

Научная статья
УДК 629.7.035:533.69.048
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182662>

ОЦЕНКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНОГО ВИНТА ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПОСРЕДСТВОМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ И 3D СКАНИРОВАНИЯ

**Флюр Рашитович Исмагилов¹, Вячеслав Евгеньевич Вавилов²,
Эдгар Ильдарович Мустаев³✉, Руслан Рустемович Уразбахтин⁴,
Рафаэль Айдарович Кильметов⁵**

^{1,2,3,4,5}Уфимский университет науки и технологий,
Уфа, Россия

³edgar.mustaev@mail.ru✉

Аннотация. Проведена оценка эффективности методики определения аэродинамических характеристик воздушного винта для беспилотного летального аппарата. На первом этапе методики производится создание твердотельной модели геометрии движителя средствами 3D сканирования и CAD-систем. На втором этапе полученная модель геометрии используется в трехмерном численном моделировании, основанном на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса в CFD-пакете программ. Оценка эффективности методики осуществлялась по критериям точности и трудоемкости посредством валидации на основе общедоступных данных.

Максимальное и минимальное отклонения расчетных значений от

экспериментальных на всем исследованном диапазоне частот вращения воздушного винта по моменту сопротивления составили соответственно 8,229 и 0,295%. Аналогично, максимальное и минимальное отклонения по тяге исследуемого двигателя составили соответственно 7,658 и 3,306%.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, численное моделирование, 3D сканирование, воздушный винт, валидация, беспилотный летательный аппарат

Для цитирования: Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Мустаев Э.И., Уразбахтин Р.Р., Кильметов Р.А. Оценка определения аэродинамических характеристик воздушного винта для беспилотного летательного аппарата посредством численного моделирования и 3D сканирования // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182662>

Original article

EVALUATION OF THE DETERMINATION OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE PROPELLER FOR AN UNMANNED AERIAL VEHICLE THROUGH NUMERICAL MODELING AND 3D SCANNING

Flur R. Ismagilov¹, Vyacheslav E. Vavilov², Edgar I. Mustaev^{3✉},

Ruslan R. Urazbakhtin⁴, Rafael A. Kilmetov⁵

^{1,2,3,4,5}Ufa University of Science and Technology,

Ufa, Russia

³edgar.mustaev@mail.ru✉

Abstract. The article evaluates the effectiveness of the methodology for the aerodynamic characteristics determining of a multicopter-type unmanned aerial vehicle based on a computational experiment with the creation of a geometry model using 3D scanning methods. The methodology effectiveness evaluation was performed according to the criteria of accuracy and labor intensity through validation based on publicly available data. By the computational experiment was meant the three-dimensional numerical modeling performing using computational fluid dynamics methods in the STAR CCM+ application software package. The simulation was performed by solving a system of Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, closed by the SST $k-\omega$ turbulence model and the ideal gas model. The propulsor rotation was modeled by the method of a single rotating frame of reference. The DJI Phantom 3 9450 Plastic direct rotation propeller was chosen as the object of numerical simulation. To scan the propeller, a desktop 3D scanner Shining 3D EinScan-SP V2, based on structured light technology with an object digitization accuracy not exceeding a deviation value of 50 microns, was applied. The aerodynamic characteristics computing of a rotating propeller, as well as determining the time-stable gas dynamic parameters of flows in the environment surrounding the propulsor, were performed in a hovering mode in the range of its operating rotational speeds. A total of 14 rotational speeds were numerically studied. By the results of validation, maximum and minimum deviations of the calculated values from the experimental ones were found for the entire studied range of rotational speeds according to the moment of resistance, equal respectively to 8.229 and 0.295%. Similarly, the maximum and minimum thrust deviations were 7.658 and 3.306%, respectively. The differences between the calculated and experimental values of the moment of resistance

increases with increasing rotational speed. The differences in thrust for most of the studied rotational speeds are in the range from 3 to 5%.

To perform computations, 16 cores of 2 threads with a clock frequency of 4.8 GHz were employed. The time consumption for achieving convergence of the solution was of the order of 8 hours for one rotational speed under study. Convergence was being achieved in 800 iterations at an average. Thus, 112 hours of machine time were spent to obtain the aerodynamic characteristics of the propeller for 14 rotational speeds.

Keywords: aerodynamic characteristics; numerical modeling; 3D scanning; propeller; validation; unmanned aerial vehicle

For citation: Ismagilov F.R., Vavilov V.E., Mustaev E.I., Urazbakhtin R.R., Kilmotov R.A. Evaluation of the determination of the aerodynamic characteristics of the propeller for an unmanned aerial vehicle through numerical modeling and 3D scanning. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182662>

Введение

Совершенствование беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) обусловлено высоким спросом на их функциональные возможности и внедрением дронов в различные области деятельности человека. Одним из направлений развития БПЛА является улучшение аэродинамических характеристик воздушных винтов и увеличение их эффективности с помощью оптимизации геометрии и применения при изготовлении новых, более совершенных технологий [1-4].

При проверке рациональности введенных технических решений и новшеств в разработанные для БПЛА двигатели проводятся трудоемкие натурные испытания,

для осуществления которых требуется специализированное оборудование, а также обеспечение надлежащей безопасности участников испытаний [5].

Для снижения временных и материальных затрат, возникающих при проверке работоспособности новых исполнений воздушных винтов, взамен высокочрезвычайно затратных натурных испытаний можно воспользоваться вычислительным экспериментом. Такая замена осуществима благодаря высокой точности применяемых при моделировании методов вычислительной гидрогазодинамики (CFD). Данный подход применяется довольно часто, чему способствует постоянное совершенствование инструментария CFD с точки зрения точности и вычислительной затратности [6-22].

Важно отметить, что определение аэродинамических характеристик движителей средствами CFD-моделирования без учета производственных факторов значительно снижает точность получаемых результатов. Это связано с имеющимися размерными различиями между моделью геометрии и изготовленным образцом ввиду наличия допусков и несовершенства технологий производства, учитывая сложность геометрической формы лопастей и криволинейность их поверхностей.

Учесть геометрические различия идеализированной модели воздушного винта от реального образца при выполнении CFD-моделирования возможно с помощью технологий 3D-сканирования. Для этого необходимо произвести 3D-сканирование изготовленного образца исследуемого воздушного винта, которое позволяет получить 3D-модель геометрии с размерами, близкими к действительным, поскольку при сканировании реального образца автоматически учитывается влияние производственного фактора. Таким образом, на основе полученной 3D-модели геометрии движителя создается расчетная область и производится трехмерное

численное моделирование. При этом необходимо обеспечить достаточную точность 3D-сканирования, позволяющую выявлять размерные изменения геометрии изготовленного образца относительно спроектированной геометрии. То есть погрешность 3D-сканирования должна быть значительно меньше размерных отклонений, возникающих при производстве движителя.

В данной работе оценивается эффективность определения аэродинамических характеристик воздушного винта для БПЛА с помощью вычислительного эксперимента, включающего создание 3D-модели геометрии исследуемого движителя средствами 3D сканирования и проведения на основе полученной модели трехмерного численного моделирования методами вычислительной гидрогазодинамики (CFD).

Объект численного моделирования

Для осуществления оценки методики определения аэродинамических характеристик движителя объектом численного моделирования был выбран воздушный винт DJI Phantom 3 9450 Plastic прямого (CW) вращения, изображенный на рисунке 1 (а). Также на рисунке 1 (а) представлены его геометрические характеристики. Благодаря популярности данного движителя существует значительное количество экспериментальных данных [5-16], позволяющих провести достоверную валидацию рассматриваемой методики.

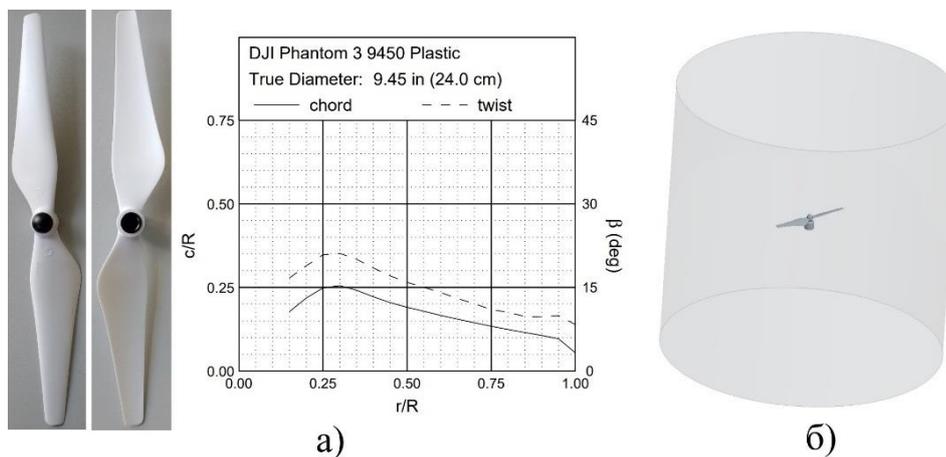


Рисунок 1 – Объект численного моделирования:

а) – воздушный винт; б) – расчетная область

Для проведения численного моделирования была построена расчетная область, представленная на рисунке 1 (б). Модель геометрии воздушного винта была создана посредством 3D-сканирования с последующим преобразованием ее в твердотельный формат. Модель геометрии, описывающая окружающую движитель среду, выполнена цилиндрической формой с диаметрами оснований и высотой, равными 0,8 м. Для учета влияния, оказываемого на аэродинамику вращающимся электродвигателем с внешним ротором, в расчетную область была введена упрощенная модель геометрии внешнего корпуса синхронного двигателя с постоянными магнитами T-Motor MN2212. Данный двигатель ввиду подходящих характеристик часто используется совместно с DJI Phantom 3 9450 Plastic, образуя винтомоторную группу для мультироторных БПЛА.

Расчет аэродинамических характеристик вращающегося воздушного винта, а также определение установившихся по времени газодинамических параметров течений в окружающей движитель среде осуществлялись на режиме висения в

диапазоне его рабочих частот вращения. Всего было численно исследовано 14 частот вращения.

3D-сканирование воздушного винта

На рисунке 2 (а) изображена твердотельная 3D-модель воздушного винта, полученная путем сканирования реального образца с последующей обработкой и преобразованием полигональной модели в параметрическую с помощью САД программы Ansys SpaceClaim.

Для проведения сканирования движителя использовался настольный 3D-сканер Shining 3D EinScan-SP V2, основанный на технологии структурированного света с точностью оцифровки объекта, соответствующей значению отклонений размеров, получаемой 3D-модели от размеров оригинала, не превышающих 50 мкм. Данная точность достаточна для сканирования движителей БПЛА. На рисунке 2 (б) представлен применяемый 3D-сканер, а также воздушный винт, используемый в качестве объекта сканирования.

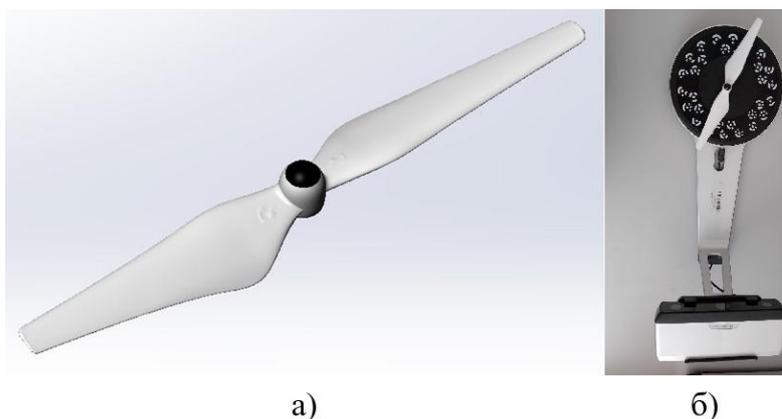


Рисунок 2 – Твердотельная модель воздушного винта и применяемый 3D-сканер:

а) – твердотельная модель воздушного винта; б) – 3D-сканер

Преобразование модели геометрии движителя из полигонального представления, получаемого при сканировании, в параметрическое (твердотельное) представление выполняется для возможности корректного редактирования и оптимизации затрачиваемых вычислительных ресурсов при проведении численного моделирования. При переходе к математическому описанию геометрии было осуществлено сопоставление отсканированной (STL) и трансформированной (CAD) моделей для проверки соответствия геометрий, показавшей незначительные размерные различия.

Математические модели

Трехмерное численное моделирование производилось в пакете прикладных программ Simcenter STAR CCM+. Моделирование осуществлялось путем численного решения системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS) для сжимаемого газа, выражающих фундаментальные законы сохранения методом конечных объемов с использованием неявной схемы интегрирования. Дискретизация по пространству происходила по схеме 2 порядка. Для решения уравнений сохранения массы, импульса и энергии использовался решатель сопряженного потока. Данный решатель решает уравнения сохранения взаимосвязанным образом, иными словами, одновременно как вектор уравнений, применяя псевдовременный подход [23]. Модель идеального газа была выбрана в качестве уравнения состояния. Аэродинамическое моделирование вращения воздушного винта выполнялось в стационарной постановке. Зависимость физических свойств, включающих коэффициенты динамической вязкости и теплопроводности вещества среды, окружающей

двигатель, от температуры газа учитывалась с помощью закона Сазерленда. Связь между удельной теплоемкостью вещества и температурой задавалась полиномом.

Для замыкания системы уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, в моделировании использовалась двухпараметрическая модель турбулентности SST К-Omega. Модель SST (shear-stress transport) является модификацией стандартной модели К-Omega и предложена Менгером (1993) для снижения ее чувствительности к условиям свободного течения, отдаленного от пограничного слоя. Она включает измененные уравнения переноса кинетической энергии турбулентности и удельной скорости диссипации. основополагающим свойством модели является ее гибридность, обусловленная объединением моделей турбулентности К-Omega и К-Epsilon и одновременным использованием их в одном расчетном пространстве в соответствующих им участках, определяемых с помощью функции смешивания. К-Omega активируется в пристеночных областях, К-Epsilon - в свободном потоке. Такой подход позволяет использовать преимущества сразу двух моделей турбулентности и нивелировать их слабые стороны [23-26].

Вращение двигателя моделировалось методом единой вращающейся системы отсчета (SRF). Данный метод имитации вращения подходит только в ситуациях, когда неподвижные элементы конструкции не рассматриваются в численном исследовании, а вращающиеся элементы имеют совпадающие оси вращения, одинаковые направления и частоты вращения. Основным принципом SRF является приведение всего расчетного пространства к единой вращающейся системе отсчета и решения уравнений Навье-Стокса относительно этой системы с добавлением в уравнение импульса дополнительных членов, включающих силы Кориолиса и центробежные

силы. Перемещение вершин ячеек в расчетном пространстве не происходит. Такой подход к моделированию вращения преобразует нестационарное течение окружающего воздуха в усредненное по времени [23, 25]. Преимуществами данного метода в сравнении с другими являются низкие вычислительные и временные затраты, сопровождающие метод скользящей сетки, и отсутствие зависимости результатов от взаимного расположения подвижной и неподвижной зоны, присутствующей в методе множественных систем отчета (MRF) [6-16].

Модель расчетной сетки

Параметры сеточной модели, используемой во всех проведенных трехмерных расчетах с помощью методов CFD, представлены в таблице 1. Для определения параметров расчетной сетки предварительно было проведено исследование на сеточную сходимость с целью снижения зависимости получаемого решения от качества дискретизации расчетного пространства [23-26].

Таблица 1

Параметры сеточной модели

Параметры сеточной модели	Применяемая сеточная модель
Структура	Нерегулярная
Согласованность	Конформная
Форма ячеек	Многогранная и призматическая
Количество ячеек, шт.	7228752
Количество вершин, шт.	33162229

Параметры сеточной модели	Применяемая сеточная модель
Количество внутренних граней, шт.	42755597
Число призматических слоев у стенок, шт.	10
Общая толщина призматических слоев, мм.	0.5
Минимальный размер ячейки, мм	0.1
Максимальный размер ячейки, мм	5

На рисунке 3 представлены в различных ракурсах сечения сеточной модели, а также поверхностная сетка, описывающую геометрию движителя.



Рисунок 3 – Сечения сеточной модели в различных ракурсах

Максимальные значения коэффициента y^+ находятся в диапазоне от 0,6 до 2,3 для всех частот вращения. При данных значениях y^+ пристеночные ячейки располагаются в вязком подслое пограничного слоя, что обеспечивает разрешение пристеночных течений и способствует повышению точности [23-26].

Начальные и граничные условия

Материал, заполняющий расчетное пространство и имитирующий поведение вещества, задается в качестве однокомпонентного газа со свойствами, соответствующими воздуху. Изначальная плотность воздуха определена на уровне $1,1766 \text{ кг/м}^3$.

На всех внешних границах расчетной области используется граничное условие давление на выходе (*Pressure Outlet*), имитирующее статическое давление среды, в которую поступает газ. Значение абсолютного давления в расчетах соответствует 101325 Па . При истечении граничные значения всех других переменных, таких как скорость или температура, экстраполируются изнутри расчетной области. В случае возвратного течения направление потока экстраполируются изнутри области. Давление вычисляется путем снижения заданного статического давления на величину динамического [23]. Статическая температура обратного потока задается явно и в расчетах принята 300 К .

Все поверхности движителя в расчетах были заданы адиабатическими ввиду отсутствия значительного влияния его теплового состояния на аэродинамические характеристики и течение окружающего воздуха.

Результаты трехмерного моделирования

Благодаря проведенному трехмерному моделированию газодинамических явлений вокруг движителя, вращающегося на режиме висения во всем рабочем диапазоне частот вращения, были получены и представлены следующие результаты: на рисунке 4 показано распределение статического избыточного давления (Па) на

поверхностях лопастей исследуемого воздушного винта; на рисунке 5 и 6 изображены скалярные поля соответственно скорости течения (м/с) и завихренности (1/с) окружающего движитель воздуха в двух плоскостях, перпендикулярных друг другу и совпадающих с осью вращения; на рисунке 7 представлена траектория движения среды, вызванного вращением воздушного винта в виде линий тока в расчетной области, созданных на основе векторного поля скорости (м/с); на рисунке 8 изображено векторное поле скорости течения воздуха (м/с) в плоскости, содержащей поперечное сечение лопасти, расположенное на расстоянии, равном 100 мм от оси вращения. Значения завихренности были ограничены на рисунке 6 для наглядности представления. На всех изображениях для визуализации изменения установившихся по времени параметров течения от скорости вращения воздушного винта представлены 4 частоты: 1520, 3450, 5930, 7980 об/мин.

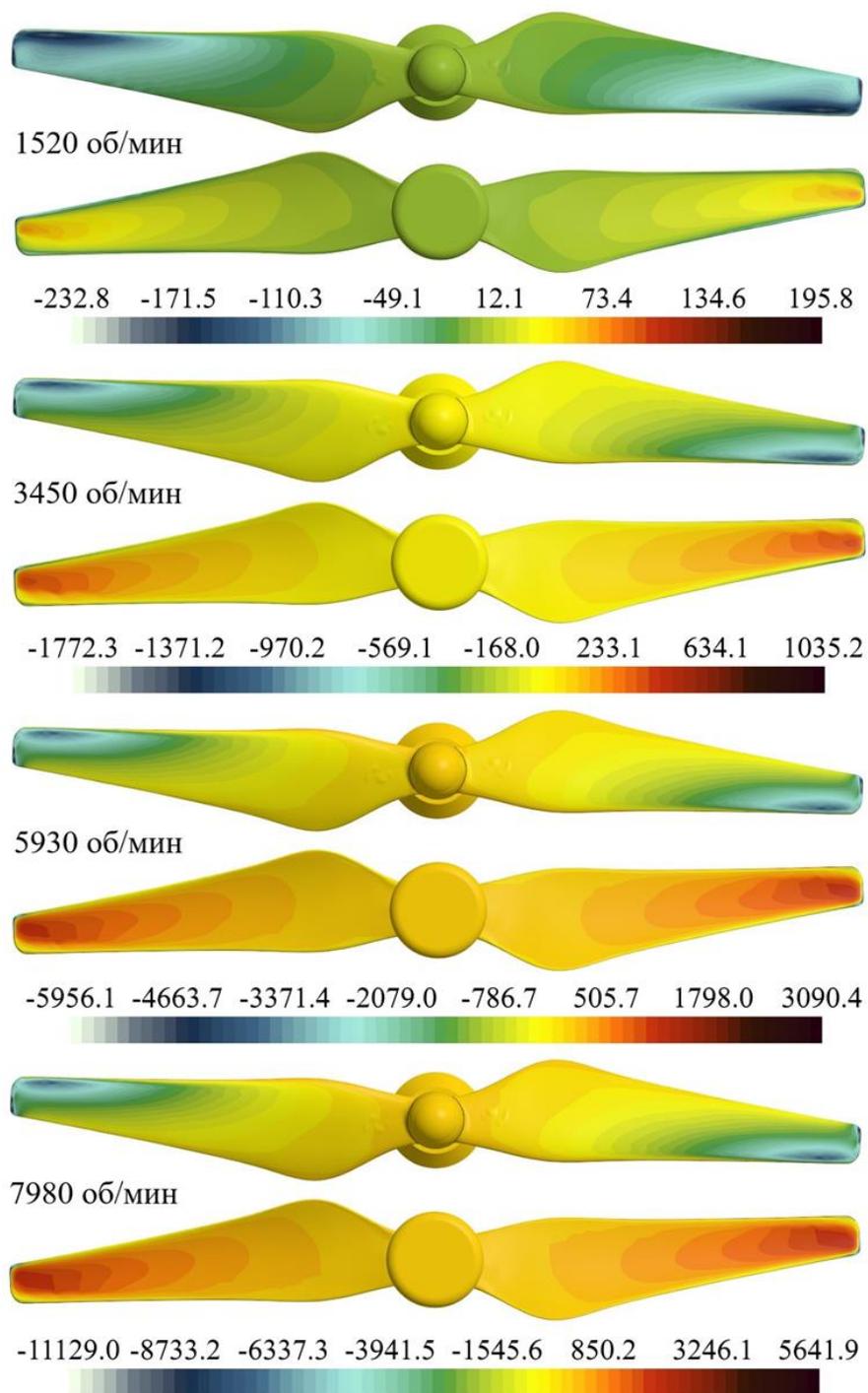


Рисунок 4 – Распределение статического избыточного давления на поверхностях лопастей воздушного винта для некоторых частот вращения

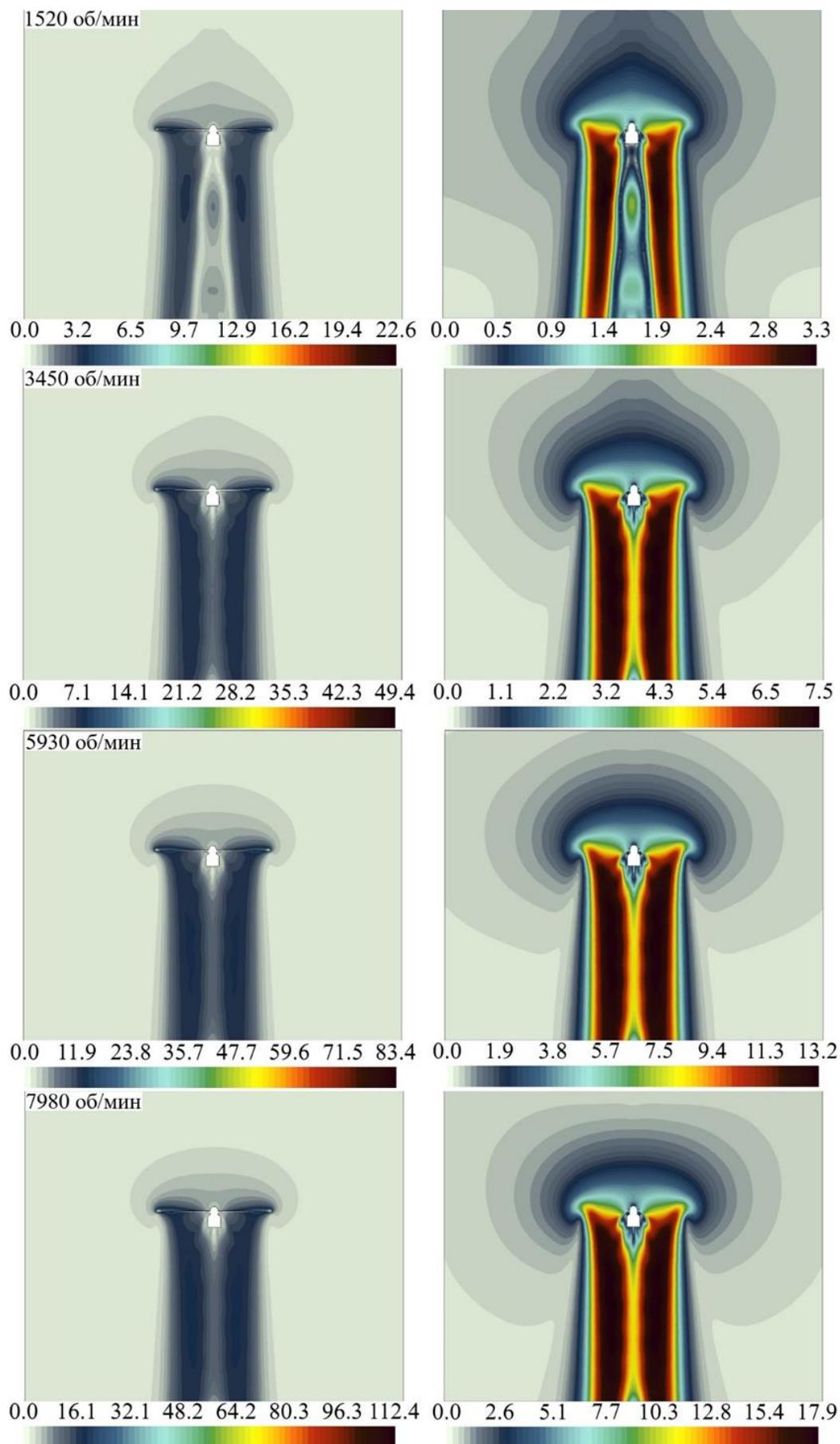


Рисунок 5 – Скалярные поля скорости течения для некоторых частот вращения

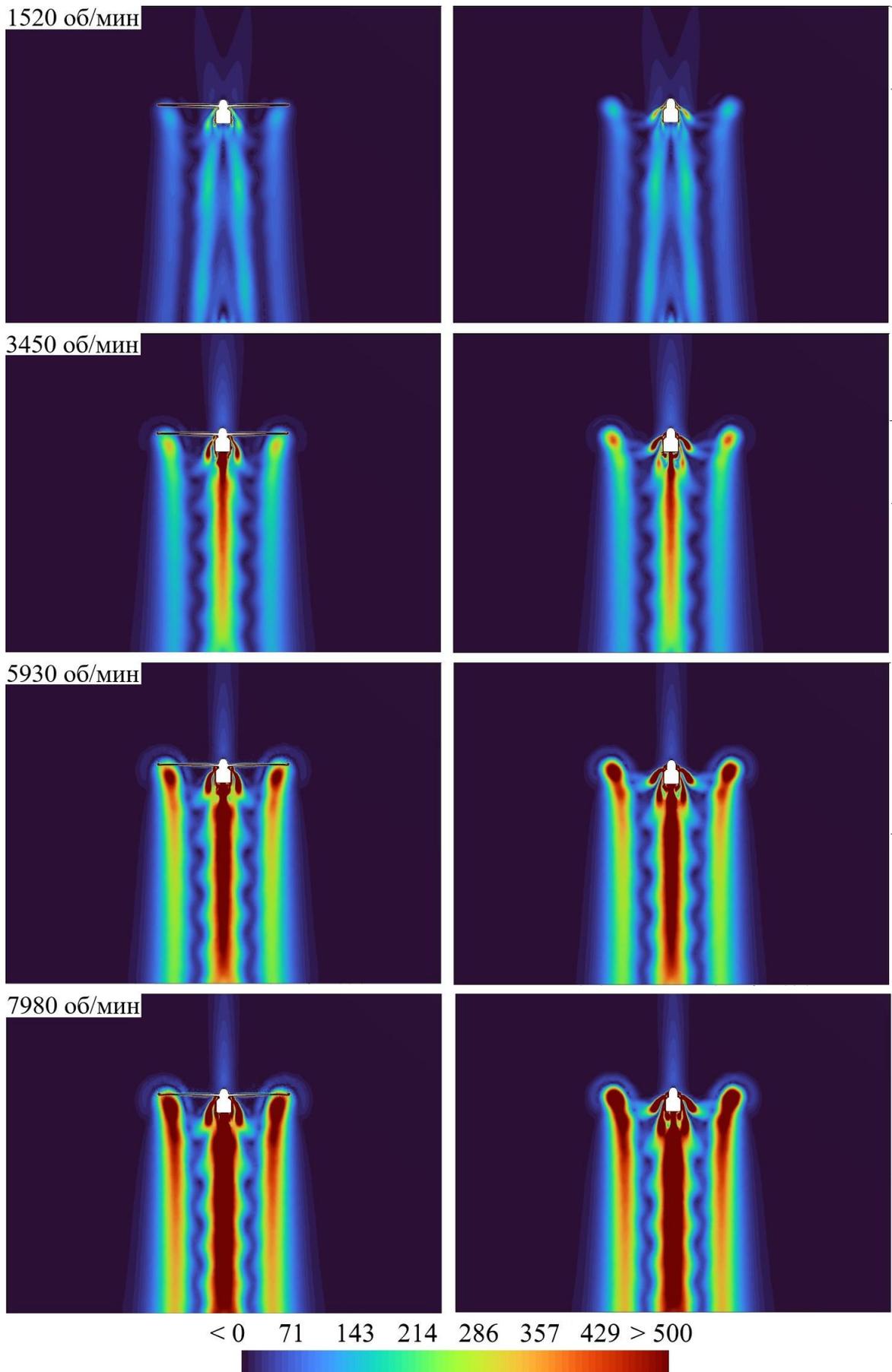


Рисунок 6 – Скалярные поля завихренности для некоторых частот вращения

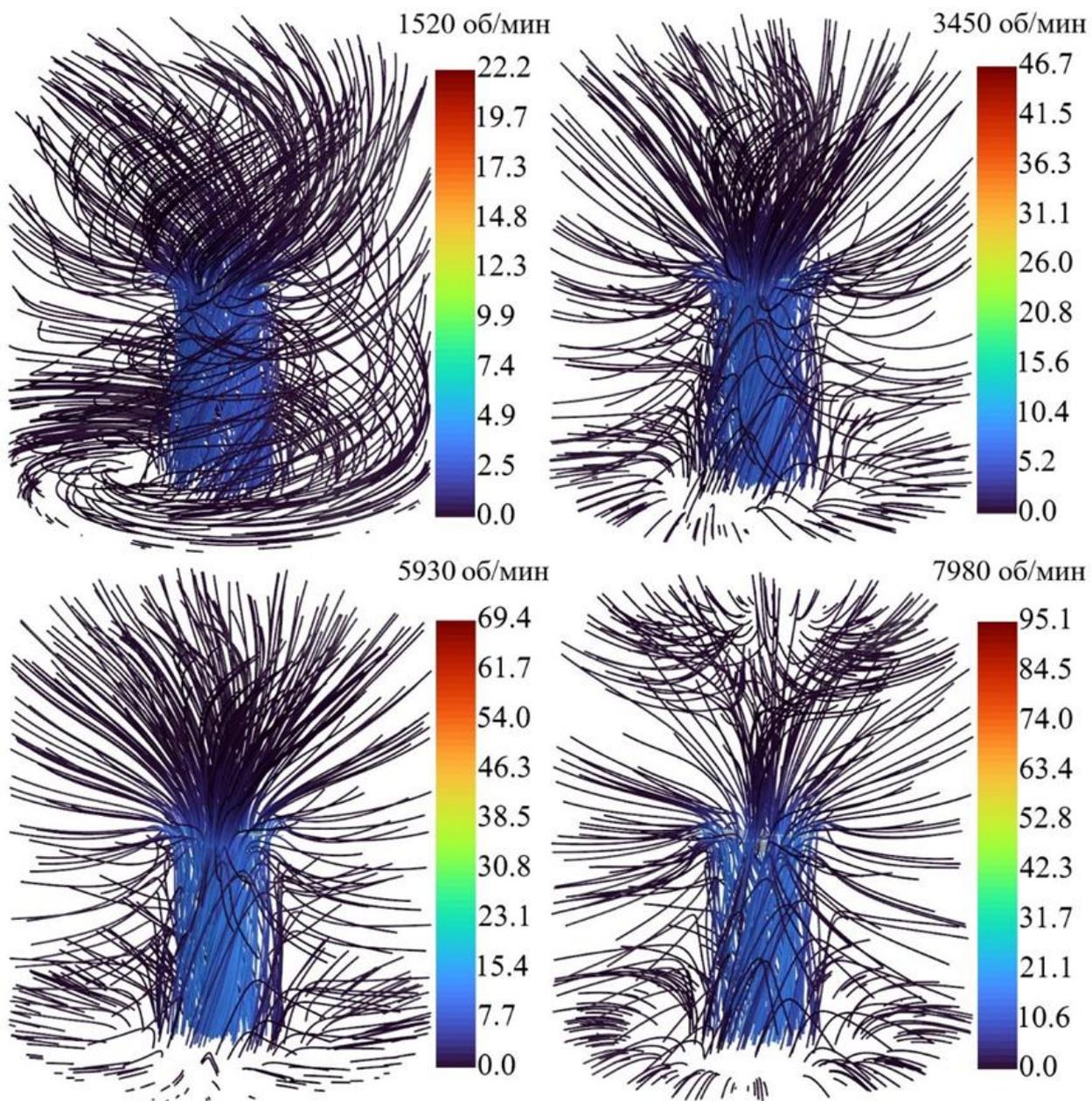


Рисунок 7 – Траектория движения среды для некоторых частот вращения

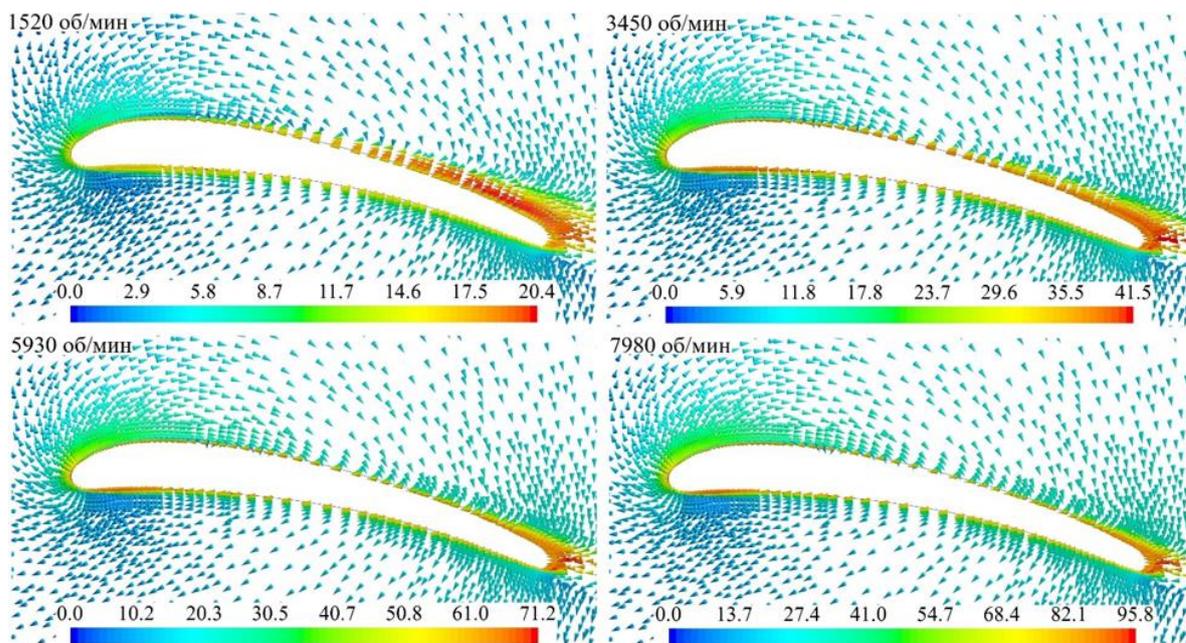


Рисунок 8 – Векторное поле скорости вокруг поперечного сечения лопасти для нескольких частот вращения

На рисунке 9 показаны графики зависимости коэффициентов тяги C_T и мощности C_P от частоты вращения на режиме висения, полученные экспериментальным путем и с помощью трехмерного численного моделирования. Данные по результатам натуральных испытаний были взяты из исследования [5].

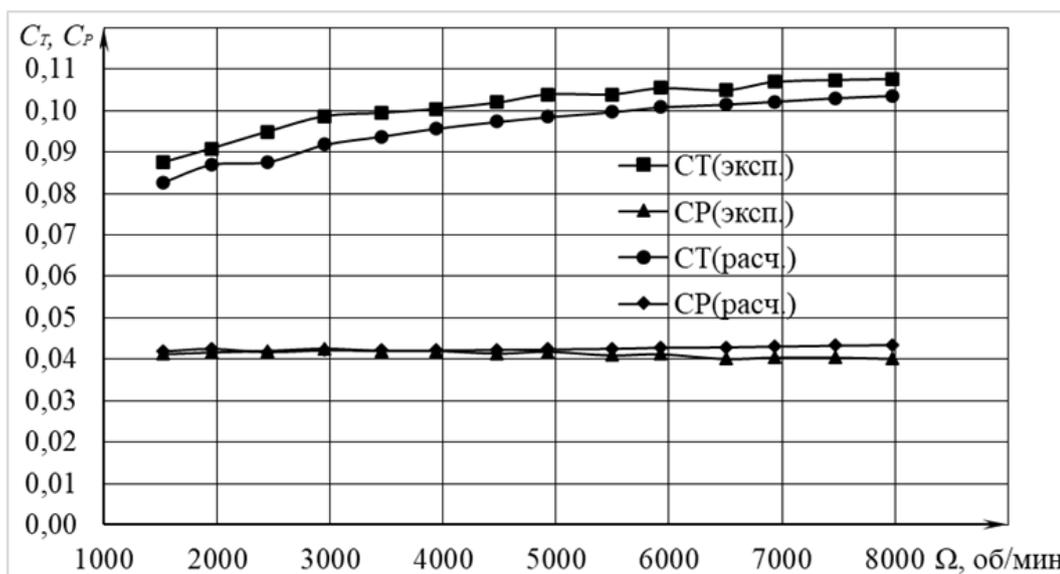


Рисунок 9 – Сравнение аэродинамических характеристик воздушного винта, полученных расчетным и экспериментальным способами

В таблице 2 представлены значения аэродинамических характеристик движителя для всех исследованных частот вращения на режиме висения, полученные экспериментальным и расчетным методами.

Таблица 2

Результаты натурного эксперимента и моделирования

Режим		Результаты натурного эксперимента		Результаты CFD-моделирования	
№	Ω	C_T	C_p	C_T	C_p
1	1520	0,0875	0,0413	0,0828	0,0420
2	1950	0,0909	0,0417	0,0871	0,0426
3	2450	0,0950	0,0420	0,0877	0,0418
4	2950	0,0987	0,0425	0,0918	0,0422
5	3450	0,0995	0,0420	0,0938	0,0421
6	3940	0,1005	0,0420	0,0957	0,0422
7	4480	0,1020	0,0414	0,0974	0,0423
8	4930	0,1040	0,0418	0,0985	0,0424
9	5490	0,1040	0,0410	0,0997	0,0426
10	5930	0,1055	0,0413	0,1008	0,0428
11	6500	0,1050	0,0402	0,1015	0,0430
12	6930	0,1070	0,0405	0,1022	0,0431
13	7470	0,1075	0,0405	0,1031	0,0433
14	7980	0,1077	0,0402	0,1036	0,0435

В таблице 3 представлены значения подъемных сил и моментов сопротивлений воздушного винта при плотности окружающей среды, равной $1,1766 \text{ кг/м}^3$ для всех приведенных частот вращения на режиме висения, полученные посредством

натурного эксперимента и трехмерного моделирования, а также погрешность результатов моделирования относительно результатов натуральных испытаний.

Таблица 3

Сравнение результатов натурного эксперимента и моделирования

Режим		Результаты натурного эксперимента		Результаты CFD-моделирования		Сравнение	
№	Ω	F, Н	M, Н·м	F, Н	M, Н·м	$\Delta F, \%$	$\Delta M, \%$
1	1520	0,21933	0,00395	0,20750	0,00402	-5,392	1,774
2	1950	0,37500	0,00656	0,35918	0,00671	-4,218	2,226
3	2450	0,61866	0,01045	0,57128	0,01040	-7,658	-0,466
4	2950	0,93187	0,01533	0,86690	0,01523	-6,972	-0,645
5	3450	1,28486	0,02072	1,21138	0,02078	-5,719	0,295
6	3940	1,69259	0,02702	1,61232	0,02714	-4,742	0,436
7	4480	2,22100	0,03444	2,11980	0,03520	-4,557	2,213
8	4930	2,74233	0,04211	2,59737	0,04274	-5,286	1,505
9	5490	3,40072	0,05122	3,25960	0,05321	-4,150	3,893
10	5930	4,02490	0,06012	3,84729	0,06242	-4,413	3,827
11	6500	4,81293	0,07039	4,65381	0,07525	-3,306	6,899
12	6930	5,57498	0,08061	5,32541	0,08587	-4,477	6,522
13	7470	6,50793	0,09366	6,23865	0,10025	-4,138	7,031
14	7980	7,44072	0,10610	7,15910	0,11483	-3,785	8,229

Заключение

В результате проведенного трехмерного математического моделирования аэродинамики исследуемого воздушного винта для БПЛА при его функционировании на режиме висения во всем рабочем диапазоне частот вращения, осуществляемого средствами CFD с подготовкой твердотельной 3D модели движителя, методами 3D

сканирования была выявлена достаточная для инженерного применения точность рассматриваемой методики вычислительного эксперимента, позволяющей определять аэродинамические характеристики взамен проведения общепринятых натуральных испытаний.

Для проверки точности оцениваемой методики проводилась валидация, по результатам которой обнаружены максимальное и минимальное отклонения расчетных значений от экспериментальных на всем исследованном диапазоне частот вращения по моменту сопротивления воздушного винта соответственно равные 8,229 и 0,295%. Аналогично, максимальное и минимальное отклонения по тяге исследуемого движителя составили соответственно 7,658 и 3,306%. Различия между расчетными и экспериментальными значениями по моменту сопротивления увеличивается с ростом частоты вращения. Различия по тяге для большинства исследованных частот вращения находятся в интервале от 3 до 5%.

Имеющаяся погрешность методики связана как с фундаментальными факторами, а именно допущениями, заложенными в математических моделях, погрешностью численного метода, так и с неполным соответствием постановки задачи моделирования проведенным натурным испытаниям. Например, в расчетах не учитывалось влияние, оказываемое испытательной установкой, и некоторых особенностей геометрии электродвигателя.

Представлена картина течения воздуха, окружающего воздушный винт на режиме висения на 4 частотах, позволившая фиксировать изменения параметров скорости и завихренности от скорости вращения движителя.

Для проведения расчетов было задействовано 16 ядер по 2 потока с тактовой частотой 4.8 ГГц. Затраты по времени для достижения сходимости решения составляли порядка 8 часов для одной исследуемой частоты вращения движителя. Сходимость выполнялась в среднем за 800 итераций. Следовательно, для получения аэродинамических характеристик воздушного винта для 14 частот вращения было затрачено 112 часов машинного времени.

Данные вычислительные и временные затраты принципиально приемлемы, учитывая имеющиеся преимущества рассматриваемой методики, позволяющей обходиться без проведения трудоемких натурных испытаний, снижая тем самым возможные риски несчастных случаев.

Список источников

1. Каримов А.Х. Возможности беспилотных авиационных систем следующего поколения // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26768>
2. Агаев Ф.Г., Асадов Х.Г., Асланова А.Б. Много функциональные беспилотные летательные аппараты. Оптимизация и синтез с учетом воздействия шумов // Труды МАИ. 2021. № 117. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=156313>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-16](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-16)
3. Каримов А.Х. Цели и задачи, решаемые беспилотными авиационными комплексами нового поколения // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26767>

4. Каримов А.Х. Особенности проектирования беспилотных авиационных систем нового поколения // Труды МАИ. 2011. № 47. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26769>
5. Deters R.W., Kleinke S., Selig M.S. Static testing of propulsion elements for small multirotor unmanned aerial vehicles // 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2017, AIAA 2017-3743. DOI: [10.2514/6.2017-3743](https://doi.org/10.2514/6.2017-3743)
6. Hage C., Sophy T., Aglzim E.-H. Investigating UAV Propellers Performances Near Moving Obstacles: CFD Study, Thrust Control, and Battery Energy Management // IEEE Open Journal of Vehicular Technology, 2023, vol. 4, pp. 590-609. DOI: [10.1109/OJVT.2023.3309103](https://doi.org/10.1109/OJVT.2023.3309103)
7. Afari S.O., Mankbadi R.R., Golubev V.V. Towards High-fidelity Analysis of Noise Radiation and Control of Propeller-driven UAV // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2019-2632, 2019. DOI: [10.2514/6.2019-2632](https://doi.org/10.2514/6.2019-2632)
8. Kim D.H., Park C.H., Moon Y.J. Aerodynamic Analyses on the Steady and Unsteady Loading-Noise Sources of Drone Propellers // International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2019, vol. 20, pp. 611-619. DOI: [10.1007/s42405-019-00176-3](https://doi.org/10.1007/s42405-019-00176-3)
9. Thai A., Grace S.M. Prediction of small quadrotor blade induced noise // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2019, AIAA 2019-2684. DOI: [10.2514/6.2019-2684](https://doi.org/10.2514/6.2019-2684)
10. Wilkins R., Bouferrouk A. Numerical framework for aerodynamic and aeroacoustics of bio-inspired UAV blades // The Aerospace Europe Conference 2023 – 10TH EUCASS – 9TH CEAS, 2023.

11. Bibeau V., Barbeau L., Boffito D.C., Blais B. Artificial neural network to predict the power number of agitated tanks fed by CFD simulations // The Canadian Journal of Chemical Engineering, 2023, vol. 101, iss. 10, pp. 5992-6002. DOI: [10.1002/cjce.24870](https://doi.org/10.1002/cjce.24870)
12. Wilhelm D. Rotating Flow Simulations with OpenFOAM // International Journal of Aeronautical Science & Aerospace Research (IJASAR), 2015.
13. Mankbadi R.R., Afari S.O., Golubev V.V. Simulations of Broadband Noise of a Small UAV Propeller // AIAA Scitech 2020 Forum, 2020, AIAA 2020-1493. DOI: [10.2514/6.2020-1493](https://doi.org/10.2514/6.2020-1493)
14. Garofano-Soldado A., Heredia G., Ollero A. Aerodynamic interactions of non-planar rotor pairs and model derivation in ground approach // Aerospace Science and Technology, 2023, vol. 142, part B. DOI: [10.1016/j.ast.2023.108672](https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108672)
15. Paz C., Suárez E., Gil C., Vence J. Assessment of the methodology for the CFD simulation of the flight of a quadcopter UAV // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2021, vol. 218. DOI: [10.1016/j.jweia.2021.104776](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2021.104776)
16. Paz C., Suárez E., Gil C., Vence J. CFD analysis of the aerodynamic effects on the stability of the flight of a quadcopter UAV in the proximity of walls and ground // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2020, vol. 206. DOI: [10.1016/j.jweia.2020.104378](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2020.104378)
17. Никольский А.А. Применение метода PGT при оптимизации аэродинамических характеристик вертолетного профиля // Труды МАИ. 2024. № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178466>
18. Тарасов А.Л. Численное исследование особенностей обтекания вертолетных профилей в эксплуатационном диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха //

Труды МАИ. 2023. № 131. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=175919>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-17](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-17)

19. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета методом CFD // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30875>

20. Вершков В.А., Крицкий Б.С., Махнев М.С. и др. Сравнение результатов численного моделирования обтекания несущего винта в различных пакетах программ // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=72704>

21. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование прикладных задач аэродинамики вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта // Труды МАИ. 2016. № 87. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=65636>

22. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик профиля и законцовок лопасти несущего винта вертолета методами CFD // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30874>

23. Simcenter STAR-CCM+ Documentation, Version 2306. Simcenter Digital Industries Software, 2023. DOI: [10.13140/RG.2.2.20194.68808](https://doi.org/10.13140/RG.2.2.20194.68808)

24. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD. California: DCW Industries, 2006, 522 p.

25. ANSYS CFX-Solver Theory Guide, Release 23, ANSYS Inc, USA, 2023.

26. Гарбарук А.В. Течения вязкой жидкости и модели турбулентности: методы расчёта турбулентных течений. – СПб.: Санкт-Петербургский государственный политехнический университет, 2007. – 127 с.

References

1. Karimov A.Kh. *Trudy MAI*, 2011, no. 47. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26768>
2. Agaev F.G., Asadov Kh.G., Aslanova A.B. *Trudy MAI*, 2021, no. 117. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=156313>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-16](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-16)
3. Karimov A.Kh. *Trudy MAI*, 2011, no. 47. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26767>
4. Karimov A.Kh. *Trudy MAI*, 2011, no. 47. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=26769>
5. Deters R.W., Kleinke S., Selig M.S. Static testing of propulsion elements for small multicopter unmanned aerial vehicles, *35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2017, AIAA 2017-3743. DOI: [10.2514/6.2017-3743](https://doi.org/10.2514/6.2017-3743)
6. Hage C., Sophy T., Aglzim E.-H. Investigating UAV Propellers Performances Near Moving Obstacles: CFD Study, Thrust Control, and Battery Energy Management, *IEEE Open Journal of Vehicular Technology*, 2023, vol. 4, pp. 590-609. DOI: [10.1109/OJVT.2023.3309103](https://doi.org/10.1109/OJVT.2023.3309103)
7. Afari S.O., Mankbadi R.R., Golubev V.V. Towards High-fidelity Analysis of Noise Radiation and Control of Propeller-driven UAV, *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, AIAA 2019-2632, 2019. DOI: [10.2514/6.2019-2632](https://doi.org/10.2514/6.2019-2632)
8. Kim D.H., Park C.H., Moon Y.J. Aerodynamic Analyses on the Steady and Unsteady Loading-Noise Sources of Drone Propellers, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2019, vol. 20, pp. 611-619. DOI: [10.1007/s42405-019-00176-3](https://doi.org/10.1007/s42405-019-00176-3)

9. Thai A., Grace S.M. Prediction of small quadrotor blade induced noise, *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2019, AIAA 2019-2684. DOI: [10.2514/6.2019-2684](https://doi.org/10.2514/6.2019-2684)
10. Wilkins R., Bouferrouk A. Numerical framework for aerodynamic and aeroacoustics of bio-inspired UAV blades, *The Aerospace Europe Conference 2023 – 10TH EUCASS – 9TH CEAS*, 2023.
11. Bibeau V., Barbeau L., Boffito D.C., Blais B. Artificial neural network to predict the power number of agitated tanks fed by CFD simulations, *The Canadian Journal of Chemical Engineering*, 2023, vol. 101, iss. 10, pp. 5992-6002. DOI: [10.1002/cjce.24870](https://doi.org/10.1002/cjce.24870)
12. Wilhelm D. Rotating Flow Simulations with OpenFOAM, *International Journal of Aeronautical Science & Aerospace Research (IJASAR)*, 2015.
13. Mankbadi R.R., Afari S.O., Golubev V.V. Simulations of Broadband Noise of a Small UAV Propeller, *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020, AIAA 2020-1493. DOI: [10.2514/6.2020-1493](https://doi.org/10.2514/6.2020-1493)
14. Garofano-Soldado A., Heredia G., Ollero A. Aerodynamic interactions of non-planar rotor pairs and model derivation in ground approach, *Aerospace Science and Technology*, 2023, vol. 142, part B. DOI: [10.1016/j.ast.2023.108672](https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108672)
15. Paz C., Suárez E., Gil C., Vence J. Assessment of the methodology for the CFD simulation of the flight of a quadcopter UAV, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2021, vol. 218. DOI: [10.1016/j.jweia.2021.104776](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2021.104776)
16. Paz C., Suárez E., Gil C., Vence J. CFD analysis of the aerodynamic effects on the stability of the flight of a quadcopter UAV in the proximity of walls and ground, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2020, vol. 206. DOI: [10.1016/j.jweia.2020.104378](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2020.104378)

17. Nikol'skii A.A. *Trudy MAI*, 2024, no. 134. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=178466>
18. Tarasov A.L. *Trudy MAI*, 2023, no. 131. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=175919>. DOI: [10.34759/trd-2023-131-17](https://doi.org/10.34759/trd-2023-131-17)
19. Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 57. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30875>
20. Vershkov V.A., Kritskii B.S., Makhnev M.S. et al. *Trudy MAI*, 2016, no. 89. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=72704>
21. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Trudy MAI*, 2016, no. 87. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=65636>
22. Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 57. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30874>
23. *Simcenter STAR-CCM+ Documentation, Version 2306*. Simcenter Digital Industries Software, 2023. DOI: [10.13140/RG.2.2.20194.68808](https://doi.org/10.13140/RG.2.2.20194.68808)
24. Wilcox D.C. *Turbulence Modeling for CFD*. California: DCW Industries, 2006, 522 p.
25. *ANSYS CFX-Solver Theory Guide, Release 23*, ANSYS Inc, USA, 2023.
26. Garbaruk A.B. *Techniya vyazkoi zhidkosti i modeli turbulentnosti: metody rascheta turbulentnykh techenii* (Viscous fluid flows and turbulence models: methods for calculating turbulent flows), Saint-Petersburg, Sankt-Peterburgskii gosudarstvennyi politekhnicheskii universitet, 2007, 127 p.

Статья поступила в редакцию 25.07.2024

Одобрена после рецензирования 28.08.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 25.07.2024; approved after reviewing on 28.08.2024; accepted for publication on 25.10.2024