

Энергетика и электротехника

УДК 629.7.035

Разработка и валидация численной газодинамической модели винтокольцевого движителя для низкоскоростного летательного аппарата

О.В. Маракуева¹, К.С. Федечкин², В.Н. Салатов¹

¹ ООО «Астроно»

² ОКБ им. А.М. Люльки

Development and validation of a CFD model of a ducted fan for a low speed aircraft

O.V. Marakueva¹, K.S. Fedechkin², V.N. Salatov¹

¹ Astrono LLC

² Lyulka Design Bureau

Разработана CFD-модель винтокольцевого движителя, предназначенного для создания тяги малоразмерного конвертоплана. Винтокольцевой движитель представляет собой 10-лопастный вентилятор с девятью спрямляющими аппаратами, расположенный в профилированном кольце. Проведено расчетное исследование с применением программного комплекса Numeca Fine/Turbo. Проанализировано влияние подходов к моделированию (URANS, RANS с различными ротор-статор интерфейсами) и моделей турбулентности (Spalart — Allmaras, $k-\omega$ SST Menter, SSC-EARSM) при угле атаки $\alpha = 45^\circ$, относительной частоте вращения вентилятора $n = 0,85$ и относительной скорости набегающего потока $J = 0,48$. Показано, что для увеличения точности прогнозирования при больших углах атаки следует применять мелкие сетки, нестационарные подходы и модели турбулентности более высокого уровня. Результаты расчета CFD-модели хорошо согласуются с данными стендовых испытаний по тяговой характеристике в рассмотренном диапазоне частоты вращения вентилятора. Также валидация численных результатов проведена по аэродинамическим коэффициентам C_x и C_y , полученным при продувке в аэродинамической трубе для относительной частоты вращения вентилятора $n = 0,85, 0,64$ и $0,43$, относительной скорости набегающего потока $J = 0,09...0,72$ и угла атаки $\alpha = 0...90^\circ$. Получено качественное согласование данных для всех режимов. Отмечено количественное рассогласование результатов на низкоскоростных режимах с низкими числами Рейнольдса.

EDN: AIMRAH, <https://elibrary/aimrah>

Ключевые слова: винтокольцевой движитель, режим конвертации, валидация, численное моделирование, CFD-модель, аэродинамическая труба

The paper describes the development and validation of a CFD model of a ducted fan intended for use in a small-sized tiltrotor eVTOL. The ducted fan includes the duct with an airfoil section, the fan with 10 blades and 9 guide vanes. The computational study was carried out using the commercial software *Numeca Fine/Turbo*. The impact of modeling approaches (URANS, RANS with different types of rotor-stator interface) and turbulence models (Spalart — Allmaras, $k-\omega$ SST Menter, SSC-EARSM) was analyzed at the angle of attack $\alpha = 45^\circ$, rotational speed $n = 0.85$ and advance ratio $J = 0.48$. It was shown that fine meshes, unsteady approaches and advanced turbulence models should be used to improve the accuracy of computational predictions at high angles of attack. The numerical thrust agrees well with the bench tests data in a range of the fan rotational speeds. The numerical data was compared with aerodynamic coefficients C_x , C_y obtained in the wind tunnel tests at the fan rotational speeds $n = 0.85, 0.64, 0.43$ in a range of advance ratio $J = 0.09 \dots 0.72$ and angles of attack $\alpha = 0 \dots 90^\circ$. An acceptable agreement between the numerical and wind tunnel data is observed at all modes. The error augmentation is noticed at the modes with the low Reynolds numbers.

EDN: AIMRAH, <https://elibrary/aimrah>

Keywords: ducted fan, tiltrotor, validation, computational fluid dynamics, CFD model, wind tunnel

Винтокольцевой движитель (ВКД) представляет собой винт или вентилятор, расположенный в профилированном кольце. Добавление кольца позволяет увеличить эффективность движителя в режиме висения и при небольшой скорости полета за счет создания дополнительной тяги с помощью профилированной формы кольца, уменьшения потерь от перетекания воздуха на концах лопастей и сжатия струи на выходе, что снижает уровень шума ВКД и повышает безопасность его эксплуатации.

Начиная с 1930-х годов, проведено большое количество экспериментальных [1–4] и теоретических исследований ВКД, посвященных сравнению эффективности ВКД и открытого ротора, а также влиянию на характеристики ВКД геометрических параметров кольца и лопастей, кривой обдувки, радиального зазора и пр. В авиации на некоторых вертолетах ВКД задействован в виде встроенного в киль винта (фенестрона) для рулевого управления, но массового применения не нашел. В корабельной отрасли кольцевые насадки используются для гребных винтов, ВКД применяется на судах с воздушной подушкой [4].

В XXI веке возобновился интерес к ВКД [5–17] из-за активной разработки летальных аппаратов VTOL. В последнее десятилетие в мире проводится много работ по созданию VTOL с электрической силовой установкой (eVTOL) для грузо- и пассажироперевозок (аэротакси) в городской среде и пригороде. Для летательного аппарата такого типа ВКД является перспективным вариантом в силу указанных досто-

инств: безопасности, сниженному уровню шума и возможности достижения той же тяги при меньших габаритах. Но в современных работах ВКД имеют меньшие характерные размеры, числа Маха и Рейнольдса [3], что не позволяет в полной мере использовать результаты исследований прошлых лет.

При работе ВКД с большим углом атаки (боковой ветер или режим конвертации) на кольце может возникать сильный отрыв, приводящий к неравномерности на входе в винт, резкому изменению тяги и сильному дестабилизирующему моменту [6–11]. В таких условиях параметры ВКД можно оценить экспериментально в аэродинамической трубе (АДТ) или с помощью численных методов CFD (Computational Fluid Dynamics).

Метод CFD широко применяют для аэродинамического моделирования ВКД при исследовании режимов с нулевым углом атаки и висения [18–23]. Часто используют упрощенные модели без явного моделирования лопастей [10, 24–26]. Но на режимах с большим углом атаки течение носит комплексный нестационарный характер, существенную роль играют турбулентные эффекты при внешнем обтекании кольца и взаимодействие лопаток вентилятора с возникающей входной неравномерностью и лопатками статора при их наличии.

Результаты моделирования работы ВКД при больших значениях угла атаки α , полученные с помощью стационарных подходов RANS (Reynolds-Averaged Navier–Stokes) при учете обтекания лопаток приведены в работах [8, 27].

В первой из них валидация модели выполнена для угла атаки $\alpha = -30...30^\circ$, во второй для $\alpha = 50^\circ$.

В публикациях [28–30] использованы нестационарные подходы URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier–Stokes), где сравнение с экспериментальными данными выполнено при $\alpha = 0, 20$ и 50° [28] и $\alpha = 20...30^\circ$ [29], а также в режиме висения [30], но с дополнительным сравнением с данными, полученными с помощью вихреразрешающего подхода DDES при разных скоростях бокового ветра.

Цель исследования — разработка CFD-модели ВКД, предназначенного для создания тяги малоразмерного конвертоплана.

Исследовано влияние настроек численной модели на характеристики ВКД. Проведено моделирование при различных значениях частоты вращения вентилятора и скорости набегающего потока в диапазоне угла атаки $\alpha = 0...90^\circ$. Выполнено сравнение результатов моделирования с данными, полученными при стендовых испытаниях ВКД и в АДТ.

Объект исследования. Рассматриваемый ВКД, предназначенный для малоразмерного конвертоплана, разработан в масштабе 1:3 и включал в себя 10-лопастный вентилятор с девятью спрямляющими аппаратами, расположенный в профилированном кольце и приводимый в движение электродвигателем. Основными достоинствами вентилятора являются высокие удельные параметры (отношение тяги к подводимой мощности), компактность и низкая окружная скорость конца лопатки $V_{tip} = 100$ м/с.

Для проверки обеспечения проектных характеристик ВКД в земных условиях и предва-

рительной отработки критических режимов программы испытаний в АДТ разработан, изготовлен и введен в эксплуатацию автономный стенд с целью получения тяговых характеристик ВКД (рис. 1, а). Измерение тяги T проведено тарированным измерителем.

Для определения параметров ВКД на различных режимах полета летательного аппарата (висение, прямой горизонтальный полет, конвертация) выполняли продувки в АДТ с варьированием скорости набегающего потока V , угла атаки α и частоты вращения вентилятора n . Рассматривали пару ВКД, закрепленных на специальной раме (рис. 1, б).

В качестве АДТ выступала труба Т-103 замкнутого типа с открытой рабочей частью длиной 3,8 м. Форма выходного сечения сопла — эллипс с горизонтальной осью 4 м и вертикальной осью 2,33 м. Поток в АДТ создает 10-лопастный вентилятор, скорость может плавно меняться в диапазоне 10...100 м/с. Среднее значение начальной турбулентности потока — 0,3 %. Основное оборудование — шестикомпонентные весы АВ-103. При стандартном трубном положении модели на ленточной подвеске весов обеспечивается диапазон угла атаки $\alpha = -16...56^\circ$ и угол скольжения $\pm 20^\circ$.

Рассмотрена работа ВКД при относительной частоте вращения вентилятора $n = 0,43...1,04$, соответствующей числу Маха на конце лопасти вентилятора $M_{tip} = 0,12...0,30$, и относительной скорости набегающего потока $J = 0,09...0,72$, соответствующей числу Рейнольдса $Re = (140...1150) \cdot 10^3$.

Относительная скорость набегающего потока и число Рейнольдса определяются выражениями



а



б

Рис. 1. Внешний вид имитатора ВКД на стенде (а) и пары ВКД, установленных на специальной раме в АДТ (б)

$$J = V/(\omega R_b) \text{ и } Re = \frac{\rho V D_b}{\mu},$$

где ω — угловая скорость вентилятора, рад/с; R_b и D_b — радиус и диаметр конца лопасти вентилятора, м; ρ — плотность воздуха, кг/м³; μ — динамическая вязкость воздуха, Па·с.

Для исследования угла атаки в диапазоне $\alpha = 0...90^\circ$ раму с ВКД располагали в двух положениях: с углом установки 0° и 45° . На всех режимах измеряли составляющие аэродинамической силы и вычисляли аэродинамические коэффициенты по следующим выражениям:

$$C_x = \frac{F_x}{\rho \frac{(\omega R_b)^2}{2} S_b}; \quad C_y = \frac{F_y}{\rho \frac{(\omega R_b)^2}{2} S_b},$$

где F_x и F_y — сила лобового сопротивления и подъемная сила в скоростной системе координат, Н; S_b — площадь, ометаемая вентилятором, м², $S_b = \pi R_b^2$.

Расчетная модель. Расчетная область представляла собой цилиндр, внутри которого расположен ВКД. Расстояние от обтекателя до передней стенки цилиндра составляло $2D_b$, от обтекателя до задней стенки — $5,5D_b$, а от оси вентилятора до боковой стенки — $4,5D_b$. При моделировании статических условий работы ВКД принято допущение о периодичности течения, вследствие чего использована секторная постановка, в которой учитывались сектор кольца, одна лопасть вентилятора и спрямляющего аппарата с применением периодических граничных условий. При ненулевом угле атаки такое допущение неприменимо, поэтому моделирование ВКД выполнено в постановке 360° . В программном комплексе Numeca AutoGrid5 v. 17.1

построена блочно-структурированная гексагональная сетка (рис. 2) с учетом кольца, центрального тела и всех лопастей ВКД, а также радиального зазора между вентилятором и кольцом. Лопатки вентилятора расположены в выделенной вращающейся области, а вся внешняя область и спрямляющий аппарат — в стационарной. Для более точного моделирования пристеночной области на твердых стенках параметр y^+ удовлетворял условию $y^+ < 2$. Финальный размер сетки составил 54 млн узлов.

Для создания CFD-модели ВКД применен коммерческий программный комплекс Numeca Fine/Turbo v. 17.1 для сжимаемых течений. Система уравнений RANS решена методом контрольных объемов в стационарной постановке с помощью центрально-разностной схемы, явного интегрирования по времени и предобуславливателя Merkle для низкоскоростных течений. Для замыкания системы уравнений использована модель турбулентности Spalart — Allmaras (SA), параметры воздуха описаны уравнением состояния совершенного газа. На границах расчетной области принято условие дальнего поля с указанием статических давления и температуры, компонент скорости. Твердые стенки — адиабатные. Для передачи данных между стационарной и вращающейся областями на входе в вентилятор применен интерфейс Frozen Rotor (FR), а между венцами — Non-Reflecting Mixing Plane (NR).

Результаты сравнения проектной тяговой характеристики ВКД и характеристик, полученных путем CFD-расчета и испытаний четырех экземпляров ВКД на автономном стенде, приведены на рис. 3, где T — тяга, отнесенная к проектному значению. Видно, что разработанная CFD-модель позволяет с достаточной точ-

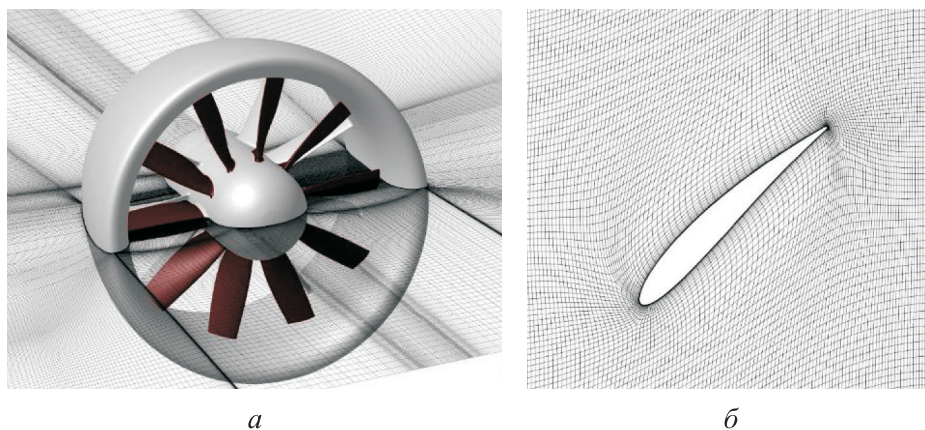


Рис. 2. Расчетная сетка во внешней области (а) и в вентиляторе (б)

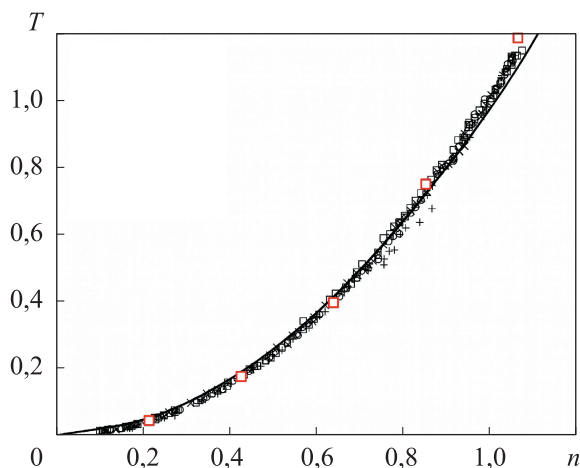


Рис. 3. Тяговые характеристики ВКД:
— и $\square$ — результаты проектирования и расчета по CFD-модели; $\square$, $\circ$, $+$ и $\times$ — данные испытаний четырех ВКД на автономном стенде

ностью предсказать характеристики ВКД в статических условиях работы во всем диапазоне относительной частоты вращения n .

Моделирование работы ВКД в полетных условиях при ненулевых углах атаки усложнено появлением отрывных эффектов на кольце и нерасчетным обтеканием лопастей. В этом случае на результаты расчета значительно влияют модель турбулентности, уровень детализации сетки, граничные условия, применяемые для связки вращающихся и стационарных областей, и учет нестационарных эффектов.

Результаты исследования влияния конфигурации численной модели на аэродинамические коэффициенты C_x и C_y при относительной частоте вращения $n = 0,85$, относительной скорости набегающего потока $J = 0,48$ и угле атаки $\alpha = 45^\circ$ приведены в таблице. Для получения сет-

ки coarse (грубой) в базовой сетке fine количество узлов во внешней области и на кольце уменьшено до 28 млн узлов. Дополнительно рассмотрены модели турбулентности $k-\omega$ SST Menter и нелинейная модель — явная алгебраическая модель рейнольдсовых напряжений с поправкой для более точного описания отрывных течений SSC-EARSM. В нестационарной постановке URANS шаг по времени соответствовал повороту лопасти на $1,2^\circ$, использовались скользящие сетки.

Анализ полученных результатов (см. таблицу) показывает, что при большом угле атаки решение очень чувствительно ко всем рассмотренным факторам: влияние модели турбулентности и уровня детализации сетки составляет 5...7 %, учет нестационарных эффектов приводит к увеличению коэффициента C_x почти на 9 %.

Также следует отметить существенную зависимость моделирования от типа интерфейса ротор–статор. Результаты сравнения картин течения потока на развертке сечения цилиндра (на 50 % D_b) в вентиляторе для стационарной постановки RANS с различными интерфейсами ротор–статор и нестационарной постановки URANS (с мгновенным и усредненным во времени решениями) приведены на рис. 4. Использование интерфейса FR приводит к возникновению более обширных отрывов в спрямляющем аппарате, чем в мгновенном решении URANS. Применение интерфейса NR, наоборот, не предсказывает отрывов.

Таким образом, для повышения точности моделирования характеристик ВКД CFD-модель должна базироваться на мелких сетках,

Результаты исследования влияния конфигурации численной модели на аэродинамические коэффициенты при $n = 0,85$, $J = 0,48$ и $\alpha = 45^\circ$

Подход к моделированию	Модель турбулентности	Сетка	Ротор–статор интерфейс	C_x	C_y
RANS	SA	Coarse	FR + NR	0,169	0,479
	SST			0,169	0,462
	SSC-EARSM			0,178	0,482
	SA	Fine		0,181	0,477
	SST			0,180	0,493
	SSC-EARSM			0,187	0,504
			0,195	0,508	
URANS	SST	Coarse	Sliding Mesh	0,194	0,486
Эксперимент				0,230	0,518

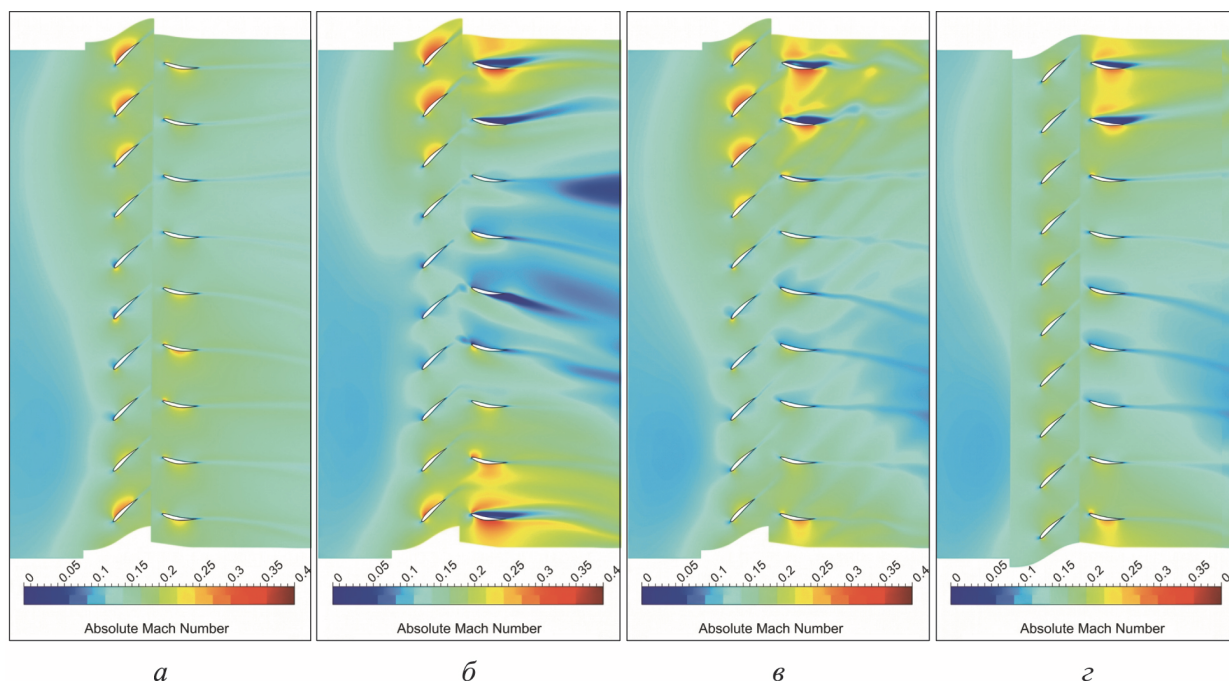


Рис. 4. Картины течения на развертке цилиндрического сечения в вентиляторе при расчете с моделью турбулентности SST, параметрами $n = 0,85$, $J = 0,48$, $\alpha = 45^\circ$ и различными подходами к моделированию:
 а — RANS, FR + NR; б — RANS, FR + FR; в — URANS, мгновенное во времени решение;
 з — URANS, усредненное во времени решение

учитывать нестационарный характер возникающих эффектов и использовать модели турбулентности более высокого уровня. Для анализа в широком диапазоне изменения параметров применение такой CFD-модели затруднительно, так как она потребует больших временных затрат и численных ресурсов.

Для дальнейшего анализа выбраны следующие настройки модели: сетка — fine, RANS постановка с замыканием моделью турбулентности SA (ввиду большей устойчивости при возникновении отрывов на больших углах атаки), интерфейс FR на входе ВКД для передачи входной неравномерности и интерфейс NR между венцами.

Валидация CFD-модели по результатам продувок в АДТ. Результаты сравнения данных, полученных путем CFD-расчета и экспериментальных продувок в АДТ, приведенных для одного ВКД без учета сил, возникающих на силовой раме и электрических коммуникациях, при различных значениях относительных параметров n и J приведены на рис. 5. В эксперименте с увеличением относительной скорости набегающего потока J возникает разрыв характеристик C_y при угле атаки $\alpha = 45^\circ$, где происходит смена угла установки движителей в АДТ. При $J = 0,48$ раз-

рыв увеличивается с возрастанием относительной частоты вращения вентилятора n . С повышением J наблюдается увеличение коэффициентов C_x и C_y , уменьшаются критический угол атаки и угол, при котором сопротивление ВКД эквивалентно создаваемой тяге ($C_x = 0$). При максимальной относительной скорости набегающего потока $J = 0,72$ во всем диапазоне угла атаки сопротивление больше тяги (положительное значение C_x), при минимальной $J = 0,09$ — тяга преобладает до угла атаки $\alpha \approx 80^\circ$.

При $n = 0,85$ с $J = 0,24$ и $n = 0,64$ с $J = 0,32$ наблюдается рассогласование экспериментального и численного значений критического угла атаки. Прослеживается тенденция к увеличению различия по C_y на низких J с уменьшением относительной частоты вращения вентилятора, т. е. со снижением сжимаемости воздуха и числа Рейнольдса: при $n = 0,43$ и $J = 0,14$ число Маха набегающего потока $M = 0,015$, $M_{tip} = 0,12$ и $Re = 140 \cdot 10^3$. Использование CFD-решателя для несжимаемого течения и подключение моделей турбулентности с ламинарно-турбулентным переходом может повысить точность результатов на таких режимах. Наиболее важной для дальнейших исследований является близкая к проектной частота вращения вентилятора $n = 0,85$, на которой

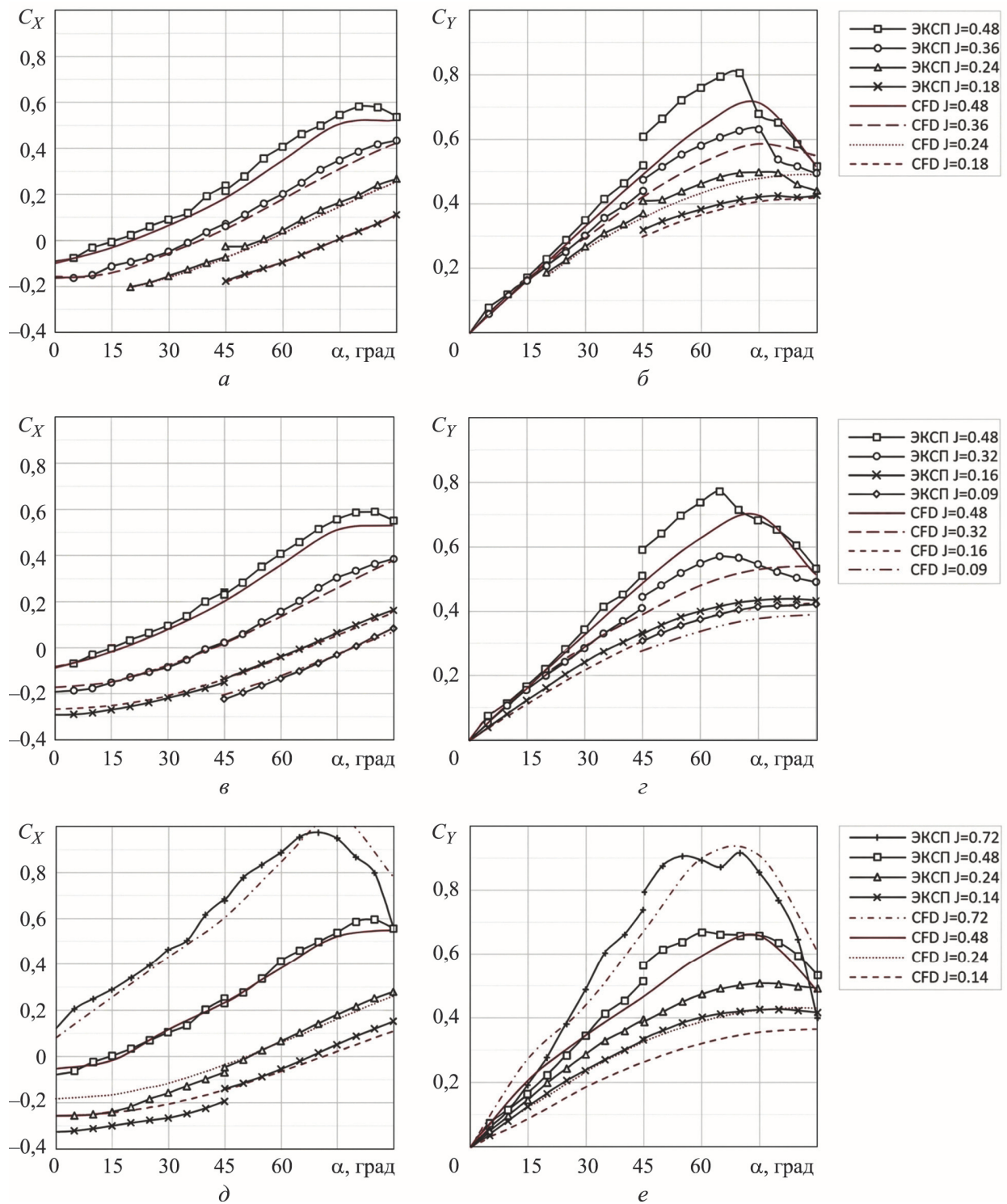


Рис. 5. Зависимости аэродинамических коэффициентов C_x (а, в, д) и C_y (б, г, е), полученные путем CFD-расчета и экспериментальных продувок в АДТ, от угла атаки α при относительной частоте вращения вентилятора $n = 0,85$ (а, б), $0,64$ (в, г) и $0,43$ (д, е) и различных значениях относительной скорости потока J

наблюдается качественное согласование численных и экспериментальных данных при всех значениях относительной скорости набегающего потока.

Распределение числа Маха перед вентилятором, в сечении XU и на развортке цилиндрического сечения ($50\% D_v$) при $n = 0,85$, угле атаки $\alpha = 45$ и 75° и относительной скорости

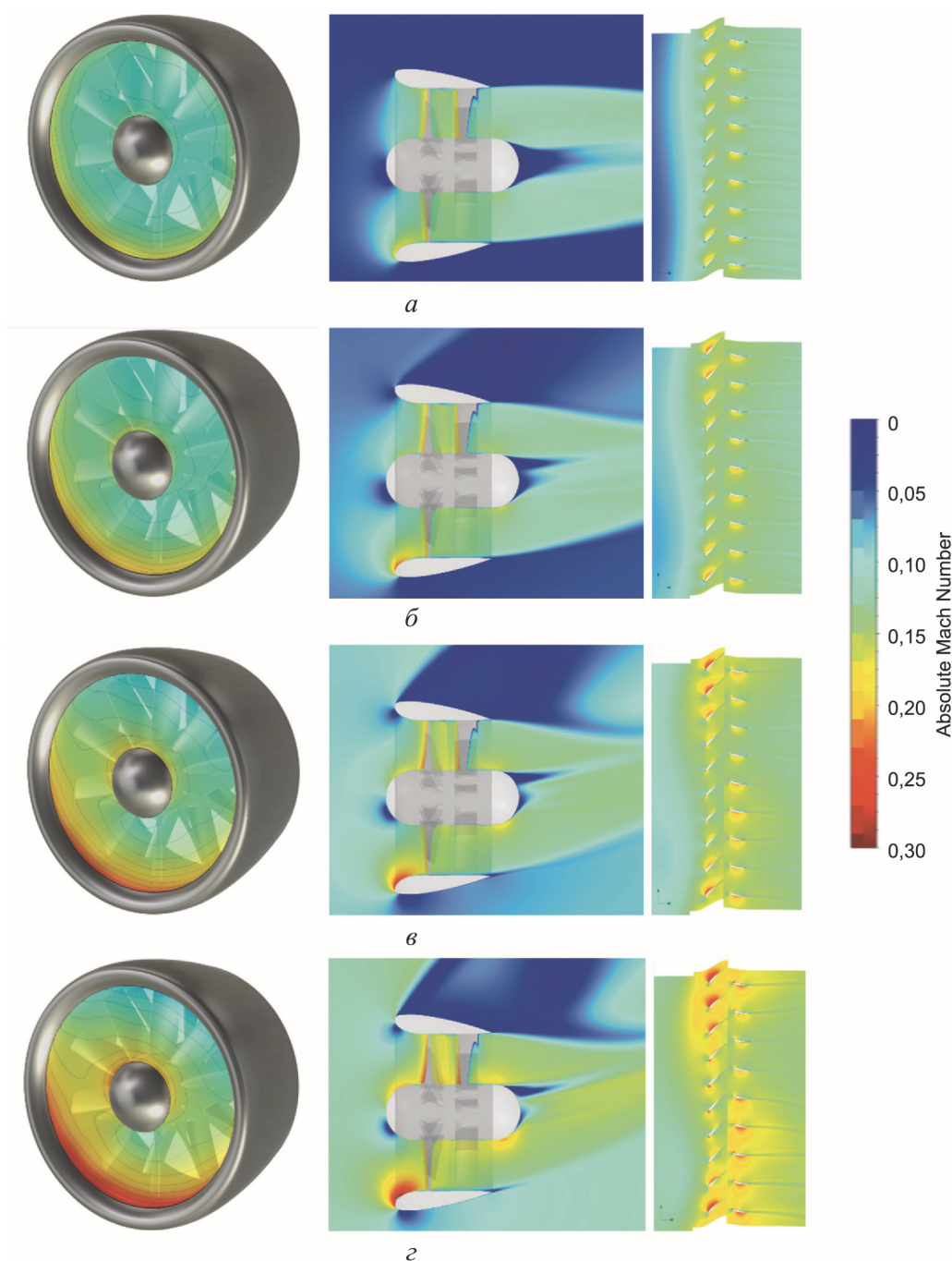


Рис. 6. Распределение числа Маха на входе в вентилятор, в сечении XY и на развертке цилиндрического сечения при относительной частоте вращения $n = 0,85$, угле атаки $\alpha = 45^\circ$ и относительной скорости набегающего потока $J = 0,18$ (а), 0,24 (б), 0,36 (в) и 0,48 (г)

набегающего потока $J = 0,18; 0,24; 0,36$ и $0,48$ показано на рис. 6 и 7. Видно, что с ростом угла атаки точка разделения потока на профиле кольца смещается в сторону задней кромки вдоль внешней поверхности на наветренной стороне и вдоль внутренней поверхности на подветренной стороне. На передней кромке кольца с наветренной стороны происходит

ускорение потока, скорость значительно выше, чем с подветренной стороны перед вентилятором. В результате меняются характеристики кольца, возникает существенный момент тангажа, поток на входе в вентилятор становится неравномерным, и лопасти работают с разными углами натекания по окружности. С ростом величин J и α повышаются неравномерность поля

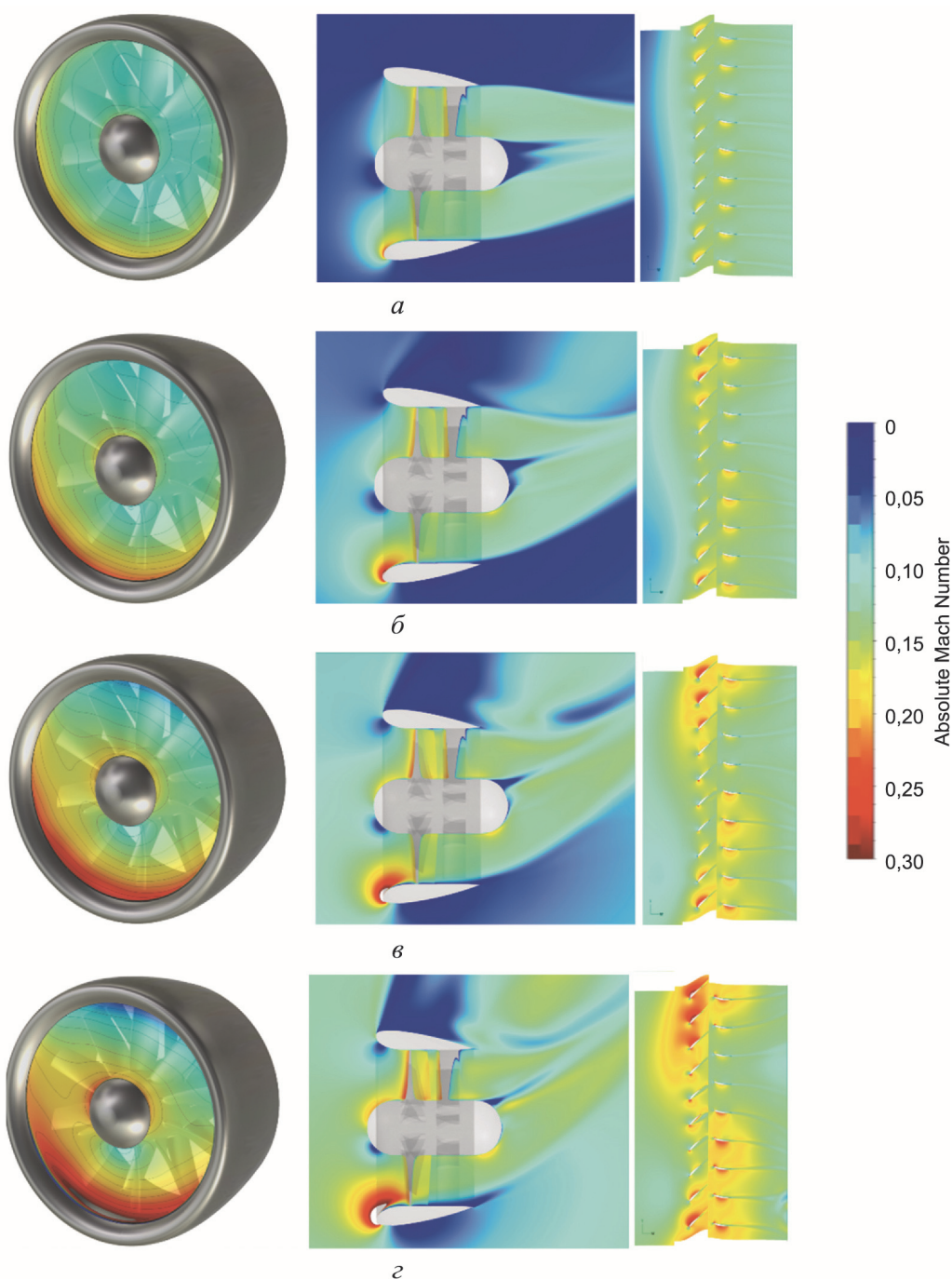


Рис. 7. Распределение числа Маха на входе в вентилятор, в сечении XY и на развертке цилиндрического сечения при относительной частоте вращения $n = 0,85$, угле атаки $\alpha = 75^\circ$ и относительной скорости набегающего потока $J = 0,18$ (а), $0,24$ (б), $0,36$ (в) и $0,48$ (г)

и вероятность возникновения отрыва на кромке с наветренной стороны, увеличиваются поджатие струи и ее отклонение от оси.

Выводы

1. Разработана численная газодинамическая модель ВКД, предназначенного для создания

тяги малоразмерного конвертоплана. Показано, что на режимах с ненулевым углом атаки из-за появления отрывных эффектов на кольце результаты расчета зависят от уровня детализации сетки, модели турбулентности, учета нестационарных эффектов и подхода к связке вращающихся и стационарных областей.

2. Параметры окончательного варианта модели выбраны на основании точности прогнозирования характеристик, устойчивости на режимах с большим углом атаки и экономичности модели с точки зрения вычислительных и временных ресурсов: стационарный RANS-подход с замыканием моделью турбулентности SA, интерфейс FR на входе в ВКД для передачи входной неравномерности и интерфейс NR между венцами.

3. Результаты численной модели количественно и качественно согласуются с данными стендовых испытаний по тяговой характери-

стике. Проведено сравнение коэффициентов аэродинамической силы, действующей на ВКД, полученных путем расчета по CFD-модели и испытаний в АДТ, при относительной частоте вращения вентилятора $n = 0,85, 0,64$ и $0,43$, относительной скорости набегающего потока $J = 0,09 \dots 0,72$ и угле атаки $\alpha = 0 \dots 90^\circ$. Для целей дальнейшего исследования численная модель обеспечивает удовлетворительную точность с учетом ее экономичности, качественно воспроизводит экспериментальные данные на близкой к проектной частоте вращения $n = 0,85$.

Литература

- [1] Sacks A.H., Burnell J.A. Ducted propellers — a critical review of the state of the art. *Prog. Aerosp. Sci.*, 1962, vol. 3, pp. 85–135, doi: [https://doi.org/10.1016/0376-0421\(62\)90017-9](https://doi.org/10.1016/0376-0421(62)90017-9)
- [2] Pereira J.L. *Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design*. PhD thesis. University of Maryland, 2008. URL: http://4wings.com/lib/files/shrouded_rotor.pdf (дата обращения: 15.02.2026).
- [3] Zhang T., Barakos G.N. Review on ducted fans for compound rotorcraft. *Aeronaut. J.*, 2020, vol. 124, no. 1277, pp. 941–974, doi: <https://doi.org/10.1017/aer.2019.164>
- [4] Остроухов С.П. *Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей*. Москва, Физматлит, 2014. 328 с.
- [5] Graf W., Fleming J., Ng W. Improving ducted fan UAV aerodynamics in forward flight. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2008, art. 430, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2008-430>
- [6] Ko A., Ohanian O., Gelhausen P. Ducted fan UAV modeling and simulation in preliminary design. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, 2007, art. 6375, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2007-6375>
- [7] Martin P., Tung C. Performance and flowfield measurements on a 10-inch ducted rotor VTOL UAV. *Proceedings of the 60th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2004. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20050009943>
- [8] Ryu M., Cho L., Cho J. Aerodynamic analysis of the ducted fan for a VTOL UAV in crosswinds. *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, 2016, vol. 59, no. 2, pp. 47–55, doi: <https://doi.org/10.2322/tjsass.59.47>
- [9] Fleming J., Jones T., Ng W. et al. Improving control system effectiveness for ducted fan VTOL UAVs operating in crosswinds. *2nd AIAA «Unmanned Unlimited» Conference and Workshop & Exhibit*, 2003, art. 6514, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2003-6514>
- [10] Akturk A., Camci C. Experimental and computational assessment of a ducted-fan rotor flow model. *J. Aircraft*, 2012, vol. 49, no. 3, pp. 885–897, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C031562>
- [11] Deng S., Wang S., Zhang Z. Aerodynamic performance assessment of a ducted fan UAV for VTOL applications. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2020, vol. 103, no. 62, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105895>
- [12] Мойзых Е.И., Кузнецов А.В., Завалов О.А. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик дистанционно-пилотируемого летательного аппарата с несущей системой «винт в кольце». *Труды МАИ*, 2012, № 50. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26557>
- [13] Abrego A.I., Bulaga R.W. Performance study of a ducted fan system. *AHS Aerodynamics, Aeroacoustic, Test and Evaluation Technical Specialist Meeting*, 2002. URL: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Abrego2_AHS02.pdf (дата обращения: 15.02.2026).
- [14] Myers L.M. *Aerodynamic experiments on a ducted fan in hover and edgewise flight*. Master's thesis. The Pennsylvania State University, 2009. URL: <https://etda.libraries.psu.edu/catalog/9585> (дата обращения: 15.02.2026).

- [15] Yilmaz S., Erdem D., Kavsaoglu M. Effects of duct shape on a ducted propeller performance. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, art. 803, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2013-803>
- [16] Thipyopas C., Barenès R., Moschetta J. Aerodynamic analysis of a multi-mission short-shrouded coaxial UAV: Part I — Hovering flight. *Proceedings of 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2008, art. 6243, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2008-6243>
- [17] Thipyopas C., Poutriquet S., Barenès R. et al. Aerodynamic analysis of a multi-mission short-shrouded coaxial UAV: Part II — Translation flight. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010, art. 1427, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-1427>
- [18] Akturk A., Camci C. Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL unmanned aerial vehicles—Part I: Baseline experiments and computational validation. *J. Turbomach.*, 2014, vol. 136, no. 2, art. 021004, doi: <https://doi.org/10.1115/1.4023468>
- [19] Biava M., Barakos G.N. Optimisation of ducted propellers for hybrid air vehicles using high-fidelity CFD. *Aeronaut. J.*, 2016, vol. 120, no. 1232, pp. 1632–1657, doi: <https://doi.org/10.1017/aer.2016.78>
- [20] Jimenez B.G., Singh R. Effect of duct-rotor aerodynamic interactions on blade design for hover and axial flight. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015, art. 1030, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-1030>
- [21] Sheng C., Zhao Q., Bi N.P. Numerical investigations of ducted fan hover performance for fan-in-wing applications. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015, art. 1935, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-1935>
- [22] Chen J., Li L., Huang G. et al. Numerical investigations of ducted fan aerodynamic performance with tip-jet. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2018, vol. 78, pp. 510–521, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.05.016>
- [23] Han H., Xiang C., Xu B., Yu. Y. Experimental and computational analysis of microscale shrouded coaxial rotor in hover. *ICUAS*, 2017, pp. 1092–1100, doi: <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2017.7991413>
- [24] Grondin G., Thipyopas C., Moschetta J. Aerodynamic analysis of a multi-mission short-shroudedcoaxial UAV: part III — CFD for hovering flight. *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2010, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-5073>
- [25] Raeisi B., Alighanbari H. Effects of tilting rate variations on the aerodynamics of the tilting ducted fans mounted at the wing tips of a vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle. *Proc. Inst. Mech. Eng. G*, 2018, vol. 232, no. 10, pp. 1803–1813, doi: <https://doi.org/10.1177/0954410017703146>
- [26] Qing J., Yu H., Wang Y. et al. Kriging assisted integrated rotor-duct optimization for ducted fan in hover. *AIAA Scitech Forum*, 2019, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2019-0007>
- [27] Xu H.-Y., Xing S.-L., Ye Z.-Y. Numerical study of ducted-fan lip stall suppression based on inflatable leading lip cell. *Procedia Eng.*, 2015, vol. 126, pp. 158–162, doi: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.11.202>
- [28] Zhang T., Barakos G.N. High-fidelity CFD validation and assessment of ducted propellers for aircraft propulsion. *J. Am. Helicopter Soc.*, 2020, vol. 66, no. 1, art. 12008, doi: <https://doi.org/10.4050/JAHS.66.012008>
- [29] Mi B. Numerical investigation on aerodynamic performance of a ducted fan under interferences from the ground, static water and dynamic waves. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2020, vol. 100, no. 3, art. 105821, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105821>
- [30] Luo Y., Ai T., He Y. et al. Numerical analysis of wind effects on aerodynamic characteristics of a ducted fan. *Chin. J. Aeronaut.*, 2024, vol. 37, no. 5, pp. 263–280, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2024.02.002>

References

- [1] Sacks A.H., Burnell J.A. Ducted propellers — a critical review of the state of the art. *Prog. Aerosp. Sci.*, 1962, vol. 3, pp. 85–135, doi: [https://doi.org/10.1016/0376-0421\(62\)90017-9](https://doi.org/10.1016/0376-0421(62)90017-9)
- [2] Pereira J.L. *Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design*. PhD thesis. University of Maryland, 2008. URL: http://4wings.com/lib/files/shrouded_rotor.pdf (accessed: 15.02.2026).

- [3] Zhang T., Barakos G.N. Review on ducted fans for compound rotorcraft. *Aeronaut. J.*, 2020, vol. 124, no. 1277, pp. 941–974, doi: <https://doi.org/10.1017/aer.2019.164>
- [4] Ostroukhov S.P. *Aerodinamika vozdukhnykh vintov i vintokoltsevykh dvizhiteley* [Aerodynamics of propellers and rotary wing propulsion systems]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2014. 328 p. (In Russ.).
- [5] Graf W., Fleming J., Ng W. Improving ducted fan UAV aerodynamics in forward flight. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2008, art. 430, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2008-430>
- [6] Ko A., Ohanian O., Gelhausen P. Ducted fan UAV modeling and simulation in preliminary design. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, 2007, art. 6375, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2007-6375>
- [7] Martin P., Tung C. Performance and flowfield measurements on a 10-inch ducted rotor VTOL UAV. *Proceedings of the 60th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2004. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20050009943>
- [8] Ryu M., Cho L., Cho J. Aerodynamic analysis of the ducted fan for a VTOL UAV in crosswinds. *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, 2016, vol. 59, no. 2, pp. 47–55, doi: <https://doi.org/10.2322/tjsass.59.47>
- [9] Fleming J., Jones T., Ng W. et al. Improving control system effectiveness for ducted fan VTOL UAVs operating in crosswinds. *2nd AIAA «Unmanned Unlimited» Conference and Workshop & Exhibit*, 2003, art. 6514, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2003-6514>
- [10] Akturk A., Camci C. Experimental and computational assessment of a ducted-fan rotor flow model. *J. Aircraft*, 2012, vol. 49, no. 3, pp. 885–897, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C031562>
- [11] Deng S., Wang S., Zhang Z. Aerodynamic performance assessment of a ducted fan UAV for VTOL applications. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2020, vol. 103, no. 62, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105895>
- [12] Moyzykh E.I., Kuznetsov A.V., Zavalov O.A. Experimental investigation of aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicle with lifted system of shrouded rotor. *Trudy MAI*, 2012, no. 50. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26557> (in Russ.).
- [13] Abrego A.I., Bulaga R.W. Performance study of a ducted fan system. *AHS Aerodynamics, Aeroacoustic, Test and Evaluation Technical Specialist Meeting*, 2002. URL: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Abrego2_AHS02.pdf (accessed: 15.02.2026).
- [14] Myers L.M. *Aerodynamic experiments on a ducted fan in hover and edgewise flight. Master's thesis*. The Pennsylvania State University, 2009. URL: <https://etda.libraries.psu.edu/catalog/9585> (accessed: 15.02.2026).
- [15] Yilmaz S., Erdem D., Kavsaoglu M. Effects of duct shape on a ducted propeller performance. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013, art. 803, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2013-803>
- [16] Thipyopas C., Barenès R., Moschetta J. Aerodynamic analysis of a multi-mission short-shrouded coaxial UAV: Part I — Hovering flight. *Proceedings of 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2008, art. 6243, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2008-6243>
- [17] Thipyopas C., Poutriquet S., Barenès R. et al. Aerodynamic analysis of a multi-mission short-shrouded coaxial UAV: Part II — Translation flight. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010, art. 1427, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-1427>
- [18] Akturk A., Camci C. Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL unmanned aerial vehicles—Part I: Baseline experiments and computational validation. *J. Turbomach.*, 2014, vol. 136, no. 2, art. 021004, doi: <https://doi.org/10.1115/1.4023468>
- [19] Biava M., Barakos G.N. Optimisation of ducted propellers for hybrid air vehicles using high-fidelity CFD. *Aeronaut. J.*, 2016, vol. 120, no. 1232, pp. 1632–1657, doi: <https://doi.org/10.1017/aer.2016.78>
- [20] Jimenez B.G., Singh R. Effect of duct-rotor aerodynamic interactions on blade design for hover and axial flight. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015, art. 1030, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-1030>
- [21] Sheng C., Zhao Q., Bi N.P. Numerical investigations of ducted fan hover performance for fan-in-wing applications. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015, art. 1935, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2015-1935>

- [22] Chen J., Li L., Huang G. et al. Numerical investigations of ducted fan aerodynamic performance with tip-jet. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2018, vol. 78, pp. 510–521, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.05.016>
- [23] Han H., Xiang C., Xu B., Yu. Y. Experimental and computational analysis of microscale shrouded coaxial rotor in hover. *ICUAS*, 2017, pp. 1092–1100, doi: <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2017.7991413>
- [24] Grondin G., Thipyopas C., Moschetta J. Aerodynamic analysis of a multi-mission short-shroudedcoaxial UAV: part III — CFD for hovering flight. *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2010, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2010-5073>
- [25] Raeisi B., Alighanbari H. Effects of tilting rate variations on the aerodynamics of the tilting ducted fans mounted at the wing tips of a vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle. *Proc. Inst. Mech. Eng. G*, 2018, vol. 232, no. 10, pp. 1803–1813, doi: <https://doi.org/10.1177/0954410017703146>
- [26] Qing J., Yu H., Wang Y. et al. Kriging assisted integrated rotor-duct optimization for ducted fan in hover. *AIAA Scitech Forum*, 2019, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2019-0007>
- [27] Xu H.-Y., Xing S.-L., Ye Z.-Y. Numerical study of ducted-fan lip stall suppression based on inflatable leading lip cell. *Procedia Eng.*, 2015, vol. 126, pp. 158–162, doi: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.11.202>
- [28] Zhang T., Barakos G.N. High-fidelity CFD validation and assessment of ducted propellers for aircraft propulsion. *J. Am. Helicopter Soc.*, 2020, vol. 66, no. 1, art. 12008, doi: <https://doi.org/10.4050/JAHS.66.012008>
- [29] Mi B. Numerical investigation on aerodynamic performance of a ducted fan under interferences from the ground, static water and dynamic waves. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2020, vol. 100, no. 3, art. 105821, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105821>
- [30] Luo Y., Ai T., He Y. et al. Numerical analysis of wind effects on aerodynamic characteristics of a ducted fan. *Chin. J. Aeronaut.*, 2024, vol. 37, no. 5, pp. 263–280, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2024.02.002>

Статья поступила в редакцию 04.03.2026

Информация об авторах

МАРАКУЕВА Ольга Валериевна — специалист отдела силовых установок. ООО «Астроно» (140180, Жуковский, Российская Федерация, ул. Анохина, д. 5, e-mail: omarakueva@astronoaero.ru).

ФЕДЕЧКИН Константин Сергеевич — кандидат технических наук, доцент, главный специалист. ОКБ им. А.М. Люльки (129164, Москва, Российская Федерация, ул. Касаткина, д. 13, e-mail: fedeconst@mail.ru).

САЛАТОВ Владимир Николаевич — главный конструктор. ООО «Астроно» (140180, Жуковский, Российская Федерация, ул. Анохина, д. 5, e-mail: vsalatov@astronoaero.ru).

Information about the authors

MARAKUEVA Olga Valerievna — Specialist, Power Plants Department. Astrono LLC (140180, Zhukovskii, Russian Federation, Anokhina St., Bldg. 5, e-mail: omarakueva@astronoaero.ru).

FEDECHKIN Konstantin Sergeevich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Chief Specialist. Lyulka Design Bureau (129164, Moscow, Russian Federation, Kasatkina St., Bldg. 13, e-mail: fedeconst@mail.ru).

SALATOV Vladimir Nikolaevich — Chief Designer. Astrono LLC (140180, Zhukovskii, Russian Federation, Anokhina St., Bldg. 5, e-mail: vsalatov@astronoaero.ru).

Просьба сослаться на эту статью следующим образом:

Маракуева О.В., Федечкин К.С., Салатов В.Н. Разработка и валидация численной газодинамической модели винтокольцевого движителя для низкоскоростного летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 9, с. 97–109.

Please cite this article in English as:

Marakueva O.V., Fedechkin K.S., Salatov V.N. Development and validation of a CFD model of a ducted fan for a low speed aircraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 9, pp. 97–109.