

Влияние угла скольжения и работы воздушных винтов на концах крыла на индуктивное сопротивление

© О.В. Павленко^{1,2}, Е.А. Пигусов^{1,2}, М.Г. Реслан², А. Сантош²

¹ Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия

² Московский физико-технический институт (Национальный исследовательский университет),

Долгопрудный, Московская обл., Россия

E-mail: olga.v.pavlenko@yandex.ru

Поступило в Редакцию 11 мая 2023 г.

В окончательной редакции 30 августа 2023 г.

Принято к публикации 30 октября 2023 г.

Представлены результаты численного исследования влияния угла скольжения и работы воздушного винта на конце крыла большого удлинения на циркуляцию и индуктивное сопротивление. Численные исследования влияния угла скольжения (бокового ветра) на аэродинамические характеристики модели самолета с крылом сверхбольшого удлинения с работающими воздушными винтами на концах крыла проведены с использованием программы, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса. Численные исследования показали, что при увеличении угла скольжения уменьшаются циркуляция и индуктивное сопротивление крыла.

Ключевые слова: тянущий воздушный винт, крыло сверхбольшого удлинения, угол скольжения, циркуляция крыла, индуктивное сопротивление.

DOI: 10.61011/PJTF.2023.24.56865.88A

Для летательных аппаратов (ЛА), которые совершают длительный полет в крейсерском режиме, актуальной задачей является снижение индуктивного сопротивления, так как это позволяет увеличить аэродинамическое качество ЛА и снизить энергетические затраты за счет снижения потребной тяги, тем самым повышая конкурентоспособность создаваемой авиационной техники. Для подобных летательных аппаратов актуальной задачей является оценка распределения нагрузок вдоль размаха крыла, которая позволяет разработать мероприятия по снижению негативного влияния деформаций крыла при полетах в неспокойной атмосфере.

В настоящей работе представлены результаты расчетных исследований влияния изменения угла скольжения на обтекание самолета с механизированным крылом сверхбольшого удлинения ($\lambda = 23$), на концах которого установлены мотогондолы диаметром 0.35 м с тянущими двухлопастными воздушными винтами (ВВ) диаметром 0.22 м, частота вращения $N = 15\,000$ rpm (рис. 1). Воздушные винты имеют разнонаправленное вращение в направлении фюзеляжа. Расчеты выполнены при значении нагрузки на винт

$$B = \frac{T}{q_\infty F} = 0.5,$$

где T — тяга винта [N], q_∞ — скоростной напор, F — ометаемая концами лопастей площадь. Коэффициент тяги винта при нулевых углах атаки и скольжения $\alpha_t = T/\rho_\infty n^2 D^4 = 0.06$, где ρ_∞ — плотность воздуха [kg/m^3], n — частота вращения винта [Hz], D — диаметр винта [m]. Относительная поступь винта $\lambda = V_\infty/nD = 0.044$, где V_∞ — скорость набегающе-

го потока [m/s]. Кроме того, для сравнения был исследован вариант без работающих воздушных винтов. Прямое крыло с профилем относительной толщины $c = c/b_a = 15\%$ (где c — максимальная толщина крылового профиля, b_a — средняя аэродинамическая хорда крыла, которая в данном случае равна хорде крыла $b_a = b = 0.106$ м) оборудовано простым поворотным закрылком и двухсекционным элероном. Хорда элерона составляет 17% от хорды крыла.

Численные исследования выполнены по программе ANSYS FLUENT, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, на структурированной расчетной сетке. Область моделирования представляет собой параллелепипед высотой $57b$ и длиной $113b$. При моделировании в области пограничного слоя высота первой ячейки сетки вблизи поверхности крыла выбиралась такой, чтобы пограничный слой вместил достаточное количество ячеек для расчета пристеночной функции и значение параметра y^+ в первом пристеночном узле не превышало единицы (в данных расчетах с воздушным винтом $y^+ \leq 0.82$). В расчете использована realizable $k-\varepsilon$ модель турбулентности с улучшенным моделированием параметров турбулентности вблизи стенки и с учетом влияния градиента давления и эффекта сжимаемости. Данная модель турбулентности позволяет делать довольно точные прогнозы характеристик пограничного слоя при больших градиентах давления, отрывных и вращающихся течений [1]. В пристеночной области используется однопараметрическая модель турбулентности, адаптированная к течениям с малыми числами Рейнольдса. Кроме того, realizable $k-\varepsilon$ модель турбулентности подходит для расчетов на грубой сетке с небольшим количеством ячеек. Сравнение расчетных и

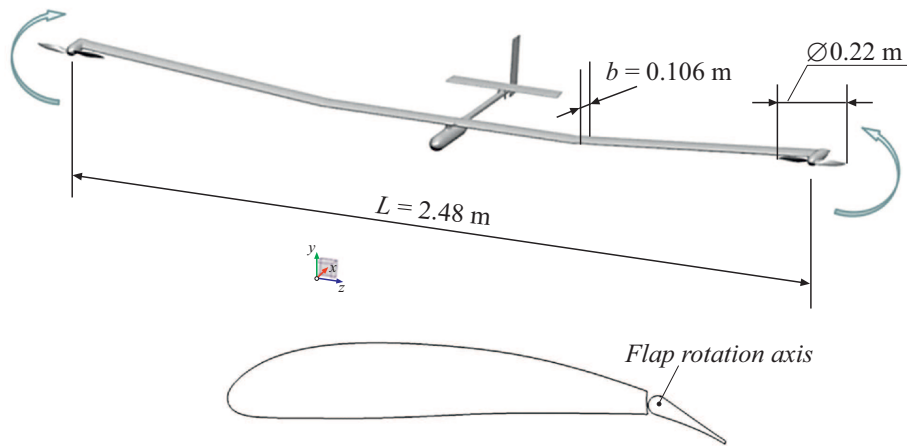


Рис. 1. Расчетная модель ЛА и профиль крыла с отклоненной механизацией $\delta_{mech} = 15^\circ$.

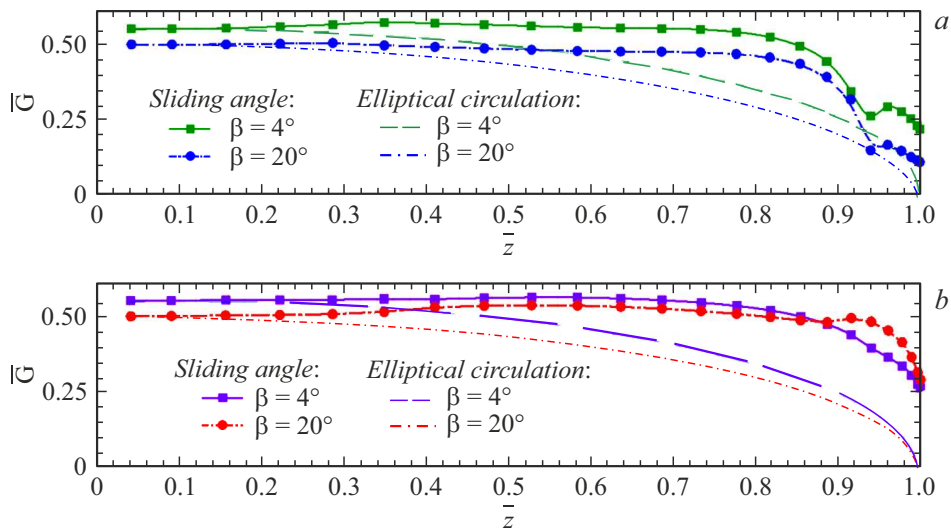


Рис. 2. Влияние угла скольжения на циркуляцию по размаху крыла с обдувом ВВ ($\alpha = 0$). *a* — левая консоль крыла, *b* — правая консоль крыла.

экспериментальных данных представлено в работах [2,3], информация по тяге винта изложена в [4]. Моделирование поступательного движения крыла и вращения воздушного винта задавалось с использованием двух расчетных зон: одна — с поступательным движением потока воздуха, а другая — с вращательным движением воздуха, моделирующим вращение воздушного винта. Расчеты выполнены по отработанной ранее методике [5]. Данные по сеточной независимости расчетной модели без ВВ представлены в таблице. В результате в качестве базовой была выбрана сетка с 20 млн ячеек.

Расчеты проведены при угле атаки $\alpha = 0$ в диапазоне углов скольжения β от 0 до 20° при скорости набегающего потока $V_\infty = 50 \text{ m/s}$ и числе Рейнольдса $Re = 0.35 \cdot 10^6$ с отклоненной механизацией крыла $\delta_{mech} = 15^\circ$, соответствующей его взлетному положению.

Известно, что минимум индуктивного сопротивления достигается на прямом крыле с эллиптическим распре-

Аэродинамические коэффициенты модели без ВВ ($\alpha = 0, \beta = 0$)

Число ячеек сетки	C_y	C_x
10 млн	0.8112	0.0635
20 млн	0.8081	0.0573
26 млн	0.8072	0.0586

делением циркуляции вдоль размаха. Влияние ВВ на относительную циркуляцию по размаху крыла, которая была вычислена по формуле

$$\bar{G} = \frac{G\pi L}{2V_\infty S C_l}$$

(где $G = C_{l\text{sect}} b_a V_\infty / 2$, C_l — коэффициент подъемной силы крыла, $C_{l\text{sect}}$ — коэффициент подъемной силы сечения крыла, L — размах крыла [m], S — площадь крыла [m²]), показано на рис. 2. Для сравнения на рисун-

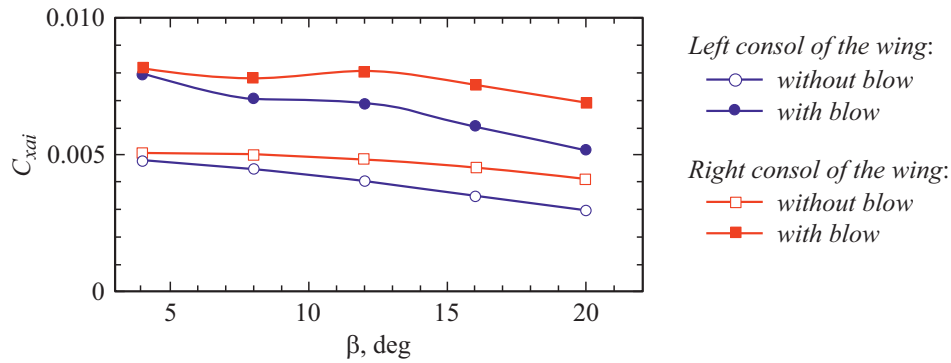


Рис. 3. Величина коэффициента индуктивного сопротивления в зависимости от угла скольжения ($\alpha = 0$).

ке представлена эллиптическая циркуляция по размаху крыла, построенная для каждого угла скольжения по формуле эллипса и имеющая минимальное индуктивное сопротивление:

$$C_{xa} = \frac{1}{\pi \lambda_w} C_l^2,$$

где λ_w — удлинение крыла. Увеличение угла скольжения β от 0 до 20° и обдув воздушными винтами в основном оказывают влияние на циркуляцию левой подветренной консоли крыла. На правой наветренной консоли крыла снижение циркуляции при увеличении угла скольжения происходит только локально в районе обдува струями воздушного винта. Полученные при моделировании значения циркуляции отличны от нуля в концевой части крыла из-за наличия мотогондолы, которая имеет свою подъемную силу.

В соответствии с теорией крыла конечного размаха Прандтля минимум индуктивного сопротивления соответствует эллиптическому распределению циркуляции по размаху крыла. В этом случае коэффициент индуктивного сопротивления крыла C_{xai} изменяется обратно пропорционально геометрическому удлинению крыла

$$C_{xai} = \frac{1}{\pi \lambda} C_{ya}^2,$$

где C_{ya} — коэффициент подъемной силы. В практических приложениях это учитывается приближенно путем введения в расчетную формулу для коэффициента индуктивного сопротивления поправочного коэффициента для прямых крыльев $\delta = 0.05$. Таким образом, коэффициент индуктивного сопротивления в настоящей работе был вычислен по формуле

$$C_{xai} = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda} C_{ya}^2.$$

Увеличение угла скольжения уменьшает циркуляцию по размаху крыла и приближает ее к эллиптическому виду. Поэтому наименьшее индуктивное сопротивление наблюдается при больших углах скольжения (рис. 3). При увеличении угла скольжения наблюдается снижение индуктивного сопротивления как при работающих воздушных винтах, так и без них. Следует отметить, что

в диапазоне больших углов скольжения ($12 \leq \beta \leq 20^\circ$) производная функции коэффициента индуктивного сопротивления по углу скольжения C_{xai}^β с работающими воздушными винтами выше, чем без них. Но увеличение угла скольжения β по-разному влияет на индуктивное сопротивление консолей крыла. Так, индуктивное сопротивление правой наветренной консоли крыла заметно больше, чем левой. И это различие только увеличивается с увеличением угла скольжения β . Например, при угле скольжения $\beta = 4^\circ$ индуктивное сопротивление правой наветренной консоли крыла в 1.1 раза, а при $\beta = 20^\circ$ в 1.4 раза больше, чем для левой. При угле скольжения $\beta = 20^\circ$ индуктивное сопротивление правой наветренной консоли крыла с работающими на его концах винтами примерно в 1.7 раза больше, чем без них.

Численные исследования обтекания модели самолета с крылом большого удлинения и отклоненной механизацией крыла $\delta_{mech} = 15^\circ$, соответствующей его взлетному положению, показали, что увеличение угла скольжения уменьшает подъемную силу крыла (снижение циркуляции по размаху крыла) и соответственно индуктивное сопротивление, особенно в случае с работающими воздушными винтами.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] T.-H. Shih, W.W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, J. Zhu, *Comput. Fluids*, **24** (3), 227 (1995). DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-T
- [2] О.Н. Виноградов, А.В. Корнушенко, О.В. Павленко, А.В. Петров, Е.А. Пигусов, Т.Н. Чинь, *Вестн. МАИ*, **28** (2), 7 (2021). DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19
- [3] О.В. Павленко, Г.Р. Реслан, *Вестн. МАИ*, **29** (3), 17 (2022). DOI: 10.34759/vst-2022-3-17-28
- [4] O.N. Vinogradov, A.V. Kornushenko, O.V. Pavlenko, A.V. Petrov, E.A. Pigusov, T.T. Ngoc, *J. Phys.: Conf. Ser.*, **1959**, 012051 (2021). DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012051
- [5] В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Дружинин, В.Ю. Ерёмин, О.В. Павленко, *Автоматизация. Современные технологии*, **72** (2), 91 (2018).