

Научная статья

Численное моделирование аэродинамики циклического движителя в режиме полета

А.А. Дектерев^{1,2}, Ар.А. Дектерев¹, Д.А. Дектерев^{1,2}, В.В. Кретицин¹, А.В. Сентябов¹,
С.А. Филимонов¹, К.А. Финников²

¹ Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, Новосибирск

² Сибирский федеральный университет, Красноярск

Выполнено численное моделирование аэродинамики циклического движителя в различных режимах. Циклический движитель представляет собой ротор, на внешней цилиндрической поверхности которого параллельно его оси закреплены лопасти, способные изменять свой угол наклона по мере вращения. Аэродинамика ротора моделируется в постановке трехмерного турбулентного несжимаемого течения воздуха. Численная модель базируется на методах вычислительной гидродинамики, в частности, дискретизация расчетной области осуществляется согласно методу контрольных объемов, а движение лопаток учитывается методом скользящих сеток. Проведенные тестовые расчеты демонстрируют хорошее согласование результатов с известными экспериментальными данными. Показано, что за один цикл вращения ротора лопасть проходит два участка создания тяги, из которых большая часть приходится на нижнюю половину цикла. Для нахождения характеристик ротора в условиях полета, рассмотрено обтекание одиночного ротора набегающим потоком при варьировании направления его вращения и скорости. Выявлено, что с увеличением последней вертикальная составляющая создаваемой лопатками подъемной силы растет. При обтекании горизонтальным потоком воздуха в условиях висения (при отсутствии смещения относительно поверхности земли) существенно меняется затрачиваемая мощность и, соответственно, эффективность работы ротора. При размещении в набегающем потоке системы из двух роторов их параметры, как свидетельствуют результаты расчетов, значительно и разнонаправленно изменяются с ростом скорости потока: момент сил на переднем движителе уменьшается, а на заднем увеличивается. При умеренной скорости набегающего потока роторы почти не влияют друг на друга. С ростом скорости набегающего потока управление движителями требует отклонения отбрасываемых ими струй воздуха, вследствие этого задний ротор попадает в струю от переднего ротора, и это приводит к ухудшению его характеристик.

Ключевые слова: циклический ротор, CFD, аэродинамика, скользящие сетки, турбулентность, тяга, набегающий поток

Получение: 21.04.2025 / Публикация онлайн: 30.07.2025

УДК 532.5; 533.6

1. Введение

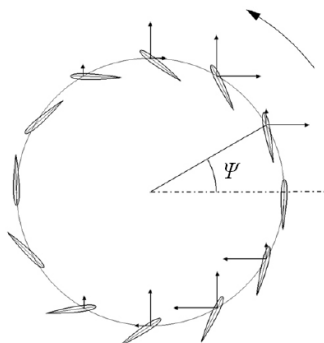


Рис. 1. Схема работы циклического ротора: положение отдельной лопасти с учетом ее наклонов на различных участках цикла вращения

Циклический движитель (ротор) обеспечивает вертикальные взлет и посадку использующих его летательных аппаратов. В этом устройстве ось вращения располагается горизонтально, а параллельно ей закреплены аэродинамические поверхности (лопасти). Вместе с ротором лопасти совершают вращательное движение вокруг его оси и, в дополнение к этому, каждая колеблется вокруг собственной оси. Вследствие этого и в верхнем, и в нижнем положении они создают подъемную силу (Рис. 1). Управление углом наклона лопастей позволяет изменять направление и величину вектора тяги ротора и делает возможным вертикальный взлет–посадку и высокую маневренность аппарата.

Циклический ротор может быть движителем не только летательных аппаратов. Он применим также на кораблях, служит основой вертикальных ветровых турбин [1]. Его преимущество состоит в том, что изменение амплитуды и фазы циклического наклона лопастей влечет за собой изменение величины и направления создаваемого в целом вектора тяги. Поскольку вектору тяги циклического ротора можно быстро сообщать любое направление, перпендикулярное его оси вращения, транспортные средства, благодаря ему, могут демонстрировать лучшие маневренность и аэродинамику. Кроме того, более высокий коэффициент использования поверхности ротора делает его компактнее и производительнее, чем, например, обычный гребной винт судна. Аэродинамика циклического ротора в летательном аппарате позволяет ему приближаться вплотную к вертикальным стенкам и маневрировать в сложном пространстве.

Идея циклического ротора промышленно используется с начала XX века в движителях водных судов. Тогда же воздушные суда на основе циклического двигателя предлагались Сверчковым (1909), Бруксом (1920), Колдуэллом, Рорбахом (1933) и Уитли (1935) и другими. В XXI веке появилось несколько проектов этого аппарата, в частности, в Сеульском национальном университете (Южная Корея), Национальном университете Сингапура, у группы Bosch Aerospace (Германия), в компании D-Dalus (Австрия), у команды Moble Benedict (Университет Мэриленда). По некоторым проектам удалось построить действующие аппараты. В работах проектной группы CROP [2, 3] рассматривалось влияние различных факторов на характеристики циклического ротора. В работе [4] представлены результаты расчета оптимального профиля лопатки, который получился близким к NACA0016. В [5]

изучалось влияние углов наклона профиля лопаток на силовые характеристики ротора. Численное моделирование аэродинамики циклических роторов использовалось для оценки характеристик летательного аппарата в [6–8].

Исследований эффективности циклического ротора при создании тяги в режиме висения выполнено достаточно много [2–4], однако в условиях движения (взлета, посадки, горизонтального полета) аэродинамические условия существенно отличаются. Так, численное моделирование показывает, что в режиме взлета эффективность работы ротора снижается, а в режиме посадки, наоборот, повышается. В связи с этим встает вопрос о систематическом слежении за параметрами циклического ротора во всем их диапазоне и за характеристиками набегающего потока.

2. Численная модель

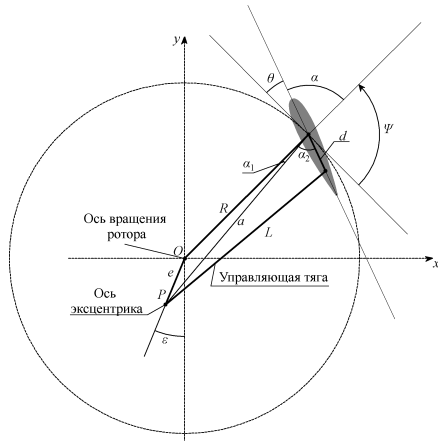


Рис. 2. Схема к закону движения отдельной лопасти циклического движителя

Угол наклона лопасти как функция ее азимутального положения находится по схеме (Рис. 2):

$$\theta = \pi/2 - \alpha,$$

где $\alpha = \alpha_1 + \alpha_2$. Расстояние a от точки проекции оси лопасти до точки P , угол α_1 и длина тяги L представляются тригонометрическими выражениями:

$$\begin{aligned} a^2 &= e^2 + R^2 - 2eR\cos(\Psi + \varepsilon + \pi/2), \\ \frac{\sin(\alpha_1)}{e} &= \frac{\sin(\Psi + \varepsilon + \pi/2)}{a} = \frac{\cos(\Psi + \varepsilon)}{a}, \\ L^2 &= a^2 + d^2 - 2ad\cos(\alpha_2). \end{aligned}$$

Здесь e — эксцентриситет, который определяет максимальные и минимальные пределы угла наклона лопастей; ε — угол эксцентриситета; R — радиус траектории вращения лопасти (радиус ротора); d — расстояние между осью лопасти и точкой прикрепления к лопасти управляющей тяги.

Из выражений (2)–(4) можно получить зависимость мгновенного угла наклона лопастей от азимутального положения лопасти:

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

На рисунке 3 приведен пример такой зависимости из работы [2]. На этом графике угол θ меняется в диапазоне $-39^\circ \dots +36^\circ$.

Сложное движение лопастей циклического движителя требует построения специальной методики расчета аэродинамики ротора. В данной работе реализована такая методика. В соответствии с ней расчетная область разбивалась на несколько частей, которые двигались относительно друг друга (Рис. 4):

1. Неподвижная область окружающего воздушного пространства.
2. Область ротора, вращающаяся с постоянной скоростью.
3. Области, совершающие колебательные движения относительно оси своей лопасти и одновременно поворачивающиеся вместе с ротором.

Движение области, отвечающей отдельной лопасти, описывалось законом (5), полученным исходя из кинематической схемы (Рис. 2). Взаимодействие между областями лопасти и ротора, а также ротора и окружающего пространства определялось методом скользящих сеток, то есть вращение подобластей находилось явным образом посредством изменения положения соответствующих контрольных объемов на каждом временном слое. При этом уравнения переноса записывались относительно скоростей в лабораторной системе координат, а потоки, проходящие сквозь грани контрольного объема, учитывались через скорость движения самого объема.

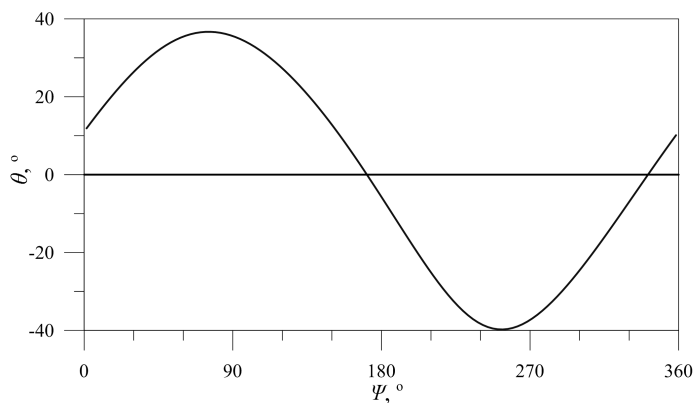


Рис. 3. Закон изменения угла наклона лопасти θ от ее азимутального положения Ψ

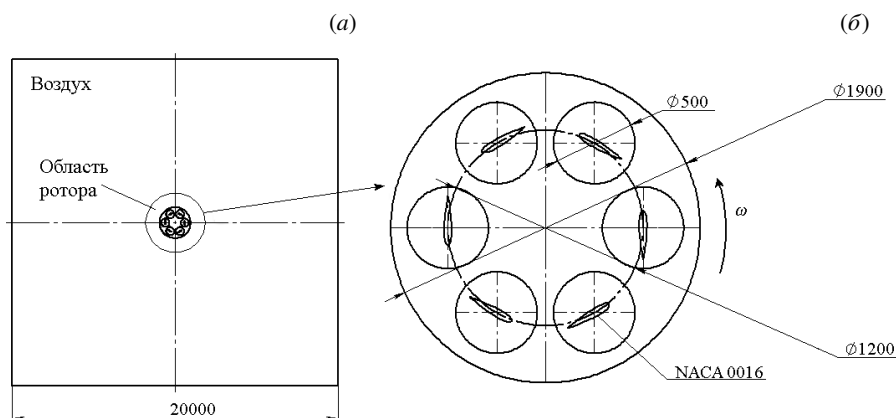


Рис. 4. Схема расчетной области в целом (а) и области ротора и лопастей в увеличенном масштабе (б) [2]

Аэродинамика ротора рассчитывалась в нестационарной постановке в рамках модели несжимаемого вязкого турбулентного течения воздуха. Использовался программный комплекс ANSYS Fluent. Временной шаг выбирался таким, чтобы его величина соответствовала примерно 1° поворота ротора. Турбулентность представлялась двухпараметрической моделью SST $k - \omega$ [9]. Расчетная сетка строилась по многоблочному принципу из гексаэдральных ячеек. Дискретизация уравнений переноса по пространству осуществлялась методом конечных объемов [10, 11]. Поля скорости и давления связывались согласно алгоритму SIMPLEC [10, 11]. На внешней границе задавалось постоянное статическое давление, а для возвратного (внутри расчетной области) течения считалось, что интенсивность турбулентных пульсаций составляет 5%, а отношение турбулентной вязкости к молекулярной равно 10.

Основными характеристиками ротора являются тяга F , представляющая собой вертикальную компоненту силы, действующей на лопасти ротора со стороны потока, и затрачиваемая ротором мощность P , необходимая на преодоление сил аэродинамического сопротивления. Аэродинамическая мощность P приближенно определяется формулой:

$$P = M \omega,$$

где M — суммарный момент сил давления и сил трения на лопастях ротора, ω — скорость вращения ротора.

3. Тестирование численной модели

Для тестирования математической модели использовались характеристики циклического движителя из статьи [2]. Схема расчетной области представлена на рисунке 4. Параметры экспериментального ротора приведены в Таблице 1. В таблице и далее в статье диаметром ротора называется удвоенный радиус окружности, по которой вращаются лопасти $2R$ (см. Рис. 2). Для сравнения с экспериментом выбран режим с частотой вращения ротора 918 об/мин. Плотность воздуха составляла $\rho = 1.225 \text{ кг/м}^3$. Углы наклона лопастей менялись в диапазоне $-39^\circ \dots +36^\circ$ (см. Рис. 3).

Сетка детализировалась в зонах лопастей и сгущалась к их поверхностям. Предварительные расчеты показали неудовлетворительную сходимость решения задачи в двумерной постановке, поэтому далее использовались трехмерные расчетные сетки. Их параметры приведены в Таблице 2, где размах лопасти — это расстояние между ее торцами. Расчетная сетка № 3 в сечении, перпендикулярном оси ротора, изображена на рисунке 5. На всех внешних границах расчетной области задавалось постоянное давление, а скорость определялась путем

линейной экстраполяции из внутренних точек. Вращение движителя относительно воздуха и колебания лопастей учитывались методом скользящих сеток. На границах подвижных частей расчетной области создавался сеточный интерфейс для обмена информацией с ее неподвижными частями. Шаг по времени равнялся $\Delta t = T/360$, где $T = 2\pi/\omega$, что соответствовало повороту движителя на 1° . Рассчитанное поле скорости приведено на рисунке 6.

Таблица 1. Основные параметры циклического движителя [2]

Параметр	Значение
Профиль лопасти	NACA0016
Длина лопасти	1.2 м
Длина хорды лопасти	0.3 м
Диаметр ротора	1.2 м
Диапазон углов наклона лопасти	$-39^\circ \dots +36^\circ$
Количество лопастей	6
Частота вращения ротора	918 об/мин

Таблица 2. Параметры расчетных сеток

Сетка	Число ячеек, млн	Число узлов вдоль размаха лопасти	CFD параметр y_+ у поверхности лопасти
1	800 000	20	30 – 100
2	1 000 000	20	2 – 15
3	1 760 000	20	2 – 60

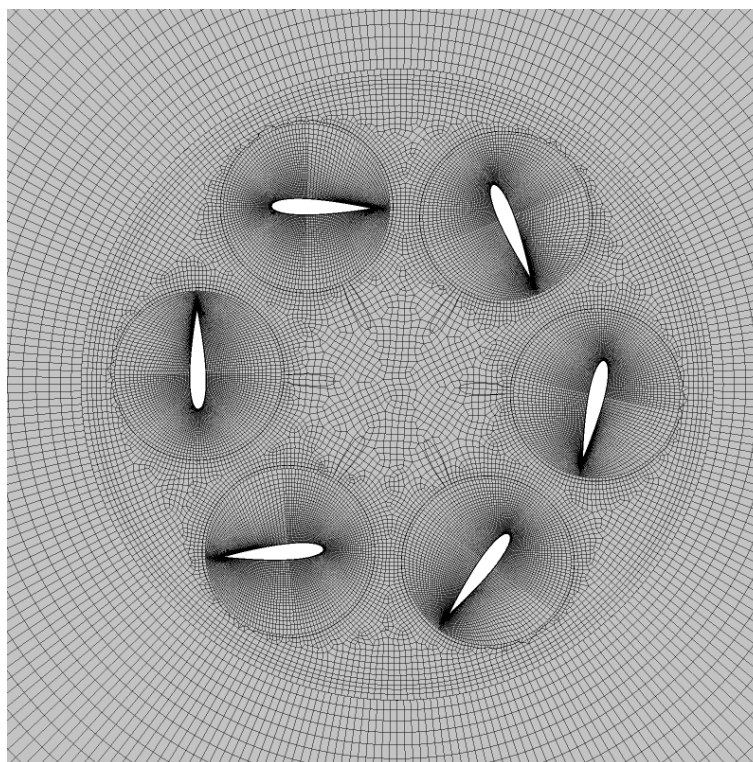


Рис. 5. Вид расчетной сетки № 3 в центральном сечении движителя (1.76 млн ячеек)

Расчет с сеточным разрешением у поверхности лопасти $y_+ < 5$, то есть без использования пристеночных функций, показывает хорошую точность: 2% по тяге (см. Табл. 3). Из таблицы видно, что по мере детализации сетки расчетная тяга ротора стремится к экспериментальному значению [12] (ссылка взята из работы [2]). Отсюда следует, что погрешности аппроксимации на грубых сетках ведут к занижению величины тяги. Вычисленная аэродинамическая мощность, затрачиваемая ротором, недооценивается на любой сетке. При этом она снижается по мере дробления сетки. Расхождение с экспериментальными данными достигает 13% на самой мелкой из апробированных сеток. Такое отклонение связано с тем, что в расчете не учтены затраты мощности на колебательное движение лопастей и аэродинамические потери на вспомогательных элементах ротора, которые, согласно проделанным авторами оценкам, совокупно составили около 12%.

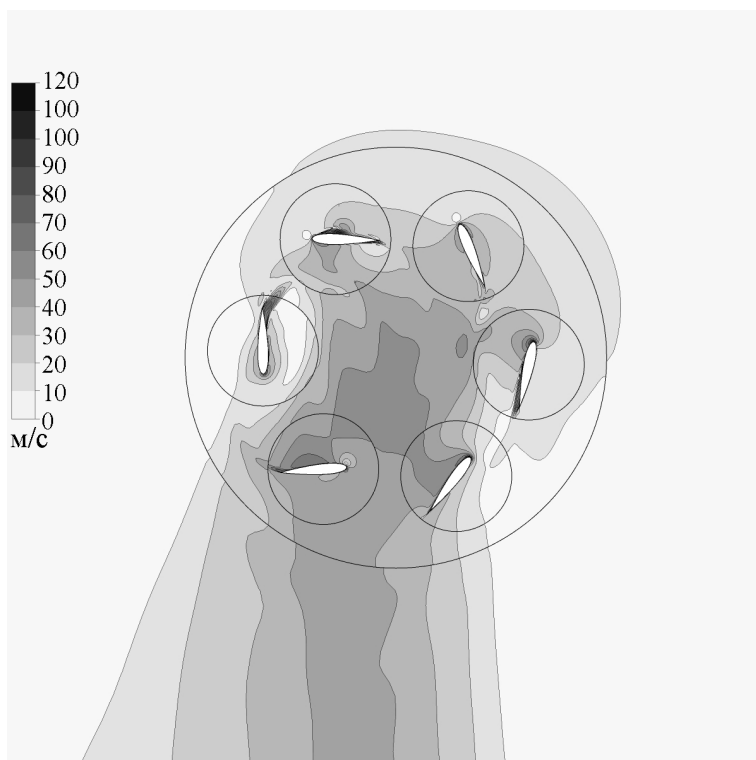


Рис. 6. Поле модуля мгновенной скорости в центральном сечении движителя (расчет на сетке № 3)

Таблица 3. К сравнению расчетных характеристик ротора с экспериментальными данными

Сетка	Тяга, Н		Мощность, кВт	
	расчет	отклонение от эксперимента, %	расчет	отклонение от эксперимента, %
1	1942	-2%	62	-3%
2	1945	-2%	60	-7%
3	1970	-1%	56	-13%
Эксперимент	1981		64	

4. Результаты моделирования одиночного ротора в неподвижном воздухе

На основе результатов валидационных расчетов авторами данной работы построена модель аэродинамики циклического ротора, аналогичного разработанному в Институте теплофизики СО РАН (Новосибирск). В отличие от тестового варианта, данный ротор содержал пять лопастей с симметричным профилем NACA0016. Отношение хорды лопасти к радиусу круговой траектории осей лопастей составляло $C/R = 0.5$. В процессе движения лопасти меняли угол наклона θ в диапазоне $-39^\circ \dots +36^\circ$. Базовым для сравнения служил режим с частотой вращения ротора 1000 об/мин. Плотность и вязкость воздуха составляли: $\rho = 1.225 \text{ кг/м}^3$, $\mu = 1.789 \cdot 10^{-5} \text{ Па}\cdot\text{с}$. Постановка задачи и расчетные сетки были теми же, что и при определении аэродинамики тестового ротора (см. раздел 3). Расчетная область представляла собой цилиндр диаметром $40D$ (где $D = 2R$) и длиной $7.79D$.

По аналогии с разделом 3 дискретизирующие сетки состояли из гексаэдральных ячеек и строились по блочному принципу. Вблизи лопастей выделялся пристеночный слой со сгущением к стенкам их профилей так, что расстояние от стенки лопатки сквозь пограничный слой до ближайшего узла сетки равнялось $0.5 < y_+ < 25$. В остальной части расчетной области сетка была блочно-структурированной. В направлении размахов лопастей (вдоль оси ротора) сетка сгущалась к концам лопастей таким образом, что на внутренней поверхности торцевых дисков ротора параметр пристеночного слоя принимал значения: $10 < y_+ < 200$. На торцевых дисках, которые имели диаметр $1.08D$ и ограничивали прохождение через ротор боковых потоков, как и на лопастях, ставились условия прилипания. Пример расчетной сетки приведен на рисунке 7.

К наиболее важным параметрам циклического движителя (ротора) относятся сила тяги F , аэродинамическая мощность P и эффективность его работы. Тягу и мощность, а также момент сопротивления воздуха на нем можно представить в виде зависимостей:

$$F = N \rho l C \frac{(R\omega)^2}{2} f_F \left(e, N, \frac{C}{R}, \dots \right),$$

$$P = N \rho l C \frac{(R\omega)^3}{2} f_P \left(e, N, \frac{C}{R}, \dots \right),$$

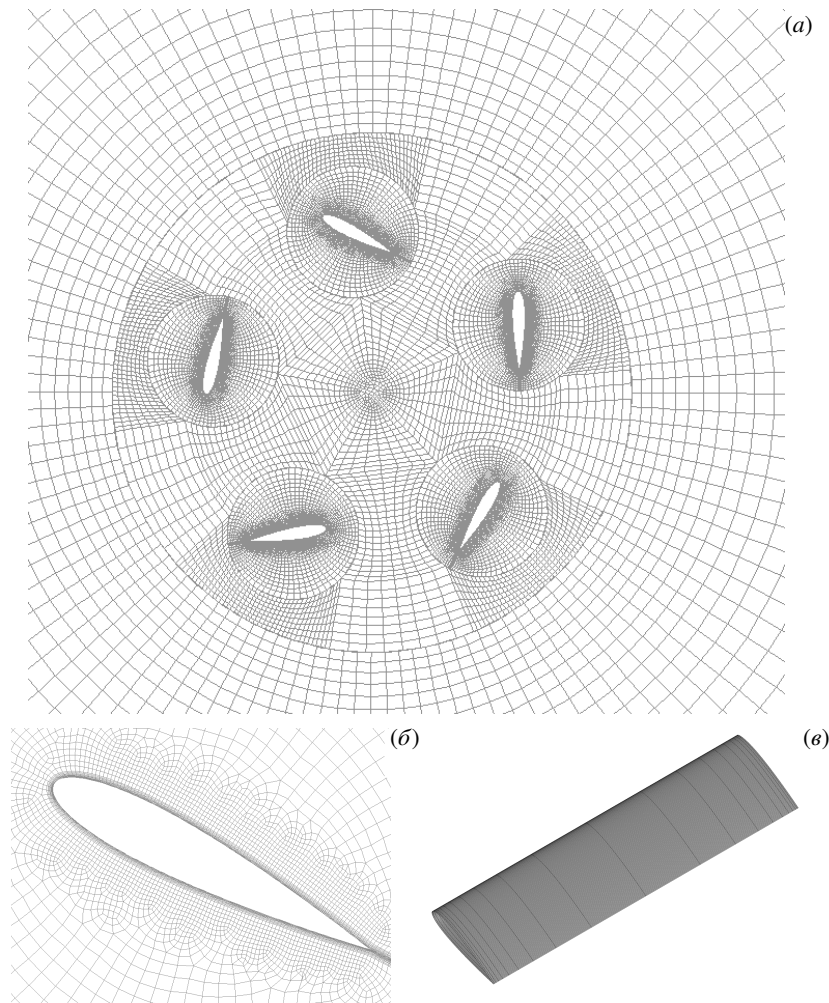


Рис. 7. Пример расчетной сетки в центральном сечении, перпендикулярном оси ротора (а), сетка вблизи лопасти (б), сетка на поверхности лопасти (в)

$$T = N \rho l C \frac{(R\omega)^2 R}{2} \tau \left(e, N, \frac{C}{R}, \dots \right),$$

где N — количество лопастей, ρ — плотность воздуха, l — длина лопастей, C — длина хорды лопасти, R — радиус траектории вращения лопастей, ω — частота вращения движителя, f_F , f_P , τ — безразмерные функции тяги, мощности и момента, которые зависят от таких параметров движителя, как число лопастей N , их профиль и углы наклона θ (обуславливаются эксцентриситетом e , длиной управляющей тяги L и параметром d), относительная хорда лопасти C/R и других.

Для оценки масштабирования параметров ротора проведены вычислительные эксперименты при варьировании его основных характеристик. Выполнена серия расчетов для трех скоростей вращения движителя 900, 1000 и 1100 об/мин. Найденные параметры аэродинамики ротора приведены в Таблице 4. Как видно, результаты расчетов хорошо масштабируются при увеличении линейной скорости лопасти в соответствии с формулами (2) и (3). С целью проверки влияния линейного масштабного фактора рассмотрены роторы разного диаметра, соответственно, 0,25, 0,5, 1 и 2 диаметра базового ротора. Остальные линейные размеры, такие как длина лопасти, длина ее хорды и другие, были пропорциональными диаметру. Линейная скорость лопасти во всех случаях получалась постоянной, следовательно, частота вращения изменялась обратно пропорционально диаметру. Результаты вычислений (см. Табл. 5) свидетельствуют о хорошем масштабировании параметров ротора при изменении его линейных размеров. Поскольку изменение масштаба приводит только к изменению числа Рейнольдса, основанного на линейной скорости лопасти, то, как можно видеть из таблицы 5, увеличение числа Рейнольдса ведет к небольшому

Таблица 4. Аэродинамические параметры циклического ротора в зависимости от частоты вращения

Скорость вращения (об/мин)	f_F	f_P
900	0.520	0.262
1000	0.518	0.258
1100	0.526	0.262

Таблица 5. Результаты расчетов циклических роторов различного масштаба

Масштаб	Скорость вращения, об/мин	f_F	f_P
0.25	4000	0.49	0.282
0.5	2000	0.508	0.272
1	1000	0.518	0.258
2	500	0.542	0.258

улучшению показателей ротора.

По мере вращения вокруг оси ротора лопасть подвергается различным условиям обтекания и испытывает существенно разное воздействие со стороны потока. На рисунке 8 приведены силовые поля, приложенные к отдельной лопасти в составе ротора из пяти лопастей. Как видно из рисунка, основная часть подъемной силы ротора создается при прохождении лопастью нижней половины оборота (при этом тяга направлена вниз, по направлению $\Psi = 270^\circ$). На эту же часть цикла приходится и самая большая доля момента сопротивления. Также часть подъемной силы создается и при прохождении верхней точки оборота, вблизи азимутального положения $\Psi = 90^\circ$.

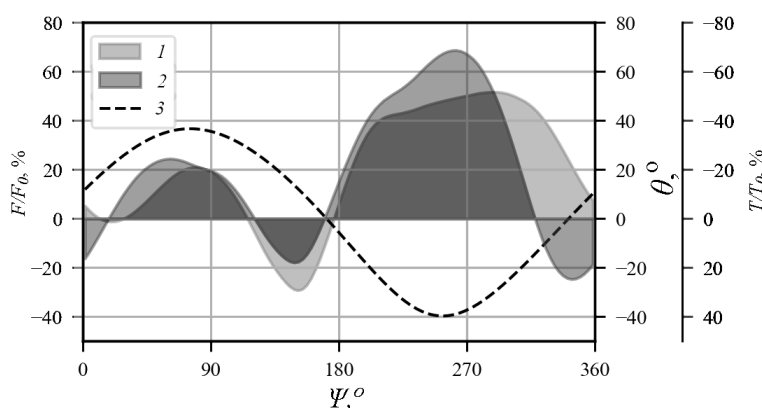


Рис. 8. Вертикальная компонента аэродинамических сил на одной лопасти в зависимости от относительной тяги ротора F/F_0 (поле 1), момент на лопасти, отнесенный к среднему моменту на роторе T/T_0 (поле 2), угол наклона лопасти θ (кривая 3) как функция азимутального положения лопасти Ψ ; положительная сила указывает на движение вверх (в сторону тяги), отрицательное значение момента говорит, что он тормозящий (направлен против вращения ротора)

5. Одиночный ротор в набегающем потоке

Для моделирования режима полета необходимо знать силы и моменты, действующие на ротор, в зависимости от нескольких параметров: скорости набегающего потока; частоты вращения; эксцентриситета e , определяющего диапазон углов наклона лопастей; угла набегающего потока; угла эксцентриситета ε (Рис. 2). Эти величины составляют комбинации, которые и обуславливают картину обтекания ротора. Скорость набегающего потока можно представить в виде безразмерной комбинации, разделив ее на линейную скорость движения лопасти $R\omega$. Если пренебречь зависимостью от числа Рейнольдса, то при постоянстве прочих параметров движения лопастей картина их обтекания будет сохраняться. Кроме того, важен только взаимный угол между набегающим потоком и углом эксцентриситета, поэтому достаточно только одной угловой характеристики при условии, что при этом оговорено направление вращения ротора.

Положение ротора можно детерминировать двумя векторами: вектором скорости вращения и вектором положения оси эксцентрика. В данной работе обсуждается случай только потока, набегающего перпендикулярно оси вращения, или, что то же самое, полет летательного аппарата с циклическим движителем в неподвижном воздухе. Это позволяет ограничиться рассмотрением только двух компонент сил, действующих на ротор. Для определенности полагается, что вращение ротора происходит в плоскости Oxy против часовой стрелки со скоростью $\omega_z > 0$ (см. схему на Рис. 9, правый ротор), при этом угол эксцентриситета ε выставлен таким образом, чтобы тяга ротора в неподвижном воздухе была направлена вертикально вверх ($F_x = 0, F_y > 0$).

Для такой конфигурации ротора рассмотрено четыре направления набегающего потока: вверх–вниз, вниз–вверх вдоль оси Oy и слева–направо, справа–налево вдоль оси Ox . Результаты соответствующих расчетов приведены в таблице 6 и на рисунке 10. Видно, что при обтекании ротора вертикальным потоком горизонтальная составляющая силы мала и достигает значимых величин только при достаточно больших отрицательных значениях скорости набегающего потока: $V/(\omega R) < -0.3$, что отвечает режиму быстрого взлета летательного аппарата. Вертикальная составляющая силы растет с увеличением вертикальной компоненты скорости потока (до $V/(\omega R) < 0.16$) и падает с ее уменьшением. Поскольку отрицательные значения скорости набегающего потока соответствуют подъему, а

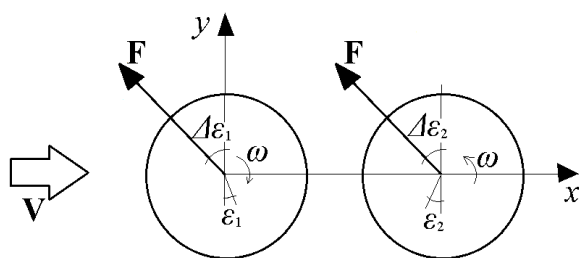


Рис. 9. Обтекание двух роторов, расположенных друг за другом: ε – угол эксцентриситета для данного ротора, F – направление силы тяги в отсутствие набегающего потока, $\Delta\varepsilon$ – угол поворота эксцентриситета относительно положения висения без набегающего потока, V – вектор скорости набегающего потока

Таблица 6. Данные расчетов обтекания ротора потоком воздуха разного направления

Вертикальный поток				Горизонтальный поток			
$V/(\omega R)$	f_x	f_y	τ	$V/(\omega R)$	f_x	f_y	τ
-0.318	0.10	0.34	0.26	-0.318	-0.42	0.53	0.09
-0.159	0.04	0.42	0.25	-0.159	-0.19	0.47	0.16
-0.064	0.02	0.46	0.24	-0.064	-0.07	0.47	0.21
-0.032	0.01	0.47	0.24	-0.032	-0.04	0.47	0.22
0.000	0.00	0.48	0.24	0.000	0.00	0.48	0.24
0.032	0.00	0.49	0.24	0.032	0.04	0.49	0.25
0.064	-0.01	0.49	0.24	0.064	0.08	0.50	0.27
0.159	-0.02	0.51	0.23	0.159	0.24	0.53	0.33
0.318	-0.00	0.48	0.23	0.318	0.54	0.62	0.43

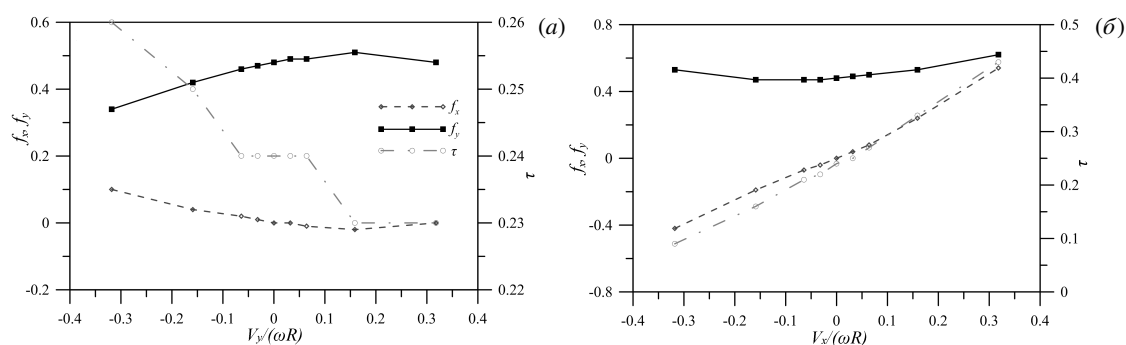


Рис. 10. Результаты расчетов обтекания одиночного ротора потоком воздуха разного направления: вертикальное (а), горизонтальное (б)

положительные — снижению, то это способствует устойчивости аппарата с циклическим движителем в режиме висения. Момент ротора (а значит, и мощность) меняется слабо, становится чуть меньше в режиме снижения аппарата, что также улучшает тягово-энергетические характеристики ротора в этом режиме.

При обтекании горизонтальным потоком воздуха горизонтальная составляющая силы, действующей на ротор, пропорциональна скорости набегающего потока. Вертикальная составляющая при этом ведет себя не монотонно: она увеличивается в потоке, набегающем слева направо. В то же время момент на роторе и затрачиваемая им мощность также существенно зависят от набегающего потока. Указанные эффекты приводят к значительному повышению эффективности циклического ротора в некоторых режимах полета, но усложняют балансирование момента, действующего на аппарат.

6. Моделирование пары роторов в набегающем потоке

После определения сил, действующих на одиночный ротор при его вращении в горизонтальном полете, в аналогичных условиях рассмотрен движитель с парой роторов, расположенных друг за другом. Для приближенного определения углов эксцентриситета на каждом из них использовались результаты обтекания одиночного ротора. В расчетной модели расстояние между осями роторов составляло $1.67D$. Роторы вращались в противоположные стороны, при этом передний по часовой стрелке, а задний против часовой стрелки. Поток набегал вдоль оси Ox слева направо (Рис. 9).

Направление вектора тяги каждого ротора регулировалось углом эксцентриситета ε , который отчитывался от оси Oy в сторону, противоположную вращению ротора (см. Рис. 9). При набегающем потоке угол вектора тяги становился другим и, соответственно, чтобы компенсировать возникающую горизонтальную силу, менялся угол эксцентриситета на величину $\Delta\varepsilon$ против часовой стрелки. Таким образом, у переднего ротора угол эксцентриситета ε увеличивался, а у заднего — уменьшался и, в конце концов, уходил в отрицательную область.

Величина $\Delta\varepsilon$ для каждого ротора бралась из расчета обтекания одиночного ротора. Поскольку одиночный ротор вращался против часовой стрелки, то заднему ротору соответствовало обтекание при положительных значениях скорости V , а переднему — ее отрицательные значения. С учетом этого и определялось изменение углов эксцентриситета роторов.

Таблица 7. Результаты расчета системы из двух роторов

$V/(\omega R)$	0	0.032	0.064	0.159	0.318
Передний ротор					
$\Delta\varepsilon, ^\circ$	0	4.9	9.6	21.6	34.4
$\varepsilon, ^\circ$	31	35.9	40.6	52.6	65.6
f_x	0.0	-0.012	-0.015	-0.009	0.010
f_y	0.472	0.469	0.466	0.482	0.532
$f_y - f_{y0}$	0.000	-0.003	-0.006	0.010	0.060
τ_z	0.233	0.220	0.207	0.170	0.133
f_P	0.233	0.220	0.207	0.170	0.133
Задний ротор					
$\Delta\varepsilon, ^\circ$	0	4.9	9.6	24.7	45
$\varepsilon, ^\circ$	31	26.1	21.4	6.3	-14
f_x	0.0	-0.001	0.001	-0.017	-0.044
f_y	0.474	0.478	0.489	0.505	0.458
$f_y - f_{y0}$	0.000	0.004	0.015	0.031	-0.016
τ_z	-0.234	-0.247	-0.263	-0.301	-0.306
f_P	0.234	0.247	0.263	0.301	0.306
Система из двух роторов					
f_x	0.0	-0.013	-0.014	-0.026	-0.034
$f_x/(2f_{y0}), \%$	0.0	-1.3	-1.5	-2.7	-3.5
f_y	0.946	0.947	0.955	0.987	0.99
$(f_y - 2f_{y0})/(2f_{y0}), \%$	0.0	0.1	1.0	4.3	4.6
τ_z	0.00	-0.012	-0.019	-0.093	-0.297
$\tau_z/\tau_{z0}, \%$		5.1	8.2	39.6	134
f_P	0.467	0.467	0.470	0.471	0.439

точностью до 5%. В то же время вместе они создают существенный момент сил, действующий на аппарат, то есть для полного силового равновесия требуется существенное варьирование величины эксцентриситета. При этом с ростом скорости набегающего потока момент сил на переднем движителе уменьшается, а на заднем — увеличивается, аналогичным образом меняется и затрачиваемая ими мощность.

Сравнение с результатами расчетов одиночного ротора показывает, что для переднего ротора влияние потока, создаваемого задним ротором, практически не наблюдается: величины вертикальной силы и момента на роторе близки к данным расчетов одиночного ротора (соответствует отрицательным скоростям). При $V/(\omega R) = 0.318$ на заднем роторе уменьшаются подъемная сила и мощность, соответственно, на 30 и 18%, а при $V/(\omega R) = 0.159$ — на 9 и на 7%. Влияние потока, создаваемого передним ротором, на обтекание заднего ротора при больших скоростях движения аппарата наглядно видно на рисунках 11 и 12.

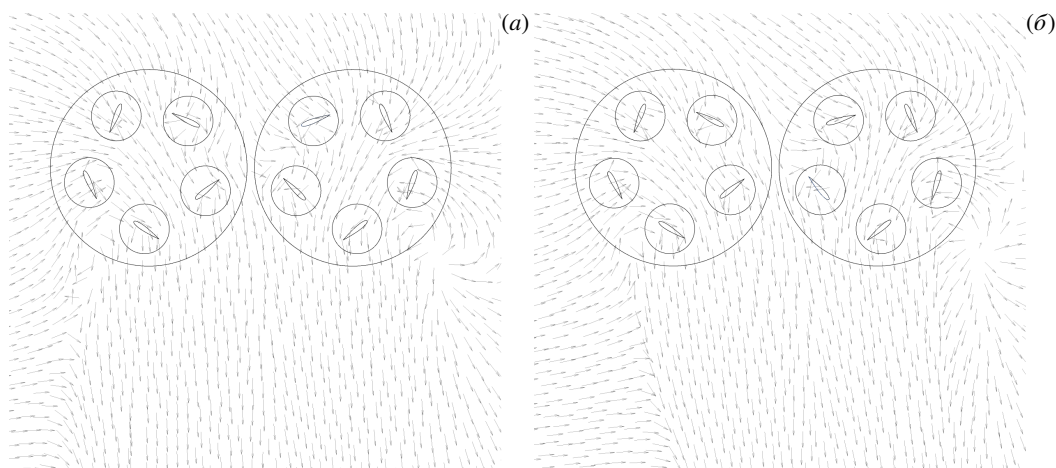


Рис. 11. Векторное поле скорости при обтекании системы из двух последовательно расположенных роторов при разной скорости набегающего потока $V/(\omega R)$: 0.032 (а), 0.064 (б), 0.159 (в), 0.318 (г)

Таблица 7 содержит результаты расчетов системы из двух роторов при обтекании потоком со скоростью V . Сначала для каждого ротора приведены его характеристики: углы поворота эксцентриситета $\Delta\varepsilon$, углы эксцентриситета ε , горизонтальная f_x и вертикальная f_y составляющие силы, отклонение вертикальной компоненты от аналогичного значения при отсутствии набегающего потока $f_y - f_{y0}$, момент τ_z , мощность f_P . Затем в таблице представлены характеристики системы: горизонтальная и вертикальная составляющие силы, момент, их отклонения от состояния силового равновесия ($f_x, f_{y0}, (f_y - f_{y0})/f_{y0}, \tau_z/\tau_{z0}$), суммарная потребляемая мощность. Суммарный момент рассчитывался с учетом моментов сил, действующих на роторы относительно центра системы и момента сопротивления на каждом роторе. Из таблицы 7 видно, что движитель с системой из двух роторов балансируется по горизонтальной и вертикальной составляющим силы с

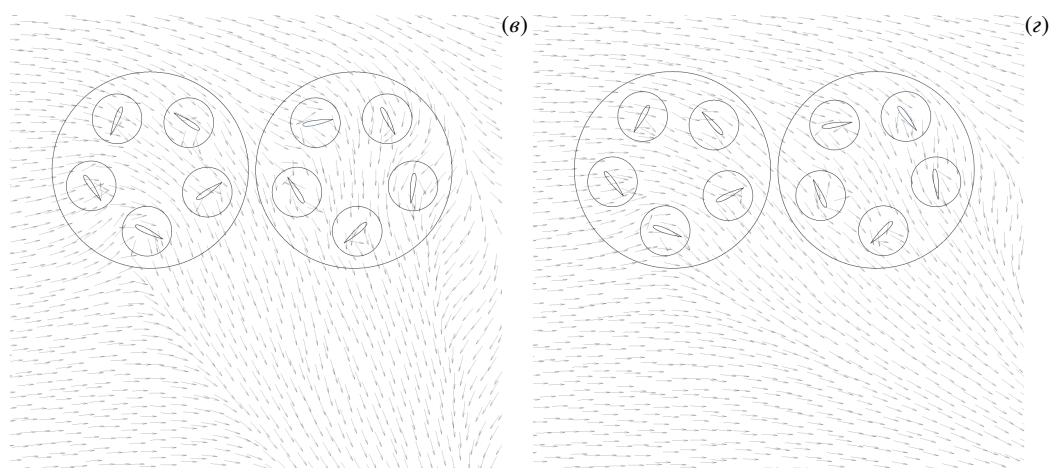


Рис. 11. Продолжение

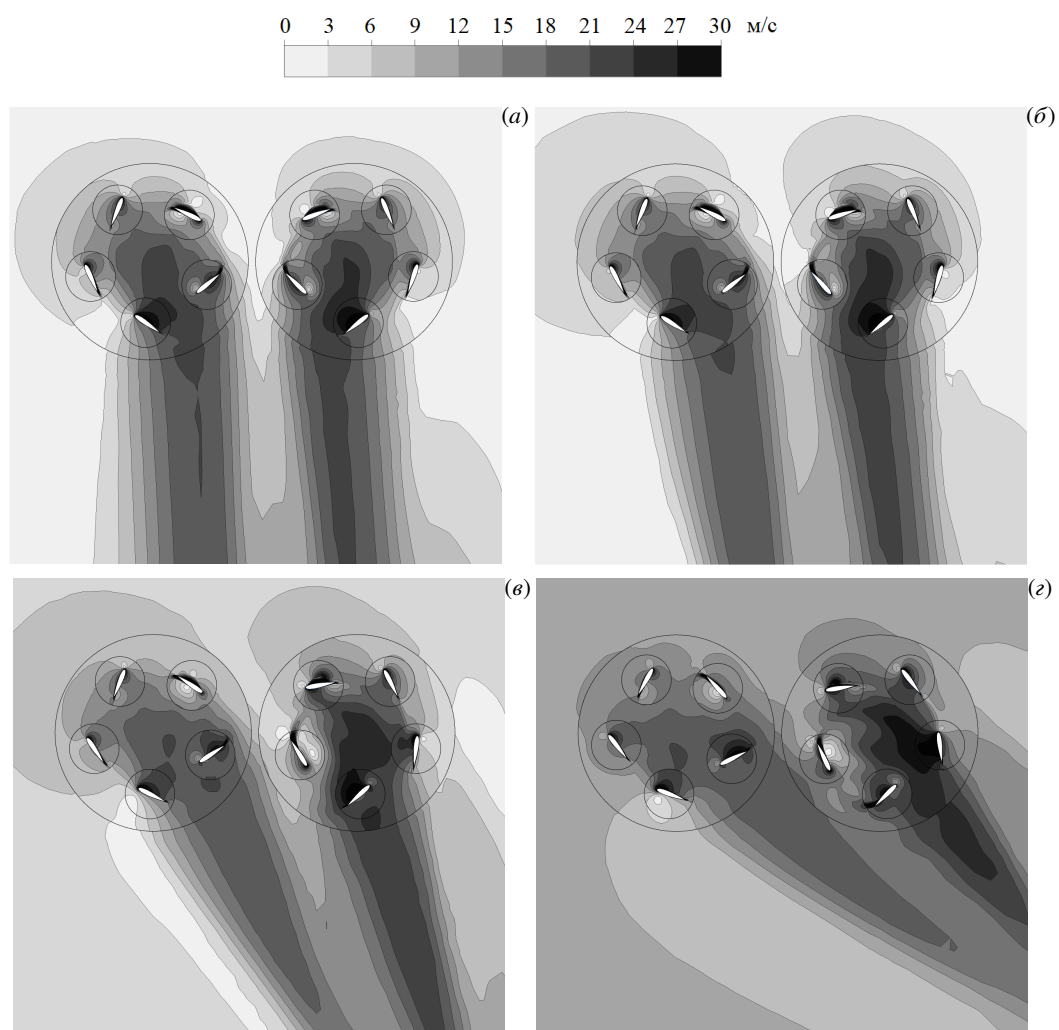


Рис. 12. Обтекание двух роторов, расположенных друг за другом; изолинии абсолютной величины скорости при обтекании системы из двух последовательно расположенных роторов набегающим потоком разной скорости $V/(\omega R)$: 0.032 (а), 0.064 (б), 0.159 (в), 0.318 (з)

7. Заключение

Таким образом, на основе CFD подхода построена численная модель аэродинамики циклического движителя. Проведенные тестовые расчеты и сравнение с известными экспериментальными данными продемонстрировали хорошее согласование. Вычислительные эксперименты с циклическим ротором показали слабую зависимость

его параметров от числа Рейнольдса. Соответственно, характеристики ротора в безразмерном виде остаются приблизительно постоянными при масштабировании как скорости вращения ротора, так и его линейных размеров. В процессе вращения лопасть проходит два участка создания тяги ротора. Большая часть подъемной силы (тяги ротора) приходится на нижнюю половину цикла в диапазоне углов от 180° до 360° , а меньшая часть создается вблизи углового положения 90° .

Путем расчетов выявлено, что при вертикальном перемещении ротора значимая горизонтальная составляющая силы возникает только при достаточно большой скорости взлета летательного аппарата. Вертикальная составляющая силы тяги растет со снижением ротора и, наоборот, падает при взлете аппарата с циклическим движителем. При обтекании горизонтальным потоком воздуха горизонтальная составляющая силы, действующей на ротор, примерно пропорциональна скорости набегающего потока. Одновременно в этом режиме возникает существенная добавка к вертикальной составляющей силы, которая зависит как от скорости набегающего потока, так и от его направления. При горизонтальном полете существенно меняются момент и затрачиваемая мощность. В некоторых режимах это приводит к повышению эффективности циклического движителя в условиях полета.

Расчеты системы из двух роторов в набегающем потоке показали, что их параметры значительно и разнонаправлено изменяются с ростом скорости набегающего потока. Это происходит вследствие того, что в неподвижном воздухе роторы вращаются в противоположные стороны для балансирования момента и при появлении набегающего потока оказываются в различных условиях обтекания. Для выбранной конфигурации вращения роторов момент сил на переднем движителе уменьшается с увеличением скорости набегающего потока, а на заднем увеличивается. Аналогичным образом меняется и затрачиваемая на каждом роторе мощность. При умеренной скорости набегающего потока роторы почти не влияют друг на друга. При последовательном расположении поток от переднего ротора начинает сказываться на параметрах заднего ротора лишь при углах поворота эксцентриситета около 30° , соответствующего скорости полета $V/(\omega R) \approx 0.3$. Согласно полученному полю скорости системы, это происходит из-за попадания части заднего ротора в струю, создаваемую передним. При этом параметры переднего ротора не чувствительны к присутствию заднего ротора.

Исследования выполнены в рамках государственного задания ИТ СО РАН (№124062400029-2 «Роторные системы для ветроэнергетики и транспорта арктической зоны», руководитель Дектерев Д.А.).

Литература

1. Dekterev D.A., Dekterev A.A., Lobasov A.S., Platonov D.V., Sentyabov A.V., Dekterev A.A. Simulation of orthogonal rotors with dynamic pitching blades // Journal of Physics: Conference Series. Vol. 1382. IOP Publishing, 2019. 012129. DOI: 10.1088/1742-6596/1382/1/012129
2. Xisto C.M., Leger J., Páscoa J.C., Gagnon L., Masarati P., Angeli D., Dumas A. Parametric analysis of a large-scale cycloidal rotor in hovering conditions // Journal of Aerospace Engineering. 2017. Vol. 30, no. 1. 04016066. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000658
3. Xisto C.M., Páscoa J.C., Trancossi M. Geometrical parameters influencing the aerodynamic efficiency of a small-scale self-pitch high-solidity VAWT // Journal of Solar Energy Engineering. 2016. Vol. 138, no. 3. 031006. DOI: 10.1115/1.4032794
4. Tang J., Hu Y., Song B., Yang H. Unsteady aerodynamic optimization of airfoil for cycloidal propellers based on surrogate model // Journal of Aircraft. 2017. Vol. 54, no. 4. P. 1241–1256. DOI: 10.2514/1.C033649
5. Yun C.Y., Park I.K., Lee H.Y., Jung J.S., Hwang I.S., Kim S.J. Design of a new unmanned aerial vehicle cyclocopter // Journal of the American Helicopter Society. 2007. Vol. 52, no. 1. P. 24–35. DOI: 10.4050/JAHS.52.24
6. Yu H., Geng Qi W., Hai Lang Z., Xu Yang F., Hussain F. The effects of advance ratio and blade number on the forward flight characteristics of cycloidal rotor // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2019. Vol. 233, no. 2. P. 573–588. DOI: 10.1177/0954410017733290
7. Benedict M., Ramasamy M., Chopra I. Improving the aerodynamic performance of micro-air-vehicle-scale cycloidal rotor: An experimental approach // Journal of Aircraft. 2010. Vol. 47, no. 4. P. 1117–1125. DOI: 10.2514/1.45791
8. Monteiro J., Pascoa J.C., Xisto C. Analytical modeling of a cyclorotor in forward flight: tech. rep. / SAE Technical Paper. 2013. DOI: 10.4271/2013-01-2271
9. Menter F., Kuntz M., Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Heat and Mass Transfer. 2003. Vol. 4. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.12149>
10. Ferziger J.H., Perić M. Computational methods for fluid dynamics. Springer, 2002. DOI: 10.1007/978-3-642-56026-2
11. Patankar S. Numerical heat transfer and fluid flow. CRC press, 2018. DOI: 10.1201/9781482234213
12. Wills D., Schwaiger M. D-dalus // US EUCOM Science & Technology Conference. 2012

Сведения об авторах:

Дектерев Александр Анатольевич, ктн, снс, Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН (ИТ СО РАН), 630090, г. Новосибирск, пр-т Академика Лаврентьева, д. 1; e-mail: dekterev@mail.ru; ORCID: 0000-0001-8845-6616

Дектерев Артем Александрович, б/с, снс, ИТ СО РАН; e-mail: dek_art@mail.ru; ORCID: 0000-0003-3694-1251

Дектерев Дмитрий Александрович, кфмн, снс, ИТ СО РАН; e-mail: dekterev_da@mail.ru; ORCID: 0000-0001-9429-5476

Кретинин Василий Васильевич, б/с, мнс, ИТ СО РАН; e-mail: kret_vas@mail.ru;

Сентябов Андрей Васильевич, кфмн, нс, ИТ СО РАН; e-mail: Sentyabov_a_v@mail.ru; ORCID: 0000-0001-5053-3698

Филимонов Сергей Анатольевич, ктн, нс, ИТ СО РАН; e-mail: bdk@inbox.ru; ORCID: 0000-0002-4044-3223

Финников Константин Андреевич, кфмн, доц., Сибирский федеральный университет, 660041, г. Красноярск, пр. Свободный, 79; e-mail: kfinnikov@sfu-kras.ru; ORCID: 0000-0002-3361-1831

Research article

Numerical simulation of the aerodynamics of a cycloidal rotor in flight

A.A. Dekterev^{1,2}, Ar.A. Dekterev¹, D.A. Dekterev^{1,2}, V.V. Kretinin¹, A.V. Sentyabov¹, S.A. Filimonov¹,
K.A. Finnikov²

¹ Kutateladze Institute of Thermophysics, Novosibirsk, Russian Federation

² Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

The paper presents numerical simulation of the aerodynamics of a cycloidal rotor in various modes. The cycloidal rotor is a rotor consisting of several blades parallel to its axis and capable of changing their pitch angle as it rotates. The rotor's aerodynamics is modeled in the formulation of a three-dimensional turbulent incompressible air flow. The numerical model is based on the computational fluid dynamics methods, in particular, the computational domain is discretized by the control volume method, and the motion of blades is modeled using the sliding mesh method. The results of test calculations are in good agreement with the experimental data. It is shown that, during rotation, the blade passes two parts of rotor thrust generation, most of which falls on the lower half of the cycle. To find the rotor characteristics under flight conditions, calculations were performed for the flow around a single rotor by the incident flow with varying velocity and direction. It was found that the vertical component of the force increases with increasing rotor descent speed. Under a horizontal flow, the power and, accordingly, the rotor efficiency change greatly. The calculations performed for two rotors in the incident flow show that their parameters change significantly and in opposite directions with increasing flow velocity. In this case, the torque on the front rotor decreases with increasing flow velocity, and on the rear rotor it increases. At a moderate incident flow velocity, the rotors have almost no effect on each other. As the incident flow velocity increases, rotor control requires deflection of the air jet thrown off by the rotors, as a result of which the jet created by the front rotor falls on the rear rotor, which leads to deterioration of its characteristics.

Keywords: cyclic rotor, CFD, aerodynamics, sliding meshes, turbulence, thrust, incident flow

Received: 21.04.2025 / **Published online:** 30.07.2025