

## Численное исследование аэродинамических и энергетических характеристик циклоидального ротора под действием набегающего потока

Ю. Н. ГОРЮНОВ<sup>1,\*</sup>, АРТ. А. ДЕКТЕРЕВ<sup>2</sup>, А. А. ДЕКТЕРЕВ<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет, Красноярск, Россия

<sup>2</sup>Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, Новосибирск, Россия

\*Контактный e-mail: yuri.goryunov@yandex.ru

Исследование направлено на разработку и апробацию методики численного моделирования аэродинамических и энергетических характеристик циклоидального ротора. За основу взята конфигурация ротора IAT21 L3. Для нее с использованием CFD-пакета ANSYS Fluent построена математическая модель и выполнен расчет. Проанализировано влияние скорости набегающего потока воздуха на движущийся ротор. Математическая модель и полученные результаты исследования могут быть использованы при создании летательных аппаратов с движителями роторного типа.

*Ключевые слова:* циклоидальный ротор, аэродинамика, вычислительная гидродинамика, турбулентность.

*Библиографическая ссылка:* Горюнов Ю.Н., Дектерев Арт.А., Дектерев А.А. Численное исследование аэродинамических и энергетических характеристик циклоидального ротора под действием набегающего потока // Вычислительные технологии. 2018. Т. 23, № 6. С. 25–34. DOI: 10.25743/ICT.2018.23.6.004.

### Введение

Один из типов перспективных движителей для летательных аппаратов (ЛА) — циклоидальный ротор [1–4]. Он представляет собой устройство с горизонтальной осью вращения, параллельно которой расположены аэродинамические поверхности (лопасти). Управление углом наклона лопастей ротора позволяет почти мгновенно изменять вектор тяги, что является одним из преимуществ движителя такого типа, обеспечивая вертикальный взлет-посадку и высокую маневренность ЛА. Все проводимые в мире исследования циклоидального ротора можно подразделить на два типа: создание беспилотных ЛА малых размеров [2, 3, 5, 6] и создание летательных транспортных средств для перевозки людей и грузов. За рубежом (Южная Корея, США, Китай, Италия) уже проведены летные испытания ЛА малых размеров от 0.03 до 100 кг, но пока не созданы крупномасштабные летательные аппараты, использующие циклоидальные роторы в качестве движителя. Зарубежными учеными проводятся численные и экспериментальные исследования циклоидальных роторов различных моделей и размеров. Сегодня отрабатана методика численного моделирования циклоидальных роторов [1–4, 7, 8].

Несколько работ посвящены исследованию крупномасштабных роторов, которые могут быть использованы для создания ЛА [1, 4, 7, 8]. В [1] дана оценка энергетических характеристик ротора IAT21 L3 в режиме висения, рассмотрено влияние геометрических параметров ротора на эти характеристики. В [4] описано исследование энергетических характеристик циклоидального ротора при горизонтальном и вертикальном полетах, но рассматривается только одна скорость набегающего потока (10 м/с) при скорости вращения ротора 600 об./мин. В работе [8] описана попытка создания ЛА с применением роторных движителей, но авторы столкнулись с проблемой нехватки мощности используемого двигателя. Исходя из анализа работ, посвященных крупномасштабным циклоидальным роторам [1, 4, 7, 8], видно, что лучшими энергетическими характеристиками и наиболее высоким потенциалом для применения в ЛА обладает конфигурация IAT21 L3 [1]. Однако для этой конфигурации ротора на сегодняшний день не осуществлена оценка энергетических характеристик в режиме висения и при различных скоростях горизонтального полета. Цель настоящего исследования — разработать и апробировать методики численного моделирования циклоидального ротора, а также исследовать аэродинамические и энергетические характеристики ротора в режиме висения и под действием набегающего потока.

## 1. Описание кинематики ротора

Наиболее распространенным для осуществления поворота лопасти в циклоидальных роторах является так называемый четырехзвенный механизм. Схема кинематики одной лопасти циклоидального ротора представлена на рис. 1 [1, 4]. Лопасть вращается относительно оси ротора с началом координат в точке  $O$  и одновременно способна поворачиваться вокруг собственной оси. Поворот лопастей наделяет циклоидальный ротор возможностью направлять тягу вдоль заданного направления. Относительный угол  $\theta$

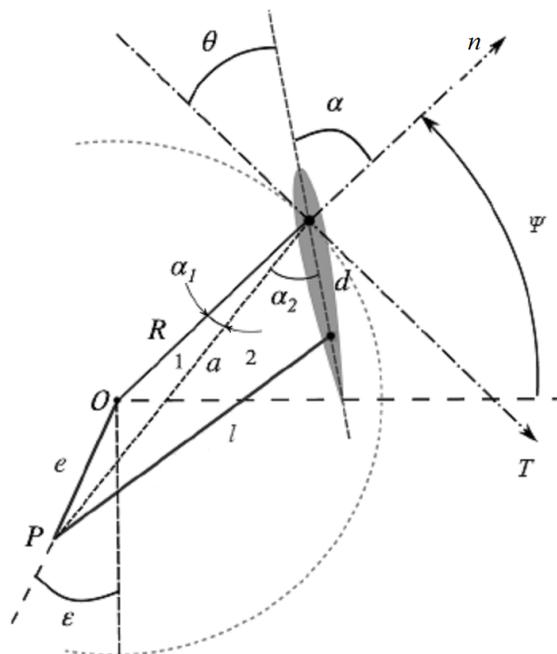


Рис. 1. Кинематика лопасти циклоидального ротора

между линией хорды лопасти и тангенциальным направлением ротора называется углом наклона лопасти. Угол наклона изменяется периодически в течение цикла вращения в зависимости от азимутального положения лопасти  $\Psi$ . Угол  $\varepsilon$  задает направление тяги циклоидального ротора, а величина эксцентриситета  $e$  — максимальные углы поворота лопастей.

Из рис. 1 видно, что угол наклона равен  $\theta = \pi/2 - \alpha$ , где  $\alpha = \alpha_1 + \alpha_2$ . Расстояние  $a$  от точки поворота к точке  $P$ , угол  $\alpha_1$  и длина тяги  $l$  могут быть легко представлены с помощью простых тригонометрических выражений:

$$a^2 = e^2 + R^2 - 2eR \cos\left(\Psi + \varepsilon + \frac{\pi}{2}\right),$$

$$\frac{\sin(\alpha_1)}{e} = \frac{\sin\left(\Psi + \varepsilon + \frac{\pi}{2}\right)}{a} = \frac{\cos(\Psi + \varepsilon)}{a},$$

$$l^2 = a^2 + d^2 - 2ad \cos(\alpha_2),$$

где  $R$  — радиус ротора,  $\varepsilon$  — фазовый угол эксцентриситета и  $e$  — величина эксцентриситета. Комбинируя приведенные выражения, можно получить зависимость мгновенного угла наклона лопастей от азимутального положения лопасти:

$$\theta = \frac{\pi}{2} - \arcsin\left(\frac{e}{a} \cos(\Psi + \varepsilon)\right) - \arccos\left(\frac{a^2 + d^2 - l^2}{2ad}\right).$$

В настоящем исследовании использовалась конфигурация циклоидального ротора IAT21 L3 [1, 4] (рис. 2). Радиус ротора составлял  $R = 0.6$  м, расстояние между осью вращения лопасти и точкой крепления управляющей тяги  $d = 0.12$  м, длина тяги  $l = 0.61$  м. Величина эксцентриситета  $e = 0.073$  и угол  $\varepsilon = 0$  обеспечивали изменение угла наклона лопастей от  $+36^\circ$  (при  $\Psi = 90^\circ$ ) до  $-39^\circ$  (при  $\Psi = 270^\circ$ ).

Профиль лопастей ротора соответствует профилю NACA0016; количество лопастей 6; длина лопасти  $s = 1.2$  м; хорда лопасти  $c = 0.3$  м; расстояние до оси вращения (РА) равно 0.105 м.

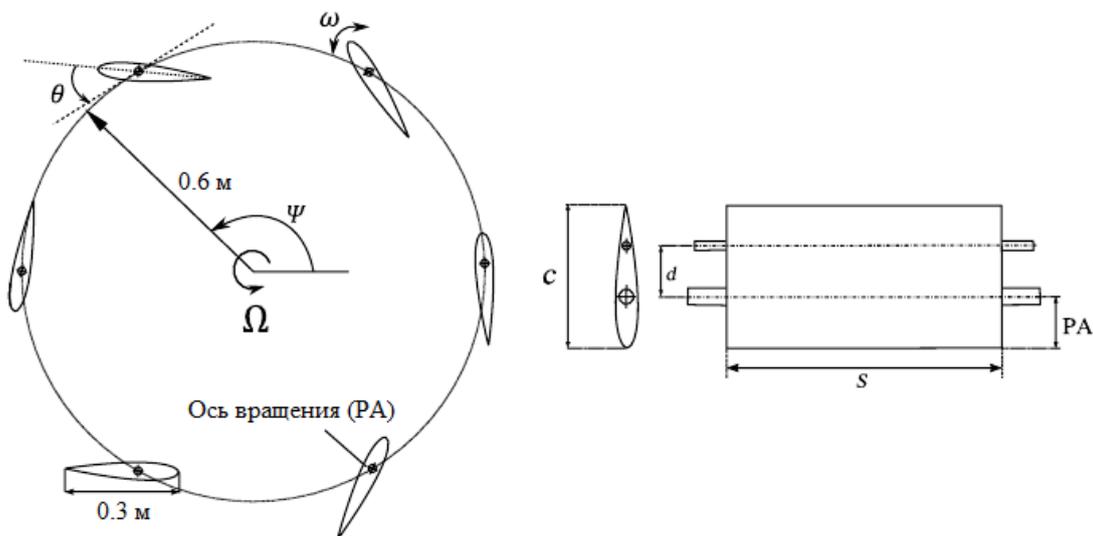


Рис. 2. Конфигурация ротора

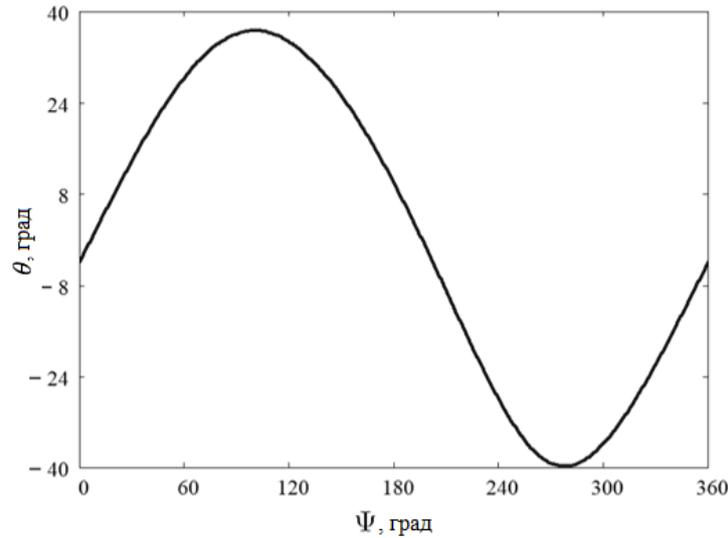


Рис. 3. График изменения угла наклона лопасти в зависимости от азимутального положения

На рис. 3 представлен график изменения угла наклона лопасти за один оборот ротора.

## 2. Математическая модель

Задача обтекания вращающегося циклоидального ротора потоком воздуха решалась в двумерной нестационарной постановке с помощью осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса для несжимаемой жидкости:

$$\frac{\partial v_i}{\partial x_i} = 0,$$

$$\frac{\partial v_i}{\partial t} + v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( (\nu + \nu_T) \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \right).$$

Здесь  $\rho$  — плотность жидкости;  $\nu$  — кинематическая вязкость;  $\nu_T$  — турбулентная вязкость;  $t$  — время;  $\tilde{p} = p + \frac{2}{3}\rho\kappa$  — модифицированное давление;  $v$  — скорость потока жидкости;  $\kappa$  — кинетическая энергия турбулентности.

В большинстве работ (см., например, [1, 4, 6–8]) используются модели турбулентности SA и  $k-\omega$  SST. В данной работе для расчета выбрана более совершенная двухпараметрическая модель турбулентности  $k-\omega$  SST с применением пристеночных функций. В районе стенок лопастей  $y^+$  составляет 5...25. Для аппроксимации уравнений использовались схемы второго порядка точности по времени и пространству.

## 3. Оценка аэродинамических и энергетических характеристик

Для оценки аэродинамических и энергетических характеристик использовались следующие выражения для коэффициента подъемной силы ротора и коэффициента аэродинамического сопротивления [2]:

$$C_L = \frac{F_L}{\rho A \omega^2 R^2}, \quad C_D = \frac{F_D}{\rho A \omega^2 R^2},$$

где  $A = 2(\pi R)b$  — внутренняя площадь ротора;  $F_L$  и  $F_D$  — вертикальная и горизонтальная составляющие силы ротора;  $b$  — длина лопасти;  $R$  — радиус ротора;  $\rho$  — плотность воздуха;  $\omega$  — скорость вращения ротора.

Сила, действующая на лопасти вдоль заданного направления (горизонтальное  $F_D$ , вертикальное  $F_L$ ), вычисляется путем суммирования сил давления и вязких сил на каждой лопасти. Слагаемые в этом суммировании представляют собой компоненты давления и вязкой силы в заданном направлении. Для горизонтальной компоненты

$$F_x = F_{px} + F_{vx}$$

( $F_p$  — силы давления,  $F_v$  — вязкостные силы). Тяга циклоидального ротора рассчитывалась следующим образом [3]:

$$P = \sqrt{F_L^2 + F_D^2}.$$

Потребляемая ротором мощность  $N = M\omega$  ( $M$  — суммарный момент лопастей относительно центра ротора).

#### 4. Тестирование расчетной модели

Выполнен расчет энергетических характеристик циклоидального ротора при вращении со скоростью 1000 об./мин, полученные данные расчета сравнивались с результатами из работы [1]. Решение производилось с использованием программного комплекса ANSYS Fluent. Расчетная область имела прямоугольную форму. Расстояние от границ расчетной области до ротора составляло 15 диаметров ротора. На всех внешних границах расчетной области задавалось постоянное давление, а скорость определялась путем линейной экстраполяции из внутренних точек области. Проблема переменного угла атаки

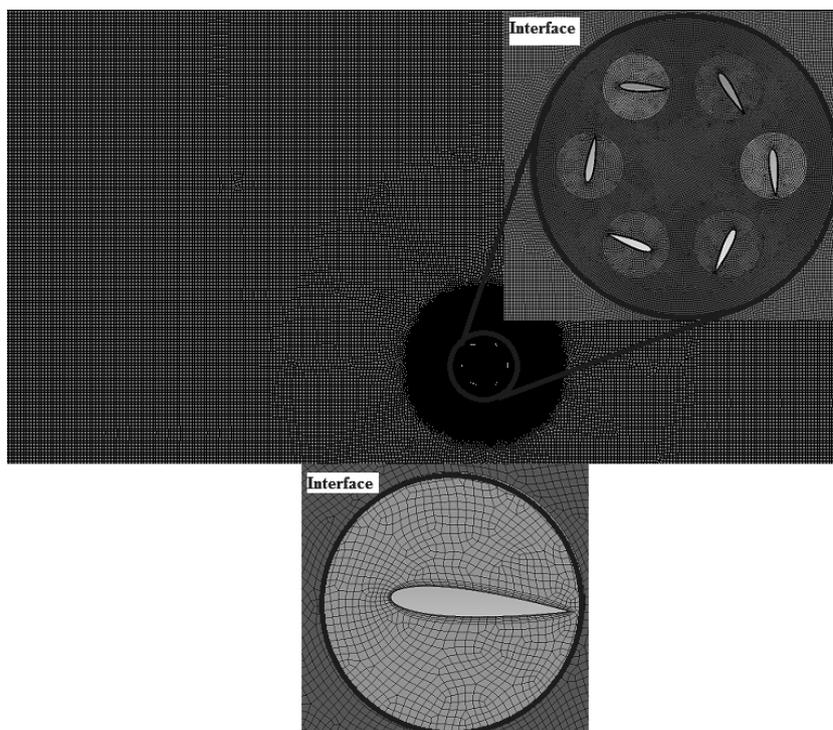


Рис. 4. Расчетная сетка

лопастей, как и в работах [1, 4, 7, 8], решалась за счет реализации кинематической схемы, описанной выше с использованием скользящих сеток. Между прямоугольной областью и внешней областью ротора создавался скользящий интерфейс сетки, с помощью которого происходил обмен информацией между ротором и внешней областью, и задавалось вращение ротора. Во внутренней части ротора находились круглые области, где помещены лопасти. Между каждой круглой областью с лопастью и внутренней областью ротора также создан скользящий интерфейс сетки, за счет которого происходили обмен информацией с внутренней частью ротора и вращение лопастей ротора по кинематической схеме, описанной выше.

На рис. 4 представлена расчетная сетка с использованием скользящих интерфейсов. Исследовалось влияние детализации расчетной сетки на результаты расчета, сравни-

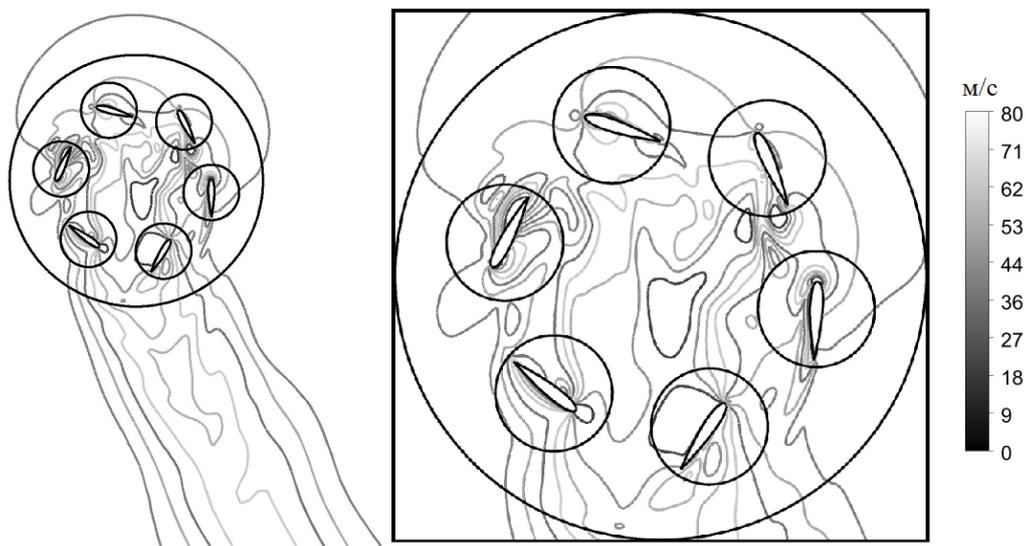


Рис. 5. Мгновенное поле скорости, м/с

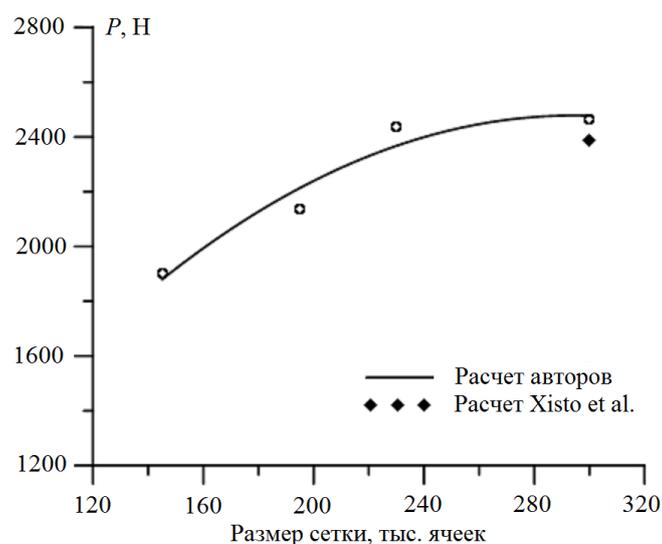


Рис. 6. Зависимость тяги ротора от размера расчетной сетки при скорости вращения ротора 1000 об./мин

вались сетки, состоящие из 145 000, 195 000, 230 000 и 300 000 четырехугольных ячеек. Во время расчета использовался временной шаг, равный  $\Delta t_1 = T/360$ , где  $T = 2\pi/\omega$  соответствует повороту ротора на  $1^\circ$  за один шаг. Двукратное уменьшение шага не приводит к значительным изменениям измеряемых интегральных характеристик. После ста оборотов ротора с заданным шагом устанавливалась картина течения, затем за следующие пять оборотов снимались показатели подъемной силы, аэродинамического сопротивления и крутящего момента и значения усреднялись за эти пять оборотов.

На рис. 5 показано характерное поле скоростей, построенное в результате расчета. Полученные данные для тяги и затрачиваемой ротором мощности сравнивались с результатами из статьи [1] и показали хорошее соответствие (рис. 6). В ходе исследования влияния детализации расчетной сетки установлено, что использование грубых расчетных сеток приводит к недооценке тяги на сетке, содержащей 300 000 узлов. полученные результаты хорошо соответствуют расчетным данным из [1]. Эта сетка выбрана для проведения дальнейших расчетных исследований.

## 5. Обтекание циклоидального ротора набегающим потоком

Рассматривалась задача с набегающим с левой стороны потоком при вращении ротора против часовой стрелки. На левой границе расчетной области задавался поток со скоростями  $U_b = 20, 35, 40, 50, 55, 60, 70$  и  $80$  км/ч. Скорость вращения ротора составляла 1000 об./мин. В результате расчета обтекания ротора набегающим потоком с различными скоростями установлено возрастание коэффициентов подъемной силы и аэродинамического сопротивления, что видно на рис. 7, *a* и *б* соответственно. Под влиянием набегающего потока наблюдается постепенное изменение направления вектора тяги. При скоростях выше 80 км/ч отмечено возникновение крупномасштабных пульсаций, природа которых на данный момент не ясна. Возможно, это связано с проблемами численного алгоритма, 2D-постановкой задачи и развитием реальных неустойчивостей

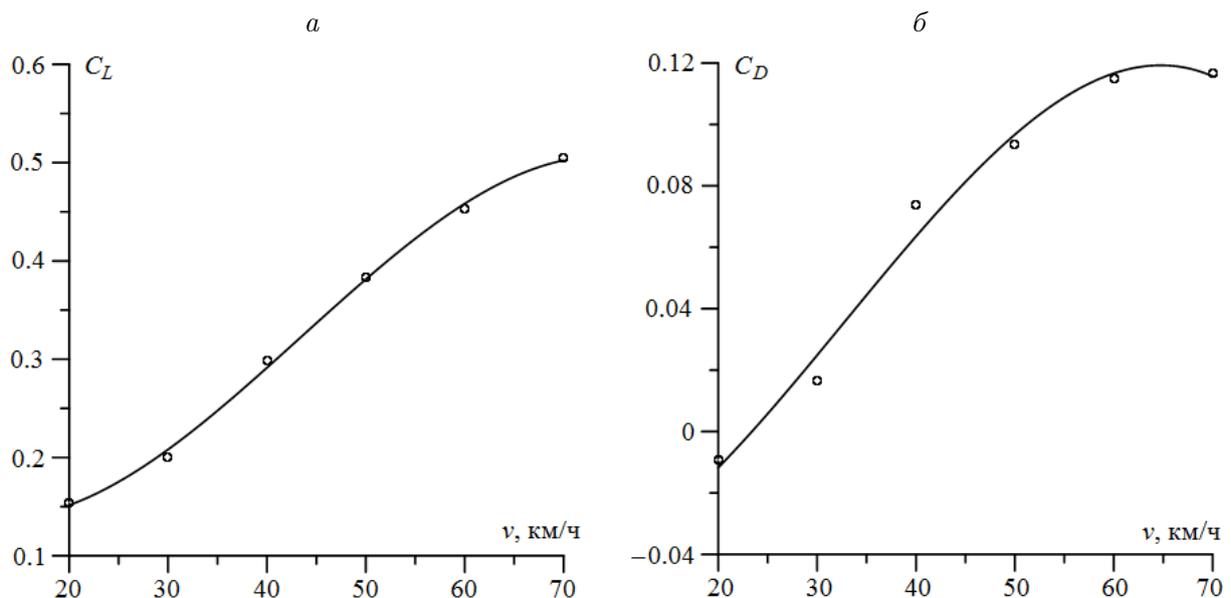


Рис. 7. Зависимости коэффициента подъемной силы  $C_L$  (*a*) и коэффициента аэродинамического сопротивления  $C_D$  (*б*) от скорости набегающего потока

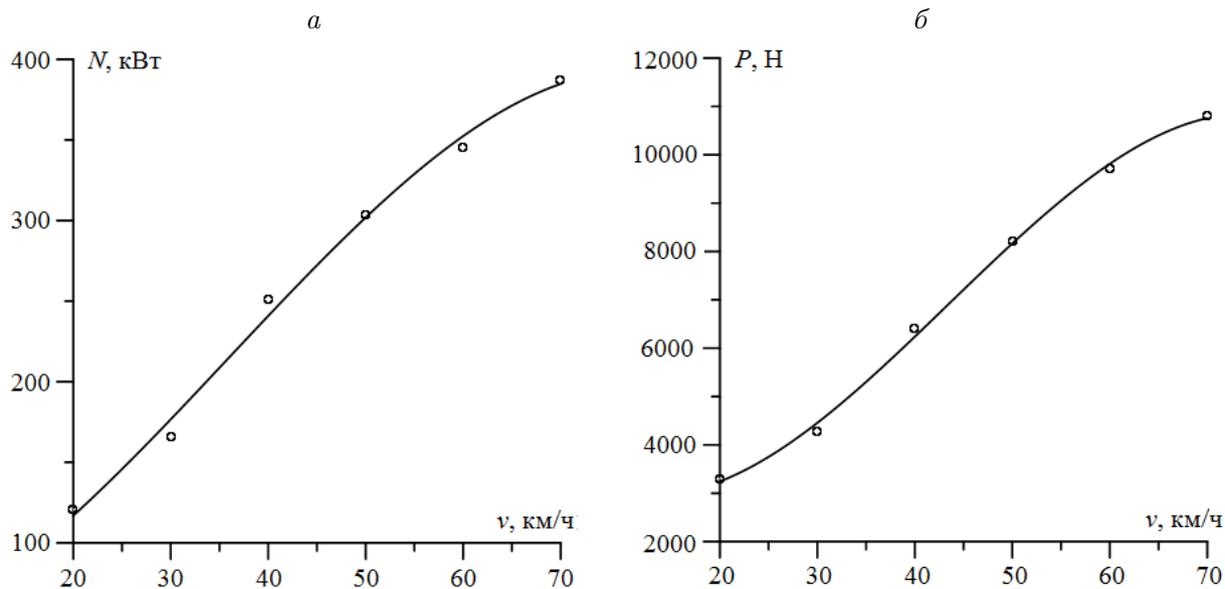


Рис. 8. Зависимости потребляемой ротором мощности (а) и тяги ротора (б) от скорости набегающего потока

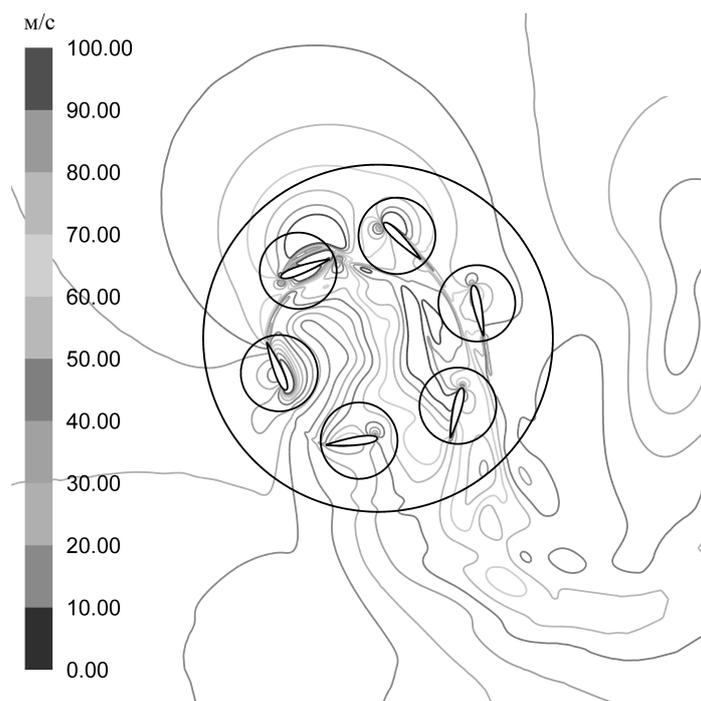


Рис. 9. Мгновенное поле скорости при набегающем на ротор потоке 80 км/ч

в потоке. Результаты расчета энергетических характеристик ротора показали прямо пропорциональное увеличение тяги с ростом скорости набегающего потока, как можно видеть из рис. 8, б. В то же время с увеличением тяги возрастает потребляемая ротором мощность, что хорошо видно из рис. 8, а.

На рис. 9 показано мгновенное поле скорости при набегающем на ротор потоке со скоростью 80 км/ч. В дальнейшем планируется рассмотреть 3D-постановку задачи и набегающие потоки с других сторон.

## Заключение

В результате исследования разработана и опробована методика численного расчета аэродинамических и энергетических характеристик циклоидального ротора. Полученные данные для различных скоростей набегающего на ротор потока показали прямо пропорциональное увеличение аэродинамических и энергетических характеристик с ростом скорости набегающего потока. Несмотря на улучшение аэродинамических характеристик и тяги ротора, увеличивается и потребляемая ротором мощность. Под влиянием набегающего потока наблюдается постепенное изменение направления вектора тяги. Для изучения поведения ротора при скоростях выше 80 км/ч требуется дополнительное исследование. Полученные результаты могут быть использованы при разработке летательного аппарата “циклокоптер”.

## Список литературы / References

- [1] **Xisto, C.M., Leger, J.A., Pascoa, J.C., Gagnon, L.** Parametric analysis of a large-scale cycloidal rotor in hovering conditions // *J. of Aerospace Eng.* 2017. Vol. 30, No. 1. P. 04016066-1–04016066-14.
- [2] **Yu Hu, Gengqi Wang, Hailang Zhang et al.** The effects of advance ratio and blade number on the forward flight efficiency of cycloidal rotor // 55th AIAA Aerospace Sci. Meeting, AIAA SciTech Forum (AIAA 2017-0096). Available at: <https://doi.org/10.2514/6.2017-0096>
- [3] **Benedict, M., Ramasamy, M., Chopra, I.** Improving the aerodynamic performance of micro-air-vehicle-scale cycloidal rotor: An experimental approach // *J. of Aircraft.* 2010. Vol. 47, No. 4. P. 1117–1125.
- [4] **Leger, J., Pascoa, J., Xisto, C.** Analytical modeling of a cyclorotor in forward flight // SAE Technical Paper 2013-01-2271, 2013. Available at: <https://doi.org/10.4271/2013-01-2271>
- [5] **Xisto, C.M., Pascoa, J.C., Leger, J.A. et al** Numerical modelling of geometrical effects in the performance of a cycloidal rotor // 11th World Conf. on Comput. Mechanics, At Barcelona, Spain. Available at: <https://doi.org/10.13140/2.1.1252.1600>
- [6] **Lee, C.H., Min, S.Y., Lee, J.W., Kim, S.J.** Design and experiment of two-rotored uav cyclocopter // *J. of Aircraft.* 2014. Vol. 53, No. 5. P. 1527–1537.
- [7] **Iosilevskii, G., Levy, Y.** Experimental and numerical study of cyclogiro aerodynamics // *AIAA J.* 2006. Vol. 44, iss. 12. P. 2866–2870.
- [8] **Benedict, M., Jarugumilli, T., Chopra, I.** Effect of rotor geometry and blade kinematics on cycloidal rotor hover performance // *J. Aircraft.* 2013. Vol. 50, No. 5. P. 1340–1352.
- [9] **Boschma, J.** Modern aviation applications for cycloidal propulsion // 1st AIAA, Aircraft, Technology Integration, and Operations Forum, Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conf., 2001. Available at: <https://doi.org/10.2514/6.2001-5267>
- [10] **Hwang, S., Min, Y., Lee, H., Kim, J.** Development of a four-rotor cyclocopter // *J. Aircraft.* 2008. Vol. 45, No. 6. P. 2151–2157.
- [11] **Jarugumilli, T., Lind, A.H., Benedict, M. et al.** Experimental and computational flow field studies of a MAV-scale cycloidal rotor in forward flight // *Annual Forum Proc. — AHS Intern.* 69th American Helicopter Soc. Intern. Annual Forum. 2013. Vol. 4. P. 2354–2371.

## Numerical study of the aerodynamic and power characteristics of the cycloidal rotor, under incoming flow

GORYUNOV, YURI N.<sup>1,\*</sup>, DEKTEREV, ARTEM A.<sup>2</sup>, DEKTEREV, ALEKSANDR A.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University, Krasnoyarsk, 660041, Russia

<sup>2</sup>S.S. Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, Novosibirsk, 630090, Russia

\*Corresponding author: Goryunov, Yuri N., e-mail: [yuri.goryunov@yandex.ru](mailto:yuri.goryunov@yandex.ru)

This article addresses the study of the aerodynamic and energy characteristics of a cycloidal rotor subject to the influence of the incoming flow. Cycloidal rotor is one of the perspective devices that provide movement of aircrafts. Despite the fact that the concept of a cycloidal rotor arose in the early twentieth century, the model of a full-scale aircraft has not been yet realized. Foreign scientists have developed models of aircraft ranging in weight from 0.06 to 100 kg. The method of numerical calculation of the cycloidal rotor from the article [1] is considered and realized in this study.

The purpose of study was the development and testing of a numerical simulation method for the cycloidal rotor and study aerodynamic and energy characteristics of the rotor in the hovering mode and under the influence of the oncoming flow. The aerodynamic and energy characteristics of the cycloidal rotor, rotating at a speed of 1000 rpm with incoming flow on it with velocities of 20–80 km/h, were calculated.

The calculation results showed a directly proportional increase of thrust with an increase of the incoming on the rotor flow velocity, but the power consumed by the rotor was also increased. Increase of the incoming flow velocity leads to the proportional increasing of the lift coefficient and the coefficient of drag. Up to a speed of 80 km/h, an increase in thrust and power is observed; at higher speeds, there is a predominance of nonstationary effects and difficulties in estimating the aerodynamic characteristics of the rotor. In the future, it is planned to consider the 3D formulation of the problem combined with possibility of the flow coming from other sides.

*Keywords:* cycloidal rotor, aerodynamics, CFD, turbulence.

*Cite:* Goryunov, Yu.N., Dekterev, Art.A., Dekterev, A.A. Numerical study of the aerodynamic and power characteristics of the cycloidal rotor, under incoming flow on the rotor // Computational Technologies. 2018. Vol. 23, No. 6. P. 25–34. (In Russ.) DOI: 10.25743/ICT.2018.23.6.004.

*Received 27 June 2018.*