

Численное исследование влияния формы фюзеляжа на тягу толкающего воздушного винта

© В.С. Алесин, В.В. Губский, О.В. Павленко

Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, МО, 140180, Россия

Снижение потребляемой двигателями мощности и соответствующее уменьшение потребных расходов топлива повышает экономичность и экологические характеристики авиационного транспорта. В результате проведенных с помощью современных расчетных методов исследований и их верификации с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе, выявлено, что приращение тяги на исходной компоновке в полной мере не перекрывает приращение сопротивления. Анализ обтекания исходной модели фюзеляжа показал, что наблюдается значительная зона разрежения вблизи толкающего винта, и в целях снижения потерь от донного сопротивления при увеличении скорости полета необходимо увеличивать давление в кормовой части фюзеляжа. Поэтому была предложена модификация кормовой части фюзеляжа для увеличения эффективной тяги винта, которая определяется как тяга винта за вычетом сопротивления фюзеляжа. Модификации сделаны с применением серии крыльевых профилей, устойчивых к неточностям формы и изменению внешних условий и с близким к нулю трением. В результате модификации формы кормовой части фюзеляжа реализован благоприятный эффект взаимодействия с толкающим воздушным винтом. Предложенное решение по сравнению с исходной формой обеспечило снижение сопротивления, увеличение давления на поверхности кормовой части фюзеляжа и повышение тяги винта.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, фюзеляж, увеличение тяги винта, интерференция, снижение сопротивления

Введение. Одним из направлений повышения эффективности авиационного транспорта является увеличение пассажировместимости и, как следствие, поиск рациональных форм объемного фюзеляжа и его интеграции с силовой установкой. Возможным путем улучшения обтекания фюзеляжа и уменьшения потребной мощности силовой установки, в частности воздушного винта, является его размещение в заторможенном потоке за фюзеляжем [1–7]. Снижение потребляемой двигателями мощности и соответствующее уменьшение потребных расходов топлива повышает экономичность и экологические характеристики авиационного транспорта. Преимущества расположения винта за фюзеляжем или мотогондолой следуют из импульсной теории винта и подтверждены расчетами с использованием современных методов [8–11].

Цель данной работы — расчетные исследования эффективности и условий работы винта в заторможенном потоке за телом вращения,

оценка влияния на тяговые характеристики и анализ распределения давления на поверхности фюзеляжа.

Постановка задачи. Для экспериментального изучения эффективности размещения силовой установки в следе за фюзеляжем в ЦАГИ спроектирована и изготовлена [12] модель осесимметричного тела с воздушным винтом в кормовой части (рис. 1). Проведенные исследования [13] показали, что тяга (T) винта (в килограммах), в зависимости от относительной поступи винта

$$\lambda = \frac{V}{n_c D_v},$$

где V — скорость набегающего потока; n_c — число оборотов в секунду; D_v — диаметр винта, при установке в следе за фюзеляжем существенно уменьшается при скорости набегающего потока $V = 50$ м/с ($\lambda = 2,2$, число Маха $M = 0,147$, число Рейнольдса $Re = 8,3 \cdot 10^6$). Также с увеличением скорости существенно возрастает сопротивление.

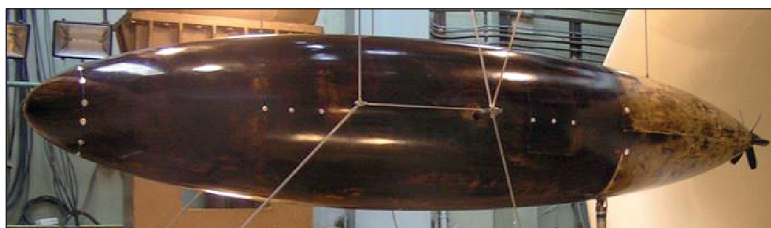


Рис. 1. Модель осесимметричного тела с воздушным винтом в аэродинамической трубе

Отметим, что для приращения тяги винта можно увеличить его диаметр, однако это приведет к росту потребной мощности на валу двигателя [14] и усилит разрежение в кормовой части фюзеляжа, вызывая дополнительное повышение сопротивления [15]. Тягу можно увеличить путем изменения формы лопастей воздушного винта [16], однако такую модификацию необходимо проводить после исследования и оптимизации потока в кормовой части фюзеляжа.

Предлагаем с помощью изменения формы кормовой части фюзеляжа уменьшить сопротивление и увеличить эффективную тягу (т. е. тягу винта за вычетом сопротивления фюзеляжа). Модификация выполнена на основе серии крыльевых профилей Р.Х. Либика [17] по теории Б.С. Стрэдфорда [18] (рис. 2).

Теория изменения аэродинамической формы Стрэдфорда [18] разработана на анализе распределения давления по поверхности профиля. Предполагается, что для роста эффективности и уменьшения сопротивления форму контура следует подбирать исходя из условия безот-

рывного обтекания с нулевым трением. Однако ограниченность данного подхода связана с так называемой однорежимностью получаемых форм, т. е. при неточностях изготовления или изменении внешних условий обтекания происходит отрыв потока и преимущества компоновки нивелируются. На основе этой теории Либик разработал серию профилей, устойчивых к неточностям формы и изменению внешних условий с близким к нулю трением [17]. Таким образом, использование форм этих профилей при выбранном режиме позволяет получать компоновки повышенной эффективности для практических задач.

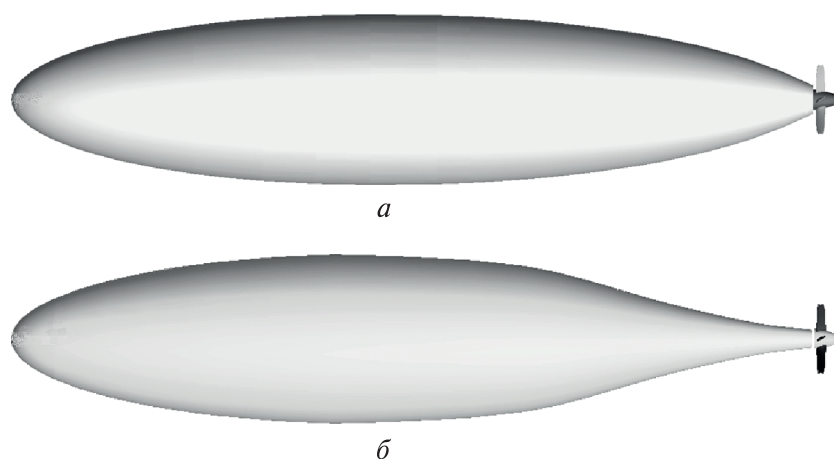


Рис. 2. Общий вид расчетных моделей:
а — исходная, б — модифицированная

Расчетные исследования и анализ результатов. Для определения аэродинамических характеристик воздушного винта и фюзеляжа летательного аппарата использована программа расчета SolidWorks Flow Simulation, основанная на численном решении уравнений Навье — Стокса. Она позволяет достаточно точно рассчитывать аэродинамические характеристики летательных аппаратов и их элементов в условиях, близких к натурным, и на безотрывных режимах. Особенность программы Flow Simulation заключается в наличии относительно простого модуля для решения задач, моделирующего вращательное движение твердых тел и возможность создания подвижной сеточной области. Для расчетов использована $k-\epsilon$ -модель турбулентности [19]. Также для предварительных двумерных расчетов форм фюзеляжа использована программа ANSYS Fluent, предназначенная для расчета течения жидкости и газа в промышленных задачах с учетом турбулентности [20]. Программа содержит множество параметров и моделей турбулентности для расчета внешней аэродинамики и позволяет достаточно точно рассчитывать интегральные и распределенные характеристики.

В целях верификации программ, исследования особенностей обтекания изолированного фюзеляжа и получения данных для расчета оптимальной конфигурации воздушного винта были получены данные распределения давления на поверхности фюзеляжа (рис. 3).

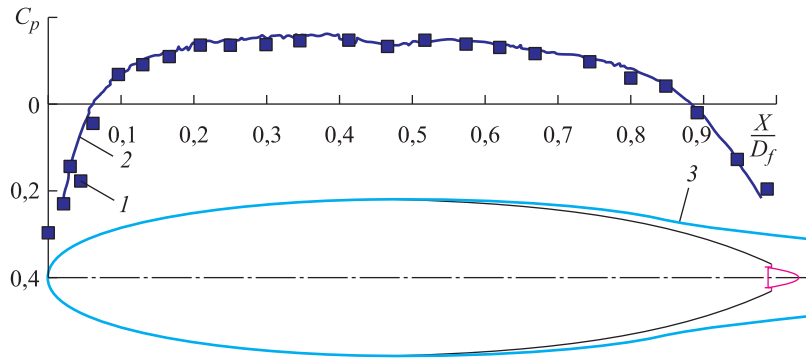


Рис. 3. Распределение давления вдоль поверхности фюзеляжа:
1 — эксперимент; 2 — расчет; 3 — граница пограничного слоя

Как видно из данных на рис. 3, расчетные и экспериментальные данные согласуются между собой, что позволяет использовать предложенный подход для рассмотренного класса задач.

В численных исследованиях обтекания исходного фюзеляжа с толкающим воздушным винтом, проведенных по программам Fluent и Flow Simulation, были заданы две расчетные зоны: в одной — поток воздуха набегаёт на исследуемую модель, в другой — моделируется обтекание винта с использованием вращающейся расчетной области (рис. 4).

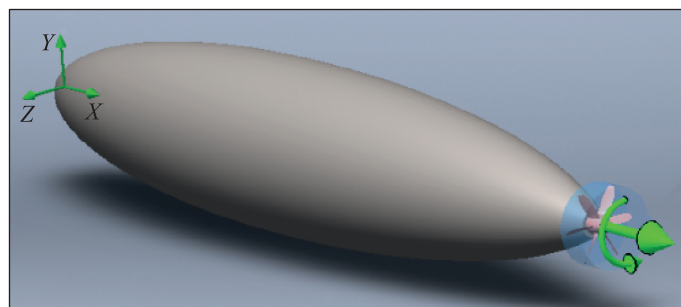


Рис. 4. Общий вид расчетной модели и направление вращения винта

Расчетные исследования с толкающим винтом и частотой его вращения $N = 6000 \text{ мин}^{-1}$ показали удовлетворительное согласование с экспериментальными данными по давлению на поверхности в продольном сечении фюзеляжа (вдоль оси x , рис. 5) и по тяге винта при

различных данных относительно поступи винта (рис. 6). Как экспериментальные, так и расчетные исследования по программе Solid-Works показали прирост тяги винта с 1,5 до 2,0 кг при увеличении скорости набегающего потока до $V = 35$ м/с ($\lambda = 1,55$) и последующее снижение тяги винта до $T = 1,6$ кг при $V = 50$ м/с ($\lambda = 2,2$) (см. рис. 6). Это происходит вследствие взаимодействия основного потока с потоком воздуха от толкающего винта и при условиях работы воздушного винта в заторможенном потоке. При $V = 35$ м/с ($\lambda = 1,55$) экспериментальные точки на графике достигают максимума, а затем при $V > 35$ м/с в результате увеличения лобового сопротивления и возрастания скорости перед винтом происходит снижение тяги, однако даже при $V = 50$ м/с ($\lambda = 2,2$) относительная тяга выше, чем при $V = 3$ м/с ($\lambda = 0,1$) (см. рис. 6). Для фюзеляжа без винта коэффициент сопротивления равен $C_{x_{\text{эксп}}} = 0,027$, и $C_{x_{\text{расч}}} = 0,0251$. Таким образом, оптимальное значение скорости набегающего потока, на котором обеспечивается максимальная тяга T для этой компоновки, составляет $V = 35$ м/с.

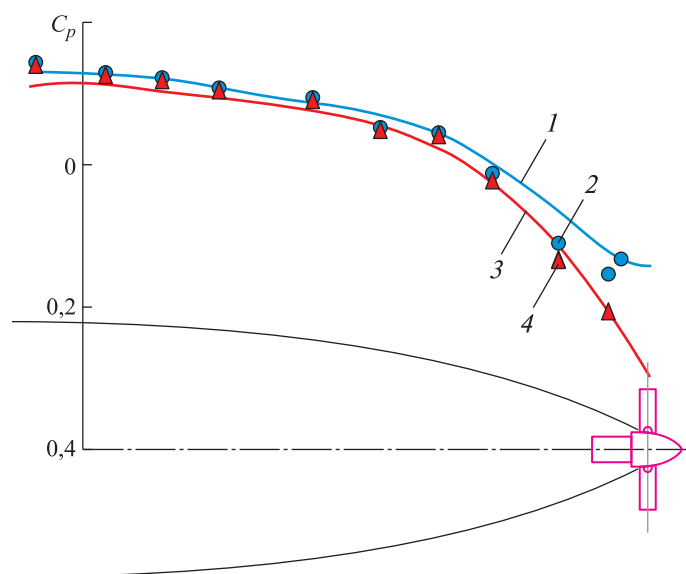


Рис. 5. Сравнение расчетных и экспериментальных данных распределения коэффициента давления в кормовой части в продольном сечении фюзеляжа:

1 — расчет с винтом; 2 — эксперимент с винтом; 3 — расчет без винта;
4 — эксперимент без винта

Анализ обтекания исходной модели фюзеляжа показал, что наблюдается значительная зона разрежения вблизи толкающего винта, и в целях снижения потерь от донного сопротивления при увеличении скорости полета необходимо увеличивать давление в кормовой части фюзеляжа. При этом нужно соблюдать условия безотрывного обтека-

ния, чтобы толкающий воздушный винт не работал в нестационарном потоке. В качестве основных критериев модификации выбраны длина фюзеляжа и форма его передней части, которые не изменялись.

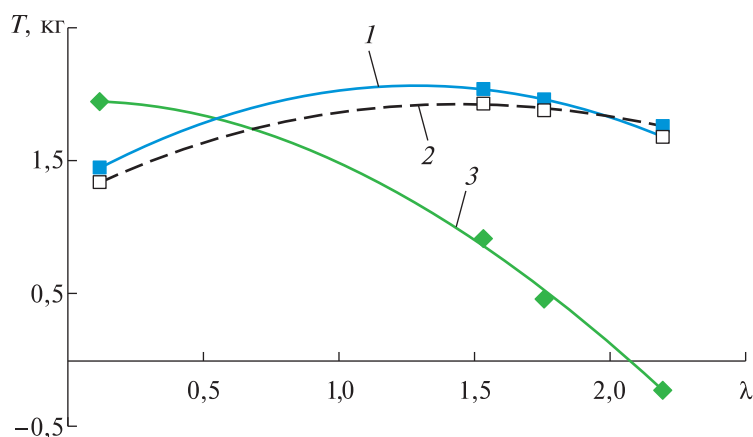


Рис. 6. Расчетные и экспериментальные данные тяги винта в зависимости от относительной поступи винта:

1 — винт в следе, эксперимент; 2 — винт в следе, расчет; 3 — изолированный винт, расчет

Для предварительных двумерных расчетов новых форм фюзеляжа с учетом установленного в хвостовой части имитатора винта использована программа ANSYS Fluent. Анализ распределения коэффициента давления при обтекании моделей фюзеляжа показал, что модификация обводов кормовой части фюзеляжа на основе верхней части профиля Либика увеличивает разрежение на изгибе линии, образующей тело вращения, и практически не изменяет давление в кормовой части фюзеляжа (рис. 7, 8).

Модификация обводов кормовой части фюзеляжа на основе нижней части профиля Либика увеличивает давление в области кормовой части фюзеляжа (см. рис. 7, в и рис. 8), что отвечает поставленной задаче.

Таким образом, двумерный расчет показал, что с точки зрения увеличения тяги винта наиболее благоприятной формой обводов фюзеляжа является его модификация в соответствии с формой нижней кормовой части профиля Либика, которая увеличивает давление в области винта и не создает отрывную зону.

Для подтверждения полученных результатов при расчете двумерной компоновки были также проведены 3D-расчеты с полным моделированием вращения винта малого относительного диаметра

$\bar{D} = \frac{D_{\text{в}}}{D_{\text{ф}}} = 0,45$. Расчеты проведены при частоте вращения винта $N = 6000$ об/мин и различных скоростях набегающего потока $V = 3$ м/с

($M = 0,009$; $\lambda = 0,1$), $V = 35$ м/с ($M = 0,103$; $\lambda = 1,55$) и $V = 50$ м/с ($M = 0,147$; $\lambda = 2,2$), что также соответствовало условиям эксперимента.

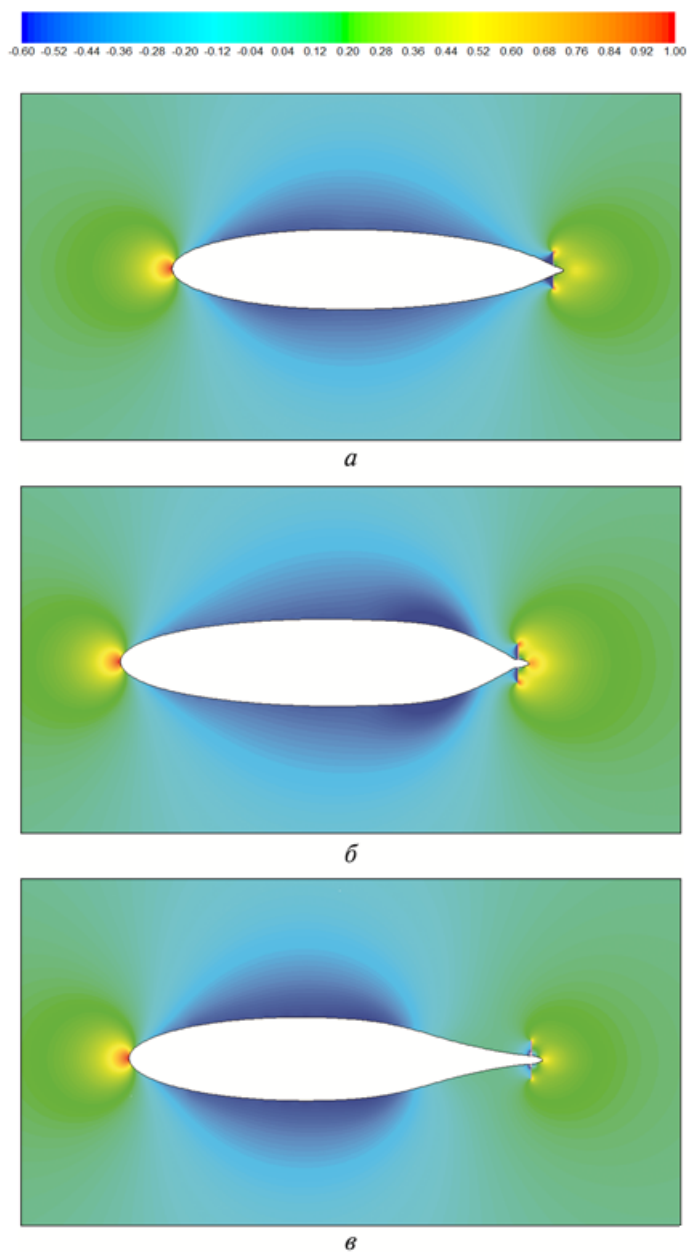


Рис. 7. Распределение коэффициента давления при моделировании фюзеляж — пластина:
а — исходный фюзеляж; *б* — модифицированный фюзеляж с верхней частью профиля Либика; *в* — модифицированный фюзеляж с нижней частью профиля Либика

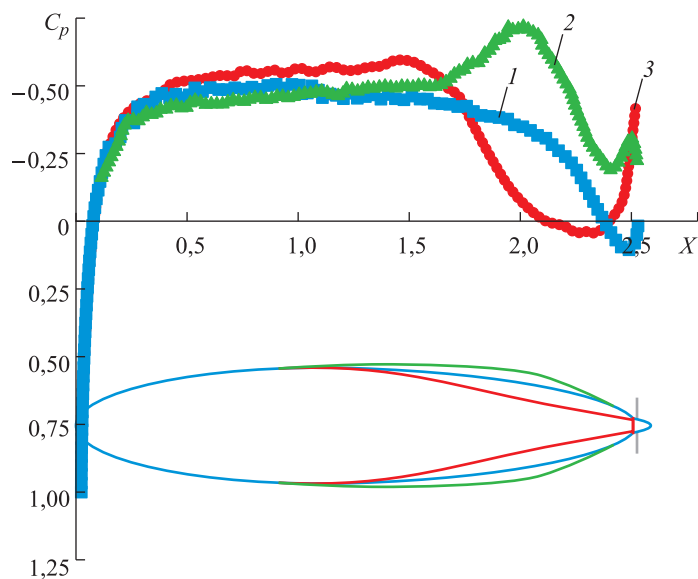


Рис. 8. Распределение коэффициента давления при обтекании фюзеляжа:
 1 — исходный фюзеляж; 2 — модифицированный фюзеляж на основе верхней части профиля Либика; 3 — модифицированный фюзеляж на основе нижней части профиля Либика

При удовлетворительном согласовании с экспериментальными данными по распределению давления (рис. 9) выбранная модификация обводов фюзеляжа с нижней частью обводов профиля Либика увеличивает давление на поверхности кормовой части фюзеляжа и в области вращения винта и повышает его тягу (рис. 10).

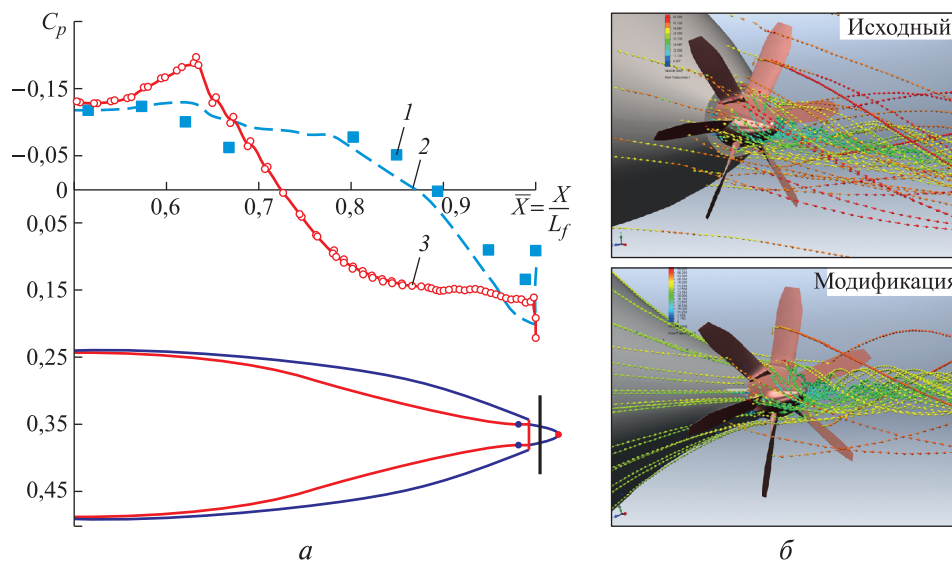


Рис. 9. Влияние формы кормовой части фюзеляжа с толкающим воздушным винтом на распределение коэффициента давления (а) и скорости (б):
 1 — исходный фюзеляж, эксперимент; 2 — исходный фюзеляж, расчет; 3 — модифицированный фюзеляж, расчет

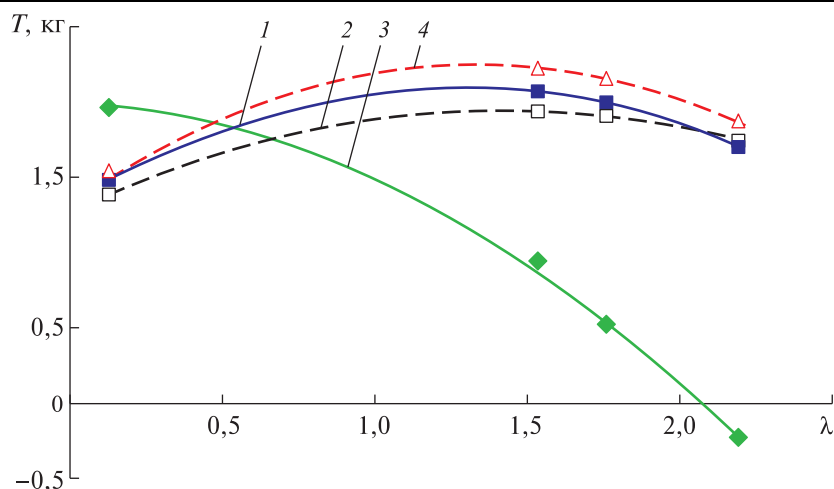


Рис. 10. Зависимость тяги изолированного и толкающего винта от относительной поступи винта:

1 — винт в следе, исходный фюзеляж, эксперимент; 2 — винт в следе, исходный фюзеляж, расчет; 3 — изолированный винт, расчет; 4 — модифицированный фюзеляж, расчет

Для наглядного представления результатов полученные зависимости были пересчитаны в безразмерные коэффициенты тяги

$$C_T = \frac{T_B}{qS_m} \quad (1)$$

и сопротивления

$$C_x = \frac{X}{qS_m}. \quad (2)$$

Затем из них вычли начальные значения сопротивления фюзеляжа и тяги воздушного винта и получили приращения коэффициентов

$$\Delta C_x - |\Delta C_m|.$$

Эти значения коэффициента эффективной тяги $C_{T,эф}$ находятся в зависимости от скорости набегающего потока V (рис. 11).

При работающей силовой установке в целом возрастает сопротивление самого тела вращения, что является отрицательным эффектом при ее размещении в хвостовой части, однако тяга также увеличивается (см. рис. 10). Исследования показали, что приращение тяги на исходной компоновке в полной мере не перекрывает приращение сопротивления, вследствие чего коэффициент эффективной тяги является отрицательным (см. рис. 11). В то же время модификация формы дает увеличение эффективной тяги на 20 % при умеренной скорости до $V \sim 43$ м/с. Это увеличивает скорость полета при близких значениях тяги винта для обеих компоновок.

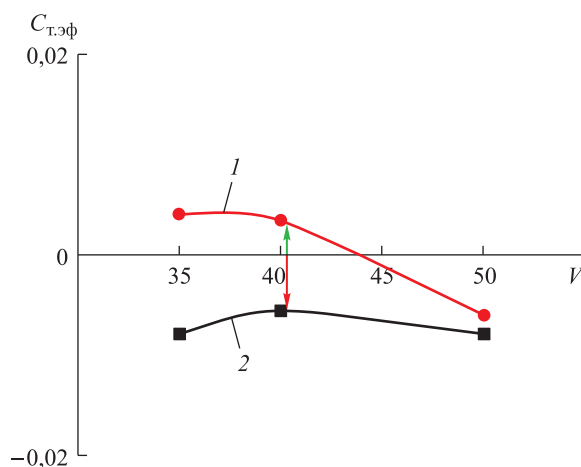


Рис. 11. Зависимость изменения коэффициента эффективной тяги $C_{т.эф} = \Delta C_x - \Delta C_T$ от скорости полета:

1 — модифицированный фюзеляж; 2 — исходный фюзеляж

Заключение. Проведенные расчетные исследования по поиску рациональной формы фюзеляжа с толкающим воздушным винтом малого диаметра показали, что наиболее оптимальной является модификация на основе обводов нижней части профиля Либика. Предложенное решение по сравнению с исходной формой в 1,5 раза снижает сопротивление, увеличивает давление на поверхности кормовой части фюзеляжа и повышает тягу винта. В результате модификации формы кормовой части фюзеляжа реализован благоприятный эффект взаимодействия с толкающим воздушным винтом, проявляющийся в снижении потребной тяги винта для компенсации полного сопротивления фюзеляжа. Исследования показали, что приращение тяги на исходной компоновке в полной мере не перекрывает приращение сопротивления, вследствие чего коэффициент эффективной тяги $C_{т.эф}$ является отрицательным.

Следует отметить, что потенциал увеличения КПД воздушного винта в основном заключается в сокращении индуктивных осевых и окружных потерь в потоке за винтом, а также профильных потерь. Поэтому использование устройств типа «винт в кольце» совместно с модификацией лопастей и формы фюзеляжа также может увеличить эффективную тягу и расширить диапазон скоростей полета.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Drela M. Development of the D8 Transport Configuration. *AIAA Paper* 2011–3970, 2011, 14 p.
- [2] Lee H.C., Pulliam T.H. Effect of Using Near and Off-body Grids with Grid Adaptation to Simulate Airplane Geometries. *AIAA Paper* 2011–3985, 2011, 11 p.
- [3] Hue D., Peron S., Wiart L., Atinault O., Goumay E., Raud P., Benoit C., Mayeur J. Validation of a near-body and off-body partitioning methodology for aircraft

- aerodynamic performance prediction. *Computers & Fluids*, 2015, vol. 117, pp. 196–211.
- [4] Drela M. Power Balance in Aerodynamic Flows. *AIAA Journal*, 2009, 47(7):1761–1771 DOI: 10.2514/1.42409
- [5] Goldschmied F.R. Aerodynamic Design of Low-Speed Aircraft with a NASA Fuselage. *Wake-Propeller Conf. Aircraft System. Design and Technology Meeting*, Dayton, OH, USA, 1986, pp. 18–26.
- [6] Губский В.В., Михайлов Ю.С., Петров А.В., Черноусов В.И. Влияние внешнего бака на аэродинамические характеристики самолета-криоплана. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2014, № 200 (2), с. 91–98.
- [7] Ле К.Д., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В., Чан К.Д. Численное исследование влияния двигателей на аэродинамические характеристики дирижабля. *Труды МАИ*, 2012, № 52. URL: www.trudymai.ru/published.php?ID=29414
- [8] Ле К.Д., Данг Н.Т., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В. Аэродинамические характеристики дирижабля мягкого типа вблизи экрана с учетом влияния струй от винтов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2014, № 200 (2), с. 28–35.
- [9] Разов А.А. *Методика параметрического представления поверхностей в задачах аэродинамического проектирования*. Автореф. дис. ... канд. техн. наук, ЦАГИ, 2009, 24 с.
- [10] Вождаев В.В., Теперин Л.Л., Чернышев С.Л. Практика применения и особенности современных методов расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов на основе решений уравнений Навье — Стокса. *Тр. ЦАГИ*, 2014, № 2740, с. 37–43.
- [11] Разов А.А. Численный анализ эффективности расположения винта в вязком следе с помощью уравнений Навье — Стокса. *Уч. зап. ЦАГИ*, 2009, т. XL, № 3, с. 28–35.
- [12] Кишалов А.Н., Петров А.В., Савин П.В., Степанов Ю.Г. Исследования интерференции фюзеляжа с винтовой хвостовой силовой установкой. *Материалы XIX школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов»*, ЦАГИ, 2008, с. 70–71.
- [13] Губский В.В., Кишалов А.Н., Петров А.В., Степанов Ю.Г. Расчетно-экспериментальные исследования по оптимизации компоновки воздушно-го винта для повышения аэродинамической эффективности системы фюзеляж — толкающий винт. *XXIII Науч.-техн. конф. по аэродинамике*, ЦАГИ, 2012, с. 87–88.
- [14] Александров В.Л. *Воздушные винты*. Москва, Оборонгиз, 1951, с. 439–480.
- [15] Теперин Л.Л., Уджуху А.Ю. Метод определения сопротивления давления в задачах аэродинамической интерференции. *Уч. зап. ЦАГИ*, 1990, т. 21, № 3, с. 3–10.
- [16] Остроухов С.П. *Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых двигателей*. Москва, Физматлит, 2014, с. 20–55.
- [17] Liebeck R.H. Low Reynolds number airfoil design at the Douglas aircraft company. *Proceedings of Conference on Aerodynamics at low Reynolds numbers*, 1986, vol. 1, paper no. 7.
- [18] Stratford B.S. An experimental flow with zero skin friction throughout its region of pressure rise. *J. of Fluid Mech.*, 1959, vol. 5, no. 1, pp. 1–16. URL: <https://doi.org/10.1017/soo22112059000027>
- [19] Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. 2nd edition. DCW, Industries, 1998.
- [20] *ANSYS Fluent theory guide. 6.3.18. Fan Boundary Conditions*. Release 17.1, 2016, 812 p. URL: www.ansys.com

Статья поступила в редакцию 01.02.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Алесин В.С., Губский В.В., Павленко О.В. Численное исследование влияния формы фюзеляжа на тягу толкающего воздушного винта. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-6-1769>

Алесин Владислав Сергеевич — инженер комплекса аэродинамики ЦАГИ, студент 5-го курса МФТИ. Соавтор двух научных работ. Область научных интересов: расчетные и экспериментальные исследования по оптимизации компоновок и элементов самолета.

Губский Виталий Валентинович — канд. техн. наук, нач. отдела ЦАГИ. Автор и соавтор более 10 научных работ. Область научных интересов: численное моделирование течений вязкого газа, влияние винтомоторной силовой установки на элементы планера, исследования аэродинамических нагрузок на элементы самолета. e-mail: Vitaly.Gubsky@tsagi.ru

Павленко Ольга Викторовна — канд. техн. наук, вед. науч. сотр. ЦАГИ. Автор и соавтор более 50 научных работ. Область научных интересов: численное моделирование течений вязкого газа, влияние обледенения на аэродинамические характеристики самолета и шарнирные моменты органов управления, аэроупругие деформации и аэродинамические нагрузки. e-mail: Olga.v.pavlenko@yandex.ru

Computational investigation of the fuselage shape impact on the pusher thrust

© V.S. Alesin, V.V. Gubskiy, O.V. Pavlenko

Zhukovsky Central AeroHydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, 140180, Russia

The reduction of power consumed by engines and the corresponding decrease of fuel flow demand improve the efficiency and environmental performance of air transport. In consequence of the investigations conducted by means of contemporary computational methods and their verification with the experimental data obtained in the wind tunnel, we have discovered that the thrust increment at the baseline configuration does not surpass the incremental drag to the full extent. The analytic investigation of the flow over the fuselage basic model has shown that there has been observed a sizable suction face close to the pusher screw, that is why it is necessary to increase the pressure in the rear part of the fuselage with the purpose of reducing losses from this resistance when increasing the flight speed. Therefore we suggest upgrading the rear part of the fuselage in order to increase the effective propeller thrust, which is defined as being the propeller thrust reduced by the fuselage resistance. For these modifications we have applied a R.H. Libik series of wing profiles based on the theory of B.S. Stratford. These profiles are tolerant to shape defects and environmental change, and their friction is close to zero. Due to upgrading the fuselage rear part shape we have achieved a beneficial effect of interaction with the thrust propeller. The proposed solution compared to the initial geometry provided the reduction of the resistance and the increase both in pressure on the fuselage rear part surface and in the thrust of the propeller.

Keywords: aerodynamic characteristics, fuselage, increasing the thrust of the propeller, interference, reduction of the resistance

REFERENCES

- [1] Drela M. Development of the D8 Transport Configuration. *AIAA Paper 2011-3970*, 2011, 14 p.
- [2] Lee H.C., Pulliam T.H. Effect of Using Near and Off-body Grids with Grid Adaptation to Simulate Airplane Geometries. *AIAA Paper 2011-3985*, 2011, 11 p.
- [3] Hue D., Peron S., Wiart L., Atinault O., Goumay E., Raud P., Benoit C., Mayeur J. Validation of a near-body and off-body partitioning methodology for aircraft aerodynamic performance prediction. *Computers & Fluids*, 2015, vol. 117, pp. 196–211.
- [4] Drela M. Power Balance in Aerodynamic Flows. *AIAA Journal*, 2009, 47(7):1761–1771 DOI: 10.2514/1.42409
- [5] Goldschmied F.R. Aerodynamic design of low-speed aircraft with a NASA fuselage. *Wake-Propeller Conf. Aircraft System, Design and Technology Meeting*, Dayton, OH, USA, 1986, pp. 18–26.
- [6] Gubskiy V.V., Mikhaylov Yu.S., Petrov A.V., Chernousov V.I. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii — Civil Aviation High Technologies*, 2014, no. 200 (2), pp. 91–98.
- [7] Le K.D., Semenchikov N.V., Yakovlevskiy O.V., Chan K.D. *Trudy MAI*, 2012, no. 52. Available at: <http://trudymai.ru/upload/iblock/a42/chislennoe-issledovanie-vliyaniya-dvizhiteley-na-aerodinamicheskie-kharakteristiki-dirizhablya.pdf> (accessed April 28, 2018).

- [8] Le K.D., Dang N.T., Semenchikov N.V., Yakovlevskiy O.V. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii — Civil Aviation High Technologies*, 2014, no. 200 (2), pp. 28–35.
- [9] Razov A.A. *Metodika parametricheskogo predstavleniya poverhnostej v zadachah aehrodynamiceskogo proektirovaniya*. Avtoref. dis. kand. tekhn. Nauk [The principles of parametric representation of surfaces in the problems of aerodynamic design. Cand. eng. sc. diss.]. Zhukovsky, 2009, 24 p.
- [10] Vozhdaev V.V., Teperin L.L., Chernyshev S.L. *Trudy TsAGI Praktika primeniya i osobennosti sovremennykh metodov rascheta aehrodynamiceskikh harakteristik letatelnykh apparatov na osnove reshenij uravnenij Navier — Stoksa* [Proc. of TsAGI Practice in the application and specific aspects of modern methods of calculating the flying machines aerodynamic characteristics based on the solutions of Navier — Stokes equations]. 2014, no. 2740, pp. 37–43.
- [11] Razov A.A. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2009, vol. XL, no. 3, pp. 28–35.
- [12] Kishalov A.N., Petrov A.V., Savin P.V., Stepanov Yu.G. Issledovaniya interferentsii fyuzelyazha s vintovoy hvostovoy silovoy ustanovkoy [Investigating the interference of the fuselage with the screwed tail power-unit]. *Materialy XIX shkoly-seminara “Aehrodinamika letatelnykh apparatov”* [Proc. of XIX school-seminar “Aerodynamics of flying vehicles”]. TsAGI Publ., 2008, pp. 70–71.
- [13] Gubskiy V.V., Kishalov A.N., Petrov A.V., Stepanov Yu.G. Raschetno-eksperimentalnye issledovaniya po optimizatsii komponovki vozdushnogo vinta dlya povysheniya aehrodynamiceskoy effektivnosti sistemy fyuzelyazh — tolkayushchiy vint [Calculation-experimental researches of optimizing the air-screw configuration for increasing the aerodynamic efficiency of the fuselage — pusher screw system]. *XXIII Nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya po aehrodinamike* [Proc. of XXIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. TsAGI Publ., 2012, pp. 87–88.
- [14] Aleksandrov V.L. *Vozdushnye vinty* [Airscrews]. Moscow, Oborongiz Publ., 1951, pp. 439–480.
- [15] Teperin L.L., Udzhuhu A.Yu. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1990, vol. 21, no. 3, pp. 3–10.
- [16] Ostrouhov S.P. *Aerodinamika vozdushnykh vintov i vintokoltsevykh dvizhiteley* [Aerodynamics of airscrews and impellers]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2014, pp. 20–55.
- [17] Liebeck R.H. Low Reynolds number airfoil design at the Douglas aircraft company. *Proc. of Conference on Aerodynamics at low Reynolds numbers*, 1986, vol. 1, paper no. 7.
- [18] 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.
- [19] Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. 2nd edition. DCW Industries Publ., 1998, 460 p.
- [20] *ANSYS Fluent theory guide. 6.3.18. Fan Boundary Conditions. Release 17.1*, 2016, 812 p. Available at: www.ansys.com (accessed February 7, 2018).

Alesin V.S., 5th year student, Moscow Institute of Physics and Technology, engineer of Aerodynamics Complex, Zhukovsky Central AeroHydrodynamic Institute (TsAGI). Co-author of two scientific papers. Research interests: calculation-experimental researches of optimizing the configuration and parts of aircraft.

Gubskiy V.V., Cand.Sc. (Eng.), head of Department, Zhukovsky Central AeroHydrodynamic Institute (TsAGI). Author and co-author of over 10 scientific papers. Research interests: computational simulation of frictional-resisted gas flow, the impact of the engine-propeller power plant on the glider parts, research of the aerodynamic loads on the aircraft parts. e-mail: Vitaly.Gubsky@tsagi.ru

Pavlenko O.V., Cand. Sc. (Eng.), Leading Research Fellow, Zhukovsky Central Aero-Hydrodynamic Institute (TsAGI). Author and co-author of over 50 scientific papers. Research interests: computational simulation of frictional-resisted gas flow, the impact of icing on the aircraft aerodynamic characteristics and on the hinge moments of the control effectors, aeroelastic deformations and aerodynamic loads.
e-mail: Olga.v.pavlenko@yandex.ru