

Численные исследования улучшения обтекания крыла с тянущим воздушным винтом

© М.К. Багдади,¹ О.В. Павленко,^{1,2} А.М. Раздобарин²

¹Московский физико-технический институт (МФТИ),
141701 Долгопрудный, Московская обл., Россия

²Отделение аэродинамики, Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ),
140180 Жуковский, Московская обл., Россия
e-mail: m.khir.baghdadi@gmail.com, olga.v.pavlenko@yandex.ru

Поступило в Редакцию 1 мая 2024 г.

В окончательной редакции 30 сентября 2024 г.

Принято к публикации 30 октября 2024 г.

Представлены результаты численного исследования улучшения обтекания прямого крыла при помощи вихрегенератора, расположенного непосредственно за тянущим воздушным винтом. Расчеты выполнены по программе, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, на угле атаки $\alpha = 10^\circ$ при числах $M = 0.12$ и $Re = 0.7 \cdot 10^6$.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, прямое крыло, вихрегенератор, тянущий воздушный винт.

DOI: 10.61011/JTF.2024.12.59269.334-24

С развитием компьютерных технологий появилась возможность для исследования обтекания различных моделей летательных аппаратов и их частей при помощи численных методов. Современные расчетные программы, учитывающие влияние вязкости при удовлетворительной сходимости с экспериментом, позволяют получить аэродинамические характеристики исследуемых моделей и подробную информацию об изучаемом явлении. Математическое моделирование в различных программах летящего летательного аппарата с работающим воздушным винтом, показывает результаты, близкие к экспериментальным [1,2], поэтому в численных исследованиях, представленных в настоящей работе, была использована такая же расчетная методика с двумя воздушными расчетными зонами.

Тянущий воздушный винт существенно влияет на обтекание крыла и его аэродинамические характеристики. Важную роль при этом играют: скорость набегающего потока, количество лопастей, угол их установки и диаметр винта. Обдув крыла, расположенного в следе возмущенного закрученного потока от тянущего воздушного винта, приводит к изменению давления на его поверхности, а при увеличении угла атаки и происходит его взаимодействие с отрывной зоной, что увеличивает ее размеры [3].

Предотвращение или ослабление нежелательных явлений, связанных с отрывом потока с крыла, играет важную роль в процессе аэродинамического проектирования летательных аппаратов. Одним из способов решения этих проблем является использование генераторов вихрей, которые представляют собой специальные устройства, создающие вихри для усиления обмена количеством движения между пристеночной и внешней частью пограничного слоя [4].

В настоящей работе был использован генератор вихрей, расположенный на верхней поверхности крыла в следе за воздушным винтом. Генератор вихрей формирует дополнительную тангенциальную компоненту скорости, которая ослабляет негативное поперечное перетекание воздуха по верхней поверхности крыла. Кроме того, действие этого генератора вихрей усиливается обдувом от винта. Таким образом, целью настоящей работы является исследование управления срывом потока с крыла при помощи вихрегенератора. Расчеты проведены в условиях эксперимента в аэродинамической трубе [5] на консоли прямого крыла с симметричным профилем NACA 642A015 [6], с хордой $b = 0.24$ м, площадью крыла $S = 0.1594$ м², размахом $L = 0.664$ м и относительным удлинением $\lambda = 2.8$ (рис. 1). Начало координат расположено в крайней точке носовой части корневого профиля крыла, прикрепленного к стенке рабочей части аэродинамической трубы. По середине крыла расположен тянущий четырехлопастной воздушный винт с диаметром $\varnothing = 0.23$ м, вращающийся по часовой стрелке, если смотреть спереди. Частота вращения винта $N = 1000$ rpm = 166.67 Hz. Относительная поступь винта $J = 1$, коэффициент тяги на данном угле атаки $\alpha = T/(\rho_\infty n^2 D^4)$, где T — тяга винта [N], ρ_∞ — плотность воздуха [kg/m³], n — частота вращения винта [Hz], D — диаметр винта [m].

За воздушным винтом на верхней поверхности крыла на расстоянии 60% от конца лопасти 20% хорды крыла от носика профиля и был установлен генератор вихрей, расположенный под углом 45° к набегающему потоку. Вихрегенератор имеет форму пластины длиной около 13% и высотой 3% хорды крыла.

Численные исследования проведены по программе ANSYS FLUENT, основанной на решении осредненных

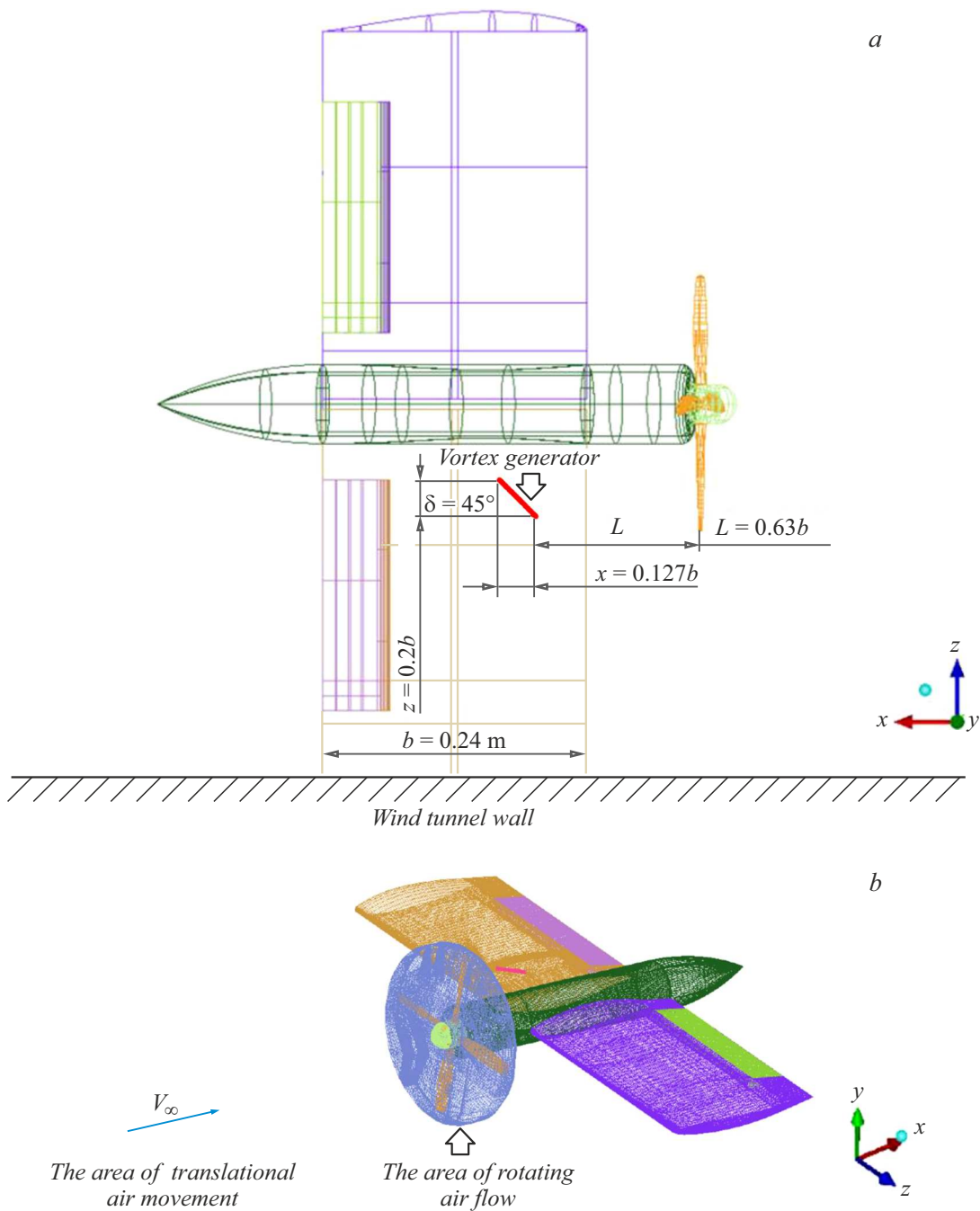


Рис. 1. Расчетная модель крыла: *a* — общий вид, *b* — построение расчетной сетки.

по Рэйнольдсу уравнений Навье-Стокса, на структурированных сетках с вихрегенератором и без него, содержа-

Таблица 1. Аэродинамические коэффициенты модели, $\alpha = 10^\circ, \beta = 0$

Количество ячеек сетки	$12 \cdot 10^6$	$20 \cdot 10^6$	$30 \cdot 10^6$
C_y	0.51224	0.53128	0.53384

Эксперимент: $C_y = 0.5367$

щих около $20 \cdot 10^6$ ячеек. Для расчета пограничного слоя была построена специальная сетка *o-grid*, построенная по нормали к поверхности и содержащая по высоте 20 ячеек. При моделировании в области пограничного слоя высота первой ячейки сетки вблизи поверхности модели выбиралась так, чтобы пограничный слой вместил достаточное количество ячеек для расчета пристеночной функции $y^+ = \frac{\rho \cdot u_\tau \cdot y_p}{\mu}$, где u_τ — характерная скорость, y_p — расстояние от точки пространства до стенки модели, ρ — плотность, μ — вязкость воздуха. У построенных таким образом сеток параметр $y^+ \leq 0.96$

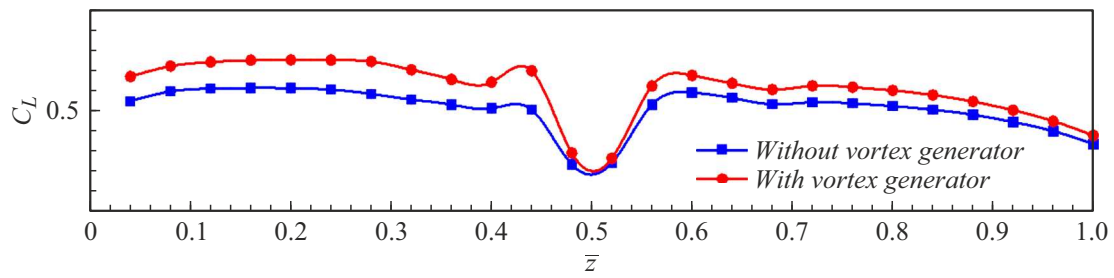


Рис. 2. Распределение коэффициента подъемной силы в сечениях крыла.

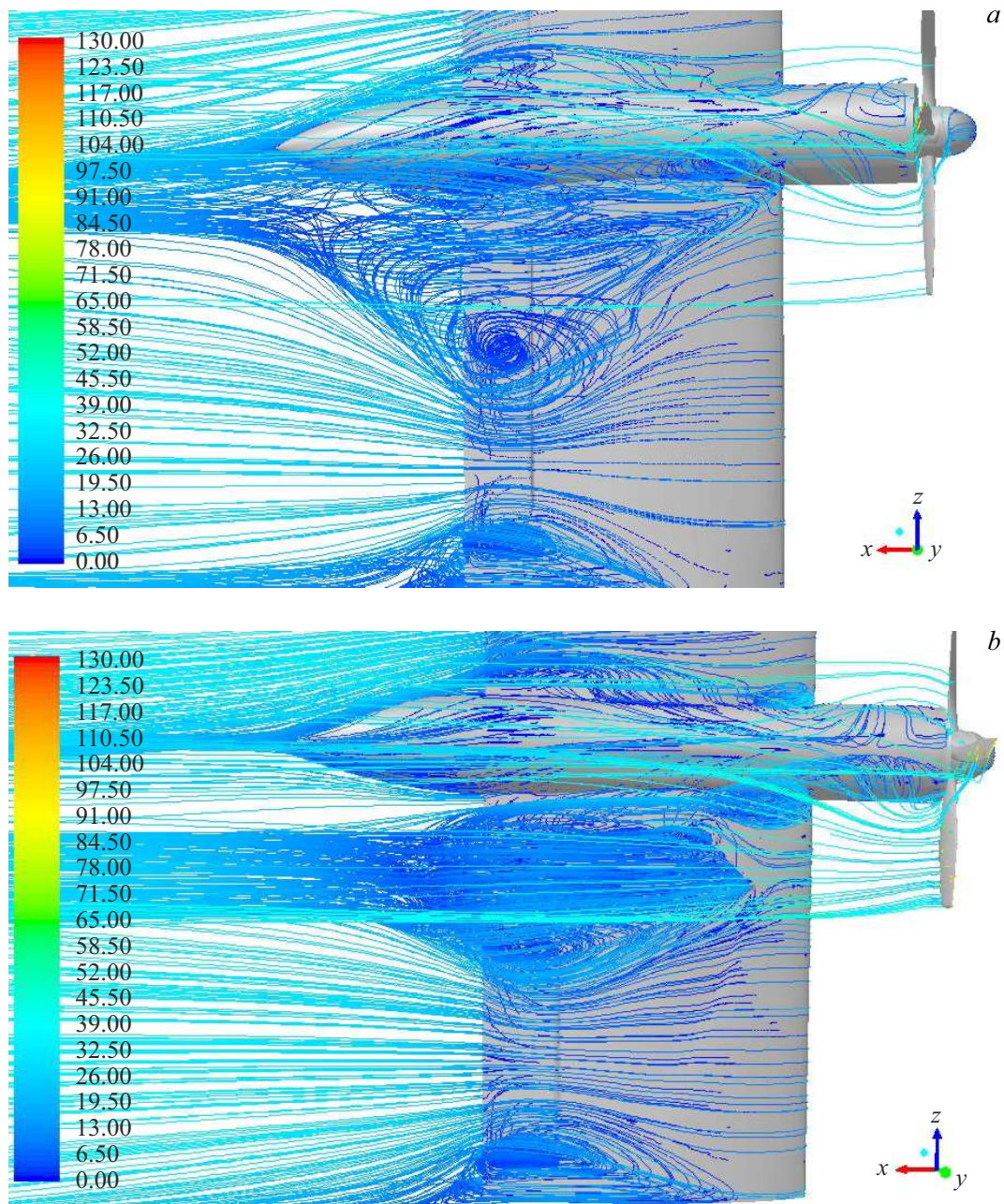


Рис. 3. Поле скоростей в сечении посередине вихрегенератора: *a* — без вихрегенератора вид, *b* — с вихрегенератором.

Таблица 2. Результаты расчета

Крыло	C_y	C_x	m_z	k
Без вихрегенератора	0.53128	0.12987	0.026435	4.09086
С вихрегенератором	0.63194	0.12254	0.022533	5.15701

характеризует высоту первой ячейки расчетной сетки, отсчитанной от поверхности модели, и соответствует рекомендациям разработчиков программы. Расчеты проведены с $k-\varepsilon$ -realizable моделью турбулентности, с улучшенным моделированием параметров турбулентности вблизи стенки и с учетом влияния градиента давления. Выбор такой модели турбулентности обусловлен тем, что данная модель позволяет делать достаточно точные прогнозы характеристик пограничного слоя при больших градиентах давления, отрывных и вращающихся течениях. Кроме этого $k-\varepsilon$ -realizable модель турбулентности подходит для расчетов на грубой сетке с небольшим количеством ячеек [7].

Расчеты выполнены по ранее отработанной методике [1–3], содержащей две расчетные зоны:

1) с поступательным движением воздуха, который набегаёт на исследуемую модель крыла со скоростью $V_\infty = 40\text{m/s}$;

2) с вращательным движением воздуха вокруг лопастей винта для моделирования его вращения (рис. 1, b).

Численные исследования проведены при числах $M = 0.12$ и $Re = 0.7 \cdot 10^6$ на угле атаки $\alpha = 10^\circ$, когда на крыле образуется срыв потока.

С целью определения достаточного количества расчетных ячеек для данной задачи были выполнены расчеты на различных сетках аэродинамических характеристик модели крыла с воздушным винтом без вихрегенератора (табл. 1). В результате анализа данных сеточной сходимости, в качестве расчетной была выбрана сетка, содержащая 20 млн ячеек.

Влияние вихрегенератора на коэффициенты подъемной силы сечений крыла вычислено по формуле $C_{y\text{sect.}} = \frac{Y}{q_\infty b_{\text{sect.}}}$, где Y — подъемная сила сечения крыла, $b_{\text{sect.}}$ — хорда крыла, q_∞ — скоростной напор. Коэффициенты подъемной силы в 25 сечениях плоскостью ХОУ приведены соответственно на рис. 2 в зависимости от относительного полуразмаха крыла $\bar{z} = z/L$, где z — координата сечения L — размах крыла, показано на рис. 2. Вихрегенератор усиливает циркуляцию воздуха над крылом, вследствие чего возрастает подъемная сила.

Согласно результатам расчета, генератор вихрей создает вихрь, который благоприятно воздействует на обтекание крыла в следе за винтом и уменьшает размеры отрывной зоны (рис. 3). При этом граница отрывной зоны отодвигается назад по потоку. Так, в сечении по середине вихрегенератора видно, что генератор вихрей отодвигает назад отрывную зону, начало которой теперь совпадает с местом его установки на крыле, и в резуль-

тате чего, снижается сопротивление крыла. Результаты расчетов показали (табл. 2), что вихрегенератор увеличивает подъемную силу C_y , снижает сопротивление C_x , незначительно увеличивает момент тангажа на кабрирование m_z и при этом возрастает аэродинамическое качество k .

В результате численных исследований вихрегенератора, расположенного на прямом крыле за тянущим воздушным винтом, показано, что генератор вихрей улучшает обтекание в следе за винтом, уменьшает размеры отрывной зоны, увеличивает подъемную силу и снижает сопротивление крыла, при этом его действие усиливается и стабилизируется постоянным обдувом от винта.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов

Список литературы

- [1] В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Павленко. Инженерный журнал: наука и инновации, **6** (78), 3 (2018). DOI: 10.18698/2308-6033-2018-0-0000
- [2] В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Павленко. Вестник Московского авиационного института, **27** (1), 7 (2020).
- [3] O.N. Vinogradov, A.V. Kornushenko, O.V. Pavlenko, A.V. Petrov, E.A. Pigusov. J. Phys.: Conf. Ser., **1959** (2021). 012051. DOI: 10.1088/1742-6596/1959/1/012051
- [4] М.А. Брутян, А.В. Волков, В.В. Вышинский, А.В. Потапчик, А.М. Раздобарин. Ученые записки ЦАГИ, **LIV** (1), 20 (2023).
- [5] T. Sinnige, N. Arnhem, T. Stokkermans, G. Eitelberg, L. Veldhuis. J. Aircraft, **56** (1), 1 (2018). DOI: 10.2514/1.C034978. <https://www.researchgate.net/publication/329036195>
- [6] И.А. Амелюшкин, О.В. Павленко, А.В. Февральских, М.К. Багдади. Письма в ЖТФ, **49** (24), 28 (2023).
- [7] T.-H. Shih, W.W. Liou, A. Shabbir, J. Zhu. Computers Fluids, **24** (3), 227 (1995). [http://dx.doi.org/10.1016/0045-7930\(94\)00032-T](http://dx.doi.org/10.1016/0045-7930(94)00032-T)