

Научная статья

УДК 629.035

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188034>

EDN: <https://www.elibrary.ru/CKWTEB>



Учет интерференции винта и планера при валидации расчетной тяги воздушного винта по данным летных испытаний

Иван Викторович Воронич¹, Ибрахим Кашур²✉, Артем Анатольевич Силкин³

^{1, 2} Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

³ НПКЦ Новик-91, Егорьевск, Московская обл., Российская Федерация

¹ voronich.iv@mipt.ru

² kashur@phystech.edu ✉

³ silkin-a-a@ya.ru

Аннотация. Рассматривается методика валидации расчетной тяги воздушного винта малоразмерного беспилотного летательного аппарата самолетного типа с учетом данных летных испытаний. Основной задачей является сопоставление тяги, полученной CFD-моделированием изолированного тянущего винта в равномерном набегающем потоке, с потребной тягой самолета в установившемся горизонтальном полете с учетом аэродинамической интерференции. Потребная тяга определяется по данным телеметрии и аэродинамическим характеристикам планера, полученным ранее в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ на модели масштаба 1:2. При этом учитываются баланси́ровочные потери, связанные с фактическими отклонениями органов управления, а также изменение тяги винта при его работе в составе полной компоновки «планер + винт». Расчеты выполнены в программном комплексе CADFLO для двух режимов горизонтального полета: при скоростях 46 и 62 м/с и частотах вращения винта 5280 и 6900 об/мин. Показано, что учет балансировки заметно увеличивает потребную тягу винта. CFD-моделирование показало снижение тяги винта в составе компоновки относительно изолированного варианта на 4,3–4,5% (эффект установки винта). После учета балансировки и интерференции расхождение расчетной тяги с потребной составило –2,6 и –0,7%. Это свидетельствует о работоспособности предложенной процедуры и показывает необходимость учета аэродинамической интерференции винта и планера при валидации расчетных характеристик.

Ключевые слова: воздушный винт, малоразмерный беспилотный летательный аппарат, аэродинамические характеристики, летные испытания, CFD-моделирование, аэродинамическая интерференция, CADFLO

Для цитирования: Воронич И.В., Кашур И., Силкин А.А. Учет интерференции винта и планера при валидации расчетной тяги воздушного винта по данным летных испытаний // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 2. С. 27–38. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188034>

Original article

Accounting for the Propeller and Airframe Interference in Computed Propeller Thrust Validation by the Flight-Test Data

Ivan V. Voronich¹, Ibrahim Kashour^{2✉}, Artyom A. Silkin³^{1, 2} Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Moscow, Russian Federation³ LLC “NPKC Novik-91”, Yegoryevsk, Moscow region, Russian Federation¹ voronich.iv@mipt.ru² kashur@phystech.edu✉³ silkin-a-a@ya.ru

Abstract

The article presents a procedure for the computed propeller thrust validating of a small airplane-type unmanned aerial vehicle by the flight-test data. The task being considered is an important one since the propeller thrust is often determined by the CFD-modeling of the rotating propeller in the uniform incoming flow, whereas, while the real flight, propeller operates in the presence of the airframe elements. Thus, while comparing computed propeller thrust with the aircraft required thrust it is necessary to account not only for the accuracy of the propeller computational model itself, but the balancing losses and aerodynamic interference between the propeller and the airframe as well. The proposed procedure combines the telemetry data, the airframe wind-tunnel aerodynamic characteristics and the CFD calculations performed with the CADFLO software package. The required thrust is being determined for steady level-flight segments selected from flight-test records. The calculation employs the airframe aerodynamic characteristics previously obtained in the TsAGI T-102 wind tunnel on a 1 : 2 scale model. Besides, actual deflections of the control surfaces recorded during flight are being accounted for, which allows estimating the increase in the required thrust caused by the trim losses. The propeller thrust is being computed in two CFD formulations. The first formulation considers the isolated tractor propeller in the uniform incoming flow. In the second formulation the rotating propeller is being modelled as a part of the complete “airframe-propeller” configuration at the same flight conditions. This allows estimating the change in axial propeller thrust caused by the propeller installing on the airframe. Computation were fulfilled for the two level-flight modes at speeds of 46 and 62 m/s and propeller rotational speeds of 5280 and 6900 rpm. Accounting for balancing increased the required thrust by 14.6% in the first mode and by 2.8% in the second mode. The CFD simulation of the installed configuration demonstrated a propeller thrust decrease by 4.3–4.5% relative to the isolated-propeller case. After accounting for both trim and interference effects, the discrepancy between the calculated and required thrust was of –2.6% and –0.7%, respectively. The obtained results confirm the applicability of the proposed validation procedure and demonstrate the need to account for aerodynamic interference between the propeller and the airframe when validating computed propeller thrust characteristics.

Keywords: propeller, small unmanned aerial vehicle, aerodynamic characteristics, flight tests, CFD-simulation, aerodynamic interference, CADFLO

For citation: Voronich I.V., Kashour I., Silkin A.A. Accounting for the Propeller and Airframe Interference in Computed Propeller Thrust Validation by the Flight-Test Data. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(2):27-38. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188034>

List of Figures

Fig. 1. General view of the layout of the studied small UAV with propeller

Fig. 2. The Airframe aerodynamic characteristics for various elevator deflection angles: $C_{ya}(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$

Fig. 3. Flight-test telemetry and selection of the steady level-flight segments

Fig. 4. Enlarged fragments of the selected modes: mode 1 at $V_1 \approx 46$ m/s, $N_1 = 5280$ rpm;
mode 2 at $V_2 \approx 62$ m/s, $N_2 = 6900$ rpm

Fig. 5. The flowchart of the propeller computed thrust validation technique by the flight-test data

Fig. 6. The flow field downstream of the isolated propeller

Fig. 7. Pressure distribution on the propeller blades

Fig. 8. Dimensionless characteristics of the isolated propeller: C_T , C_Q and η vs. the advance ratio J

Fig. 9. Computational mesh and CFD-model of the “airframe + rotating propeller” configuration

Fig. 10. Velocity field in the symmetry plane of the complete configuration

Fig. 11. Pressure distribution on the surface of the configuration with the rotating propeller

Fig. 12. Vortex structure around configuration with the rotating propeller

List of Tables

Table 1. The small UAV basic characteristics

Table 2. Comparison of the required and calculated propeller thrust

Введение

Достоверная оценка тяги воздушного винта является одним из ключевых условий корректного расчета летно-технических характеристик малоразмерного беспилотного летательного аппарата (МБЛА). Тяга определяет не только энергетический баланс силовой установки, но и интерпретацию данных летных испытаний, поскольку именно сопоставлением располагаемой и потребной тяги оцениваются скорость горизонтального полета, запас тяги, эффективность силовой установки и аэродинамическое совершенство аппарата. В современных работах по идентификации и моделированию характеристик МБЛА самолетного типа результаты расчетов, данные наземных испытаний, аэродинамические характеристики и летная информация рассматриваются как взаимодополняющие источники [1–5]. Поэтому валидация тяги винта по результатам летного эксперимента должна учитывать не только модель самого винта, но и точность аэродинамических характеристик планера, качество телеметрии и корректность выбора установившихся режимов полета.

Для МБЛА эта задача осложняется особенностями низкорейнольдсовой аэродинамики. А.В. Бобков и Т.А. Миташова связывают понятие «малоразмерный» летательный аппарат не только с абсолютными размерами, но и с сочетанием малых размеров и сравнительно невысоких скоростей полета; в качестве аэродинамического критерия малоразмерности ими предложен диапазон $Re = 10^5 - 10^6$ [6]. В этом диапазоне течение на несущих поверхностях чувствительно к ламинарно-турбулентному переходу, локальным отрывам и формированию ламинарных отрывных пузырей. Эти явления могут существенно влиять на подъемную силу, сопротивление и аэродинамическое качество аппарата [7–10]. Поэтому восстановление потребной тяги по условиям полета должно опираться на аэродинамические характеристики в нужном диапазоне чисел Рейнольдса.

Отдельную неопределенность вносит моделирование воздушного винта. Его характеристики обычно выражаются в виде зависимости от относительной поступи коэффициентов тяги и мощности, а также коэффициента полезного действия [11–13]. Для малых винтов при низких числах Рейнольдса

эти характеристики зависят от режима обтекания лопастей, переходных и отрывных процессов, а также от точности используемой расчетной постановки задачи [14–18]. При решении вопроса адекватности модели CFD-моделирование позволяет получить не только интегральные значения тяги и момента, но и картину течения около лопастей и в следе за винтом. Однако даже хорошо согласованная модель изолированного винта не гарантирует хорошего воспроизведения тяги в реальном полете.

Причина заключается в том, что на летательном аппарате воздушный винт работает не в идеальном равномерном потоке, а в составе аэродинамической компоновки. Винтомоторная силовая установка и планер образуют связанную систему: струя винта воздействует на фюзеляж, крыло и оперение, а элементы планера изменяют поле скоростей и давлений в области расположения винта. В работах по интерференции воздушных винтов с элементами планера подчеркивается, что эти эффекты влияют как на аэродинамические характеристики самолета, так и на нагрузки на лопастях и тяговые характеристики винта [19, 20]. Поэтому при сравнении результатов CFD-расчета изолированного винта с потребной тягой, восстановленной по летным данным, возможное расхождение не следует автоматически трактовать как ошибку расчета винта. В него могут входить балансирующие потери, неучтенные добавки сопротивления и собственно эффект установки винта на самолете.

Экспериментальные и расчетные исследования интерференции подтверждают необходимость анализа полной компоновки для винтовых летательных аппаратов. Показано влияние геометрии фюзеляжа, кольцевого канала, крыла и схемы размещения двигателей на тягу винта и аэродинамические характеристики компоновки [21–26]. Для МБЛА характерные числа Рейнольдса невелики, размер силовой установки соизмерим с размером носовой части фюзеляжа и крыла, влияние установки винта может быть особенно заметным при интерпретации летных данных.

Цель настоящей работы состоит в разработке и применении процедуры учета интерференции винта и планера при валидации расчетной тяги воздушного винта МБЛА по данным летных испытаний. Предлагаемый подход объединяет: выбор режимов

установившегося горизонтального полета по телеметрии; расчет потребной тяги по подтвержденным аэродинамическим характеристикам планера с учетом балансировки; CFD-моделирование изолированного винта; CFD-моделирование компоновки «планер + винт»; оценку относительного изменения тяги из-за интерференции. Такая последовательность позволяет разделить вклад балансировочных потерь и вклад установки винта на самолете, а также ввести поправочный коэффициент интерференции для инженерной оценки тяги установленного винта.

1. Объект исследования

Объектом исследования является малоразмерный беспилотный летательный аппарат нормальной аэродинамической схемы типа «высокоплан» (рис. 1). Аппарат имеет трапецевидное крыло, горизонтальное и однокилевое вертикальное оперение. В качестве силовой установки используется поршневой двигатель внутреннего сгорания DLE-120 с тянущим воздушным винтом. Основные геометрические и компоновочные параметры приведены в табл. 1.

2. Аэродинамические характеристики план

Для определения потребной тяги использовались аэродинамические характеристики (АДХ) планера, полученные ранее в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ на модели исследуемого МБЛА масштаба 1 : 2 [10]. В качестве исходных данных использовались зависимости от угла атаки коэффициента лобового сопротивления $C_{xa}(\alpha)$, коэффициента подъемной силы $C_{ya}(\alpha)$ и коэффициента момента тангажа $m_{za}(\alpha)$ (рис. 2). Также учитывались поправки, описывающие эффективность отклонения органов управления — влияние руля высоты и элеронов на силовые и моментные АДХ.

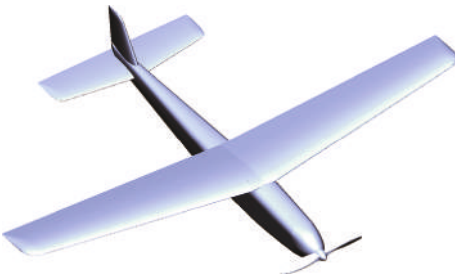


Рис. 1. Общий вид исследуемой компоновки МБЛА с воздушным винтом

Таблица 1. Основные характеристики МБЛА

Параметр	Значение
Масса, кг	22
Длина самолета, м	2,30
Размах крыла, м	3,00
Площадь крыла, м²	1,22
Корневая хорда крыла, м	0,50
Концевая хорда крыла, м	0,30
Средняя аэродинамическая хорда, м	0,42
Удлинение крыла	7,4
Профиль крыла	ЦАГИ 731
Угол установки крыла, °	3
Угол поперечного V крыла, °	3
Профиль горизонтального оперения	NACA 0009
Профиль вертикального оперения	NACA 0015
Двигатель	DLE-120
Воздушный винт	22" × 21"

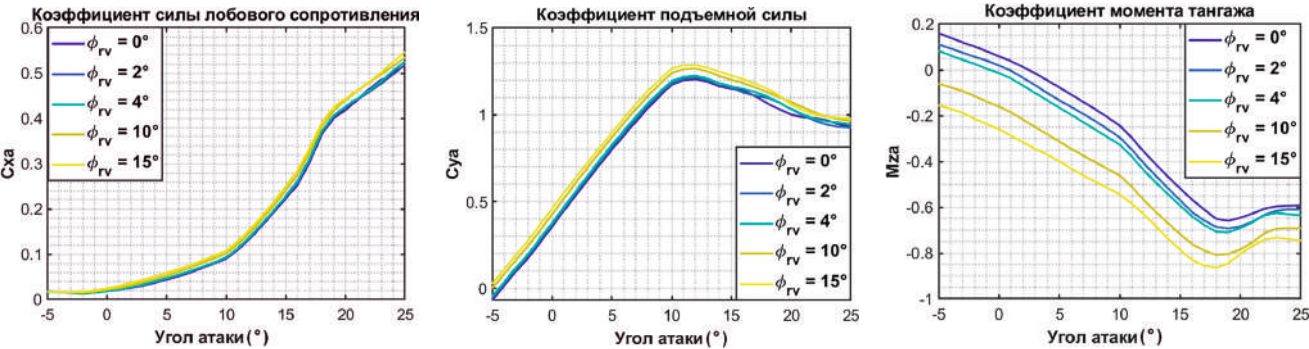


Рис. 2. Аэродинамические характеристики планера при различных углах отклонения руля высоты: $C_{ya}(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$

Учет поправок принципиально важен, поскольку потребная тяга в горизонтальном полете определяется не только базовой поляррой планера, но и фактическим балансировочным состоянием аппарата. Отклонение руля высоты, необходимое для равновесия по тангажу, изменяет суммарные аэродинамические коэффициенты и приводит к увеличению потребной тяги. Поэтому в настоящей статье отдельно рассматриваются потребная тяга без учета балансировки и потребная тяга с учетом фактических отклонений органов управления.

3. Данные летных испытаний. Выбор режимов установившегося полета

Для валидации расчетной тяги использовались данные телеметрии летных испытаний. Обрабатывались высота и скорость полета, частота вращения двигателя, команды управления, углы ориентации аппарата, а также параметры, характеризующие продольное движение и фактическое отклонение руля высоты. По временным зависимостям выбирались участки, на которых высота, скорость, частота вращения двигателя и управляющие воздействия изменялись слабо. Такие участки рассматривались как установившиеся режимы горизонтального полета (рис. 3).

В результате обработки были выбраны два режима на высоте $H \approx 300$ м. Первый режим соответствует скорости $V_1 \approx 46$ м/с и частоте вращения двигателя $N_1 = 5280$ об/мин. Второй режим соответствует скорости $V_2 \approx 62$ м/с и частоте вращения $N_2 = 6900$ об/мин. Увеличенные фрагменты

выбранных участков (рис. 4) показывают, что в пределах анализируемых интервалов траектория близка к горизонтальной, а колебания скорости, углового положения и управляющих воздействий малы по сравнению с изменением параметров между режимами.

Критериями отбора служили малое изменение высоты и скорости на рассматриваемом интервале, отсутствие интенсивного маневрирования, близкая к постоянной частота вращения двигателя и отсутствие резких изменений управляющих команд. Такой отбор уменьшает влияние нестационарных членов уравнений движения и позволяет использовать уравнения равновесия сил и моментов в продольном движении.

4. Методика исследования

Методика исследования основана на сравнении трех величин: потребной тяги самолета, расчетной тяги изолированного винта и расчетной тяги винта в составе полной компоновки (рис. 5). Сначала по телеметрии выделяются режимы, близкие к установившемуся горизонтальному полету. Для таких участков принимается, что средние значения скорости, высоты, частоты вращения двигателя и отклонений органов управления могут использоваться как исходные параметры для расчета потребной тяги и CFD-моделирования винта. Далее по аэродинамическим характеристикам самолета определяется потребная тяга, причем отдельно учитываются балансировочные потери, связанные с отклонениями органов управления. Параллельно

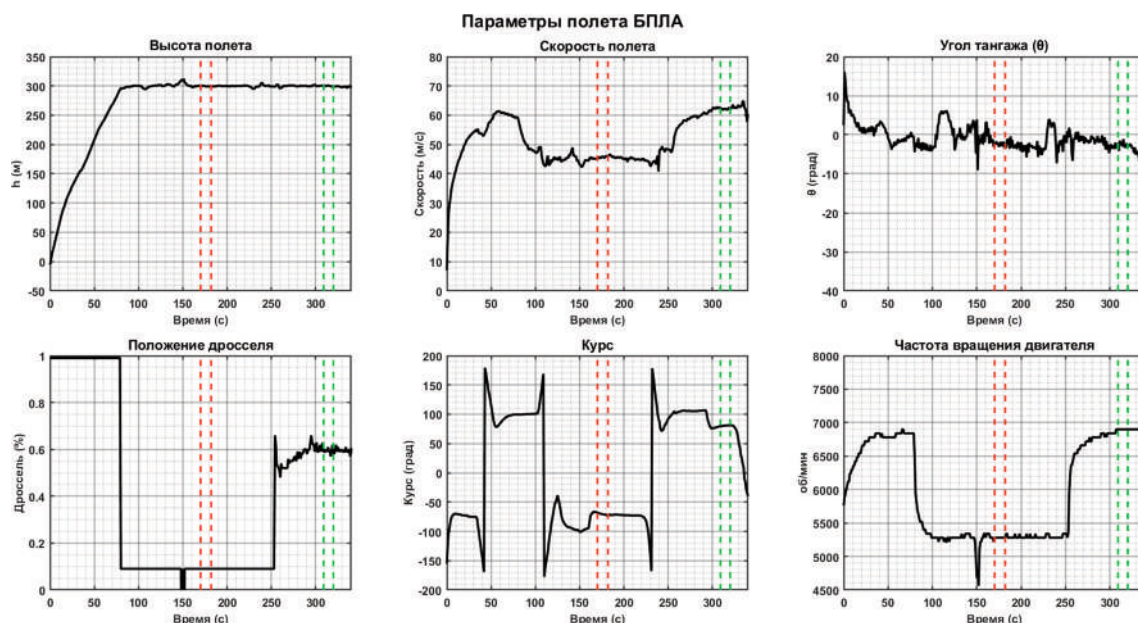


Рис. 3. Телеметрия летных испытаний и выделение участков установившегося горизонтального полета

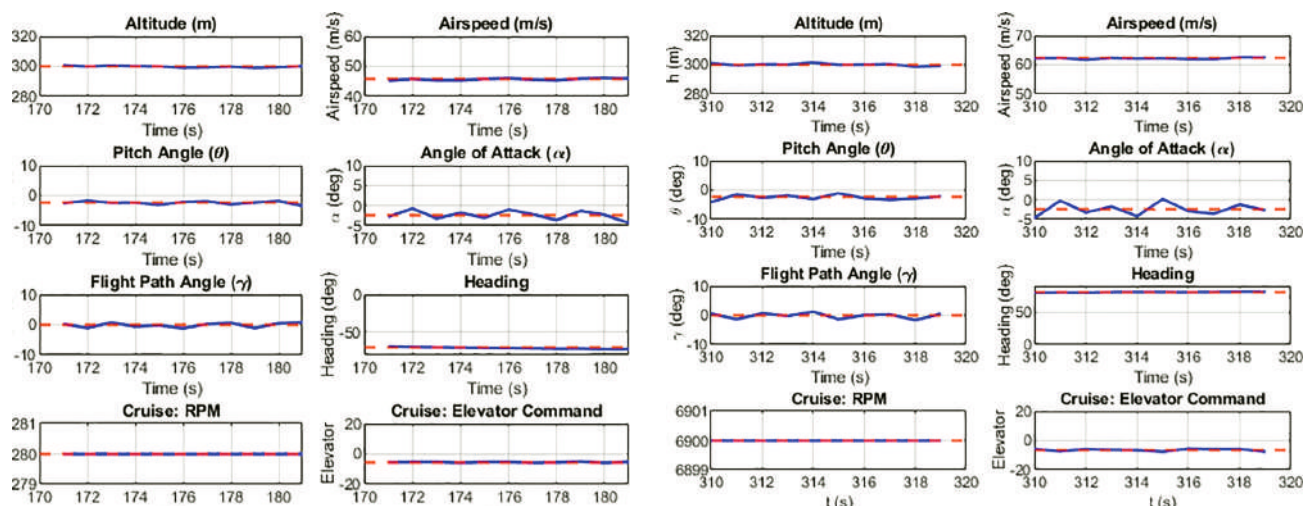


Рис. 4. Увеличенные фрагменты выбранных участков: режим 1 при $V_1 \approx 46$ м/с, $N_1 = 5280$ об/мин и режим 2 при $V_2 \approx 62$ м/с, $N_2 = 6900$ об/мин

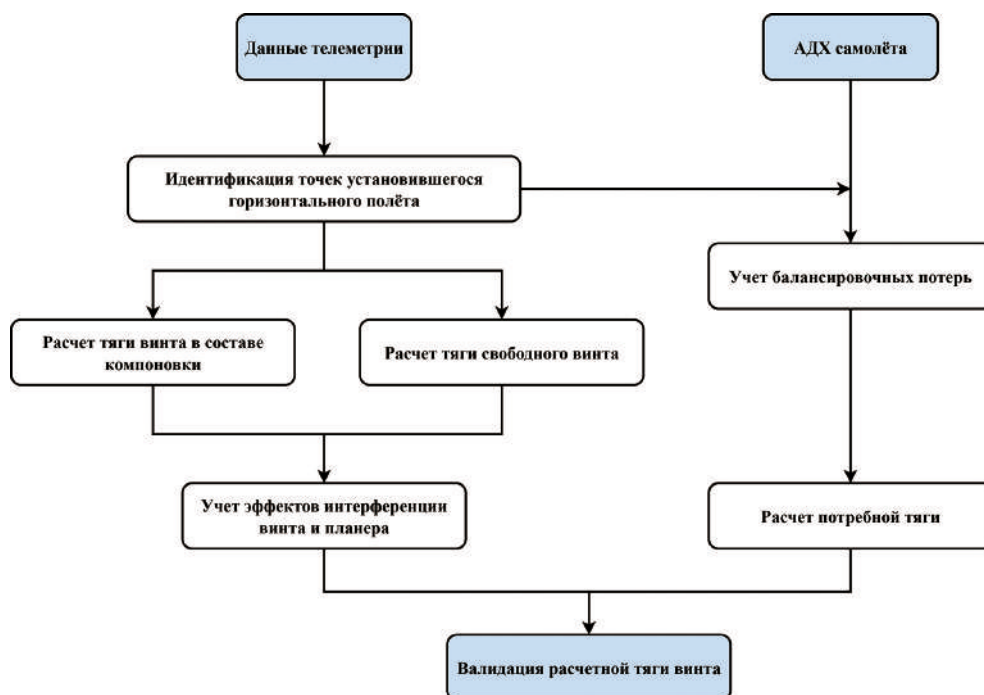


Рис. 5. Схема методики валидации расчетной тяги винта по данным летных испытаний

в CADFLO выполняются два расчета тяги винта: для свободного винта и для установленного винта в составе полной компоновки самолета. Сопоставление этих двух расчетов позволяет оценить влияние интерференции винта и планера на тяговые характеристики. На заключительном этапе потребная тяга сравнивается с расчетной тягой винта с учетом эффектов интерференции, что позволяет выполнить валидацию CFD-модели и оценить степень согласования расчетных данных с результатами летного эксперимента.

5. Определение потребной тяги с учетом балансировки

Потребная тяга определялась из условий установившегося горизонтального полета с использованием аэродинамических характеристик планера. Для каждого выбранного режима по известным высоте, скорости полета и плотности воздуха рассчитывался скоростной напор:

$$q = \frac{\rho V^2}{2}.$$

Аэродинамические силы планера выражены через коэффициенты сил:

$$X_a = qSC_{xa}(\alpha, \delta_{рв});$$

$$Y_a = qSC_{ya}(\alpha, \delta_{рв}),$$

где S — площадь крыла; α — угол атаки; $\delta_{рв}$ — отклонение руля высоты.

Продольный момент выражается через коэффициент момента $m_{za}(\alpha, \delta_{рв})$:

$$M_{za} = qSbm_{za}(\alpha, \delta_{рв}),$$

где b — средняя аэродинамическая хорда.

Решалась система уравнений продольного равновесия, включающая баланс сил и условие нулевого момента относительно поперечной оси, проходящей через центр масс:

$$\begin{aligned}\sum X &= 0; \\ \sum Y &= 0; \\ \sum M_z &= 0.\end{aligned}$$

В развернутом виде эта система использовалась для совместного поиска угла атаки, требуемого отклонения руля высоты и потребной тяги при заданных V , H и массе аппарата m . При расчете без балансирующей поправки использовались базовые аэродинамические характеристики планера. При расчете с балансировкой использовались характеристики, соответствующие фактическому (по данным телеметрии) или требуемому расчетному отклонению руля высоты, удовлетворяющему условию $\sum M_z = 0$.

Под балансирующими потерями в настоящей статье понимается увеличение потребной тяги, вызванное отклонениями органов управления, необходимыми для выполнения условия продольного равновесия. Относительная величина этих потерь определялась как

$$\Delta P_{\text{бал}} = \frac{P_{\text{потр,бал}} - P_{\text{потр,0}}}{P_{\text{потр,0}}} \cdot 100\%,$$

где $P_{\text{потр,0}}$ — потребная тяга без учета балансирующей поправки; $P_{\text{потр,бал}}$ — потребная тяга с учетом балансирующего состояния самолета.

6. CFD-моделирование изолированного винта

Расчет тяги изолированного воздушного винта выполнялся в программном комплексе CADFLO. В этой постановке винт рассматривался без элементов планера и обтекался равномерным набегающим потоком. Такая схема соответствует изолированному винту и близка к стендовым условиям, в которых

винт установлен на валу. Расчет выполнялся в нестационарной постановке с применением метода скользящей сетки (Sliding Mesh). Расчетная сетка имела декартову структуру с адаптацией к геометрическим деталям и полю течения (рис. 6) и содержала приблизительно 2,3 млн ячеек. Временной шаг выбирался таким образом, чтобы за один шаг расчета винт поворачивался примерно на 1° . Это позволяло корректно описывать изменение положения лопастей во времени, формирование вихревого следа и изменение нагрузок на лопастях (рис. 7).

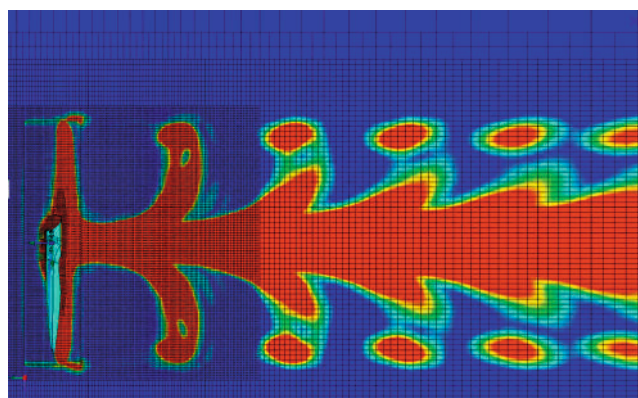


Рис. 6. Поле течения за изолированным воздушным винтом

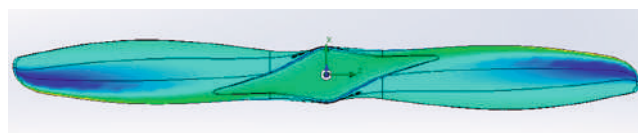


Рис. 7. Распределение давления на лопастях и вихревой след изолированного винта

В результате расчета определялись интегральные значения тяги и момента, а также локальные параметры течения. На основе рассчитанных значений строились безразмерные характеристики изолированного винта: коэффициент тяги C_T , коэффициент момента C_Q и коэффициент полезного действия η в зависимости от относительной поступи винта J (рис. 8). Полученные значения тяги свободного изолированного винта далее обозначаются как $P_{\text{св}}$.

7. CFD-моделирование компоновки «планер + винт»

Для оценки влияния геометрии самолета на тягу винта было выполнено CFD-моделирование полной компоновки «планер + вращающийся винт» (рис. 9). Расчеты проводились для тех же режимов установившегося горизонтального полета и при тех же параметрах набегающего потока, что и расчеты изолированного винта. В расчетную область включались фюзеляж, крыло, горизонтальное и

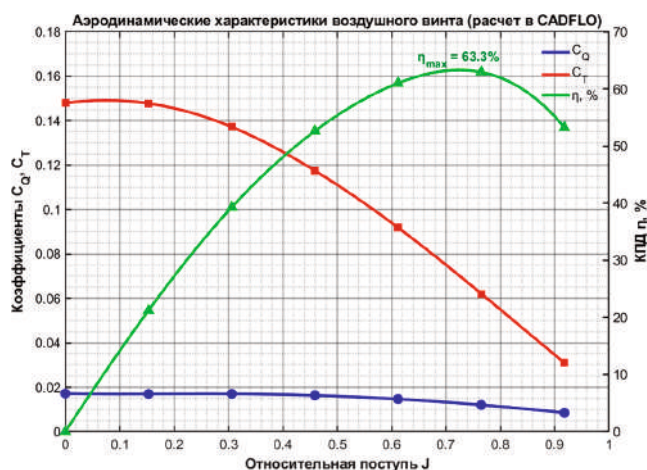


Рис. 8. Безразмерные характеристики изолированного винта: C_T , C_D и η в зависимости от относительной поступи J

вертикальное оперение, а также вращающийся воздушный винт.

Как и при расчете свободного винта, вращение моделировалось в нестационарной постановке методом скользящей сетки, рис. 9. Целью этой задачи было определить, как присутствие элементов планера изменяет интегральную осевую тягу винта. Кроме того, анализировалась структура течения около аппарата. По расчетным картинкам течения видно (рис. 10–12), что горизонтальное оперение находится в возмущенной области: на него воздействуют как спутная струя винта, так и след за крылом. Это обстоятельство может влиять не только на локальные аэродинамические нагрузки на оперении, но и на балансировку аппарата, потребные отклонения органов управления и их эффективность. В настоящей статье данный эффект рассматривается качественно, с точки зрения структуры течения; его количественная оценка применительно к характеристикам устойчивости и управляемости является предметом дальнейших исследований.

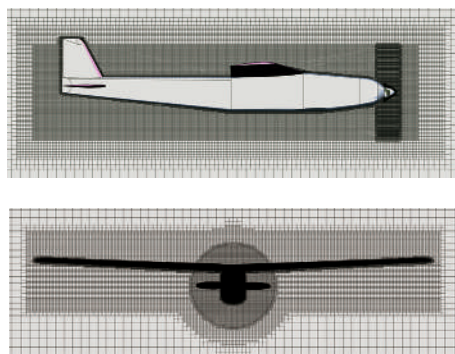


Рис. 9. CFD-сетка и расчетная модель компоновки «планер + вращающийся винт»

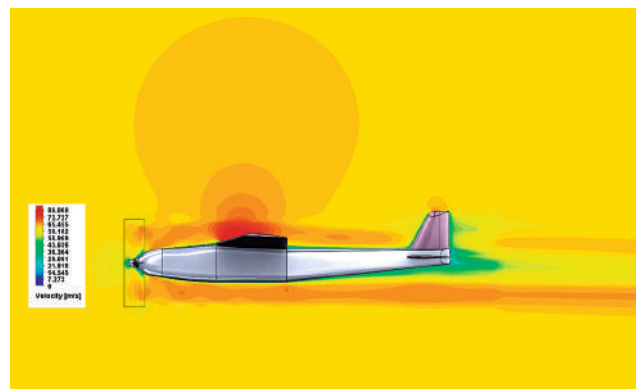


Рис. 10. Поле скорости в плоскости симметрии полной компоновки

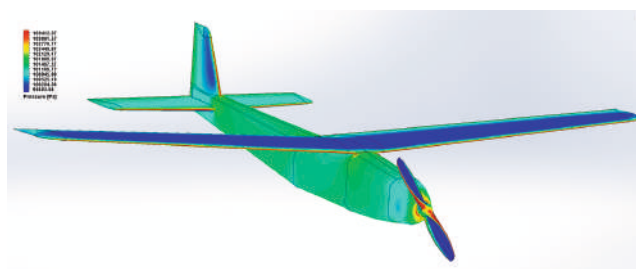
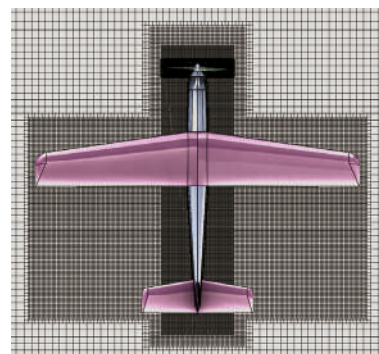


Рис. 11. Распределение давления на поверхности компоновки с вращающимся винтом

следований. Поэтому моделирование полной компоновки важно не только для оценки тяги винта, но и для физической интерпретации интерференции винта и планера.

8. Оценка аэродинамической интерференции

Эффект интерференции оценивался путем сопоставления тяги изолированного винта с тягой винта, рассчитанной в составе полной компоновки при тех же скорости полета, частоте вращения винта и параметрах набегающего потока. Относительное изменение тяги определялось по формуле



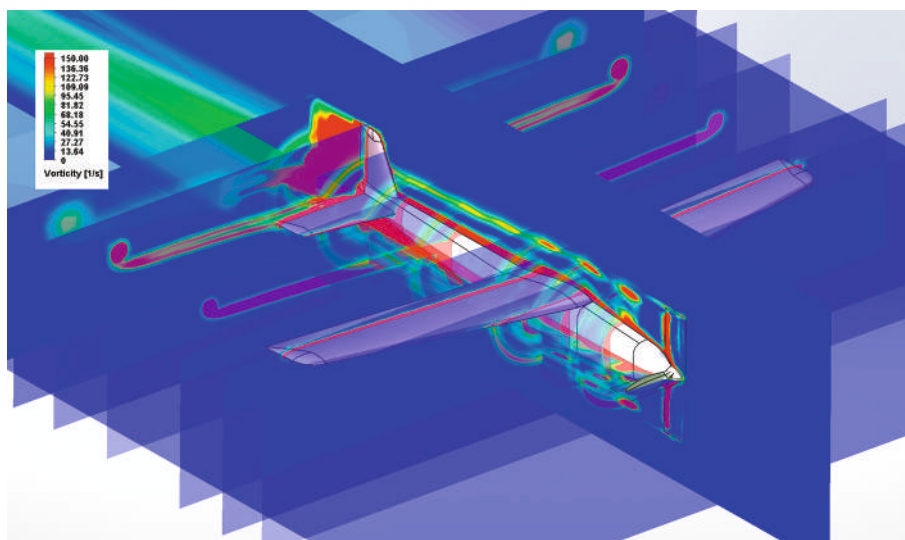


Рис. 12. Вихревая структура около компоновки с вращающимся винтом

$$\Delta P_{\text{инт}} = \frac{P_{\text{комп}} - P_{\text{св}}}{P_{\text{св}}} \cdot 100\%,$$

где $P_{\text{св}}$ — тяга изолированного винта; $P_{\text{комп}}$ — тяга винта в составе компоновки.

Для инженерного использования вводился коэффициент интерференции

$$K_{\text{инт}} = \frac{P_{\text{комп}}}{P_{\text{св}}}.$$

При $K_{\text{инт}} < 1$ установка винта на самолете приводит к уменьшению тяги относительно изолированного винта, при $K_{\text{инт}} > 1$ — к ее увеличению. В настоящем разделе описывается только способ учета интерференции, численные значения приведены в разделе, представляющем результаты.

9. Результаты

Сопоставление потребной тяги, расчетной тяги изолированного винта и тяги винта в составе полной компоновки выполнено для двух выбранных режимов горизонтального полета. Основные результаты сведены в табл. 2.

Для первого режима потребная тяга без учета балансировки составила 25,7 Н, а после учета балансировочного состояния увеличилась до 29,5 Н. Для второго режима соответствующие значения составили 46,3 и 47,6 Н. Таким образом, влияние балансировки оказалось существенно более выраженным в первом режиме: прирост потребной тяги составил 14,6 % против 2,8 % во втором режиме.

CFD-моделирование изолированного винта дало тягу $P_{\text{св}} = 30,0$ Н для первого режима и $P_{\text{св}} = 49,4$ Н для второго режима. Эти значения превышают по-

Таблица 2. Сравнение потребной и расчетной тяги винта

Параметр	Режим 1	Режим 2
Скорость полета V , м/с	46	62
Частота вращения N , об/мин	5280	6900
Потребная тяга без учета балансировки $P_{\text{потр},0}$, Н	25,7	46,3
Потребная тяга с учетом балансировки $P_{\text{потр},\text{бал}}$, Н	29,5	47,6
Увеличение потребной тяги из-за балансировки $\Delta P_{\text{бал}}$, %	14,6	2,8
Тяга изолированного винта $P_{\text{св}}$, Н	30,0	49,4
Расхождение $P_{\text{св}}$ с $P_{\text{потр},\text{бал}}$, %	+1,8	+3,8
Тяга винта в составе компоновки $P_{\text{комп}}$, Н	28,7	47,3
Эффект интерференции $\Delta P_{\text{инт}}$, %	-4,3	-4,5
Коэффициент интерференции $K_{\text{инт}}$	0,957	0,955
Итоговое расхождение $P_{\text{комп}}$ с $P_{\text{потр},\text{бал}}$, %	-2,6	-0,7

требную тягу с учетом балансировки на 1,8 и 3,8 %. После расчета полной компоновки «планер + винт» была получена меньшая осевая тяга: $P_{\text{комп}} = 28,7$ Н и $P_{\text{комп}} = 47,3$ Н. Относительное снижение тяги по сравнению с изолированным винтом составило $-4,3$ и $-4,5$ %. После учета этого эффекта итоговое расхождение с потребной тягой с учетом балансировки составило $-2,6$ % для первого режима и $-0,7$ % для второго режима.

10. Обсуждение результатов

Полученные результаты показывают, что прямое сравнение тяги изолированного винта с потребной тягой самолета не соответствует условиям реального полета. Изолированный винт работает в равномерном набегающем потоке. В летном эксперименте тот же винт находится в составе компоновки и взаимодействует с фюзеляжем и другими элементами. Поэтому расхождение между $P_{\text{св}}$ и $P_{\text{потр,бал}}$ включает не только погрешности CFD-моделирования винта, но и влияние установки винта на самолете, балансировочные потери и возможные неучтенные добавки сопротивления (выступающие элементы, узлы крепления и др.).

Наиболее заметно влияние балансировки в первом режиме. Это объясняется тем, что при меньшей скорости и меньшем скоростном напоре требуемое равновесие по моменту достигается при более существенном относительном влиянии отклонения руля высоты на аэродинамические характеристики. В результате изменение сопротивления, связанное с балансировкой, становится более заметным в сравнении с исходным и приводит к увеличению потребной тяги на 14,6 %. Во втором режиме скоростной напор больше, а балансировочная поправка относительно полной потребной тяги меньше, поэтому прирост составляет только 2,8 %. Этот результат показывает, что при восстановлении потребной тяги по летным данным нельзя ограничиваться только базовой полярой планера с нейтральным положением органов управления.

Снижение тяги установленного винта относительно тяги изолированного винта связано с изменением потока в области винта под влиянием носка фюзеляжа. В полной компоновке винт работает не в идеальном равномерном поле скоростей: перед плоскостью вращения и за ней формируется возмущенное течение, а спутная струя взаимодействует с носовой частью фюзеляжа, крылом и хвостовой частью аппарата. Это меняет распределение скоростей и давлений около лопастей, что проявляется в уменьшении осевой тяги на 4,3–4,5 %. Физически такой результат согласуется с представлением о летательном аппарате с винтомоторной силовой установкой как об интегрированной аэродинами-

ческой системе, в которой планер и винт взаимно изменяют характеристики друг друга [19, 20].

После учета балансировочных потерь и интерференции получено близкое согласование $P_{\text{комп}}$ с $P_{\text{потр,бал}}$: итоговое расхождение не превышает нескольких процентов для двух рассмотренных режимов. Это не означает полной валидации модели во всем диапазоне режимов полета, но свидетельствует о работоспособности предложенной процедуры в выбранных режимах. Важным результатом является не только уменьшение расхождения, но и физическое разделение источников этого расхождения: отдельно учитывается изменение потребной тяги из-за балансировки и отдельно — изменение располагаемой тяги из-за установки винта на самолете.

Практическим следствием является возможность введения коэффициента интерференции $K_{\text{инт}}$, который переводит расчетную тягу изолированного винта в тягу установленного винта в выбранных режимах [29]. В данном случае $K_{\text{инт}}$ составляет около 0,955, то есть установленный винт сохраняет примерно 95,5 % тяги, рассчитанной для изолированного винта. Такой коэффициент может использоваться в инженерных расчетах как поправка первого приближения, однако его применение за пределами исследованных режимов требует дополнительных расчетов или экспериментальной проверки.

Следует отметить ограничения выполненного исследования. Во-первых, рассмотрены только два режима установившегося горизонтального полета, поэтому полученные значения интерференции не следует автоматически распространять на весь диапазон скоростей (особенно взлетно-посадочных), частот вращения и углов атаки. Во-вторых, обработка телеметрии основана на квазистационарном приближении; остаточные ускорения, турбулентность атмосферы и колебания управления могут влиять на восстановленную потребную тягу. В-третьих, точность результата зависит от погрешности определения аэродинамических характеристик планера в аэродинамической трубе и от корректности переноса этих характеристик на условия натурного полета. В-четвертых, CFD-расчеты зависят от сеточного разрешения, временного шага, моделей пограничного слоя и вращающейся области. Поэтому дальнейшее развитие методики должно включать увеличение числа режимов, уточнение моделирования и сопоставление с дополнительными экспериментальными данными.

Выводы

1. Предложена методика валидации расчетной тяги воздушного винта МБЛА по данным летных испытаний, учитывающая не только тягу изоли-

рованного винта, но и балансировочное состояние аппарата и работу винта в составе компоновки. Методика объединяет телеметрию летных испытаний, использование аэродинамических характеристик планера, расчет потребной тяги по условиям продольного равновесия и CFD-моделирование в программном комплексе CADCFO.

2. Для двух выбранных режимов горизонтального полета учет балансировочных потерь увеличил потребную тягу на 14,6 % и 2,8 %. Это подтверждает необходимость использования аэродинамических характеристик, соответствующих фактическим отклонениям органов управления. CFD-моделирование полной компоновки «планер + винт» показало снижение тяги установленного

винта относительно тяги изолированного винта на 4,3–4,5%. Полученный эффект характеризует влияние интерференции винта и планера в выбранных режимах. После учета балансировки и интерференции итоговое расхождение расчетной тяги с потребной тягой составило –2,6 % для первого режима и –0,7 % для второго режима. Такое согласование свидетельствует о работоспособности предложенной процедуры для рассмотренных участков полета.

3. Для инженерных оценок может быть использован коэффициент интерференции $K_{\text{инт}} = P_{\text{компл}}/P_{\text{св}}$, определяемый по CFD-моделированию полной компоновки. В рассматриваемых режимах его значение составило около 0,955.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

1. Simmons BM, Gresham JL, Woolsey CA. Aero-propulsive modeling for propeller aircraft using flight data. *Journal of Aircraft*. 2023;60(1):81–96. DOI: 10.2514/1.C036773
2. Shen J, Su Y, Liang Q, et al. Calculation and Identification of the Aerodynamic Parameters for Small-Scaled Fixed-Wing UAVs. *Sensors*. 2018;18(1):206. DOI: 10.3390/s18010206
3. Löw-Hansen B, Hann R, Gryte K, et al. Modeling and identification of a small fixed-wing UAV using estimated aerodynamic angles. *CEAS Aeronautical Journal*. 2025;16:501–523. DOI: 10.1007/s13272-025-00816-3
4. Borup KT, Fossen TI, Johansen TA. A Machine Learning Approach for Estimating Air Data Parameters of Small Fixed-Wing UAVs Using Distributed Pressure Sensors. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2020;56(3):2157–2173. DOI: 10.1109/TAES.2019.2945383
5. Wood K, Araujo-Estrada S, Richardson T, et al. Distributed pressure sensing-based flight control for small fixed-wing unmanned aerial systems. *Journal of Aircraft*. 2019;56(1). DOI: 10.2514/1.C035416
6. Бобков А.В., Миташова Т.А. Эволюция понятия «малоразмерный» летательный аппарат самолетного типа и особенности формирования его облика // Сибирский аэрокосмический журнал. 2026. Т. 27. № 1. С. 96–107. DOI: 10.31772/2712-8970-2026-27-1-96-107
Bobkov AV, Mitashova TA. The evolution of the concept of a “small” aircraft and the development of its design. *Siberian Aerospace Journal*. 2026;27(1):96–107. (In Russ.).
7. Mueller TJ. *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*. Reston, VA: AIAA; 2001. 586 p.
8. Gross A, Fasel HF. Active Control of Laminar Separation: Simulations, Wind Tunnel, and Free-Flight Experiments. *Aerospace*. 2018;5(4):114. DOI: 10.3390/aerospace5040114
9. Brunelli C, Avirovic M, Janssens B, et al. Prediction of Laminar Separation Bubble on Airfoils at Low Reynolds Number. *Flow, Turbulence and Combustion*. 2026;116:27. DOI: 10.1007/s10494-025-00727-7
10. Воронич И.В., Колчев С.А., Панчук Д.В. и др. Об особенностях аэродинамики малоразмерного летательного аппарата нормальной схемы // Труды МАИ. 2019. № 109. DOI: 10.34759/trd-2019-109-8
Voronich IV, Kolchev SA, Panchuk DV, et al. On aerodynamics specifics of a small-sized aircraft of normal configuration. *Trudy MAI*. 2019(109). (In Russ.).
11. Обуховский А.Д. Аэродинамика воздушного винта: Учебное пособие. 2-е изд. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016. 80 с. Obukhovskii AD. *Aerodynamics of a propeller*. 2nd ed. Novosibirsk: NGTU; 2016. 80 p. (In Russ.).
12. Остроухов С.П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. 328 с. Ostroukhov SP. *Aerodynamics of propellers and screw-ring propellers*. Moscow: FIZMATLIT; 2014. 328 p. (In Russ.).
13. Зиненков Ю.В., Федотов М.М., Разносчиков В.В. и др. Подход к математическому моделированию воздушного винта самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 140–149. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177615>

- Zinenkov YuV, Fedotov MM, Raznoschikov VV, et al. An approach to the aircraft propeller mathematical modeling. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(4):140–149. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=177615>
14. Brandt JB, Selig MS. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting (January 4-7, 2011; Orlando, FL)*. 2011. AIAA 2011-1255. DOI: 10.2514/6.2011-1255
15. Deters RW, Ananda GK, Selig MS. Reynolds number effects on the performance of small-scale propellers. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference (June 16-20, 2014; Atlanta, Georgia, USA)*. DOI: 10.2514/6.2014-2151
16. MacNeill R, Verstraete D. Blade element momentum theory extended to model low Reynolds number propeller performance. *The Aeronautical Journal*. 2017;121(1240):835–857. DOI: 10.1017/aer.2017.32
17. Kutty HA, Rajendran P. 3D CFD Simulation and Experimental Validation of Small APC Slow Flyer Propeller Blade. *Aerospace*. 2017;4(1):10. DOI: 10.3390/aerospace4010010
18. Pérez Gordillo AM, Escobar JA, Lopez Mejia OD. Influence of the Reynolds Number on the Aerodynamic Performance of a Small Rotor. *Aerospace*. 2023;10(2):130. DOI: 10.3390/aerospace10020130
19. Губский В.В. Интерференция воздушных винтов с элементами планера и механизацией крыла легкого транспортного самолета на режимах взлета и посадки: Дисс. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2017. 150 с. (In Russ.).
Gubsky VV. *Interference of propellers with airframe elements and wing high-lift devices of a light transport aircraft at takeoff and landing regimes*. PhD thesis. Zhukovsky: TSAGI; 2017. 24 p. (In Russ.).
20. Михайлов Ю.С. Анализ взаимодействия воздушных винтов с планером легкого транспортного самолета // Научный вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24. № 5. С. 76–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-76-88
Mikhailov YuS. Analysis of the propellers-airframe interaction of the light transport aircraft. *Civil Aviation High Technologies*. 2021;24(5):76-88. (In Russ.).
21. Алесин В.С., Губский В.В., Павленко О.В. Влияние интерференции фюзеляжа и кольца на максимальную тягу воздушного толкающего винтокольцевого движителя // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 7-18. DOI: 10.34759/vst-2020-1-7-18
Alesin VS, Gubsky VV, Pavlenko OV. Fuselage and duct interference effect on maximum thrust of the air pushing propeller-duct thruster. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(1):7-18. (In Russ.).
22. Виноградов О.Н., Корнушенко А.В., Павленко О.В. и др. Особенности интерференции воздушного винта и крыла сверхбольшого удлинения в неоднородном потоке // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 7-19. DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19
Vinogradov ON, Kornushenko AV, Pavlenko OV, et al. Specifics of propeller and super-high aspect ratio wing interference in non-uniform flow. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(2):7-19. (In Russ.).
23. Ananda GK, Deters RW, Selig MS. Propeller induced flow effects on wings at low Reynolds numbers. *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference (June 24-27, 2013; San Diego, CA)*. AIAA 2013-3193. DOI: 10.2514/6.2013-3193
24. Aref P, Ghoreyshi M, Jirasek A, et al. Computational Study of Propeller-Wing Aerodynamic Interaction. *Aerospace*. 2018;5(3):79. DOI: 10.3390/aerospace5030079
25. Sinnige T, van Arnhem N, Stokkermans TCA, et al. Wingtip-Mounted Propellers: Aerodynamic Analysis of Interaction Effects and Comparison with Conventional Layout. *Journal of Aircraft*. 2019;56(1):295–312. DOI: 10.2514/1.C034978
26. Schollenberger M, Kirsch B, Lutz T, et al. Aerodynamic interactions between distributed propellers and the wing of an electric commuter aircraft at cruise conditions. *CEAS Aeronautical Journal*. 2024; 5(5):255–267. DOI: 10.1007/s13272-023-00706-6
27. Вершков В.А., Дергунов И.М. Моделирование аэродинамики летательных аппаратов и их элементов в программном комплексе CADFlo: Учебное пособие. СПб.: Scientia, 2026. 302 с.
Vershkov VA, Dergunov IM. *Modeling the aerodynamics of aircraft and their elements in the CADFlo software package*. St. Petersburg: Scientia; 2026. 302 p. (In Russ.).
28. CADFlo NX. Руководство пользователя. Версия 2209. 2022. URL: <https://cadflo.ru/manual/mgchelp.htm>
CADFlo NX User Manual. Version 2209. 2022. (In Russ.).
29. Зиненков Ю.В., Федотов М.М., Разносчиков В.В. и др. Особенности расчета тяги винтовой силовой установки самолета по аэродинамическим характеристикам воздушного винта // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 105–113.
Zinenkov YuV, Fedotov MM, Raznoschikov VV, et al. Specifics of Aircraft Screw Propulsion Unit Thrust Computing by the Airscrew Aerodynamic Characteristics. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1):105-113. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 15.05.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 25.05.2026
Принята к публикации / Accepted 02.06.2026