

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735.33.015.3:533.695.7

DOI:10.34759/vst-2020-1-7-18

ВЛИЯНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ФЮЗЕЛЯЖА И КОЛЬЦА НА МАКСИМАЛЬНУЮ ТЯГУ ВОЗДУШНОГО ТОЛКАЮЩЕГО ВИНТОКОЛЬЦЕВОГО ДВИЖИТЕЛЯ

Алесин В.С.^{*}, Губский В.В.^{**}, Павленко О.В.^{***}

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

** e-mail: seralesin@mail.ru*

*** e-mail: vitaly.gubsky@tsagi.ru*

**** e-mail: olga.v.pavlenko@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 16.01.2020

Представлены геометрические параметры профилей кольца винтокольцевого движителя. Проведена оценка их влияния на значение максимальной тяги. С использованием программы, основанной на численном решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, получены результаты расчетных исследований влияния формы кормовой части фюзеляжа и кольцевого профиля на тягу толкающего винтокольцевого движителя. Показано изменение распределение давления и поля скоростей в зависимости от формы кормовой части фюзеляжа и кольцевого профиля и их влияние на значение максимальной тяги.

Ключевые слова: воздушный толкающий винт, винт в кольце, кольцевой профиль, тяга винта.

Введение

Конструкция «винт в кольце» используется на многих транспортных средствах для увеличения тяги, защиты винта от повреждений, повышения безопасности и снижения уровня шума при эксплуатации [1, 2]. Достоинства винтокольцевого движителя (ВКД) обусловили его применение на судах на воздушной подушке, самолетах малой авиации, беспилотных летательных аппаратах с вертикальным взлётом и посадкой, на малоразмерных малоскоростных дистанционно-пилоти-

руемых летательных аппаратах, для решения разнообразных военных и гражданских задач [3, 4]. Кроме того, винт в кольце может применяться в качестве фенестронов [5, 6] на одновинтовых вертолетах, а также движителей малоскоростных самолетов и дирижаблей [7–11].

В настоящее время исследование винта в кольце вызывает значительный интерес как у нас [1–15], так и за рубежом [16–23]. Проведенные ранее исследования в этой области показали особенности обтекания и влияние элементов конструк-

ции на тягу ВКД. Так, например, согласно экспериментальным исследованиям в аэродинамической трубе Т-1 МАИ аэродинамических характеристик дискообразного дистанционно-пилотируемого летательного аппарата (ДПЛА), выполненного по схеме «винт в кольце», при постоянной частоте вращения несущего винта с увеличением угла атаки несущая способность конструкции увеличивается [13]; кроме этого, было показано, что наличие кольца уменьшает частоту вращения потока в следе за винтом [18]; также экспериментально доказано, что форма профиля кольца влияет на характеристики ВКД [19].

Для исследования условий работы винта в аэродинамическом следе за телом вращения, оценки тяги винта и аэродинамических характеристик комбинации тела вращения с воздушным толкающим винтом в ЦАГИ в АДТ Т-102 были проведены экспериментальные исследования модели фюзеляжа с толкающим шестилопастным винтом [24]. Испытания выполнены при фиксированной частоте вращения винта $N = 6000$ об/мин, в диапазоне скоростей набегающего потока $V = 0 \div 50$ м/с. Максимальное число Рейнольдса, вычисленное по длине тела вращения и скорости $V = 50$ м/с, составляло $Re = 8.3 \cdot 10^6$. В качестве движителя использовался шестилопастный винт диаметром $\varnothing = 0,24$ м, с лопастями, выполненными из профиля П-107.

Проведенные ранее численные исследования [25, 26] увеличения тяги воздушного толкающего винта путем изменения формы кормовой части фюзеляжа и установки винта в кольцо (рис. 1) показали:

— установка винта в кольцо приводит к существенному увеличению тяги винта (суммарная тяга

определялась как $T_{\text{сумм}} = T_{\text{винта}} + T_{\text{кольца}}$ (кгс)) во всем расчетном диапазоне скоростей полета;

— изменение только формы кормовой части исходного тела вращения (без использования кольца) на основе профиля Либика (profile R.H. Liebeck [27, 28]) уменьшает донное разрежение, не создавая отрыва, и приводит к небольшому увеличению тяги винта во всем расчетном диапазоне скоростей полета;

— применение кольца и изменение формы кормовой части также увеличивает тягу системы, но приводит к значительному росту сопротивления при увеличении скорости потока, что уменьшает полученные преимущества.

Анализ результатов численных исследований исходного ВКД [25] с различными формами кормовой части фюзеляжа показал, что при оптимальном режиме $V = 35 \div 40$ м/с и числе Рейнольдса $Re \approx 7$ млн можно значительно увеличить тягу без оптимизации всей системы. Однако для полета с большими скоростями ($V > 50$ м/с) необходимо изменять форму профиля кольца ввиду роста его сопротивления. Дополнительно, для достижения возможности полета на этих скоростях и компенсации возрастающего сопротивления за счет увеличения тяги, необходима комплексная оптимизация обводов кормовой части тела вращения, профиля и угла установки кольца.

В работе [26] было исследовано влияние формы кормовой части фюзеляжа на тягу винтокольцевого движителя. Полученные результаты показали, что изменение формы кормовой части фюзеляжа влияет на местный угол атаки, под которым поток набегаёт на кольцо, вследствие чего изменяется тяга ВКД. Данная работа продолжает эти исследования.

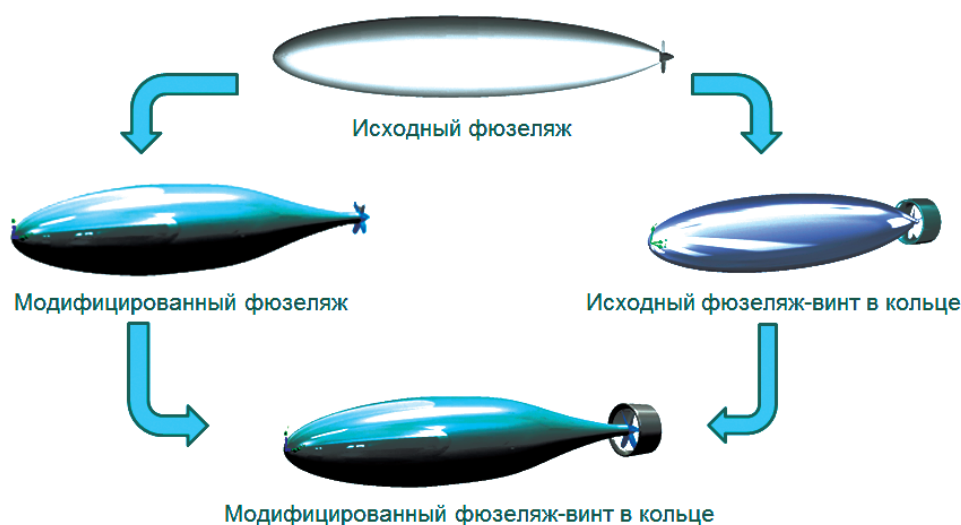


Рис. 1. Общий вид расчетных моделей

Аэродинамическое проектирование новой формы профиля кольца с целью увеличения тяги ВКД

Аэродинамическое проектирование новой формы кольца проводилось без изменений внешних обводов фюзеляжа, при неизменной хорде кольца и фиксированном расстоянии 0,017 м (рис. 2) от конца лопасти до места наибольшей толщины профиля внутренней стороны кольца.

Согласно указанным ограничениям, для численных исследований компоновки фюзеляжа с ВКД был спроектирован новый кольцевой профиль (рис. 2, а), который имеет одинаковую с исходным профилем хорду $b = 0,176$ м, угол установки профиля кольца $\delta_{пр} = -5^\circ$, относительную кривизну $\bar{f} = 5\%$, а отличается от него меньшей относительной толщиной $\bar{c}_{мод} = c/b = 14\%$ ($\Delta\bar{c} = -2\%$) и одинаково смещенным назад положением максимальной относительной толщины и кривизны. При этом для исходного профи-

ля кольца положение максимальной относительной толщины и кривизны $\bar{x}_{сисх} = \bar{x}_{f\text{исх}} = 23\%$, а для модифицированного $\bar{x}_{с\text{мод}} = \bar{x}_{f\text{мод}} = 53\%$.

Угол раствора кольца выбирался на основе анализа распределения скоростей потока в области установки кольца таким образом, чтобы поток набегал на кольцо под углом, соответствующим режиму максимального качества профиля кольца.

Для того чтобы зазор между максимальной толщиной профиля кольца и концом лопасти остался неизменным, кольцо с новым (более тонким) профилем было сдвинуто вперед по потоку по сравнению с положением исходного кольца (рис. 2, б).

Ранее проведенные расчеты [26] показали, что местный угол атаки профиля кольца $\alpha = 5^\circ$ соответствует максимальному аэродинамическому качеству изолированного профиля. Следователь-

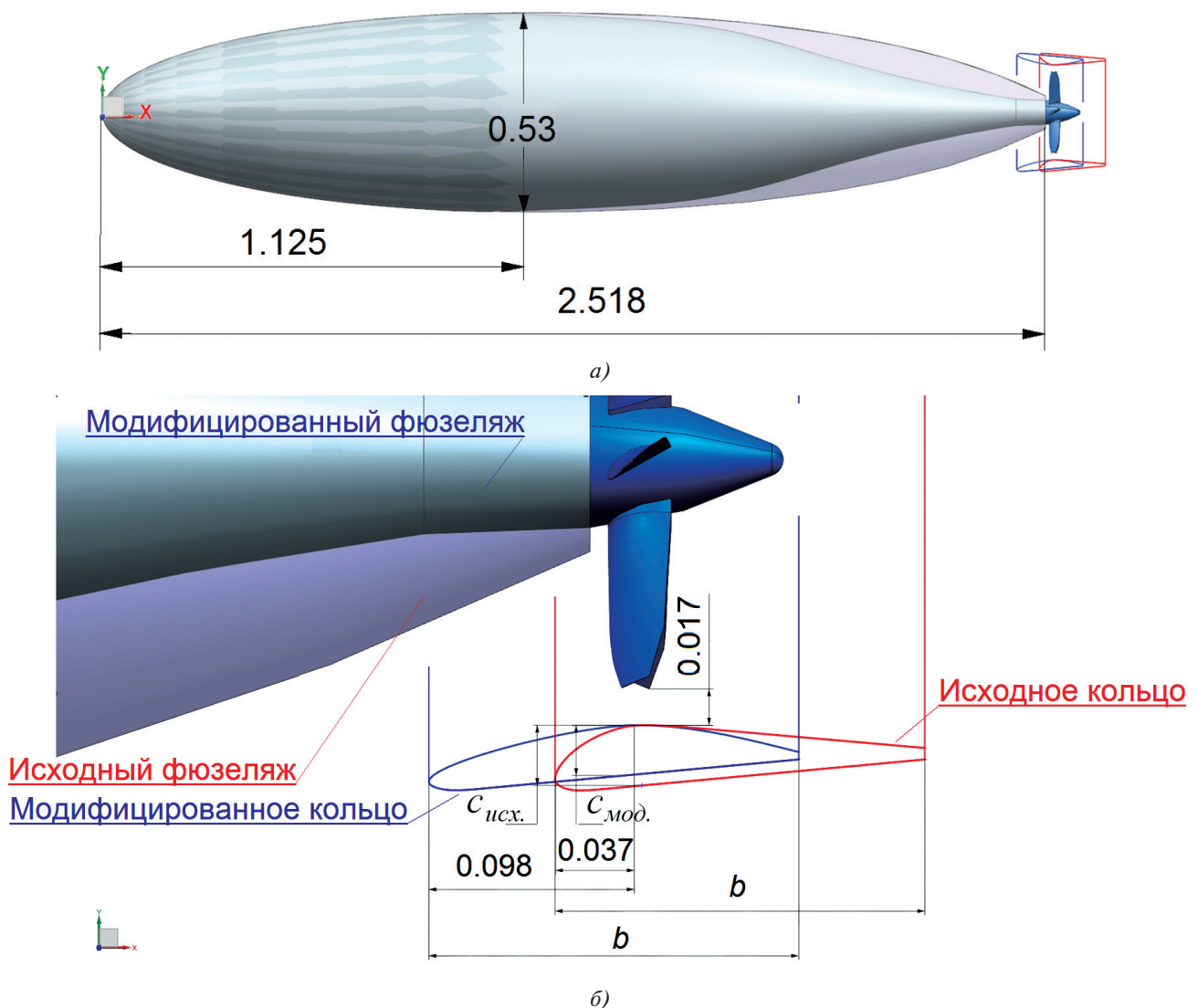


Рис. 2. Общий вид (а) и геометрические данные (б) расчетных моделей

но, из рассчитанных параметров, $\alpha = -1^\circ$ соответствует местному углу атаки профиля кольца с модифицированным фюзеляжем, а $\alpha = 7^\circ$ соответствует местному углу атаки с исходным фюзеляжем, при котором изолированный профиль имеет наибольшее разрежение на верхней поверхности и максимальное аэродинамическое качество. Для проведения расчетов спроектированного профиля кольца, данные углы были выбраны как базовые.

Численные исследования новой формы профиля ВКД

Численные исследования исходной и модифицированной форм фюзеляжа с исходной и модифицированной формой кольцевого профиля были выполнены по программе ANSYS FLUENT (лицензия № 501024) на структурированной расчетной сетке, содержащей порядка 17 млн ячеек (рис. 3). Для одновременного расчета поступательного движения фюзеляжа и вращения винта были за-

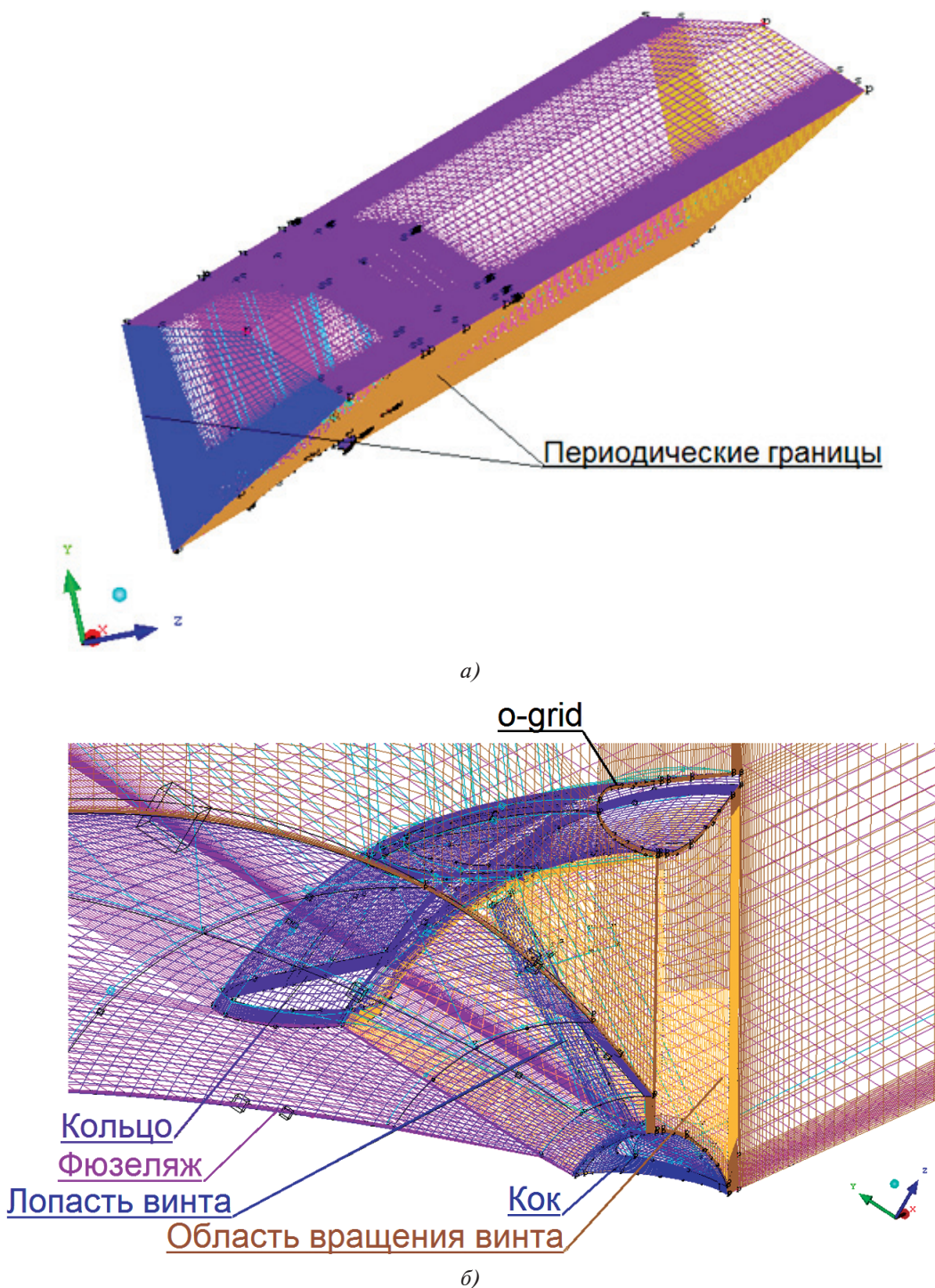


Рис. 3. Общий вид сектора 1/6 расчетной сетки

даны две расчётные зоны: в первой зоне поток воздуха набегал на исследуемую модель, а во второй было задано вращательное движение воздуха, моделирующее вращение винта [29]. Вследствие того что расчётные модели представляют собой тела вращения, а толкающий винт имеет шесть лопастей с фиксированным углом установки, в программе ICEM CFD (лицензия № 501024) были построены расчётные сетки для 1/6 модели с областями вращательного и поступательного потока воздуха. Затем к боковым граням расчётной области были применены периодические границы, а ось *OX* принята за ось вращения, и в результате этого в программе ANSYS FLUENT была рассчитана полная модель. Для более корректного сравнения результатов расчета одна такая построенная расчётная сетка была адаптирована к геометрии всех исследуемых моделей.

Расчеты проведены при фиксированной частоте вращения винта $N = 6000$ об/мин, в диапазоне скоростей набегающего потока $V = 0 \div 50$ м/с в соответствии с условиями эксперимента в АДТ Т-102. Воздушный винт модификации не подвергался.

Стоит отметить, что согласно расчетам при скорости набегающего потока $V \leq 35$ м/с модификация хвостовой части тела вращения приводит к увеличению эффективности воздушного винта без кольца, однако при скорости $V \geq 40$ м/с тяга винта уменьшается по сравнению с ее уровнем при исходной компоновке [26].

Проведенные численные исследования показали, что максимальная тяга винта для модифицированного кольца достигается на скоростях $V = 35 \div 40$ м/с, а дальнейшее увеличение скорости до $V = 50$ м/с приводит к снижению тяги на $\Delta T = 0,5$ кгс от максимальной (для исходного кольца $\Delta T = 1$ кгс) (рис. 4).

Тяга ВКД расчётных компоновок — сумма тяги винта и тяги кольца при $V = 35$ м/с — представлена в таблице. Показано, что при данной скорости набегающего потока изменение профилировки кольца оказывает незначительное влияние на тягу самого винта, но существенное влияние на тягу кольца.

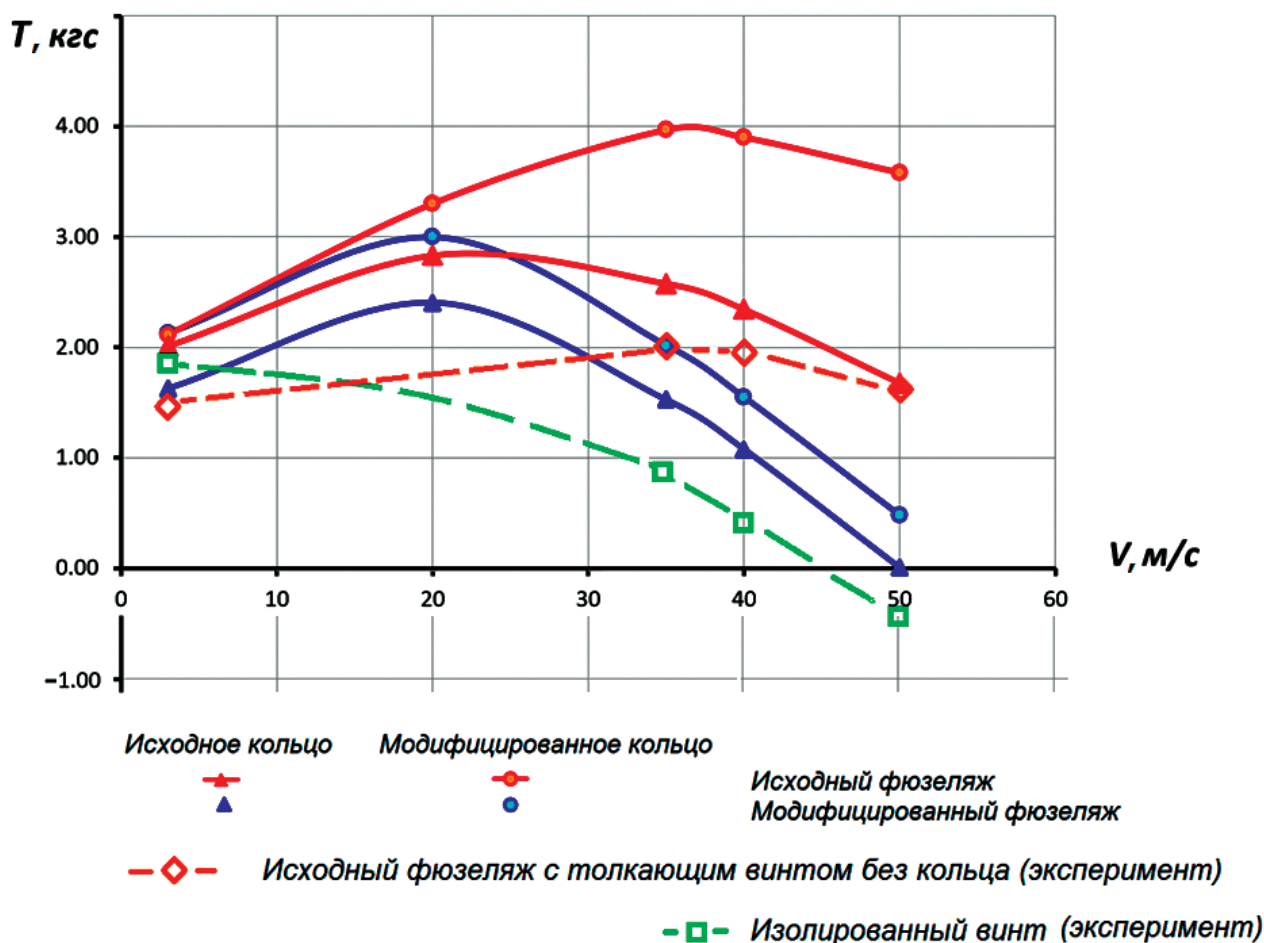


Рис. 4. Зависимость тяги винтокольцевого движителя от скорости полета

Тяга ВКД при $V = 35$ м/с

Компоновка	$T_{\text{винта}}, \text{ кгс}$	$T_{\text{кольца}}, \text{ кгс}$	$T_{\text{сумм}} = T_{\text{винта}} + T_{\text{кольца}}, \text{ кгс}$
Исходная модель фюзеляжа с исходным кольцом	1,8049	0,8665	2,6715
Исходная модель фюзеляжа с модифицированным кольцом	1,8659	2,1030	3,9689
Модифицированная модель фюзеляжа с исходным кольцом	1,6441	-0,1186	1,5255
Модифицированная модель фюзеляжа с модифицированным кольцом	1,6235	0,3966	2,0201
Исходная модель фюзеляжа с толкающим винтом без кольца (эксперимент)	2,05	-	2,05
Изолированный тянущий винт (эксперимент)	0,93	-	0,93

Из таблицы видно, что суммарная тяга ВКД с модифицированным профилем значительно превосходит тягу обычного винтового движителя (тянущего и толкающего), за исключением модифицированной модели фюзеляжа с модифицированным кольцом. В этом случае тяга ВКД сопоставима с тягой толкающего винта, однако на менее скоростных режимах (V до 20 м/с) такое решение также имеет преимущества (см. рис. 4), что позволяет рекомендовать его для малоскоростных летательных аппаратов.

Распределение давления на поверхности расчетных моделей и в сечении плоскостью XOY ($z = 0$) при скорости набегающего потока $V = 35$ м/с показано на рис. 5–7. На рис. 6 показано распределение коэффициента давления в сечении плоскостью XOY ($z = 0$) модифицированного фюзеляжа и исходного кольца при скорости набегающего потока $V = 35$ м/с, а на рис. 7 — распределение для компоновки «исходный фюзеляж и модифицированное кольцо». Видно, что при данной скорости набегающего потока ($V = 35$ м/с) практически на всей внутренней поверхности модифицированного кольца наблюдается разрежение, и зона наибольшего разрежения занимает до 60% от хорды кольцевого профиля, тогда как у исходного профиля только 30% (рис. 6 и 7)

Согласно результатам расчета, разрежение на внутренней поверхности модифицированного кольца принимает форму полочного распределения (см. рис. 7), при котором наблюдается максимальное увеличение тяги ВКД. А когда зависимость $C_p(x)$ принимает форму пикового распределения (см. рис. 6), то при увеличении скорости набегающего потока наступает уменьшение тяги ВКД.

Распределение скоростей в следе за ВКД показывает направление потока от лопастей винта с большими скоростями: ровный сильно заторможенный след за коком, сужающийся в дальней области за моделью (рис. 8, б).

Выводы

Численные исследования показали, что при проектировании летательного аппарата с ВКД необходимо подбирать такие параметры, как толщина профиля, хорда и угол установки кольца, с учетом условий течения и интерференции.

Анализ результатов расчетных исследований показал, что при малых скоростях полета $V < 20$ м/с, на значение максимальной тяги ВКД, в основном, влияет форма кормовой части фюзеляжа, а не профиль кольца.

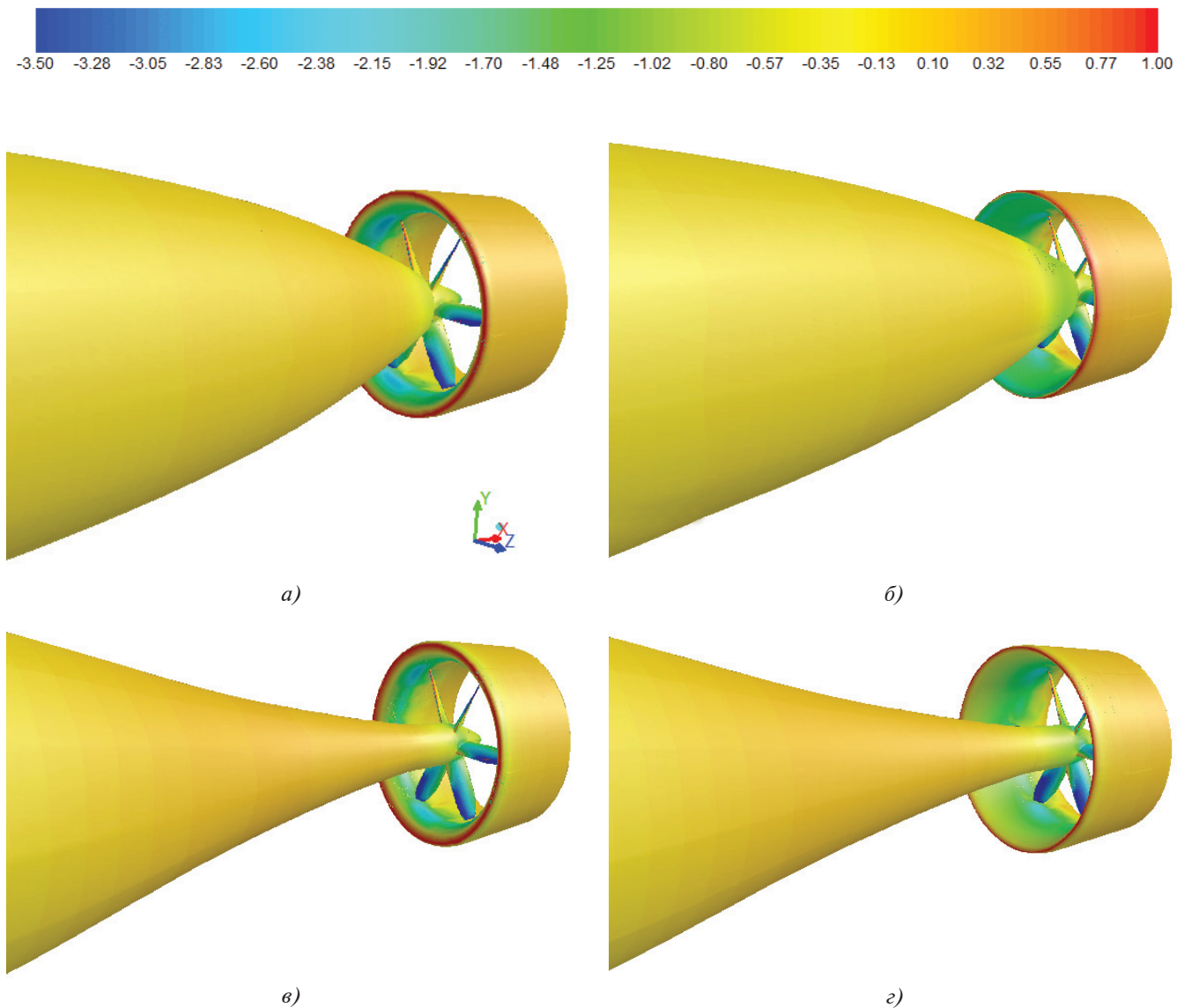


Рис. 5. Распределение коэффициента давления при скорости набегающего потока $V=35$ м/с: *a* — исходная модель фюзеляжа с исходным кольцом; *б* — исходная модель фюзеляжа с модифицированным кольцом; *в* — модифицированная модель фюзеляжа с исходным кольцом; *з* — модифицированная модель фюзеляжа с модифицированным кольцом

Наибольшая тяга достигается при скорости набегающего потока $V = 35$ м/с для модели с исходной формой фюзеляжа и с модифицированным профилем кольца.

При скорости полета $V > 35$ м/с необходимо учитывать возрастающее сопротивление ВКД и условия работы винта в тонком пограничном слое.

Уменьшение толщины пограничного слоя и увеличение скорости в нем за счет изменения формы фюзеляжа позволяет снизить сопротивление самого фюзеляжа, но приводит к более значительным потерям тяги ВКД, что ограничивает диапазон скоростей его применимости.

Анализ данных распределения давления по поверхности кольца показал, что разрежение на

внутренней поверхности кольца, принимающее форму полочного распределения, соответствует максимальной тяге винтокольцевого движителя. Если зависимость $C_p(x)$ принимает форму пикового распределения, то при увеличении скорости набегающего потока уменьшается тяга ВКД. Можно предположить, что при проектировании винтокольцевого движителя для определенной скорости полета нужно решать обратную задачу: получение полочного распределения давления на внутренней поверхности кольца.

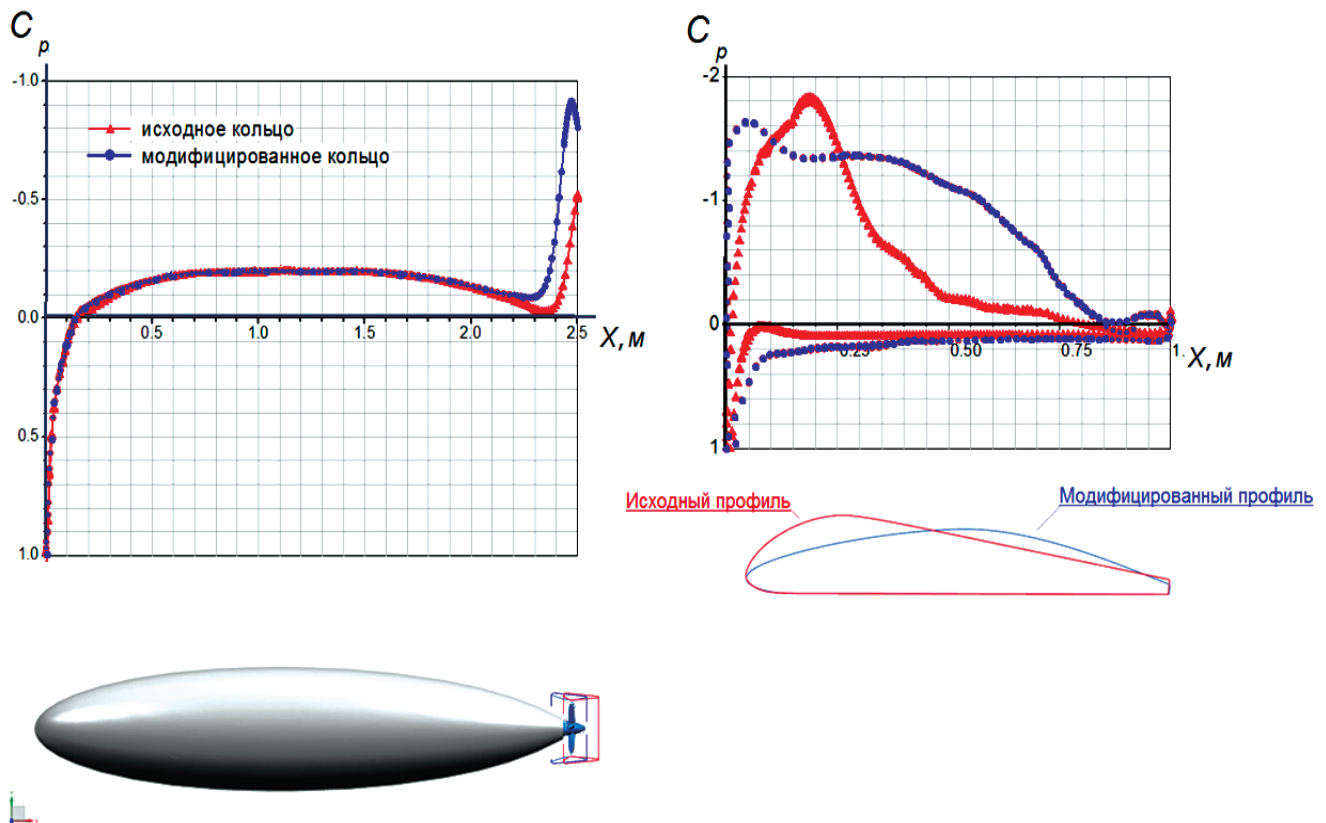


Рис. 6. Распределение коэффициента давления в сечении плоскостью XOY ($z = 0$) исходного фюзеляжа с исходным и модифицированным кольцами, $V = 35$ м/с

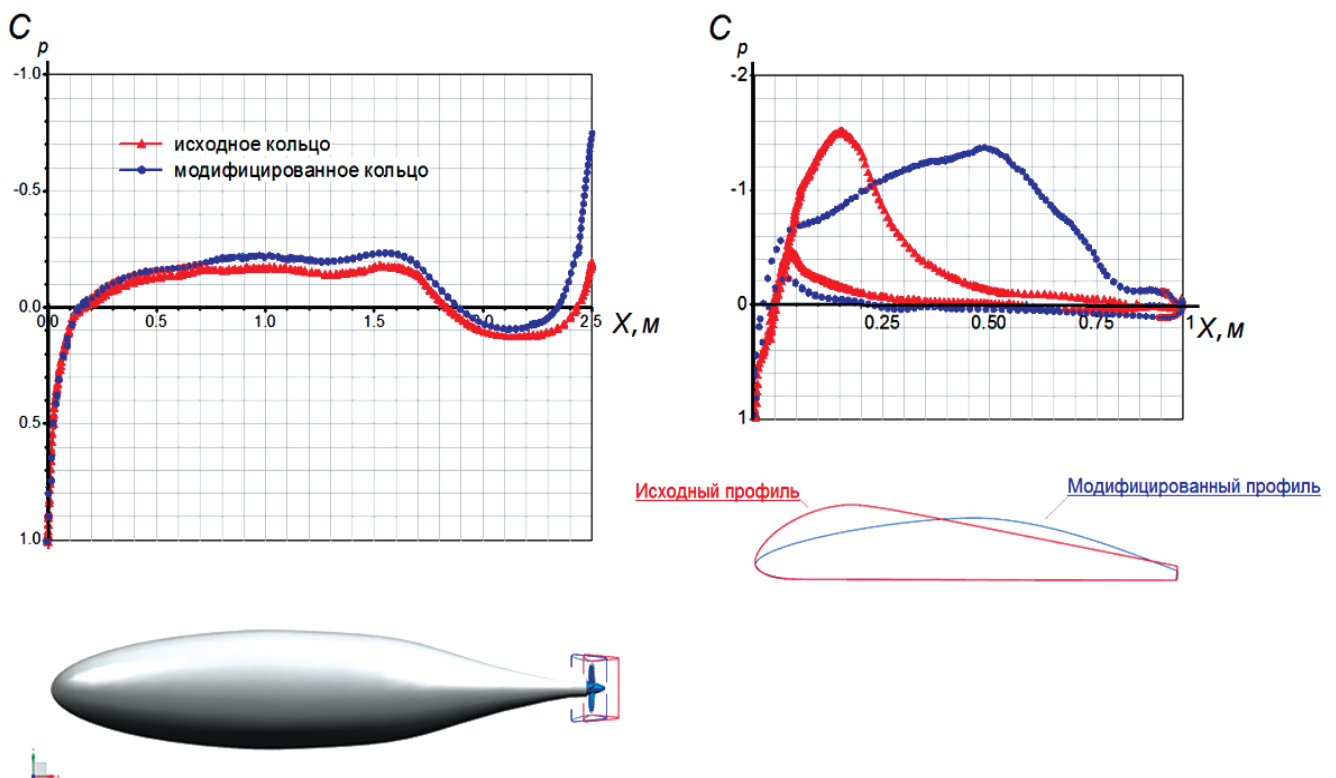


Рис. 7. Распределение коэффициента давления в сечении плоскостью XOY ($z = 0$) модифицированного фюзеляжа с исходным и модифицированным кольцами, $V = 35$ м/с

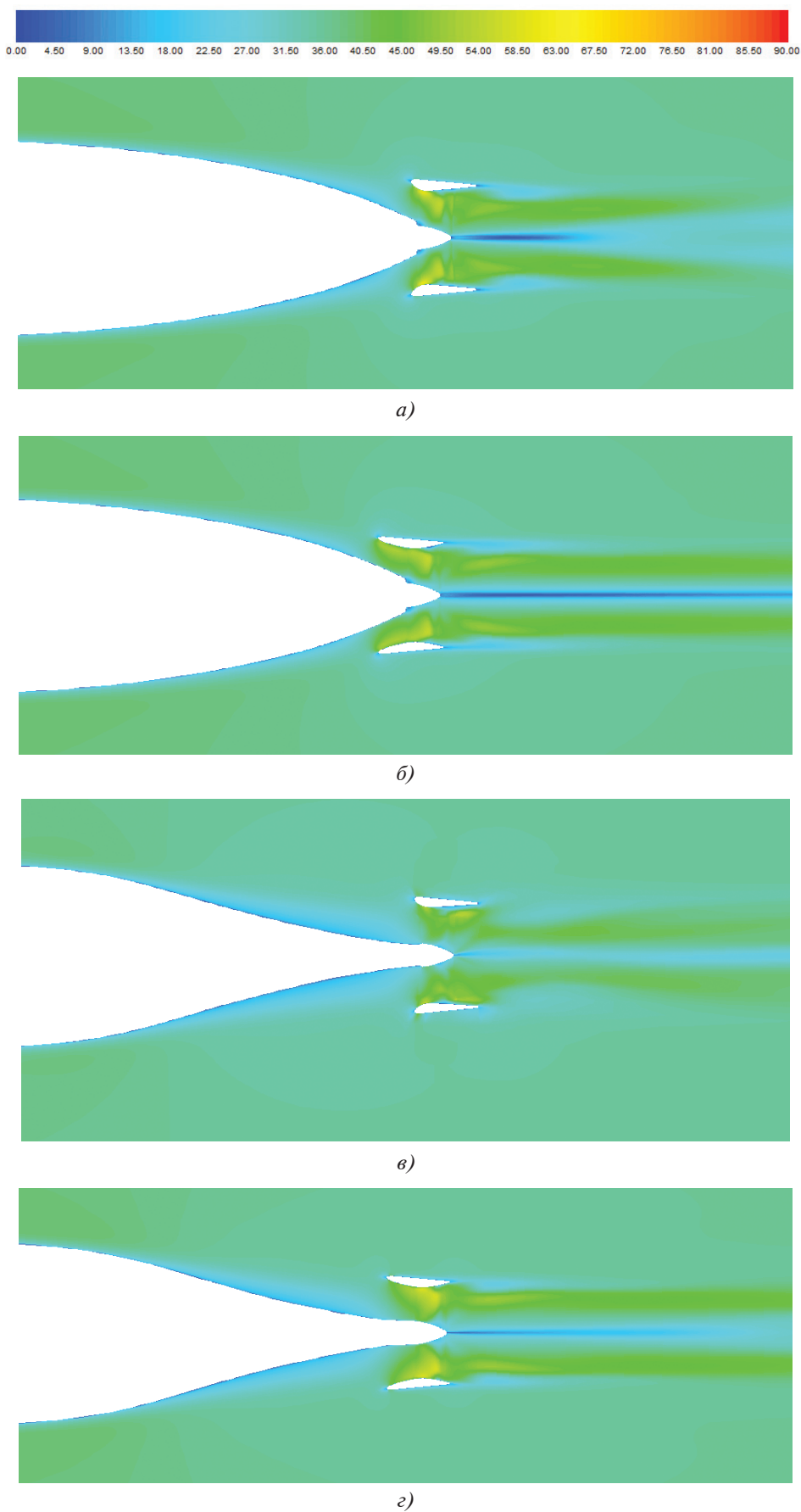


Рис. 8. Распределение скоростей в плоскости XOY ($z = 0$), $V = 35$ м/с: *a* — исходная модель фюзеляжа с исходным кольцом; *b* — исходная модель фюзеляжа с модифицированным кольцом; *v* — модифицированная модель фюзеляжа с исходным кольцом; *z* — модифицированная модель фюзеляжа с модифицированным кольцом

Библиографический список

1. *Абалакин И.В., Аникин В.А., Бахвалов П.А., Бобков В.Г., Козубская Т.К.* Численное исследование аэродинамических и акустических свойств винта в кольце // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2016. № 3. С. 130–145. DOI: 10.7868/S0568528116030026
2. *Скворцов Р.А., Титарев В.А., Беляев И.В.* Численное исследование шума винта в кольце // Акустика среды обитания. 2016. С. 152–155.
3. *Шайдаков В.И., Завалов О.А.* Аэродинамическое проектирование дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой «винт в кольце» // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26563>
4. *Шайдаков В.И.* Влияние близости земли на аэродинамические характеристики летательного аппарата с несущей системой «винт в кольце» // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26562>
5. *Шайдаков В.И., Завалов О.А.* Аэродинамическое проектирование фенестрона: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1980. — 66 с.
6. *Шайдаков В.И., Завалов О.А.* Расчетные параметрические исследования геометрии фенестрона на основе энергетического анализа // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 5. С. 7–16.
7. *Шайдаков В.И.* Аэродинамика винта в кольце с коллектором и коротким диффузором в режиме работы на месте // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 4. С. 36–46.
8. *Ле К.Д., Семенчиков Н.В., Чан К.Д., Яковлевский О.В.* Численное исследование влияния движителей на аэродинамические характеристики дирижабля // Труды МАИ. 2012. № 52. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29590>
9. *Ле К.Д., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В., Чан К.Д.* Влияние струй от винтов на аэродинамические характеристики дирижабля вблизи экрана // Труды МАИ. 2012. № 52. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29440>
10. *Остроухов С.П.* Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. — М.: Физматлит, 2014. — С. 17–18 (329 с.).
11. *Егошин С.Ф.* Оценка влияния многовинтовой системы обдувки крыла на характеристики транспортной работы самолета короткого взлета и посадки // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 64–76.
12. *Шайдаков В.И.* Влияние глубины расположения винта в кольце на аэродинамические характеристики системы для режима работы на месте // Известия высших учебных заведений. Сер. «Авиационная техника». 1960. № 2. С. 22–28.
13. *Мойзых Е.И., Завалов О.А., Кузнецов А.В.* Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой «винт в кольце» // Труды МАИ. 2012. № 50. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=26557>
14. *Остославский И.В., Матвеев В.Р.* О работе винта, помещенного в кольцо // Труды ЦАГИ. Вып. 248. М.: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского, 1935. 39 с.
15. *Шайдаков В.И.* Аэродинамические характеристики системы «винт в кольце» в условиях обтекания горизонтальным потоком под нулевым углом атаки // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 226(4). С. 165–174.
16. *Pereira J.L.* Hover and Wind-Tunnel Testing of Shrouded Rotors for Improved Micro Air Vehicle Design: Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy. — Faculty of the Graduate School of the University of Maryland, College Park, 2008. — 354 p.
17. *Kim G.H., Jeong Y.D., Park S.O.* Measurement and prediction of control vane force in the wake of a shrouded propeller system // 27th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS-2010 (19–24 September 2010, Nice, France). Paper ICAS2010-P2.16.
18. *Ohanian O.J.* Ducted Fan Aerodynamics and Modeling, with Applications of Steady and Synthetic Jet Flow Control: Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in Mechanical Engineering. — Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, 2011. — 205 p.
19. *Yilmaz S., Erdem D., Kavsaoglu M.Ş.* Effects of Duct Shape on a Ducted Propeller Performance // 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (07–10 January 2013, Dallas, Texas). AIAA Paper 2013-0803. DOI: 10.2514/6.2013-803
20. *Bogdański K., Krusz W., Rodziewicz M., Rutkowski M.* Design and optimization of low speed ducted fan for a new generation of joined wing aircraft // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS-2014 (St. Petersburg, Russia; 07–12 September 2014), vol. 1, pp. 1809–1813.
21. *Huo C., Barènes R., Gressier J., Grondin G.* Numerical study on parametrical design of long shrouded contra-rotating propulsion system in hovering // International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering ICMAE-2011 (28–30 November 2011; Venice, Italy). 2011. Vol. 5. No. 11, pp. 1760–1769.
22. *Jardin T., Grondin G., Gressier J., Huo C., Doué N., Barenès R.* Revisiting Froude’s Theory for Hovering Shrouded Rotor // AIAA Journal. 2015. Vol. 53. No. 7, pp. 1–9. DOI: 10.2514/1.J053507
23. *Bi N.P., Kimmel K.R., Haas D.J.* Performance Investigation of Ducted Aerodynamic Propulsors // First International Symposium on Marine Propulsors (Trondheim, Norway, June 2009).
24. *Разов А.А.* Численный анализ эффективности расположения винта в вязком следе с помощью уравнений Навье — Стокса // Учёные записки ЦАГИ. 2009. Т. XL. № 3. С. 28–35.
25. *Алесин В.С., Губский В.В., Дружинин О.В., Ерёмин В.Ю., Павленко О.В.* Исследования интерференции тол-

- кающего винтокольцевого движителя с фюзеляжем летательного аппарата // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72. № 2. С. 91–96.
26. *Алесин В.С., Губский В.В., Дружинин О.В., Ерёмин В.Ю., Павленко О.В.* Численные исследования обтекания тела вращения с воздушным толкающим винтом в кольце // Техника воздушного флота. 2018. Т. ХСII. № 2(731). С. 10–14.
27. *Liebeck R.H.* Low Reynolds number airfoil design at the Douglas aircraft company // Conference on Aerodynamics at low Reynolds numbers. 1986. Vol. 1. Paper N 7.
28. *Stratford B.S.* An experimental flow with zero skin friction throughout its region of pressure rise // Journal of Fluid Mechanics. 1959. Vol. 5. No. 1, pp. 17-35. DOI: 10.1017/S0022112059000027
29. *Вождаев В.В., Тенерин Л.Л., Чернышев С.Л.* Практика применения и особенности современных методов расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов на основе решений уравнений Навье—Стокса // Труды ЦАГИ. Выпуск 2740. М.: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского, 2014, 62 с.

FUSELAGE AND DUCT INTERFERENCE EFFECT ON MAXIMUM THRUST OF THE AIR PUSHING PROPELLER-DUCT THRUSTER

Alesin V.S.* , Gubskii V.V. , Pavlenko O.V.*****

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

** e-mail: seralesin@mail.ru*

*** e-mail: vitaly.gubsky@tsagi.ru*

**** e-mail: olga.v.pavlenko@yandex.ru*

Abstract

The article presents the numerical research of the interference effect of fuselage and duct of the propeller-duct thruster, and performs evaluation of their impact on the maximum thrust value. It presents the results of the numerical research by means of the program based on numerical solution of averaged by Reynolds Navier-Stokes equations. It demonstrates the pressure and field of velocities change depending on the shape of the fuselage tailpiece and duct-type profile, and their effect on the maximum thrust value. Numerical studies revealed the necessity of such parameters selection as the profile thickness, chord and installation angle of the duct with affect for the flow conditions and interference while a flying vehicle design.

Aerodynamic designing of the optimized duct shape was being performed without changing the external fuselage lines. According to the marked, noted limitations, a new duct-type profile was designed for numerical studies. The opening angle of the duct was being selected based on flow velocities distribution analysis in the duct setting area in such a way that the flow would direct the duct at the angle corresponding to the mode of the maximum quality of the duct profile. The article shows that with the selected velocity of the air flow, the duct profiling changing insignificantly effects it thrust of the propeller itself,

but it drastically effects the duct thrust. At this present velocity of the air flow, the rarefaction is being observed along the entire internal surface of the duct. The highest rarefaction zone occupies up to the 60% of the duct-type profile chord, while it is only 30% with the initial profile.

Thinning-down of a boundary layer and increase in speed in it due to the change of the fuselage shape allows reducing the drag of the fuselage itself. Analysis of the numerical results revealed that at low flight speeds the shape of the fuselage fodder part rather than the duct profile affects the maximum thrust value.

Data analysis of the pressure profile along the internal surface of the duct revealed that rarefaction at the internal surface of the duct took the shape of the half-internal distribution, which corresponds to maximum thrust of the propeller-duct thruster.

It is necessary to solve the inverse problem of ensuring half-internal pressure profile along the internal surface of the duct for the defined flight speed while the screw-duct thruster design.

Keywords: air pusher propeller, shrouded propeller, propeller in a duct, duct's profile, propeller thrust.

References

1. *Abalakin I.V., Bakhvalov P.A., Bobkov V.G., Kozubskaya T.K., Anikin V.A.* Numerical investigation

- of the aerodynamic and acoustical properties of a shrouded rotor. *Fluid Dynamics*, 2016, vol. 51, no. 3, pp. 419-433.
2. Skvortsov R.A., Titarev V.A., Belyaev I.V. *Akustika sredy obitaniya*, 2016, pp. 152–155.
 3. Shaidakov V.I., Zavalov O.A. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26563>
 4. Shaidakov V.I. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26562>
 5. Shaidakov V.I., Zavalov O.A. *Aerodinamicheskoe proektirovanie fenestrona* (Aerodynamic design of the fenestron), Moscow, MAI, 1980, 66 p.
 6. Shydakov V. I., Zavalov O. A. Numerical modeling for parametrical study of fenestron geometry on the basis of energy analysis. *Aerospace MAI Journal*, 2013, vol. 20, no. 5, pp. 7-16.
 7. Shydakov V.I. Aerodynamic characteristics of the shrouded rotor with an inlet and a short diffuser at the stationary hover operation mode. *Aerospace MAI Journal*, 2013, vol. 20, no. 4, pp. 36-46.
 8. Le K.D., Semenchikov N.V., Tran Q.D., Yakovlevskii O.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 52. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29590>
 9. Le K.D., Semenchikov N.V., Tran Q.D., Yakovlevskii O.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 52. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29440>
 10. Ostroukhov S.P. *Aerodinamika vozdukhnykh vintov i vintokol'tsevykh dvizhitelei* (Aerodynamics of propellers and screw-duct thrusters), Moscow, Fizmatlit, 2014, pp. 17-18 (329 p.).
 11. Egoshin S.F. Impact evaluation of multi-propeller wing blow-over system on the stol aircraft characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 64-76.
 12. Shaidakov V.I. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Ser. "Aviatsionnaya tekhnika"*, 1960, no. 2, pp. 22-28.
 13. Moizykh E.I., Zavalov O.A., Kuznetsov A.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 50. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26557>
 14. Ostoslavskii I.V., Matveev V.R. *Trudy TsAGI*, issue 248. Moscow, TsAGI im. prof. N. E. Zhukovskogo, 1935, 39 p.
 15. Shaidakov V.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2016, no. 226(4), pp. 165-174.
 16. Pereira J.L. *Hover and Wind-Tunnel Testing of Shrouded Rotors for Improved Micro Air Vehicle Design*. Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy. Faculty of the Graduate School of the University of Maryland, College Park, 2008, 354 p.
 17. Kim G.H., Jeong Y.D., Park S.O. Measurement and prediction of control vane force in the wake of a shrouded propeller system. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS-2010 (19-24 September 2010, Nice, France)*. Paper ICAS2010-P2.16.
 18. Ohanian O.J. *Ducted Fan Aerodynamics and Modeling, with Applications of Steady and Synthetic Jet Flow Control*. Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in Mechanical Engineering. Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, 2011, 205 p.
 19. Yilmaz S., Erdem D., Kavsaoglu M.Ş. Effects of Duct Shape on a Ducted Propeller Performance. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (07-10 January 2013, Dallas, Texas)*. AIAA Paper 2013-0803. DOI: 10.2514/6.2013-803
 20. Bogdański K., Krusz W., Rodzewicz M., Rutkowski M. Design and optimization of low speed ducted fan for a new generation of joined wing aircraft. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS-2014 (St. Petersburg, Russia; 07–12 September 2014)*, vol. 1, pp. 1809-1813.
 21. Huo C., Barènes R., Gressier J., Grondin G. Numerical study on parametrical design of long shrouded contra-rotating propulsion system in hovering. *International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering ICMAE-2011 (28-30 November 2011; Venice, Italy)*, 2011, vol. 5, no. 11, pp. 1760-1769.
 22. Jardin T., Grondin G., Gressier J., Huo C., Doué N., Barenès R. Revisiting Froude's Theory for Hovering Shrouded Rotor. *AIAA Journal*, 2015, vol. 53, no. 7, pp. 1-9. DOI: 10.2514/1.J053507
 23. Bi N.P., Kimmel K.R., Haas D.J. Performance Investigation of Ducted Aerodynamic Propulsors. *First International Symposium on Marine Propulsors (Trondheim, Norway, June 2009)*.
 24. Razov A.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2009, vol. XL, no. 3, pp. 28–35.
 25. Alesin V.S., Gubskii V.V., Druzhinin O.V., Eremin V.Yu., Pavlenko O.V. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 2, pp. 91–96.
 26. Alesin V.S., Gubskii V.V., Druzhinin O.V., Eremin V.Yu., Pavlenko O.V. *Tekhnika vozdušnogo flota*, 2018, vol. XCII, no. 2(731), pp. 10–14.
 27. Liebeck R.H. Low Reynolds number airfoil design at the Douglas aircraft company. *Conference on Aerodynamics at low Reynolds numbers*, 1986, vol. 1, paper N 7.
 28. Stratford B.S. An experimental flow with zero skin friction throughout its region of pressure rise. *Journal of Fluid Mechanics*, 1959, vol. 5, no. 1, pp. 17-35. DOI: 10.1017/S0022112059000027
 29. Vozhdaev V.V., Teperin L.L., Chernyshev S.L. *Trudy TsAGI*, issue 2740, Moscow, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2014, 62 p.