

Численные исследования влияния бокового ветра на устойчивость самолета с воздушными винтами на концах крыла сверхбольшого удлинения

© О.В. Павленко,^{1,2} Е.А. Пигусов,^{1,2} А. Сантош,² Тханг Нгок Чинь,²

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, 140180 Жуковский, Московская обл., Россия

²Московский физико-технический институт, 141701 Долгопрудный, Московская обл., Россия
e-mail: olga.v.pavlenko@yandex.ru, pigusoff@gmail.com

Поступило в Редакцию 3 мая 2024 г.

В окончательной редакции 18 октября 2024 г.

Принято к публикации 30 октября 2024 г.

На основе численных расчетов представлены результаты исследований влияния бокового ветра на устойчивость самолета с воздушными винтами на концах крыла сверхбольшого удлинения. Показано, что увеличение угла скольжения от 0 до 20° приводит к изменению моментных характеристик самолета вследствие ухудшения работы силовой установки и несимметричному обдуву крыла тянущими воздушными винтами. Расчеты выполнены по программе, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса.

Ключевые слова: тянущий воздушный винт, крыло сверхбольшого удлинения, угол скольжения, моментные характеристики, CFD-методы.

DOI: 10.61011/JTF.2024.12.59271.388-24

Боковой ветер оказывает существенное влияние на полет летательного аппарата, так как увеличивает скосы потока и изменяет местный угол атаки на крыле.

В настоящей работе на примере самолета с воздушными винтами на концах крыла сверхбольшого удлинения [1,2] рассмотрено влияние бокового ветра на его моментные характеристики. С этой целью с использованием программы, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, были проведены численные исследования влияния бокового ветра на обтекание крыла сверхбольшого удлинения ($\lambda = 23$) с неотклоненной механизацией $\delta = 0$ в крейсерском режиме полета и во взлетном положении $\delta = 15^\circ$, когда все закрылки и элероны отклонены на один и тот же угол, с вращающимися винтами на его концах на нулевом угле атаки при скорости набегающего потока $V = 50$ м/с и числе Рейнольдса $Re = 0.35 \cdot 10^6$. Расчетная модель самолета имеет механизированное прямое крыло с профилем относительной толщины $\bar{c} = 15\%$ и хордой $b = 0.106$ м, на концах которого установлены мотогондолы диаметром 0.35 м с тянущими двухлопастными воздушными винтами диаметром 0.22 м, с частотой вращения $N = 15000$ rpm. (рис. 1). Воздушные винты разнонаправленного вращения — к фюзеляжу. Расчеты выполнены при значении нагрузки на винт $B = 0.5$. Коэффициент тяги винта при нулевых угле атаки и скольжения $\alpha = 0.06$, относительная поступь винта $J = 0.44$. Численные исследования выполнены по программе ANSYS FLUENT, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, на структурированной расчетной сетке, содержащей

около 20 млн ячеек. 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 с $k-\varepsilon$ -realizable модель турбулентности с улучшенным моделированием параметров турбулентности вблизи стенки и с учетом влияния градиента давления и эффекта сжимаемости. Данная модель турбулентности позволяет делать достаточно точные прогнозы характеристик пограничного

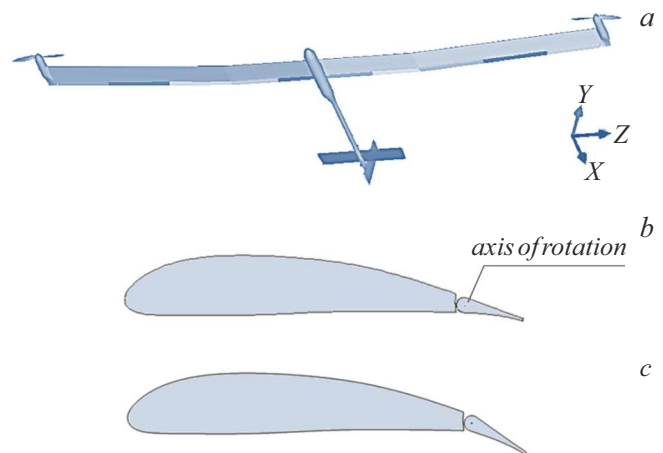


Рис. 1. Расчетная модель самолета: *a* — общий вид, *b* — сечение крыла $\delta = 0$, *c* — сечение крыла $\delta = 15^\circ$.

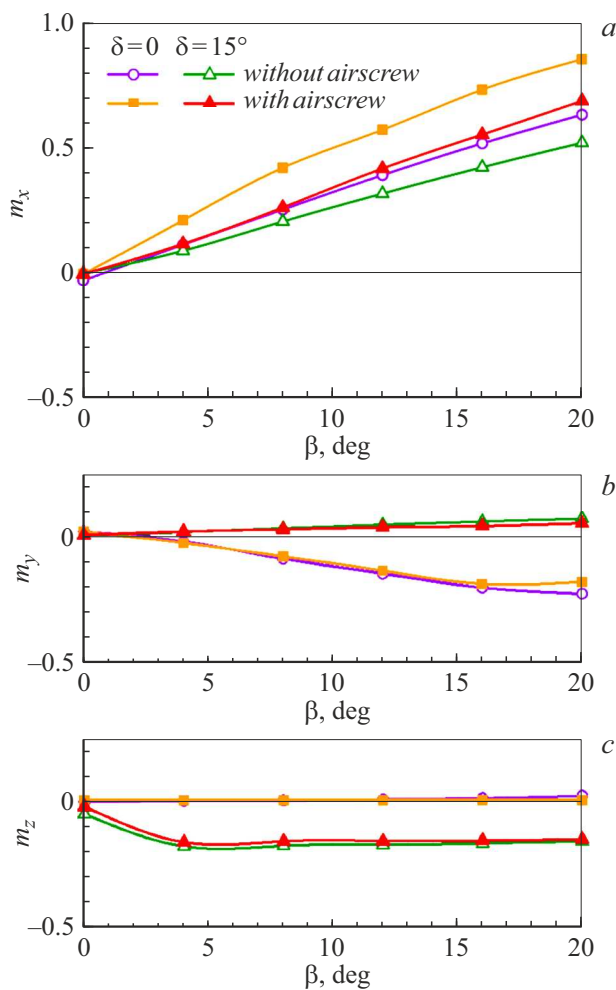


Рис. 2. Зависимости моментных характеристик самолета от угла скольжения: *a* — коэффициент момента крена, *b* — коэффициент момента рысканья, *c* — коэффициент момента тангажа.

слоя при больших градиентах давления, отрывных и вращающихся течений [3], а в пристеночной области используется однопараметрическая модель турбулентности, адаптированная к течениям с малыми числами Рейнольдса. Решаемые в процессе расчета уравнения были аппроксимированы с помощью конечно-объемных схем второго порядка точности. Следует отметить, что данная модель турбулентности подходит для расчетов на грубой сетке с небольшим количеством ячеек. Более подробная информация об исследуемой модели самолета, а также сеточная сходимость, представлены в работе [4].

Полет со скольжением у такого самолета приводит к увеличению моментов крена и рысканья из-за различий обтекания воздушных винтов, расположенных на концах крыла, и практически не влияет на момент тангажа (рис. 2). Отклоненная механизация крыла и отсутствие вращающихся воздушных винтов способствует более устойчивому состоянию модели самолета по крену (рис. 2, *a*). Такое влияние на моментные характеристики

самолета при увеличении угла скольжения возникает из-за создания обдувом винтами несимметричного распределения давления на концах крыла большого удлинения.

Численные исследования показали, что наибольшее влияние увеличения угла скольжения β от 0 до 20° оказывает на момент крена m_x самолета при неотклоненной механизации и с работающими воздушными винтами на концах крыла. Так, при увеличении угла скольжения до $\beta = 4^\circ$ производная момента крена такой модели самолета по углу скольжения $m_x^\beta = 0.0538$, а самолета с отклоненной механизацией и винтами на концах крыла — $m_x^\beta = 0.0303$. При работе воздушных винтов на концах крыла отклонение механизации по всему его размаху на $\delta = 15^\circ$ улучшает устойчивость самолета по крену: при $\beta = 4^\circ$ на 44%, а в диапазоне больших углов скольжения на $8^\circ \leq \beta \leq 20^\circ$ примерно на четверть. В случае отсутствия винтов отклонение механизации также уменьшает момент крена, но в меньшей степени. Ухудшение поперечной устойчивости при увеличении угла скольжения происходит вследствие несимметричного обдува крыла тянущими воздушными винтами.

Отклонение механизации крыла улучшает путевую устойчивость и увеличивает момент тангажа на пикирование.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] О.В. Павленко, Е.А. Пигусов, А. Сантош, М.Г. Реслан. Вестник Московского авиационного ин-та, **30** (1), 23 (2023).
- [2] O.N. Vinogradov, A.V. Kornushenko, O.V. Pavlenko, A.V. Petrov, E.A. Pigusov, Trinh Thang Ngoc. J. Physics: Conf. Series, ISCM 2021, IOP Publishing, **1959**, 012051 (2021). DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012051
- [3] T.-H. Shih, W.W. Liou, A. Shabbir, J. Zhu. Computers Fluids, **24** (3), 227 (1995).
- [4] О.В. Павленко, Е.А. Пигусов, М.Г. Реслан, А. Сантош. Письма в ЖТФ, **49** (24), 22 (2023).