

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК «БЕЗЛОПАТОЧНЫХ» ВЕНТИЛЯТОРОВ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ДВИГАТЕЛЯМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

П. А. Брызгунов, В. А. Григоров, Л. Е. Гришин, Е. А. Иванова

Национальный исследовательский университет «МЭИ»,
Россия, 111250, г. Москва, ул. Красноказарменная, д. 14, стр. 1

В работе исследованы ключевые технические характеристики «безлопаточных» движителей перспективных силовых турбовентиляторных установок для мультикоптерных беспилотных летательных аппаратов. Выявлены аспектные соотношения, обеспечивающие наибольшую тягу и тяговый КПД, проведены исследования влияния радиуса вентилятора и толщины кольцевого зазора в нем на показатели его эффективности как движителя при фиксированном расходе и длине. Установлено, что наибольшей эффективностью обладает конфигурация с радиусом 175 мм при длине 150 мм и расходе воздуха 0,3 кг/с, что обеспечивает число Маха на выходе, равное 0,42. Данная конфигурация обеспечивает тягу 44 Н, сохранение импульса скоростной струи на уровне 92 % при полном давлении на входе 17 800 Па.

Ключевые слова: эффект Коанда, вентилятор Дайсона, беспилотные летательные аппараты (БПЛА), тяга, малая авиация, газотурбинный двигатель, движитель.

Для цитирования: Брызгунов П. А., Григоров В. А., Гришин Л. Е., Иванова Е. А. Исследование характеристик «безлопаточных» вентиляторов применительно к двигателям беспилотных летательных аппаратов // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2025. Т. 9, № 2. С. 86–93. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-2-86-93. EDN: JQDZTB.



© Брызгунов П. А., Григоров В. А., Гришин Л. Е., Иванова Е. А., 2025.
Контент доступен под лицензией Creative Commons Attribution 4.0 License.

STUDY OF THE SMALL MULTICOPTERS BLADELESS PROPULSORS CHARACTERISTICS

P. A. Bryzgunov, V. A. Grigorov, L. E. Grishin, E. A. Ivanova

National Research University "Moscow Power Engineering Institute",
Russia, Moscow, Krasnokazarmennaya st., 14, bld. 1, 111250

The study examines the fundamental technical characteristics of bladeless propulsors intended for advanced turbofan propulsion systems in multicopter unmanned aerial vehicles. The research identifies optimal aspect ratios that maximize thrust and thrust efficiency while analyzing the impact of fan radius and annular gap thickness on propulsion efficiency under constant flow rate and length conditions. The findings indicate that the most efficient configuration features a fan radius of 175 mm, a length of 150 mm, and an air mass flow rate of 0,3 kg/s, yielding an exit Mach number of 0,42. This configuration generates a thrust of 44 N while maintaining high-speed jet momentum conservation at 92 %, under a total inlet pressure of 17,800 Pa.

Keywords: Coanda effect, Dyson fan, unmanned aerial vehicles (UAVs), thrust, small aircraft, engine, bladeless propulsion.

For citation: Bryzgunov P. A., Grigorov V. A., Grishin L. E., Ivanova E. A. Study of the small multicopters bladeless propulsors characteristics. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2025. Vol. 9, no. 2. P. 86–93. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-2-86-93. EDN: JQDZTB.



Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) в настоящее время играют важную роль в различных сферах. Их эффективность во многом зависит от используемой силовой установки. Для БПЛА применяются электрические, поршневые и газотурбинные двигатели, причем поршневые и газотурбинные двигатели находят свое применение в основном в БПЛА самолетного типа, тогда как БПЛА, выполненные по вертолетной схеме (мультикоптеры), в основном оснащаются электродвигателями.

Сложность использования поршневых двигателей обусловлена их высокой массой и необходимостью либо организации «трансмиссии» для передачи момента на все винты, либо необходимостью выполнения двигателей под каждый винт, что вынуждает переходить к менее эффективным двигателям меньшей мощности и повышает массу двигательных установок на единицу тяги.

Использование малоразмерных газотурбинных турбореактивных двигателей, находящихся применение в БПЛА самолетного типа, нерационально применительно к мультикоптерам, поскольку мультикоптеры являются достаточно тихоходными летательными аппаратами (ЛА) и использование турбореактивных двигателей приводит к значительному снижению полетного (тягового) КПД двигателя [1]:

$$\eta_{\text{мвр}} = \frac{2}{1 + \frac{C_c}{V}}, \quad (1)$$

где C_c — скорость струи на выходе из двигателя, м/с; V — скорость движения ЛА, м/с.

Очевидно, что при скорости полета 15–30 м/с, характерной для мультикоптеров, применение малоразмерных турбореактивных двигателей (ТРД), имеющих высокие скорости газов на выходе из сопла порядка $M \sim 0,6–1$, приведет к низкой эффективности. Например, использование серийно производимого JetCat P1000-PRO [2], имеющего скорость выхлопных газов свыше 610 м/с в качестве силовой установки мультикоптера со скоростью полета 30 м/с приведет к тяговому КПД не более 9,4 %, что в совокупности с заявленным производителем энергетическим КПД 20 % по выхлопным газам обеспечит суммарный КПД преобразования энергии топлива в работу по перемещению ЛА около 2 %:

$$\eta_{\text{полн}} = \frac{\frac{2V}{C_c}}{\frac{1}{\eta_z} + \frac{C_c}{V}}, \quad (2)$$

где η_z — энергетический КПД двигателя.

В связи с этим актуальным направлением является разработка газотурбинных двигательных установок для мультикоптеров, сочетающих преимущества газотурбинных двигателей (ГТД), такие как простота конструкции и высокая удельная тяга на единицу массы, с высокой эффективностью электрических двигателей. В настоящее время высок интерес к турбовентиляторным двигателям с «безлопастными» движителями (англ. bladeless propulsion) типа вентилятора Дайсона. Название «безлопастной» или «безлопастный» является условным (калька с англ. bladeless fan) и отражает только его внешний вид, так как поток воздуха в вентиляторах данного типа создается лопастным вентилятором, заключенным в кожухе [3]. Поток воздуха выходит через круглую щель (рис. 1), за счет эффекта Коанда струя воздуха прилипает к внутренней стенке и безотрывно течет вдоль нее, создавая внутри воздухозаборника зону разрежения, куда засасывается дополнительный воздух, после чего сечение расширяется, за счет чего повышается давление. Применение подобного принципа позволяет значительно повысить расход воздуха на выходном срезе воздухозаборника, при этом снижается его скорость.

Потенциальным преимуществом использования вентиляторов такого типа применительно к малым ЛА мультикоптерного типа является возможность создания потока воздуха одним мощным и эффективным вентилятором с газотурбинным приводом и его распределения между «безлопастными» вентиляторами, при этом нет необходимости в механических передачах, увеличивающих массу ЛА.

Очевидно, что, в соответствии с законом сохранения импульса, применение данного типа движителя не приводит к увеличению тяги: в идеальном случае скорость потока на выходе уменьшается ровно во столько раз, во сколько увеличивается расход воздуха, то есть сила тяги остается без изменений (с учетом потерь тяга может снизиться на 5–10 %), однако именно за счет значительного снижения

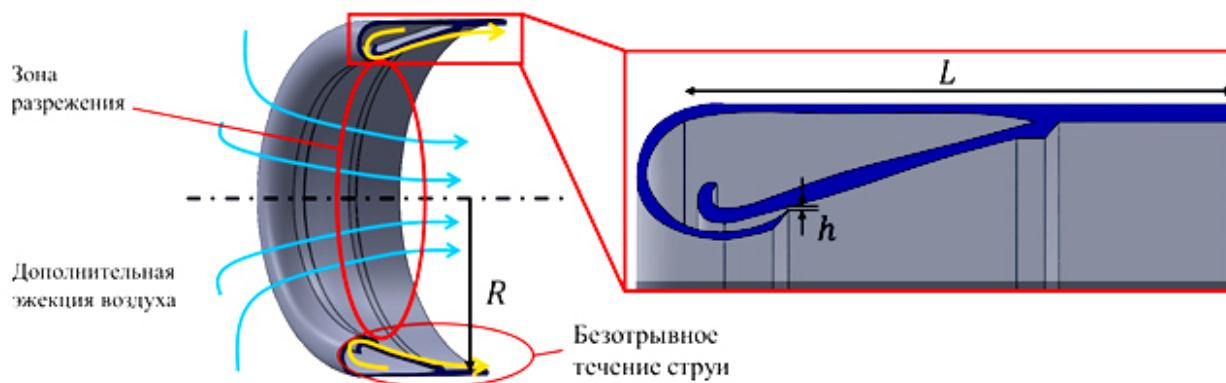


Рис. 1. К описанию принципа работы «безлопастного» вентилятора
Fig. 1. To the description of the operating principle of a bladeless fan

скорости возможно достижение более высокого тягового КПД (формула 1). Важно отметить, что в подобные вентиляторы подается холодный воздух при невысоком давлении, что позволяет использовать легкие полимерные материалы и 3D-печать при их изготовлении.

По данным информационной системы Google Patent, за период 2014–2023 гг. число патентов по тематике двигателей с данной системой тяги выросло на 177 % в сравнении с данными за период 2004–2013 гг. Примерами могут служить патенты [4–8]. Основные публикации по данной тематике посвящены повышению расхода вентиляторов данного типа, а также повышению тяги применительно к двигательным установкам.

В работе [9] приведены результаты численного исследования нескольких вариантов конструкций «безопасных» движителей, выявлена наиболее эффективная с точки зрения создаваемой тяги. Установлено, что для повышения тяги следует минимизировать толщину кольцевого зазора h (рис. 1), однако в данной работе не проанализировано изменение тяги в выходном сечении воздухозаборника в сравнении с тягой в кольцевом зазоре. Статьи [10, 11] посвящены разработке и созданию прототипов БПЛА с «безопасными» движителями на основе электродвигателей, систем их автоматического управления.

Достаточно большое количество работ посвящено оптимизации профиля «безопасного» вентилятора с целью достижения наименьших потерь и наибольшего расхода применительно к задачам вентиляции помещений [12–17], наибольший интерес представляют работы [13, 15, 16]. Так, в работе [13] помимо расходных характеристик рассматриваются также акустические. Установлено, что вентилятор с диаметром воздухозаборника 300 мм обеспечивает расход воздуха в 21 раз больший, чем подается через кольцевой зазор, при этом при подаче в кольцевой зазор более 80 литров воздуха в секунду шум достигает 80 Дб, что затрудняет его использование в домашних условиях.

В статье [15] исследуется различная форма воздухозаборников: круглая, квадратная и прямоугольная с различными аспектными соотношениями, также рассмотрены эффекты влияния типа крылового профиля и угла наклона на отношение расхода на выходе из зазора к расходу на выходе из вентилятора. Было установлено, что наибольшее влияние оказывает форма воздухозаборника, наиболее эффективна круглая. Меньшее влияние оказывает угол раскрытия воздухозаборника, который рационально делать порядка 60–80°, при этом тип профиля оказывает наименьшее влияние на эффективность.

В работе [16] исследуется вентилятор на основе крылового профиля Eppler 473 с различными соотношениями ширины профиля и его длины. Авторами установлено, что наибольшей эффективностью обладает конфигурация с отношением ширины профиля к длине, равным 0,3.

В статье [18] рассматривается влияние толщины выходной щели вентилятора на основе аэродинамического профиля Eppler 473 на коэффициент расхода. Результаты вычислений показали, что меньшие щели имеют более высокие коэффициенты расхода. Аэродинамический профиль с толщиной щели на 2,2 мм показал коэффициент расхода 18,78, что на 24 % больше, чем коэффициент расхода щели 2 мм.

В исследовании [19] изучалось влияние толщины и радиуса щели на производительность «безопасного» вентилятора со сжатым воздухом в широком диапазоне массовых расходов на входе, толщины щели и радиусов. Результаты исследования показали, что при меньших радиусах как коэффициент расхода, так и создаваемая тяга имеют нелинейную связь с этими параметрами, и для достижения максимальной силы тяги требуется оптимальный радиус с определенными комбинациями, приводящими к существенному улучшению производительности. Авторами было установлено, что коэффициент расхода, превышающий 10, можно достичь с помощью комбинаций малой толщины и радиуса щели.

Работы [18] и [19] представляют собой комплексные параметрические исследования, однако в работе [18] были проанализированы сравнительно небольшие скорости течения на выходе из вентилятора менее 8 м/с, а в работе [19] значительная тяга (более 40–50 Н) обеспечивается за счет достаточно высокого давления порядка 105 Па, при этом расход воздуха не превышает 0,1 кг/с.

Таким образом, по результатам обзора было установлено, что наиболее эффективной является круглая форма воздухозаборника, однако не исследовано совместное влияние радиуса воздухозаборника (R) и высоты кольцевого зазора (h) на эффективность «безопасного» вентилятора с точки зрения его использования в качестве движителя для БПЛА при высоких расходах воздуха свыше 0,1 кг/с, а именно с точки зрения создаваемой тяги и необходимого давления для ее обеспечения.

Задачей настоящей работы является исследование характеристик «безопасных» движителей с учетом вышеобозначенных параметров посредством проведения численного моделирования течения.

Методика исследования

Было проведено численное исследование газодинамических процессов в «безопасном» движителе. На рис. 2а представлены граничные условия численной модели. Физически выбранные условия соответствуют работе движителей вблизи поверхности земли. На верхней и левой границе расчетной области ставилось граничное условие входа по полному избыточному давлению, равному 0 Па, при заданном опорном давлении, равном атмосферному 101325 Па (p_0). На правой границе расчетной области ставилось граничное условие по избыточному статическому давлению (p), также равному 0 Па. На нижней границе задавалась осевая симметрия. Также задавался массовый расход воздуха, равный 0,3 кг/с и соответствующий расходам воздуха в малоразмерных газотурбинных двигателях тягой 50–60 Н. В данном исследовании с целью сокращения вычислительной сложности и построения более точной сетки вблизи стенок использовалась двумерная осесимметричная стационарная постановка задачи с осреднением уравнений Навье–Стокса по Рейнольдсу. Для замыкания уравнений Рейнольдса применялась низкорейнольдсовая модель турбулентности $k-\omega$ SST [20].

На рис. 2б показан пример расчетной сетки, в данном исследовании применялась сетка с треугольными ячейками в основной зоне потока и призматическими вблизи стенок. Число элементов сетки составило порядка 1 млн ячеек, в ходе исследования на сеточную сходимость было установлено, что

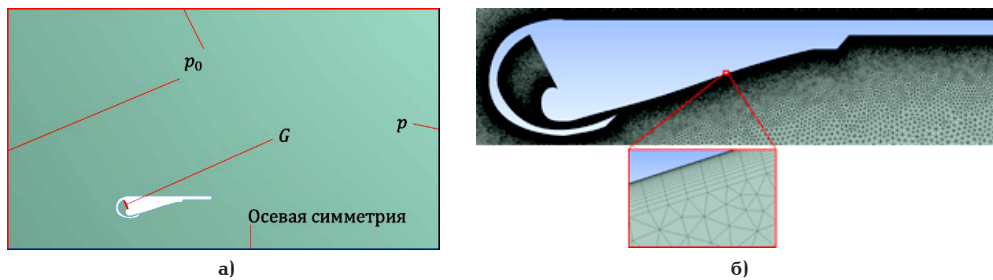


Рис. 2. К описанию методики моделирования: а) граничные условия; б) пример сеточной модели
Fig. 2. To the description of the modeling methodology: a) boundary conditions; b) mesh example

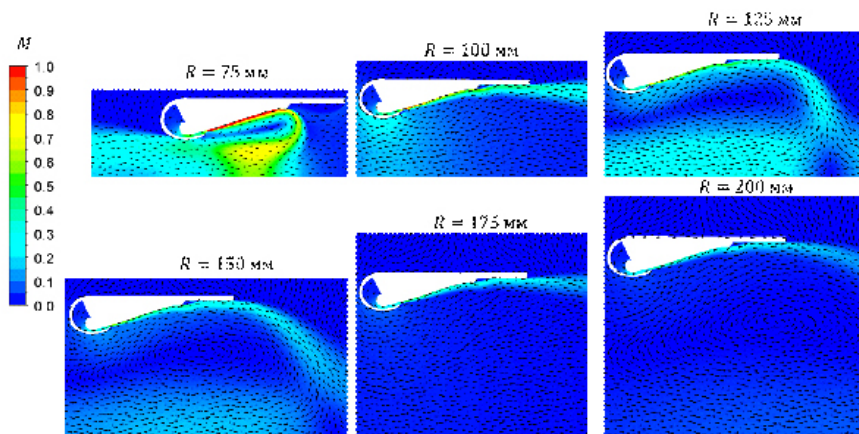


Рис. 3. Поля безразмерной скорости (числа Маха)
для различных моделей «безлопаточного» движителя
Fig. 3. Dimensionless velocity fields (Mach number) for different models of a bladeless propulsor

при дальнейшем увеличении числа ячеек не изменяются основные контрольные параметры, а именно полное давление в подаче воздуха в вентилятор, степень приращения расхода на выходе из вентилятора и создаваемая тяга.

Безразмерная толщина первой пристеночной ячейки для корректного моделирования течения в вязком пограничном слое и предсказания срывов потока принималась равной $y_+ = 0,1$, число слоев — не менее 25, коэффициент роста 1,2. Выбор данных значений y_+ первой ячейки и коэффициента роста позволил обеспечить не менее 10 слоев в зоне вязкого подслоя с $y_+ < 5$ и не менее 10 слоев в переходной области $5 < y_+ < 30$. Для построения сеточной модели использовалась программа ANSYS Meshing, в качестве решателя применялся ANSYS Fluent.

Тяга движителей рассчитывалась по соотношению:

$$F = G_{\text{вых}} \cdot V_{\text{вых}} \quad (3)$$

где $G_{\text{вых}}$ — расход воздуха на выходе из вентилятора, кг/с; $V_{\text{вых}}$ — среднемассовая скорость на выходе из вентилятора, м/с.

Изначальная тяга струи в кольцевой щели рассчитывалась аналогично:

$$F_0 = G_0 \cdot V_0 \quad (4)$$

где G_0 — расход воздуха в кольцевой щели, кг/с; V_0 — среднемассовая скорость воздуха в кольцевой щели, м/с.

Результаты исследования

Первая серия расчетов была проведена для моделей с радиусом $R = 75-200$ мм с шагом в 25 мм,

при этом сохранялись прочие геометрические характеристики. Высота щелевого зазора h составляла 1,75 мм, длина L вентилятора составляла 150 мм. На рис. 3 представлены векторные поля безразмерной скорости — числа Маха. Как видно из рис. 3, работа движителя без обратных токов наблюдается только при радиусах 100 мм и 175 мм. В остальных случаях наблюдаются обратные течения различной интенсивности.

Физически наличие как безотрывных, так и отрывных струй можно объяснить влиянием как импульса самой струи, так и создаваемого ею разрежения в узкой части воздухозаборника. Рассмотрим конфигурации с наличием обратных токов. В конфигурации $R = 75$ мм наблюдается сверхзвуковое течение с запирающим потоком в кольцевой щели. Как следствие высокой скорости течения в горловине воздухозаборника создается очень высокое разрежение; можно заметить, что поступающий из периферийной (верхней на рис. 2) части расчетной области воздух создает сильный встречный поток и «сбивает» струю, в результате чего она отклоняется и создает обратную тягу. В конфигурации с $R = 100$ мм создается несколько меньшее разрежение, причем не наблюдается запирающего потока, струя имеет высокий импульс ($M = 0,89$), ввиду чего способна выйти без срыва.

Конфигурации с $R = 125$ и 150 мм имеют меньшую степень разрежения в сравнении с $R = 100$ мм, однако данные струи характеризуются и меньшим импульсом ($M = 0,72$ и $0,58$ соответственно), ввиду чего струи быстро теряют импульс и отклоняются к центру, создавая обратные течения. Важно отметить, что в данных конфигурациях отклоненная струя разделяется на два потока: один идет в обратном направлении, второй — создает тягу. При этом

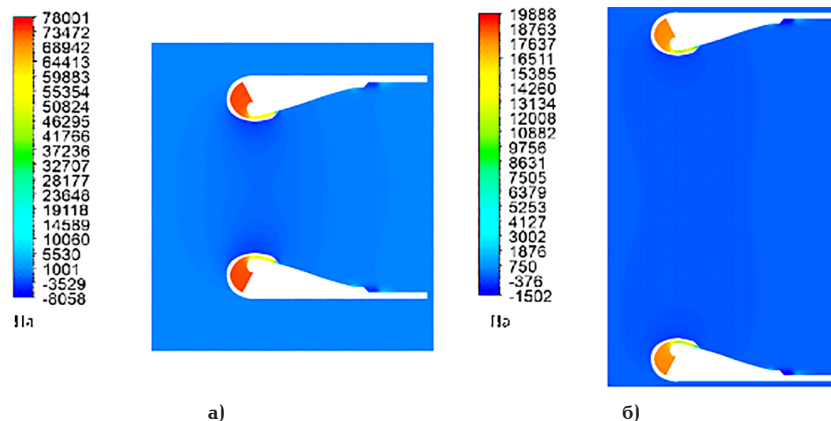


Рис. 4. Поля избыточных давлений для наиболее эффективных моделей «безлопаточных» движателей: а) $R = 100$ мм; б) $R = 175$ мм
Fig. 4. Excess pressure fields for the most efficient models of bladeless propulsors: а) $R = 100$ mm; б) $R = 175$ mm

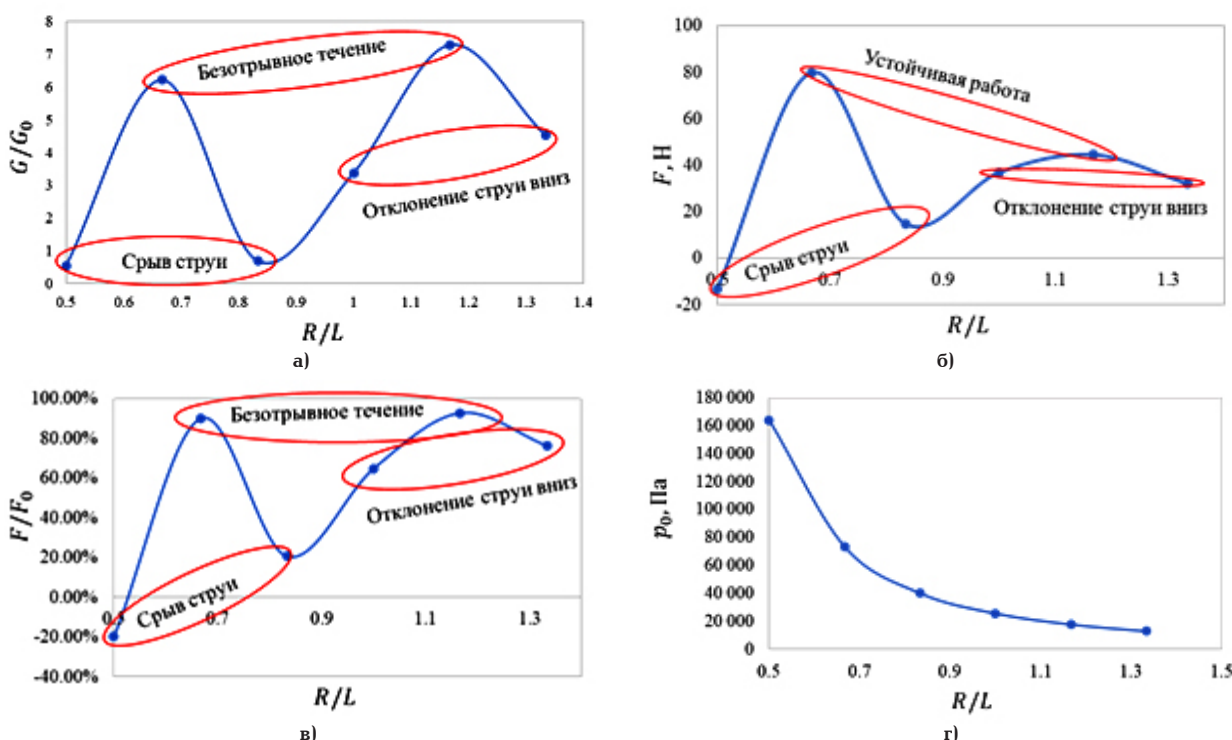


Рис. 5. Интегральные характеристики рассмотренных моделей: а) степень приращения расхода; б) тяга на выходе; в) коэффициент сохранения тяги; г) полное давление на входе в движатель
Fig. 5. Integral characteristics of the models considered: а) rate of increase in mass flow; б) thrust; в) thrust coefficient; г) total pressure on the propulsor inlet

в конфигурации с $R = 150$ мм основная часть воздуха идет в нужном для создания тяги направлении, так как разрежение в ней (пропорционально квадрату скорости) уменьшается сильнее, чем уменьшается импульс струи (пропорционален скорости в первой степени).

В конфигурации с $R = 175$ мм ($M = 0,42$) достигается необходимое соотношение разрежения воздухозаборника и импульса струи, поэтому в ней не наблюдается отрывов, тогда как при $R = 200$ мм ($M = 0,42$) струя разворачивается к центру и создает небольшое обратное течение. В данной конфигурации, вероятно, не формируется достаточного разрежения в центре горловины вентилятора, из-за чего не формируется устойчивого, направленного вперед движения воздуха в данной зоне. В результате струя на выходе из вентилятора не имеет «опоры» в виде течения в центре диффузора, где

в устойчивых конфигурациях наблюдается повышенное давление, отклоняется подсасываемыми потоками, где тормозится с повышением давления. В результате часть потока воздуха разворачивается и формирует круговое течение по часовой стрелке, идя от затормозившейся струи обратно в зону разрежения на периферии вентилятора. Тем не менее обратные токи не настолько значительны, как при $R = 125$ и 150 мм.

На рис. 4 представлены поля статических давлений для наиболее эффективных конфигураций с $R = 100$ и 175 мм. Как видно из рис. 4, в случае устойчивых струйных течений изолинии давления имеют форму «песочных часов» в горловине воздухозаборника, из-за чего струя не разворачивается в обратном направлении.

Рассмотрим интегральные характеристики смоделированных движателей (рис. 5). С точки зрения

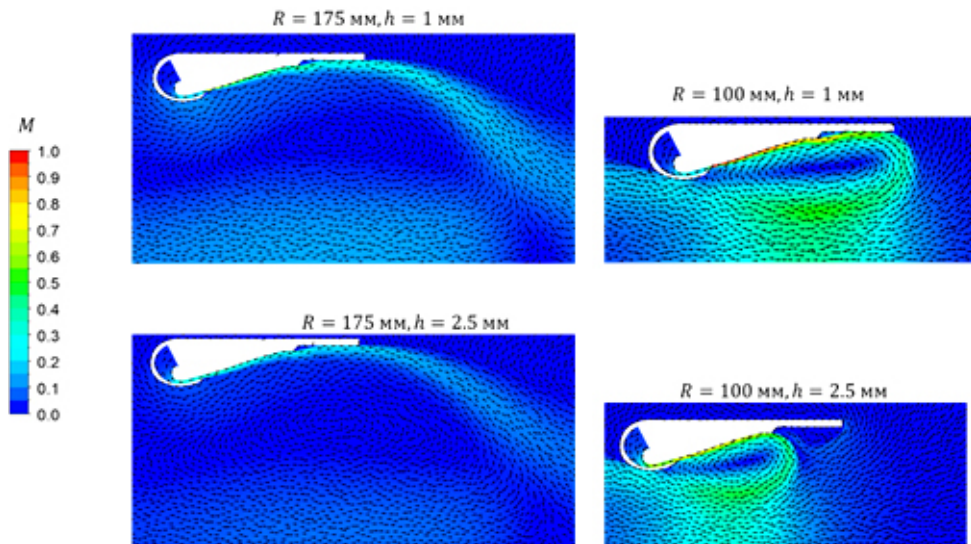


Рис. 6. Поля безразмерной скорости (числа Маха) для моделей «безлопастного» движителя с $R = 100$ и 175 мм при изменении толщины кольцевой щели

Fig. 6. Dimensionless velocity fields (Mach number) for models of a bladeless propulsors with $R = 100$ and 175 mm with a change in the thickness of the annular slot

отношения расходов (рис. 5а), в наибольшей мере (более чем в семь раз) расход позволяет умножить конфигурация с $R = 175$ мм; примерно в шесть раз расход повышается при $R = 100$ мм. Во всех остальных случаях повышение расхода менее значительно. С точки зрения развиваемой тяги (рис. 5б), наибольший результат демонстрирует движитель с $R = 100$ мм (80 Н), почти вдвое меньше (44 Н) при $R = 175$ мм, в случаях с отклонением и срывом струи — значительно меньше.

Примечательно, что коэффициент сохранения тяги для двух наилучших конфигураций сохраняется на уровне 92 %, то есть дополнительные потери, вызванные течением в воздухозаборнике, невелики. Также следует отметить, что в случае $R = 175$ мм полное давление на входе меньше в 3,5 раза в сравнении с $R = 75$ мм. Это значит, что мощность на валу нагнетателя, создающего расход воздуха, также будет в 3,5 раза меньше для $R = 175$ мм, что перекрывает эффект в два раза более низкой тяги. Кроме того, вентилятор с $R = 175$ мм обеспечивает скорость на выходе 20 м/с, а вентилятор с $R = 100$ мм — 42 м/с. Это значит, что при работе в составе силовой установки БПЛА на скорости 20 м/с вентилятор с $R = 175$ мм обеспечит полетный КПД, близкий к 1, а с $R = 100$ мм — порядка 70 %.

С целью определения эффектов изменения толщины кольцевого зазора были проведены дополнительные расчеты устойчивых конфигураций с $R = 100$ и 175 мм при изменении толщины щели в большую (до 2,5 мм) и меньшую (до 1 мм). На рис. 6 представлены поля безразмерной скорости в данных расчетных случаях, а на рис. 7 — полученные зависимости для коэффициента сохранения тяги. Как видно из рис. 6, 7, конфигурация с $R = 175$ мм является более устойчивой. Несмотря на отклонение струи к центру и небольшие обратные токи (аналогично $R = 200$ мм), при изменении толщины щели коэффициент сохранения тяги остается на уровне около 70 %.

Конфигурации с $R = 100$ мм при изменении высоты кольцевой щели теряют устойчивость, при этом формируется обратная тяга аналогично ре-

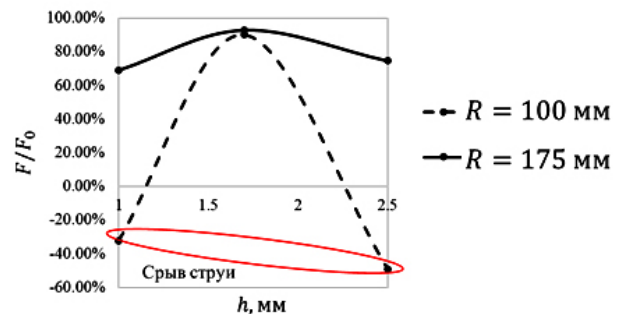


Рис. 7. Зависимость коэффициента сохранения тяги от радиуса «безлопастного» вентилятора и высоты кольцевого зазора

Fig. 7. Dependence of the thrust retention coefficient on the radius of the bladeless fan and the height of the annular slot

жиму с $R = 75$ мм. Данный факт свидетельствует о меньшей устойчивости данной конфигурации к изменению параметров потока.

Выводы

Были получены следующие результаты:

1. Исследовано влияние радиуса «безлопастного» вентилятора при фиксированной длине и расходе воздуха, наиболее эффективной по совокупности показателей, таких как тяга, сохранение тяги, тяговый КПД являются конфигурации R/L равным 0,67 и 1,17 ($R = 100$ и 175 мм). В данных установках сохраняется около 92 % изначальной тяги скоростной струи.

2. Во всех остальных случаях не формируется устойчивого направленного движения воздуха. Как следствие, теряется значительная часть энергии струи от 30–40 % и до формирования обратной тяги.

3. Оптимальной и наиболее устойчивой конфигурацией является отношение $R/L = 1,17$ ($R = 175$ мм) при $M = 0,42$ на выходе из кольцевой щели. В данном случае обеспечивается баланс между разрежением в горловине вентилятора и кинетической энергией струи при высокой степени сохра-

нения изначального импульса струи и потенциально высоком тяговом КПД.

4. При увеличении и уменьшении скорости по сравнению с $M = 0,42$ наблюдается отклонение струи к центру и снижение тяги.

5. Механизмы формирования устойчивых струй при изменении характеристик масштаба «безопасных» движителей требуют дополнительного рассмотрения и проведения экспериментальных исследований.

Благодарности / Acknowledgments

Работа выполнена в рамках проекта «Разработка технических решений, обеспечивающих повышение эффективности авиационных газотурбинных двигателей» при поддержке гранта Национального исследовательского университета «МЭИ» на реализацию программы научных исследований «Приоритет 2030: Технологии будущего» в 2024–2026 гг.

The investigation has been carried out within the framework of project "Development of technical solutions to improve the efficiency of aircraft gas turbine engines" with the support of a subvention from the National Research University "Moscow Power Engineering Institute" for implementation of the internal research program "Priority 2030: Future Technologies" in 2024–2026.

Список источников / References

1. Мамедов Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягОВОГО) КПД турбореактивных двигателей // Восточно-европейский журнал передовых технологий. 2011. № 7 (52). С. 15–20. EDN: QCUGSH.

Mamedov B. Sh. Osnovy edinoi teorii dvizhiteley na nepreryvnykh potokakh. Vyvod formuly tyagi, poletnogo (tyagovogo) KPD turboreaktivnykh dvigateley [Foundations of the common theory of movers on the continuous flows. calculation the formulars of thrust, flying (thrust) coefficient of usefull action of turbojet engines]. Vostochno-evropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2011. No. 7 (52). P. 15–20. EDN: QCUGSH. (In Russ.).

2. JetCat P1000-PRO – JetCat. URL: <https://www.jetcat.de/en/productdetails/produkte/jetcat/produkte/Professionell/P1000> (accessed: 11.03.2025).

3. Gammack P. D., Frederic N., Simmonds K. J. Bladeless fan. US patent GB2452490 A; filed September 04th, 2007; published March 11th, 2009.

4. Capunay A., Valdenegro D., Masso D. A. G., Carrillo L. R. G. Bladeless unmanned aerial vehicle. US patent 20190127065A1; filed June 13th, 2018; published May 02nd, 2019.

5. Seungjae Lee. Drone. Korean patent KR101804328B1; filed June 24th, 2016; published December 04th, 2017.

6. Lin Song. Bladeless propeller for unmanned aerial vehicle. Chinese patent CN118894253A; filed July 15th, 2024; published November 05th, 2024.

7. Sandeep Kumar Chintala, Sriranjana Rasakatra. Aircraft with bladeless propellers. Chinese patent CN110914151A; filed March 13th, 2018; published March 24th, 2020.

8. Weimeng C. A kind of bladeless fan-powered vertical take-off and landing drone. Chinese patent CN108263594B; filed January 31st, 2018; published May 10th, 2019.

9. Sureshkumar A., Jailani H. S. A. K., Siddarth R. [et al.]. Design and analysis of bladeless thruster for an UAV applications at three different profile configurations. *International Journal of Vehicle Structures and Systems*. 2023. Vol. 15, no. 5. 2024. DOI: 10.22214/IJRASET.2024.62531.

10. Xu H., Jiang L., Cao Z., Bao X. Design study of a rotorless unmanned aerial vehicle. *2023 4th International Seminar on Artificial Intelligence, Networking and Information Technology (AINIT)*. 2023. P. 58–62. DOI: 10.1109/AINIT59027.2023.10210723.

11. Valdenegro D., Capunay A., Gonzalez D. [et al.]. Improving safety: design and development of a bladeless thruster for autonomous multicopters. *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. 2018. P. 158–167. DOI: 10.1109/ICUAS.2018.8453474.

12. Mehmood K., Shahzad A., Masud J. [et al.]. Numerical analysis of bladeless ceiling fan: an effective alternative to conventional ceiling fan. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*. 2022. Vol. 221. P. 104905. DOI: 10.1016/j.jweia.2022.104905. EDN: DIRNLG.

13. Jafari M., Afshin H., Farhanieh B., Sojoudi A. Numerical investigation of geometric parameter effects on the aerodynamic performance of a bladeless fan. *Alexandria Engineering Journal*. 2016. Vol. 55 (1). P. 223–233. DOI: 10.1016/J.AEJ.2015.11.001.

14. Aslam H., Arif M. Z., Ali M., Javed A. Design and CFD Analysis of bladeless ceiling fan. *2021 International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technologies (IBCAST)*. 2021. P. 782–787. DOI: 10.1109/IBCAST51254.2021.9393254.

15. Ravi D., Rajagopal T. K. R. Numerical investigation on the effect of geometric shape and outlet angle of a bladeless fan for flow optimization using CFD techniques. *International Journal of Thermofluids*. 2022. Vol. 15 (28). P. 100174. DOI: 10.1016/j.ijft.2022.100174.

16. Jafari M., Afshin H., Farhanieh B., Bozorgasareh H. Numerical aerodynamic evaluation and noise investigation of a bladeless fan. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2015. Vol. 8 (1). P. 133–142.

17. Li G., Hu Y., Jin Y. [et al.]. Influence of Coanda surface curvature on performance of bladeless fan. *Journal of Thermal Science*. 2014. Vol. 23 (5). P. 422–431. DOI: 10.1007/s11630-014-0725-3.

18. Joshi V., Noronha W., Ganesan V. [et al.]. Determination of optimum outlet slit thickness and outlet angle for the bladeless fan using the CFD approach. *Energies*. 2023. Vol. 16 (4). P. 1633. DOI: 10.3390/en16041633.

19. Maitrejean G., Kempf M., Antoniali L. [et al.]. Parametric study of a bladeless fan geometry: investigating the influence of geometry parameters on discharge ratio and thrust force. DOI: 10.48550/arXiv.2406.03305.

20. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*. 1994. Vol. 32 (8). P. 1598–1605.

БРЫЗГУНОВ Павел Александрович, ассистент кафедры инновационных технологий наукоемких отраслей Института энергоэффективности и водородных технологий Национального исследовательского университета «МЭИ» (НИУ «МЭИ»), г. Москва. SPIN-код: 5170-6386

AuthorID (РИНЦ): 1069772

ORCID: 0000-0003-3710-5116

AuthorID (SCOPUS): 57844836600

Адрес для переписки: pavel.bryzgunov@gmail.com

ГРИГОРОВ Владислав Алексеевич, инженер кафедры инновационных технологий наукоемких отраслей Института энергоэффективности и водородных технологий НИУ «МЭИ», г. Москва.

Адрес для переписки: grigorovva@mpei.ru

ГРИШИН Леонид Евгеньевич, студент направления «Теплоэнергетика и теплотехника» кафедры инновационных технологий наукоемких отраслей Института энергоэффективности и водородных технологий НИУ «МЭИ», г. Москва.

Адрес для переписки: grishinly@mpei.ru

ИВАНОВА Евгения Александровна, студент направления «Энергетическое машиностроение» кафедры

паровых и газовых турбин Института энергомашиностроения и механики НИУ «МЭИ», г. Москва.
Адрес для переписки: ivanovayeva@mpei.ru

Прозрачность финансовой деятельности: авторы не имеют финансовой заинтересованности в представленных материалах и методах. Конфликт интересов отсутствует.

Статья поступила в редакцию 10.04.2025; одобрена после рецензирования 05.05.2025; принята к публикации 16.05.2025.

BRYZGUNOV Pavel Aleksandrovich, Assistant of the Innovative Technologies for High-Tech Industries Department, Institute of Energy Efficiency and Hydrogen Technologies, National Research University "Moscow Power Engineering Institute" (MPEI), Moscow.

SPIN-code: 5170-6386

AuthorID (RSCI): 1069772

ORCID: 0000-0003-3710-5116

AuthorID (SCOPUS): 57844836600

Correspondence address: pavel.bryzgunov@gmail.com
GRIGOROV Vladislav Alekseevich, Engineer of the Innovative Technologies for High-Tech Industries Department, Institute of Energy Efficiency and Hydrogen Technologies, MPEI, Moscow.

GRISHIN Leonid Evgenevich, Student in Thermal Engineering of the Innovative Technologies for High-Tech Industries Department, Institute of Energy Efficiency and Hydrogen Technologies, MPEI, Moscow.
Correspondence address: grishinly@mpei.ru

IVANOVA Evgenia Aleksandrovna, Student in Power Engineering of the Steam and Gas Turbines Department, Institute of Power Engineering and Mechanics, MPEI, Moscow.

Correspondence address: ivanovayeva@mpei.ru

Financial transparency: the authors have no financial interest in the presented materials or methods. There is no conflict of interest.

The article was submitted 10.04.2025; approved after reviewing 05.05.2025; accepted for publication 16.05.2025.