O}{S} \int_0^{l_O/2} C_{X \text{ пр}O}(z) dz + 2 \sum_{i=1}^n \left(\int_{l_O/2 + \dots + l_{B i-1}/2}^{l_O/2 + \dots + l_{B i}/2} C_{X \text{ пр}B i}(z) dz \frac{S_{B i}}{S} \right), \quad (15)$$

где $C_{X \text{ пр}O}, C_{X \text{ пр}B i}$ вычисляются по формуле (2).

Пример современного «микро»-БЛА с криволинейными кромками приведен на рис. 5 [12].

Таким образом, при известном законе изменения хорды вдоль размаха крыла могут быть вычислены аэродинамические характеристики крыла сложной формы в плане при низких числах Рейнольдса.

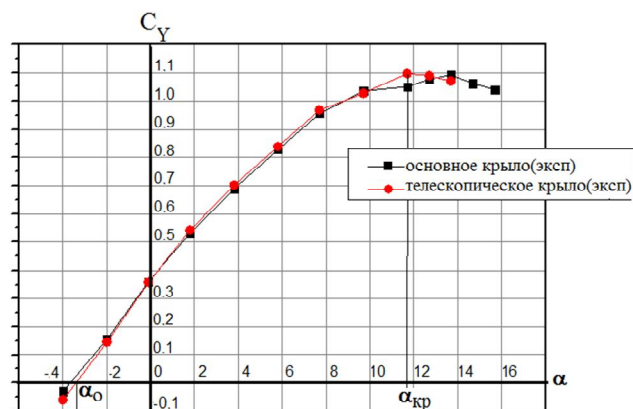


Рис. 3. Экспериментальные зависимости коэффициента подъемной силы: $b_O = 110$ мм, $l_O = 1050$ мм, $\bar{c}_O = 12,0\%$; $l_\Sigma = 1450$ мм, $b_B = 95$ мм, $\bar{c}_B = 8,7\%$; $Re_O = 175\,000$

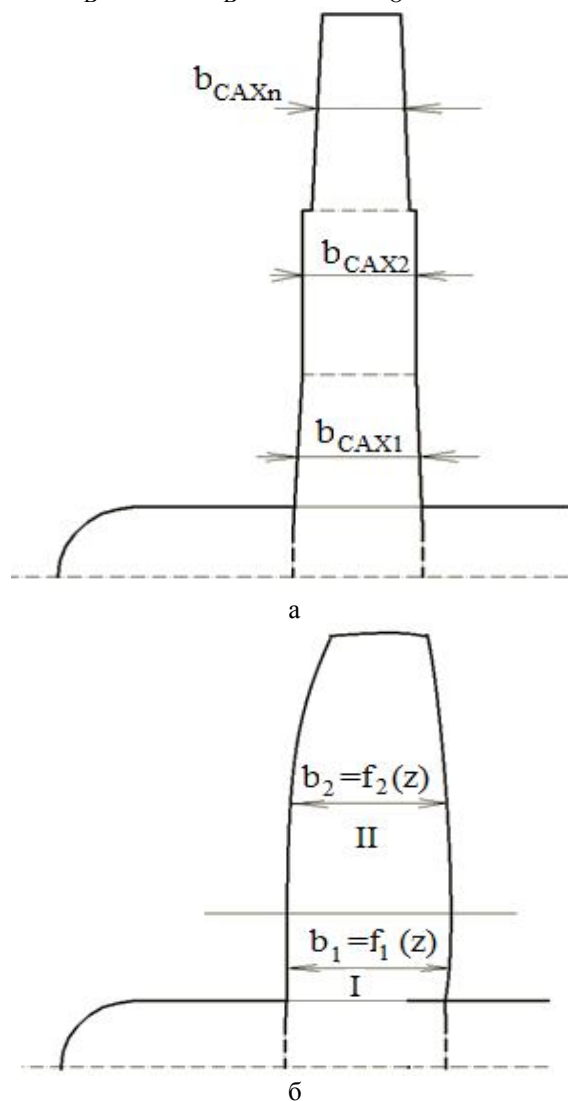


Рис. 4. Примеры геометрии ЛА с крылом сложной формы в плане: а – трапецевидные секции; б – секции с криволинейными кромками



Рис. 5. БЛА «Maverick» с криволинейным крылом в плане

Выводы

В работе предложен аналитический метод, позволяющий рассчитать аэродинамические характеристики летательного аппарата с многоступенчатым крылом, а также крылом сложной формы в плане, которое можно представить в виде соединенных между собой секций.

Ограничения, накладываемые на использование данного метода:

- среднее число Рейнольдса для каждой секции находится в диапазоне $Re = 125\,000 \dots 250\,000$; модель применима и в области автомодельности чисел Рейнольдса $Re > 10^6$ (в последнем случае необходимо использовать формулу (2а) вместо (2));

- соотношение хорд соседних секций крыла не менее 0,86, т. е. $0,86 \leq \frac{b_{Bi+1}}{b_{Bi}} \leq 1,0$ (для всех

$i = 1..n$) и $0,86 \leq \frac{b_{B1}}{b_O} \leq 1,0$;

- толщины профилей находятся в пределах $0,06 \leq \bar{c}_{Bi} \leq 0,12$, что соответствует большинству профилей, применяемых для малых БЛА.

Литература

1. Кривохатко, І. С. Аналіз аеродинаміки малого безпілотного літального апарату з телескопічним крилом [Текст] / І. С. Кривохатко // *Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Харьков, 2013. – Вып. 3 (75). – С. 28–39.
2. Kryvokhatko, I. S. *Experimental Investigation Of Aerodynamic Performance Of A Small Uav With A Telescopic Wing [Text]* / I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov // *Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments Proceedings (APUAVD), IEEE 2nd International Conference, Kyiv, 15-17 Oct. 2013*. – Kyiv, 2013. – P. 17–20.

3. Пат. US2423095. Variable area wing [Text] / T. F. Gibson (USA) – Serial No. 519,963; Application Jan. 27, 1944; Patented Jul. 1, 1947. – 5 p.

4. Пат. US2743072A. Collapsible wing system for aircraft and actuating means therefor [Text] / J. Emmi (USA) – Serial No. 373,510; Application Aug. 11, 1953; Patented Apr. 24, 1956. – 6 p.

5. Беспилотные летательные аппараты: методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик [Текст] / В. М. Ильюшко [и др.]. – К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.

6. Мхитарян, А. М. Аэродинамика [Текст] / А. М. Мхитарян. – М. : Машиностроение, 1976. – 448 с.

7. Самойлович, О. С. Формирование области существования самолета в пространстве обобщенных проектных параметров [Текст] : учеб. пос. / О. С. Самойлович. – М. : МАИ, 1998. – 55 с.

8. Лемко, О. Л. Математическая модель формирования аэродинамического облика летательного аппарата по критерию максимального аэродинамического качества [Текст] / О. Л. Лемко, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конст-

рукции летательных аппаратов : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2011. – Вып. 1 (65) – С. 29–37.

9. Репик, Е. У. Влияние турбулентности потока на результаты весовых измерений в аэродинамических трубах [Текст] / Е. У. Репик, Ю. П. Соседко / Труды Центрального Аэрогидродинамического института им. проф. Н. Е. Жуковского. – М., 1975. – Вып. 1636. – С. 1–20.

10. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст]. В 2-х ч. Ч. 2. / Г. Н. Абрамович. – М. : Наука, 1991. – 304 с.

11. Юрьев, Б. Н. Экспериментальная аэродинамика [Текст]. В 2-х ч. Ч. 2. Индуктивное сопротивление / Б. Н. Юрьев. – М. : НКОП СССР, 1938. – 275 с.

12. Defense Update. International, online defense magazine. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://defense-update.com/products/m/maverick.htm>. – 05.06.2014.

Поступила в редакцию 28.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.09.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. У КП Б. В. Лупкин, Учебно-консультационный пункт Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Киев.

ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ З КРИЛОМ СКЛАДНОЇ ФОРМИ В ПЛАНІ ПРИ НИЗЬКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

I. С. Кривохатко, В. В. Сухов

В роботі розглянуто аналітичний метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарату з багатоступінчастим телескопічним крилом при низьких числах Рейнольдса, а також розповсюдження даного методу на крила складної форми в плані. Математична модель враховує вплив товщини профілю, числа Рейнольдса, форми крила в плані на його аеродинамічні характеристики. Метод придатний при числах Рейнольдса, які обчислено за хордами перерізів крила, в діапазоні 125 000...250 000 або більше 10^6 і товщинах профілів 6...12 %. Проведено порівняння результатів, отриманих згідно даного методу, з експериментальними даними.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики, багатоступінчасте телескопічне крило, крило складної форми, низькі числа Рейнольдса.

AERODYNAMIC PERFORMANCE DEFINITION OF UAV WITH COMPLEX PLANFORM WING AT LOW REYNOLDS NUMBER

I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov

Analytical method of aerodynamic performance definition of UAV with multistage telescopic wing at low Reynolds number is presented; also method is adapted to UAV with complex planform wing. Mathematical model takes into account airfoil thickness, Reynolds number and wing planform effect on aerodynamic characteristics. Method is applicable for Reynolds number calculated for wing section chords in range from 125 000 to 250 000 or more than 10^6 and airfoil thicknesses from 6 to 12 %. Comparison of results getting by analytical method and experimental data is performed.

Key words: aerodynamic characteristics, multisection telescopic wing, complex planform wing, low Reynolds number.

Кривохатко Ілля Станиславович – асистент кафедри Приборів и систем управління летательными аппаратами, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина, e-mail: elijah@ukr.net.

Сухов Виталий Викторович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры Приборів и систем управления летательными аппаратами, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина.