

**МАШИНОСТРОЕНИЕ**

- 2.5.12 – *Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;*  
2.5.13 – *Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;*  
2.5.14 – *Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;*  
2.5.15 – *Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;*  
2.5.16 – *Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов*

УДК 629.735.5

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-4-102-117

## **Сравнительный анализ кинематических схем конвертоплана на базе URANS-моделирования**

**А.С. Батраков<sup>1</sup>, Л.И. Гарипова<sup>1</sup>, М.А. Каучакова<sup>1</sup>**

*<sup>1</sup>Казанский национальный исследовательский технический университет  
им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань, Россия*

**Аннотация:** В связи с ростом рынка беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), спецификой выполняемых ими задач все более актуальной становится задача проектирования преобразуемых летательных аппаратов – конвертопланов, которые обладают преимуществами вертолетной и самолетной схем: они способны совершать вертикальный взлет и посадку с неподготовленной поверхности и обладают большей крейсерской скоростью и дальностью полета, чем вертолеты. Ключевой проблемой конвертопланов являются переходные режимы, характеризующиеся сложной нестационарной аэродинамикой и резким изменением динамических свойств аппарата. В работе представлен сравнительный анализ двух кинематических схем конвертоплана: с поворотным и неподвижным крылом. Основной акцент в исследовании сделан на переходные режимы полета, когда происходит переход конвертоплана от вертикального полета по-вертолетному к горизонтальному по-самолетному. Целью работы является количественная оценка влияния этой цели была разработана 3D-модель конвертоплана, прототипом для которой послужил аппарат Bell Eagle Eye. Моделирование проводилось в программном комплексе Ansys Fluent на основе решения нестационарных уравнений Рейнольдса (URANS) с использованием модели турбулентности Спаларта – Аллмараса. Для каждой кинематической схемы был рассчитан ряд углов поворота силовой установки (0, 30, 60, 90°). Скорость полета и частота вращения винтов для каждого расчетного случая итерационным методом подбирались для обеспечения условия равномерного горизонтального полета (равенство нулю суммы сил, действующих на летательный аппарат). В результате численного моделирования получены интегральные характеристики: потребная мощность и крутящий момент на валу винта, скорость полета. Установлено, что компоновка с неподвижным крылом демонстрирует более высокую скорость полета (22 м/с против 10 м/с при угле 30°) и более выгодное отношение потребной мощности к скорости полета по сравнению с компоновкой с поворотным крылом.

**Ключевые слова:** конвертоплан, беспилотный летательный аппарат, кинематическая схема, переходный режим полета, численное моделирование, сравнительный анализ, интегральные аэродинамические характеристики.

**Для цитирования:** Батраков А.С., Гарипова Л.И., Каучакова М.А. Сравнительный анализ кинематических схем конвертоплана на базе URANS-моделирования // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 4. С. 102–117. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-4-102-117

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, тема № 123030100016-5, FZSU-2023-0005.

## Comparative analysis of the kinematic schemes of a tiltrotor based on URANS modeling

A.S. Batrakov<sup>1</sup>, L.I. Garipova<sup>1</sup>, M.A. Kauchakova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Kazan National Research Technical University  
named after A.N. Tupolev – KAI (KNRTU-KAI), Kazan, Russia

**Abstract:** Due to the growth of the unmanned aerial vehicle (UAV) market and the specific tasks they perform, the design of convertible aircraft, such as convertiplanes, is becoming increasingly relevant. These aircraft combine the advantages of helicopters and airplanes: they can take off and land vertically from unprepared surfaces and have higher cruising speeds and ranges than helicopters. The key problem of convertiplane aircraft is transient modes, characterized by complex unsteady aerodynamics and an abrupt change in the dynamic properties of the device. This paper presents a comparative analysis of two kinematic configurations of the aircraft: tilt-wing and tilt-rotor. The primary focus of the study is on the transitional flight modes, during which the aircraft transitions from vertical flight in helicopter mode to horizontal flight in airplane mode. The goal of the study is to quantify the effect of the type of kinematic scheme on the integrated aerodynamic characteristics of an aircraft. To achieve this goal, a 3D model of the aircraft was developed, based on the Bell Eagle Eye prototype. The simulation was carried out in the Ansys Fluent software package based on the solution of nonstationary Reynolds equations (URANS) using the Spalart–Allmaras turbulence model. A number of rotation angles of the power plant were calculated for each kinematic scheme. (0°, 30°, 60°, 90°). The flight speed and rotational speed of the propellers for each design case were selected iteratively to ensure a uniform horizontal flight (equal to zero the sum of the forces acting on the aircraft). The flight speed and rotor speed for each case were iteratively selected to ensure the condition of steady horizontal flight (the sum of forces acting on the aircraft equals zero). The numerical modeling characteristics resulted in obtaining the required power and torque at the rotor shaft, flight speed. It was concluded that the configuration with a fixed wing demonstrates a higher flight speed (22 m/s compared to 10 m/s at a 30° angle) and a more favorable ratio of required power to flight speed compared to the rotary-wing layout.

**Keywords:** convertiplane, unmanned aerial vehicle, kinematic scheme, transient flight mode, numerical modeling, comparative analysis, integral aerodynamic characteristics.

**For citation:** Batrakov, A.S., Garipova, L.I., Kauchakova, M.A. (2026). Comparative analysis of the kinematic schemes of a tiltrotor based on URANS modeling. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 4, pp. 102–117. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-4-102-117

The research was carried out within the state assignment of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation, theme No. 123030100016-5, FZU-2023-0005.

### Введение

Рынок беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в настоящее время является одним из самых быстрорастущих в мире [1]. Этот рост во многом обусловлен способностью БПЛА решать широкий спектр задач, который раньше выполнялся пилотируемой авиацией или вручную. Существуют сценарии применения, когда от БПЛА требуется возможность взлета с неподготовленной поверхности при обеспечении большой дальности и скорости полета. Такие задачи решаются с помощью аппаратов преобразуемого типа, способных обеспечить вертикальный взлет/посадку. Они лишены ключевых недостатков вертолетной и самолетной схем: вер-

толетные системы обладают небольшой крейсерской скоростью, а для самолетных систем необходима взлетно-посадочная полоса. Эффективность создания подъемной силы при вертикальном взлете для таких аппаратов тесно связана с нагрузкой на диск винта (рис. 1).

Существуют различные варианты технической реализации и аэродинамической компоновки БПЛА вертикального взлета/посадки [2–4]. Наиболее перспективными в этом сегменте являются аппараты с поворотными движительными системами – конвертопланы, главная особенность которых состоит в изменении аэродинамической конфигурации: от вертолетного режима (оси движителей верти-

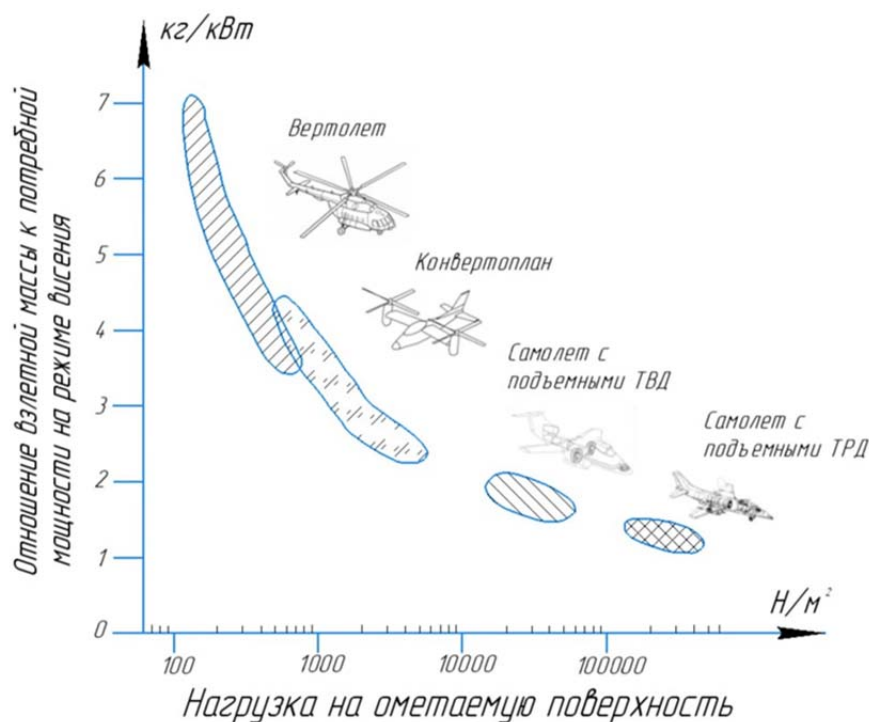


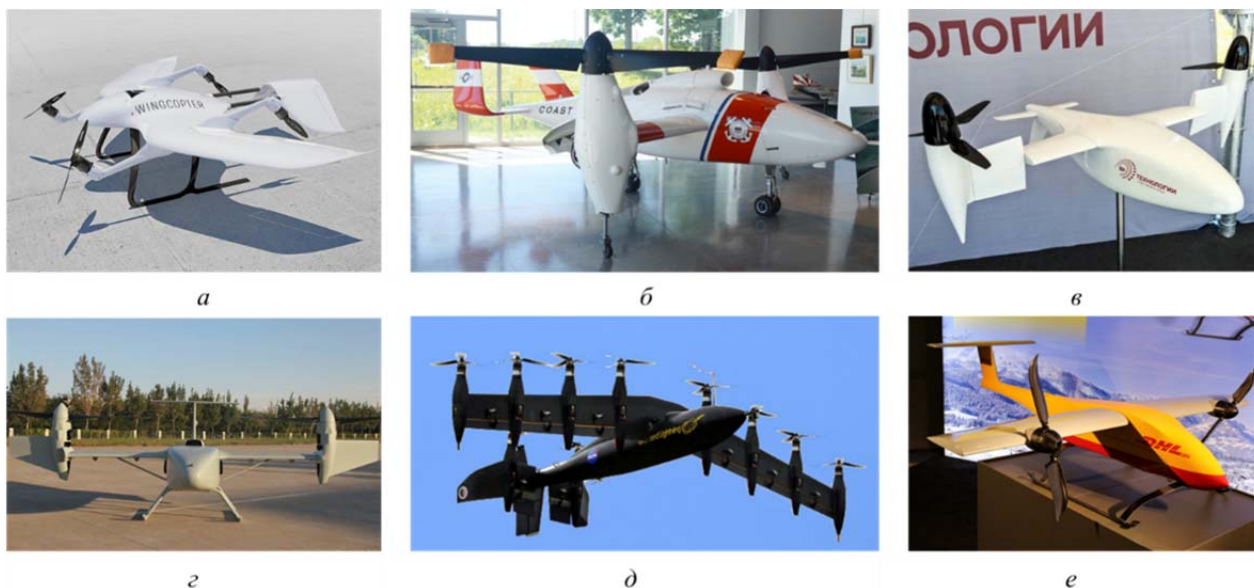
Рис. 1. Эффективность вертикальной подъемной силы при зависании от нагрузки на диск винта [2]  
Fig. 1. Vertical lift efficiency during hovering due to rotor disk load [2]

кальны) для взлета, посадки и полета на малых скоростях до самолетного режима (оси движителей горизонтальны) для крейсерского полета на высоких скоростях.

В зависимости от аэродинамической компоновки и ее технической реализации выделяют несколько подтипов конвертопланов: с поворотными винтами (рис. 2, а) или мотогондолами (рис. 2, б), с поворотным крылом (рис. 2, д, 2, е), смешанный тип с поворотной частью крыла вместе с винтами (рис. 2, в, 2, з). Конвертопланы с поворотными винтами или мотогондолами предполагают изменение вектора тяги за счет поворота отдельных винтомоторных групп при фиксированном положении крыла. Конвертопланы с поворотным крылом характеризуются синхронным поворотом всего крыла вместе с закрепленными на нем двигателями. Наибольшей популярностью у авиаконструкторов пользуется первый тип конвертопланов (рис. 3) благодаря относительной простоте механизации и наследованию принципов, отработанных на пилотируемых аппаратах, таких как V-22 Osprey.

Основной сложностью при проектировании конвертопланов являются переходные режимы, поскольку на этих этапах возникает комплекс проблем, связанных с кардинальным изменением аэродинамики, балансировки и управления.

Ключевой проблемой переходного режима конвертопланов является сложная и нестационарная картина обтекания, вызванная аэродинамической интерференцией. Возникает взаимное влияние воздушных винтов и корпуса летательного аппарата, что может приводить к потере эффективности управления, резкому снижению тяги винтов и возникновению опасных вибраций [5]. Поворот плоскости винта приводит к возникновению вихревых колец, срывных явлений на лопастях и значительным колебаниям нагрузки. Численное моделирование [6] демонстрирует, что эти эффекты носят ярко выраженный нестационарный характер и требуют высокоточной CFD-модели. При повороте крыла конвертоплана, из-за больших углов атаки возможен срыв потока [6, 7]. Для парирования этого явления крыло погружают в скос



**Рис. 2.** БПЛА типа конвертоплан: *а* – Wingcopter<sup>1</sup>, *б* – Bell TR911X Eagle Eye<sup>2</sup>, *в* – БЛА-конвертоплан «ВР технологии»<sup>3</sup>, *г* – CH-10 Rainbow-10<sup>4</sup>, *д* – NASA GL-10 Greased Lightning<sup>5</sup>, *е* – DHL Parcelcopter<sup>6</sup>  
**Fig. 2.** Convertiplane Tiltrotor UAVs: *a* – Wingcopter<sup>1</sup>, *b* – Bell TR911X Eagle Eye<sup>2</sup>, *в* – VR Technologies tiltrotor UAV<sup>3</sup>, *г* – CH-10 Rainbow-10<sup>4</sup>, *д* – NASA GL-10 Greased Lightning<sup>5</sup>, *е* – DHL Parcelcopter<sup>6</sup>

струи от несущих винтов при работе двигателей на повышенной мощности. Хотя этот метод эффективен для взлета, его применение на этапе захода на посадку становится контрпродуктивным и ведет к избыточному расходу энергии. Кроме того, наклоненное крыло подвергается прямому воздействию ветрового напора, что ухудшает управляемость при зависании в условиях порывистого ветра [8].

Непосредственное следствие описанных нестационарных аэродинамических явлений – трудности в обеспечении устойчивости и управляемости. В процессе трансформации летательного аппарата происходит изменение моментов инерции, появляется нелинейность динамических свойств [9, 10], наблюдается изменение статической и динамической устойчивости БПЛА [11, 12]. Поскольку переходный режим полета не является устойчивым, требуется разработка единой архитектуры системы управления, способной эффективно функционировать во всех режимах полета [13–15].

Перечисленные проблемы накладывают отпечаток и на конструкцию аппарата. Размещение тяжелых винтов на концах крыла ограничивает его удлинение, что негативно сказывается на аэродинамическом качестве. Конструктивно поворот винтов требует меньшей прочности опорных точек по сравнению с поворотом крыла, где поворотный механизм должен быть рассчитан на нагрузки от всего крыла [4]. Использование единой

<sup>1</sup> Wingcopter 178 HL [Электронный ресурс] // Wikipedia. URL: <https://id.wikipedia.org/wiki/Wingcopter> (дата обращения: 11.11.2025).

<sup>2</sup> Bell Eagle Eye [Электронный ресурс] // Википедия. URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Bell\\_Eagle\\_Eye](https://ru.wikipedia.org/wiki/Bell_Eagle_Eye) (дата обращения: 11.11.2025).

<sup>3</sup> «Вертолеты России» представят 3 новейших беспилотника [Электронный ресурс] // Военное обозрение. URL: <https://topwar.ru/95454-vertolety-rossii-predstavlyat-3-noveyshih-bespilotnika.html> (дата обращения: 11.11.2025).

<sup>4</sup> CH-10 Rainbow-10 Drone [Электронный ресурс] // GlobalSecurity. URL: <https://www.globalsecurity.org/military/world/china/ch-10.htm> (дата обращения: 11.11.2025).

<sup>5</sup> NASA GL-10 Greased Lightning [Электронный ресурс] // Wikipedia. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/NASA\\_GL-10\\_Greased\\_Lightning](https://en.wikipedia.org/wiki/NASA_GL-10_Greased_Lightning) (дата обращения: 11.11.2025).

<sup>6</sup> DHL Parcelcopter 3 – vDrone [Электронный ресурс] // vDrone. URL: <https://blog.vdr.one/dhl-parcelcopter-3/> (дата обращения: 11.11.2025).

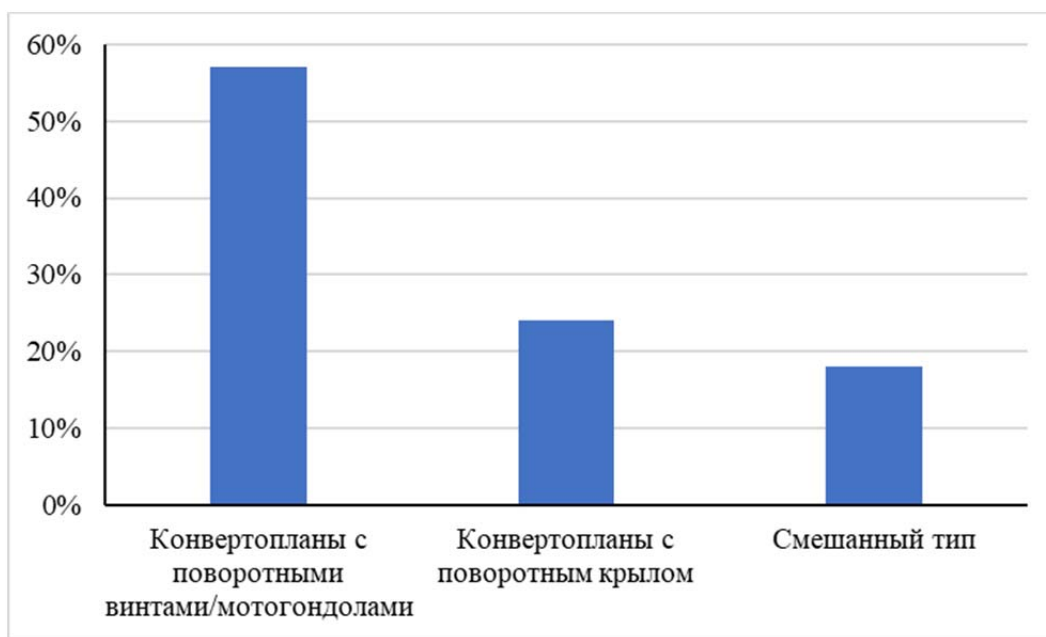


Рис. 3. Процентное соотношение БПЛА-конвертопланов различных типов [4]  
Fig. 3. Percentage of convertiplane UAVs of different types [4]

силовой установки для реализации как вертолетного, так и самолетного режимов полета приводит к повышению удельного расхода топлива и снижению общей энергоэффективности аппарата [16], большие по площади винты приводят к значительным ограничениям в крейсерской скорости полета и высокому расходу топлива [17].

Таким образом, при проектировании летательного аппарата типа конвертоплан одной из актуальных задач является определение аэродинамических характеристик на переходном режиме. Целью настоящей работы

является сравнительный анализ аэродинамических характеристик двух компоновочных решений конвертоплана на переходном режиме полета с помощью средств вычислительной аэродинамики.

### Объект исследования

В качестве прототипа летательного аппарата рассматривается конвертоплан Eagle Eye (рис. 4), основные геометрические параметры которого представлены в табл. 1.



Рис. 4. Беспилотный летательный аппарат Eagle Eye  
Fig. 4. Eagle Eye unmanned aerial vehicle

Таблица 1  
Table 1

Основные геометрические характеристики прототипа  
Main geometric characteristics of the prototype

| Параметр                      | Значения |
|-------------------------------|----------|
| Длина                         | 5,182    |
| Высота                        | 1,737    |
| Размах крыла                  | 4,633    |
| Диаметр винта                 | 3,048    |
| Максимальный взлетный вес, кг | 1 360,7  |
| Скорость полета, км/ч         | 408      |

Для проведения численного моделирования разработана модель (рис. 5) компоновки конвертоплана. Фюзеляж летательного аппарата выполнен в виде набора эллиптических сечений. Длина фюзеляжа составила  $L = 2$  м, высота –  $h = 0,4$  м (рис. 6).

Крыло конвертоплана построено на базе аэродинамического профиля GOE 434, имеет прямоугольную форму в плане. Угол установки крыла по отношению к строительной горизонтали летательного аппарата  $5^\circ$ . Основные геометрические параметры модели

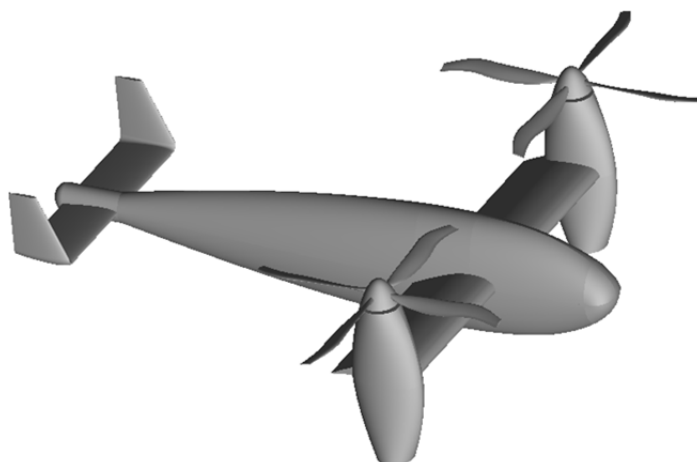


Рис. 5. Расчетная модель конвертоплана  
Fig. 5. Computational model of tiltrotor

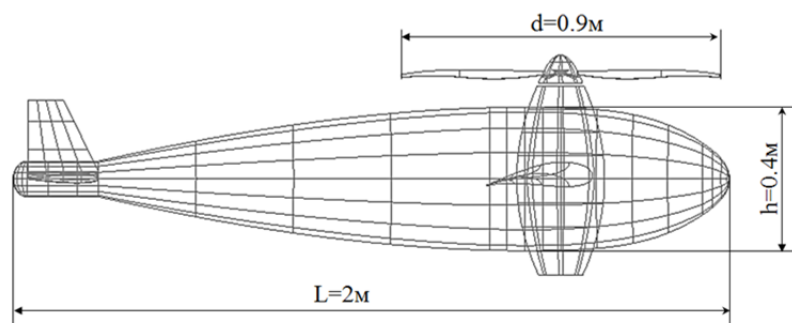


Рис. 6. Геометрические параметры фюзеляжа летательного аппарата  
Fig. 6. Geometric parameters of the aircraft fuselage

представлены в табл. 2. В качестве движителей используются поворотные винты типа КП2, разработанные в научно-исследовательской лаборатории № 1 КНИТУ-КАИ. В рамках данного исследования угол установки лопастей выбран равным  $16^\circ$ , так как при этом наблюдается максимальный относительный коэффициент полезного действия винта.

На базе одной геометрической модели рассматривается два варианта трансформа-

ции летательного аппарата: с поворотным крылом (рис. 7–9) и с неподвижным крылом (рис. 10–12). На крейсерском режиме обе кинематические схемы имеют одинаковую конфигурацию (рис. 13). При реализации различных кинематических схем возникает разная картина аэродинамической интерференции. Оценка аэродинамической интерференции выполнена с помощью численного моделирования для ряда углов поворота винта:  $\alpha_{\text{винта}}$  0, 30, 60,  $90^\circ$ .

Таблица 2  
Table 2

Геометрические характеристики модели  
Geometric characteristics of the model

| Параметр                    | Значения |
|-----------------------------|----------|
| Диаметр винта D, м          | 0,9      |
| Количество лопастей         | 4        |
| Размах крыла L, м           | 1,35     |
| Удлинение крыла $\lambda$   | 4,5      |
| Хорда крыла, м              | 0,3      |
| Площадь крыла, $\text{м}^2$ | 0,405    |

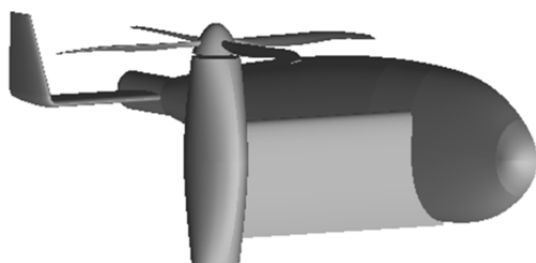


Рис. 7. Конвертоплан с поворотным крылом ( $\alpha_{\text{винта}} = 0^\circ$ )  
Fig. 7. Tilt-wing ( $\alpha_{\text{wing}} = 0^\circ$ )

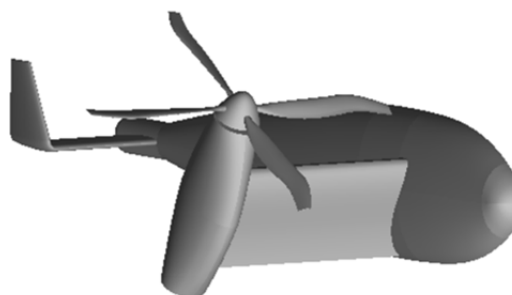


Рис. 8. Конвертоплан с поворотным крылом ( $\alpha_{\text{винта}} = 30^\circ$ )  
Fig. 8. Tilt-wing ( $\alpha_{\text{wing}} = 30^\circ$ )

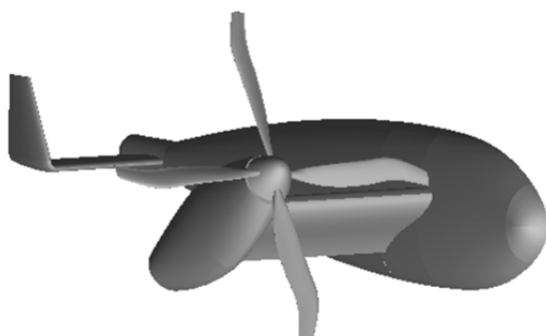


Рис. 9. Конвертоплан с поворотным крылом ( $\alpha_{\text{винта}} = 60^\circ$ )  
Fig. 9. Tilt-wing ( $\alpha_{\text{wing}} = 60^\circ$ )

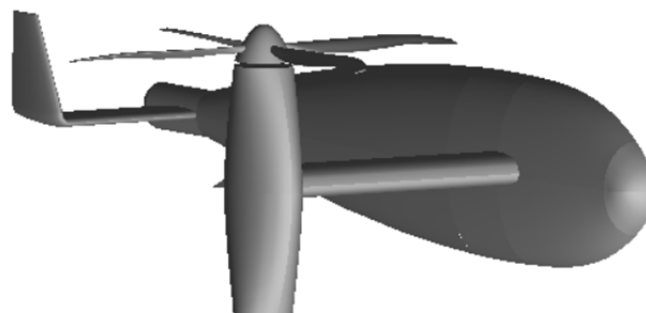
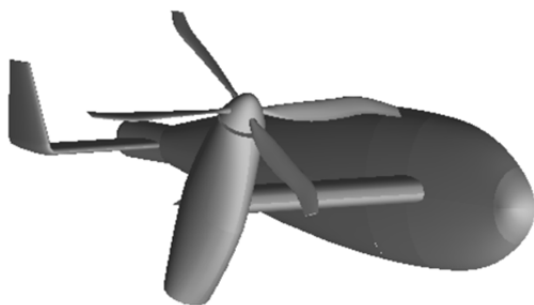
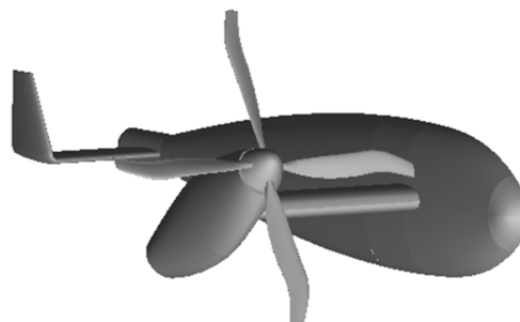


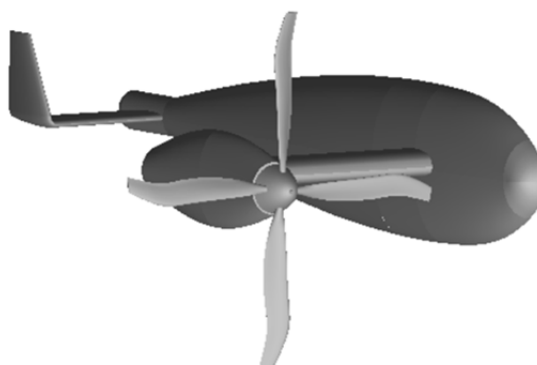
Рис. 10. Конвертоплан с неподвижным крылом ( $\alpha_{\text{винта}} = 0^\circ$ )  
Fig. 10. Fixed wing convertiplane ( $\alpha_{\text{wing}} = 0^\circ$ )



**Рис. 11.** Конвертоплан с неподвижным крылом  
( $\alpha_{\text{винта}} = 30^\circ$ )  
**Fig. 11.** Fixed wing convertiplane ( $\alpha_{\text{wing}} = 30^\circ$ )



**Рис. 12.** Конвертоплан с неподвижным крылом  
( $\alpha_{\text{винта}} = 60^\circ$ )  
**Fig. 12.** Tilt-rotor ( $\alpha_{\text{wing}} = 60^\circ$ )



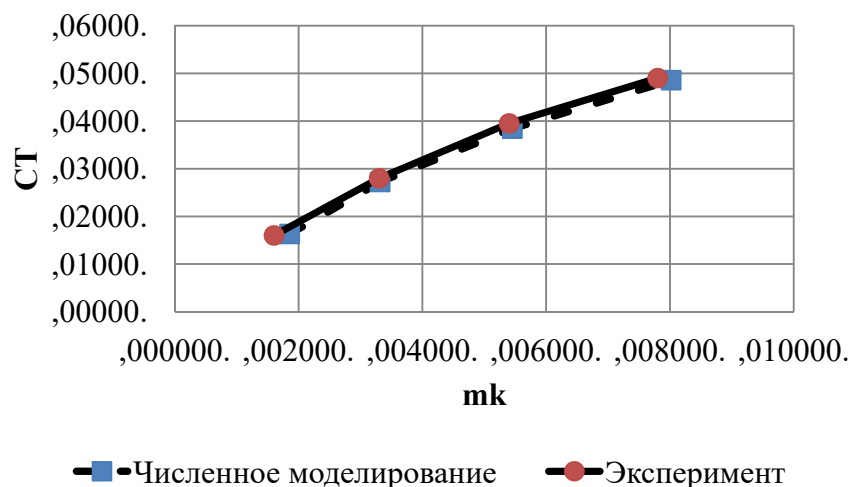
**Рис. 13.** Конвертоплан ( $\alpha_{\text{винта}} = 90^\circ$ )  
**Fig. 13.** Airplane configuration ( $\alpha_{\text{wing}} = 90^\circ$ )

## Математическая модель

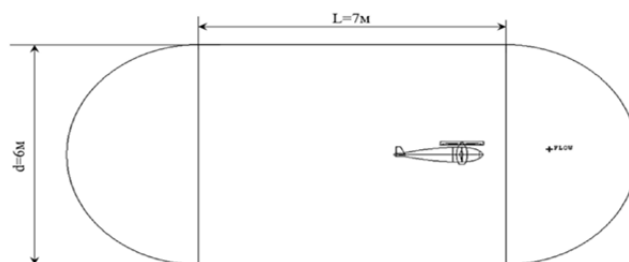
Численное моделирование обтекания компоновки проводится на базе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса в программном комплексе Ansys Fluent в нестационарной постановке (URANS). Для замыкания системы уравнений использовалась модель турбулентности Спаларта – Аллмараса. Модель турбулентности выбрана ввиду наименьших требований к вычислительным ресурсам. Решение уравнений строилось с использованием метода конечных объемов.

На первом этапе выполнено численное и физическое моделирование изолированного

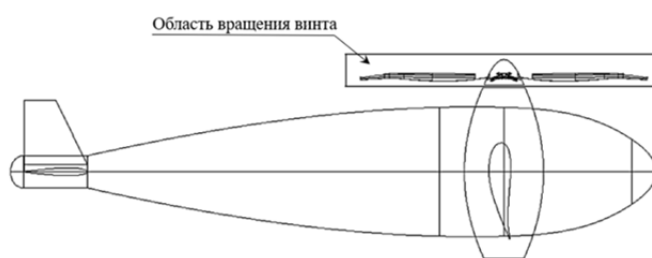
винта на режиме осевого обтекания. Физическое моделирование проведено в аэродинамической трубе Т1-К. Экспериментальная модель винта имеет диаметр 0,9 м, частота вращения винта составляла 1 800 об/мин. Измерение тяги и крутящего момента осуществлялось тензометрическим методом. Эксперимент выполнен для ряда углов установки лопастей в диапазоне от 8 до 20° с шагом 4°. Численное моделирование выполнено в стационарной постановке для одной лопасти с применением граничного условия периодичности. Для расчетов построена многоблочная гексагональная сетка, содержащая порядка 6 млн ячеек. Результаты численного и физического моделирования представлены на рис. 14.



**Рис. 14.** Зависимость коэффициента тяги винта ( $C_T$ ) от коэффициента крутящего момента ( $m_k$ )  
**Fig. 14.** Dependence of the rotor thrust coefficient ( $C_T$ ) from the torque coefficient ( $m_k$ )



**Рис. 15.** Геометрические параметры расчетной области  
**Fig. 15.** Geometric parameters of the computational domain



**Рис. 16.** Разделы расчетной области  
**Fig. 16.** Sections of the computational domain

Из представленных данных следует, что результаты численного моделирования хорошо согласуются с экспериментом.

Внешняя расчетная область представляет собой капсулу, состоящую из цилиндрической части длиной  $L = 7$  м, диаметром  $d = 6$  м и двух полусфер диаметром  $d = 6$  м (рис. 15).

Для моделирования вращательного движения винта выделена цилиндрическая область (рис. 16), содержащая геометрию обтекателя и четырех лопастей.

С учетом того что расчеты выполнены без скольжения, рассматривалось обтекание полумодели с применением граничного условия симметрии.

Дискретизация пространства осуществлялась с помощью тетра-сетки. Максимальный размер ячейки во всей области не превышал 0,5 м. К поверхности летательного аппарата и к области вращения винта выполнено сгущение сетки до размера 0,01 м. В области передней кромки крыла выполнено сгущение

до величины 0,001 м, а в области задней кромки крыла сетка измельчается до величины 0,0005 м. Аналогичное сгущение применено на хвостовом оперении летательного аппарата. Распределение ячеек в плоскости симметрии летательного аппарата представлено на рис. 17.

Для подвижной области с воздушным винтом максимальный размер ячейки составляет не более 0,02 м. Вдоль границ вращающейся области размеры ячеек не более 0,01 м.

Около передней кромки каждой лопасти назначены области повышенной плотности ячеек с размером не более 0,0005 м (рис. 18). На поверхности лопасти (рис. 19) выполнено измельчение сетки в области задней кромки и в концевой части лопасти до размера 0,0005 м.

Расчетная сетка состоит из 7,9 млн элементов в области воздушного винта и 2,6 млн элементов в неподвижной области. Суммарное количество элементов составило 10,5 млн.

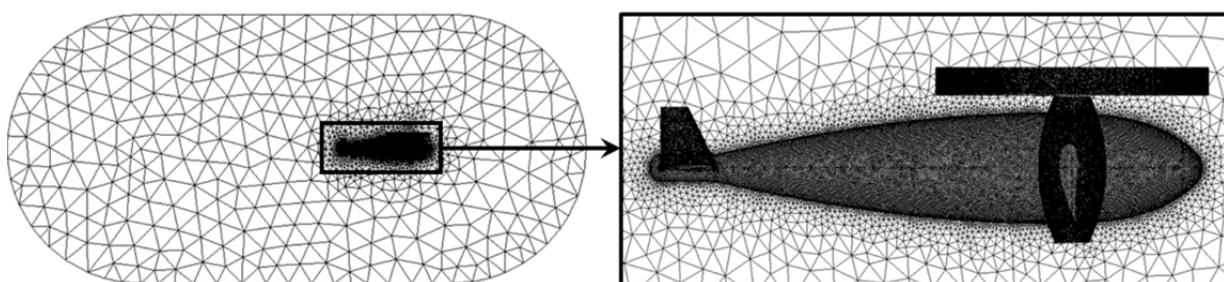


Рис. 17. Расчетная сетка в плоскости симметрии  
Fig. 17. Computational grid in the plane of symmetry

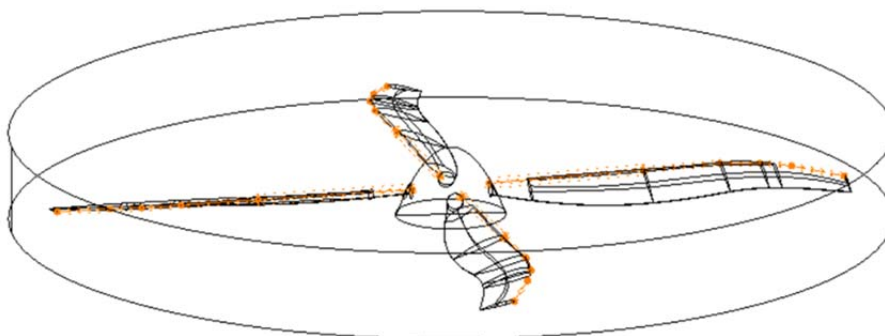


Рис. 18. Вращающаяся область  
Fig. 18. Rotating area

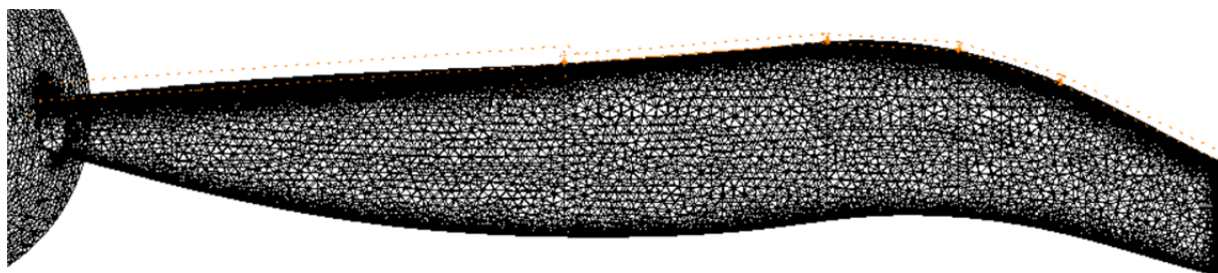


Рис. 19. Распределение ячеек вдоль лопасти  
Fig. 19. Distribution of cells along the blade

На границе вращающейся области используется условие interface. На всех поверхностях модели используется граничное условие типа твердой стенки без проскальзывания. На передней полусфере и цилиндрической поверхности внешней области задается граничное условие входа скорости (Velocity inlet). На задней полусфере устанавливается давление невозмущенного потока (Pressure outlet).

Тип решателя Pressure-Based. Отношение турбулентной вязкости 10 % (Turbulent Viscosity Ratio). Метод сопряженного решения по давлению и скорости (Coupled). Используется схема аппроксимации второго порядка. Шаг по времени соответствует углу поворота винта по азимуту на  $\psi = 6^\circ$ . Внутри каждого шага по времени проводится 20 итераций.

Расчеты проводились до обеспечения сходимости, которое устанавливалось после 6–8 оборотов воздушного винта. После установления сходимости проводилась оценка аэродинамического сопротивления и подъемной силы летательного аппарата. На основании полученных данных выполнялась корректировка скорости полета и частоты вращения винта для каждой конфигурации для обеспечения условия равномерного горизонтального полета (равенство нулю суммы сил,

действующих на летательный аппарат). Вес летательного аппарата задан равным 200 Н. После завершения итерационного процесса выполнена оценка крутящего момента и потребляемой мощности на валу винта. Расчеты выполнены с использованием сервера Dell PowerEdge R440 с общим числом вычислительных ядер 32 типа Intel Xeon Gold.

## Результаты исследования

В результате выполнения численного моделирования получены интегральные аэродинамические характеристики летательного аппарата на различных стадиях переходного режима полета. Полученные результаты для двух рассмотренных моделей конвертоплана представлены в графическом виде на рис. 20–23.

## Обсуждение результатов

Из полученных данных следует, что потребляемая частота вращения винта в обеих конфигурациях приблизительно одинакова, но наблюдается отличие при угле установки винта  $\alpha_{\text{винта}} = 60^\circ$  (рис. 20). На данном режиме в случае неподвижного крыла потребная частота вращения винта выше, чем для случая с поворотным крылом.

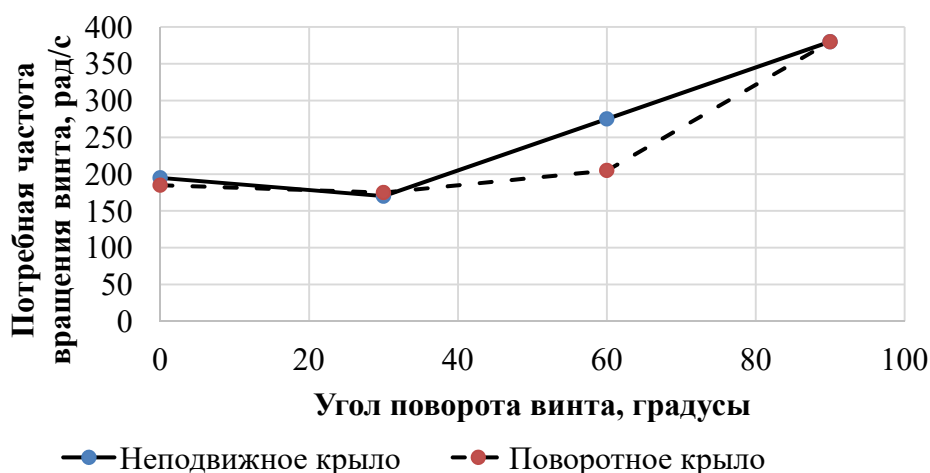


Рис. 20. Зависимость потребляемой частоты вращения винта от угла его поворота  
Fig. 20. The dependence of the required propeller rotation speed from the angle of its rotation

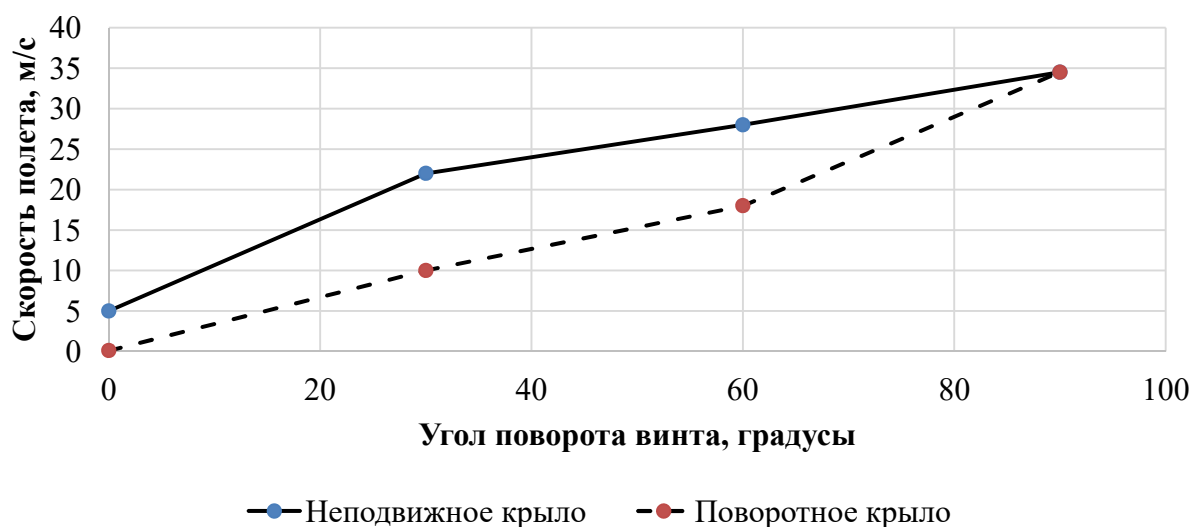


Рис. 21. Зависимость скорости полета летательного аппарата от угла поворота винта  
Fig. 21. The dependence of the flight speed of an aircraft on the propeller rotation angle

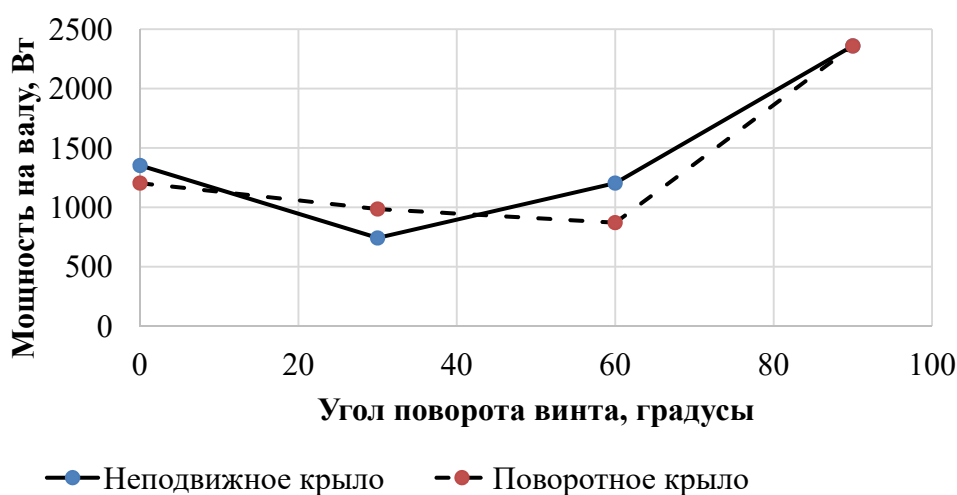


Рис. 22. Зависимость потребной мощности на валу от угла поворота винта  
Fig. 22. Dependence of the required shaft power from the propeller rotation angle

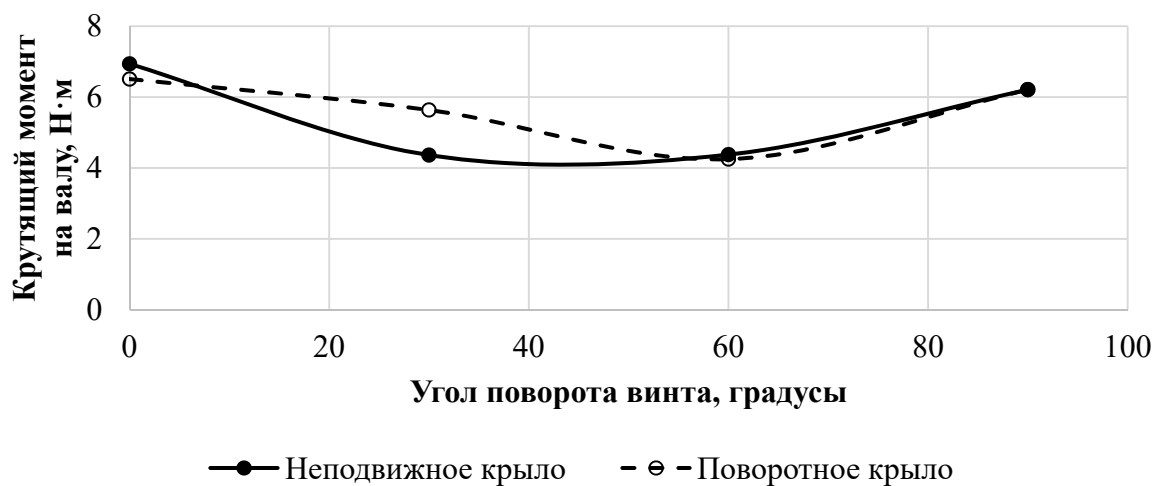
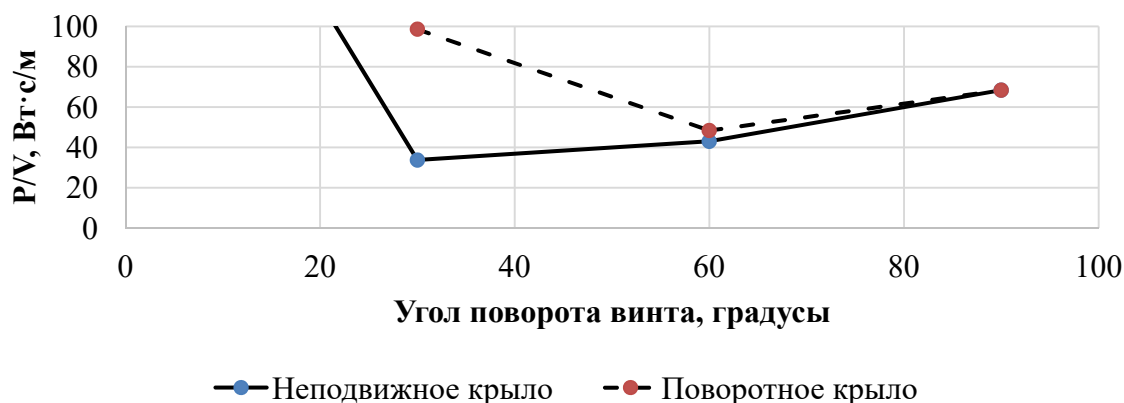


Рис. 23. Зависимость потребного крутящего момента на валу от угла поворота винта  
Fig. 23. The dependence of the required torque on the shaft from the angle of rotation of the screw



**Рис. 24.** Отношение потребляемой мощности на валу к скорости полета в зависимости от угла поворота винта  
**Fig. 24.** The ratio of required shaft power to flight speed depending on the propeller rotation angle

Скорость полета летательного аппарата с неподвижным крылом значительно выше на всем переходном диапазоне изменения углов атаки воздушного винта (рис. 21). Причиной такого поведения является уменьшенное аэродинамическое сопротивление корпуса летательного аппарата за счет малого угла атаки крыла.

На режиме взлета ( $\alpha_{\text{винта}} = 0^\circ$ ) для конфигурации с поворотным крылом потребный крутящий момент и потребляемая мощность винта несколько ниже, чем для конфигурации с неподвижным крылом. Такое отличие обусловлено сопротивлением крыла. На переходных режимах крутящий момент немонотонно зависит от угла поворота крыла (рис. 22).

На рис. 23 видно, что компоновка с поворотным крылом требует большего крутящего момента при угле поворота  $30^\circ$ . При этом скорость полета существенно ниже (10 м/с) по сравнению с аналогичным показателем для компоновки с неподвижным крылом (22 м/с).

Из анализа данных, представленных на рис. 24, следует, что компоновка с неподвижным крылом обладает лучшим отношением потребляемой мощности к скорости полета летательного аппарата по сравнению с конфигурацией с подвижным крылом на переходном режиме полета.

Таким образом, в настоящей работе рассмотрено обтекание компоновки конвертоплана в двух конфигурациях: с поворотным и

неподвижным крылом. При выходе на режим горизонтального полета по-самолетному обе конфигурации идентичны. На режиме вертикального взлета и посадки отличия незначительны. На переходных режимах конфигурация с неподвижным крылом показала лучшие характеристики по сравнению с поворотным крылом.

В настоящей работе рассмотрена упрощенная постановка моделирования без учета циклического шага винта, отклонения руля высоты, динамики переходного процесса. Полученные данные следует рассматривать с точки зрения качественного сопоставления компоновочных решений.

## Список литературы

1. Кузина Е.Ю. Перспективы развития российского рынка беспилотных аппаратов // Российский внешнеэкономический вестник. 2024. № 10. С. 96–108. DOI: 10.24412/2072-8042-2024-10-96-108
2. Maisel M.D., Giulianetti D.J., Dugan D.C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight. Washington, D.C: National Aeronautics and Space Administration, 2000. 222 p.
3. Набиев Р.Н.О., Абдуллаев А.А.О. Беспилотные летательные аппараты конвертопланового типа: текущее состояние и перспективы // Естественные и технические

науки. 2021. № 3. (154). С. 146–162. DOI: 10.25633/ETN.2021.03.13

4. **Seyed A.B., Farzad J., Hamed M.K.** Flight mechanics and control of tilt rotor/tilt wing unmanned aerial vehicles: A review // AUT Journal of Modeling and Simulation. 2021. No. 1. Pp. 49–66. DOI: 10.22060/miscj.-2021.19117.5231

5. **Perez D.G.** Tiltwing transition flight analysis using high-fidelity CFD / D.G. Perez, P.V. Diaz, A. Sanguinetti, S. Yoon [Электронный ресурс] // Conference: The Vertical Flight Society's 80th Annual Forum & Technology Display, 2024. 27 p. DOI: 10.4050/F-0080-2024-1229 (дата обращения: 12.10.2025).

6. **Huan L.** Calculation and analysis of interaction flowfield over tiltrotor aircraft in conversion mode / L. Huan, W. Xiaojun, J. Hongyin, Z. Guiyu, C. Pengcheng, L. Bin [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2021. No. 1081. ID: 012046. 20 p. DOI: 10.1088/1757-899X/1081/1/012046 (дата обращения: 12.10.2025).

7. **Campbell J.P.** Vertical takeoff and landing aircraft. 1st ed. N.Y.: Macmillan, 1962. 202 p.

8. **Sobiesiak L.A., Fortier-Topping H., Beaudette D. и др.** Modelling and control of transition flight of an eVTOL tandem tilt-wing aircraft [Электронный ресурс] // 8th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS), 2019. 14 p. DOI: 10.13009/EUCASS2019-137 (дата обращения: 12.10.2025).

9. **Rohr D.** Nonlinear model predictive velocity control of a VTOL tiltwing UAV / D. Rohr, M. Studiger, T. Stastny, N.R.J. Lawrance, R. Siegwart // IEEE Robotics and Automation Letters. 2021. Vol. 6, no. 3. Pp. 5776–5783. DOI: 10.1109/LRA.2021.3084888

10. **Аполлонов Д.В.** Выбор архитектуры системы автоматического управления преобразуемого беспилотного летательного аппарата – «конвертоплана» / Д.В. Аполлонов, К.И. Бибилова, В.М. Шибаев, А.В. Гаврилова [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2021. № 121. DOI: 10.34759/trd-2021-121-25 (дата обращения: 12.10.2025).

11. **Lu K.** Flight dynamics modeling and dynamic stability analysis of tilt-rotor aircraft / K. Lu, L. Chunsheng, C. Li, R. Chen [Электронный ресурс] // International Journal of Aerospace Engineering. 2019. ID: 5737212. 15 p. DOI: 10.1155/2019/5737212 (дата обращения: 12.10.2025).

12. **Аполлонов Д.В.** Формирование алгоритмов системы автоматического управления преобразуемого беспилотного летательного аппарата / Д.В. Аполлонов, К.И. Бибилова, В.М. Шибаев, И.Е. Ефимова [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2022. № 122. DOI: 10.34759/trd2022-122-23 (дата обращения: 12.10.2025).

13. **Черноморский А.И.** Структура и законы управления тягой четырехроторного конвертоплана в переходном режиме его полета / А.И. Черноморский, Э. Курис, К.С. Лельков, В.А. Петрухин, А.А. Кругов // Известия ТулГУ. Технические науки. 2021. № 10. С. 37–44. DOI: 10.24412/2071-6168-2021-10-37-44

14. **Мясников М.И., Ильин И.Р.** Основные принципы построения структуры и алгоритмов систем управления конвертопланов // Научный вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 70–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-70-89

15. **Мясников М.И., Ильин И.Р.** Математическая модель динамики полета конвертируемого винтокрылого летательного аппарата с системой автоматического управления // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 3. С. 187–200.

16. **Johnson W., Silva C.** Observations from exploration of VTOL urban Air mobility designs [Электронный ресурс] // Presented at the 7th Asian/Australian Rotorcraft Forum. Korea, Jeju Island, 30 October-1 November 2018. 15 p. URL: [https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson\\_Silva\\_ARF2018.pdf](https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson_Silva_ARF2018.pdf) (дата обращения: 12.10.2025).

17. **Droandi G., Zanotti A., Gibertini G.** Aerodynamic interaction between rotor and tiltwing in hovering flight condition [Электронный ресурс] // Journal of the American Helicopter Society. 2015. Vol. 60, no. 4. 20 p.

DOI: 10.4050/JAHS.60.042011 (дата обращения: 12.10.2025).

## References

1. Kuzina, E.Yu. (2024). Prospects for Russia's unmanned aerial vehicle market. *Russian Foreign Economic Bulletin*, no. 10, pp. 96–108. DOI: 10.24412/2072-8042-2024-10-96-108 (in Russian)
2. Maisel, M.D., Giulianetti, D.J., Dugan, D.C. (2000). The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight. Washington, D.C: National Aeronautics and Space Administration, 222 p.
3. Nabyev, R.N.O., Abdullayev, A.A.O. (2021). About convertiplane type unmanned aerial vehicles: current situation and perspectives. *Natural and Technical Sciences*, no. 3 (154), pp. 146–162. DOI: 10.25633/ETN.2021.03.13 (in Russian)
4. Seyed, A.B., Farzad, J., Hamed, M.K. (2021). Flight mechanics and control of tilt rotor/tilt wing unmanned aerial vehicles: A review. *AUT Journal of Modeling and Simulation*, no. 1, pp. 49–66. DOI: 10.22060/miscj.2021.-19117.5231
5. Perez, D.G., Diaz, P.V., Sanguinetti, A., Yoon, S. (2024). Tiltwing transition flight analysis using high-fidelity CFD. In: *Conference: The Vertical Flight Society's 80th Annual Forum & Technology Display*, 27 p. (accessed: 12.10.2025).
6. Huan, L., Xiaojun, W., Hongyin, J., Guiyu, Z., Pengcheng, C., Bin, L. (2021). Calculation and analysis of interaction flowfield over tiltrotor aircraft in conversion mode. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, no 1081, ID: 012046, 20 p. DOI: 10.1088/1757-899X/1081/1/012046 (accessed: 12.10.2025).
7. Campbell, J.P. (1962). Vertical takeoff and landing aircraft. 1st ed. N.Y.: Macmillan, 202 p.
8. Sobiesiak, L.A., Fortier-Topping, H., Beaudette, D. et al. (2019). Modelling and control of transition flight of an eVTOL tandem tiltwing aircraft. In: *8th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS)*, 14 p. DOI: 10.13009/EUCASS2019-137 (accessed: 12.10.2025).
9. Rohr, D., Studiger, M., Stastny, T., Lawrance, N.R.J., Siegwart, R. (2021). Non-linear model predictive velocity control of a VTOL tiltwing UAV. *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 6, no. 3, pp. 5776–5783. DOI: 10.1109/LRA.2021.3084888
10. Apollonov, D.V., Bibikova, K.I., Shibaev, V.M., Gavrilova, A.V. (2021). Choosing the architecture of the automatic control system of a convertible unmanned aerial vehicle a tiltrotor. *Trudy MAI*, no. 121. DOI: 10.34759/trd-2021-121-25 (accessed: 12.10.2025). (in Russian)
11. Lu, K., Chunsheng, L., Li, C., Chen, R. (2019). Flight dynamics modeling and dynamic stability analysis of tilt-rotor aircraft. *International Journal of Aerospace Engineering*, ID: 5737212, 15 p. DOI: 10.1155/2019/5737212 (accessed: 12.10.2025).
12. Apollonov, D.V., Bibikova, K.I., Shibaev, V.M., Efimova, I.E. (2022). Creation of algorithms for the automatic control system of the convertible unmanned aerial vehicle. *Trudy MAI*, no. 122. DOI: 10.34759/trd-2022-122-23 (accessed: 12.10.2025). (in Russian)
13. Chernomorsky, A.I., Kuris, E.D., Lelkov, K.S., Petrukhin, V.A., Krugov, A.A. (2021). The structure and thrust control laws of a four-rotor tiltrotor in the transient mode of its flight. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskiye nauki*, no. 10, pp. 37–44. DOI: 10.24412/2071-6168-2021-10-37-44 (in Russian)
14. Myasnikov, M.I., Ilyin, I.R. (2024). Basic principals of the tiltrotors flight control system architecture and algorithms. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 5, pp. 70–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-70-89 (in Russian)
15. Myasnikov, M.I., Il'in, I.R. (2023). Flight dynamics model of convertible rotary-winged aircraft with automatic control system. *Aerospace MAI Journal*, vol. 30, no. 3, pp. 187–200. (in Russian)
16. Johnson, W., Silva, C. (2018). Observations from exploration of VTOL urban air mobility designs. In: *Presented at the 7th*

*Asian/Australian Rotorcraft Forum*, Jeju Island, Korea October 30-November 1, 15 p. Available at: [https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson\\_Silva\\_ARF2018.pdf](https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson_Silva_ARF2018.pdf) (accessed: 12.10.2025).

17. **Droandi, G., Zanotti, A., Gibertini, G.** (2015). Aerodynamic interaction between rotor and tilting wing in hovering flight condition. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 60, no. 4, 20 p. DOI: 10.4050/JAHS.60.042011 (accessed: 12.10.2025).

### Сведения об авторах

**Батраков Андрей Сергеевич**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры аэрогидродинамики Казанского национального исследовательского технического университета имени А.Н. Туполева – КАИ, [batrakov\\_a.c@mail.ru](mailto:batrakov_a.c@mail.ru).

**Гарипова Ляйсан Ильдусовна**, кандидат технических наук, доцент кафедры аэрогидродинамики Казанского национального исследовательского технического университета имени А.Н. Туполева – КАИ, [lyaysan\\_garipova@mail.ru](mailto:lyaysan_garipova@mail.ru).

**Каучакова Марина Андреевна**, студент Казанского национального исследовательского технического университета имени А.Н. Туполева – КАИ, [alehan.orlov.45@mail.ru](mailto:alehan.orlov.45@mail.ru).

### Information about the authors

**Andrei S. Batrakov**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aerohydrodynamics Chair, Kazan State Technical University named after A.N. Tupolev, [batrakov\\_a.c@mail.ru](mailto:batrakov_a.c@mail.ru).

**Lyaysan I. Garipova**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the of Aerohydrodynamics Chair, Kazan State Technical University named after A.N. Tupolev, [lyaysan\\_garipova@mail.ru](mailto:lyaysan_garipova@mail.ru).

**Marina A. Kauchakova**, Student, Kazan State Technical University named after A.N. Tupolev, [alehan.orlov.45@mail.ru](mailto:alehan.orlov.45@mail.ru).

Поступила в редакцию 19.12.2025  
Одобрена после рецензирования 09.02.2026  
Принята в печать 23.07.2026

Received 19.12.2025  
Approved after reviewing 09.02.2026  
Accepted for publication 23.07.2026