

УДК 621.33: 621.452.322 + 62-838 + 621.45.015

DOI: 10.15593/2224-9982/2024.78.05

А.О. Шевелев¹, Н.А. Саженов²¹ОДК-Авиадвигатель, Пермь, Российская Федерация²Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь, Российская Федерация**ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
С КАПОТИРОВАННЫМ ВЕНТИЛЯТОРОМ**

Рассмотрена полностью электрическая силовая установка, состоящая из закапотированного вентилятора и электромотора, являющегося приводом вентилятора. Данная силовая установка предполагается к использованию на самолетах региональной размерности со взлетной тягой не менее 73,5 кН. Проведены расчетные исследования с целью выявления наиболее экономичной степени повышения полного давления вентилятора π_B^* в рамках описанной задачи.

На основе проектировочных расчетов по предварительно разработанной методике сформированы математические модели двигателей с π_B^* равным 1,4; 1,5 и 1,6. Определено, что оптимальными по экономичности являются степени повышения полного давления вентилятора в диапазоне $\pi_B^* = 1,3 \dots 1,4$, но оптимум весьма пологий. Однако, снижение π_B^* приводит к увеличению диаметра вентилятора и, соответственно, росту массы двигателя, что в системе самолета скажется негативно. В итоге оптимальной π_B^* является $\pi_B^* = 1,4$.

Показано, что при снижении π_B^* от 1,6 до 1,4 увеличивается требуемый диапазон возможного регулирования площади сопла в земных взлетных условиях для поддержания запасов газодинамической устойчивости вентилятора по причине расслаивания линий рабочих режимов на напорной характеристике вентилятора.

Выявлено основное инженерное противоречие, связанное с необходимостью снижения π_B^* для достижения большей экономичности двигателя, приводящее к увеличению массы двигателя и усложнению системы регулирования площади на срезе сопла. Для окончательного выбора оптимального значения π_B^* требуется проведение оценки летно-технических характеристик самолета с двигателями, имеющими π_B^* в диапазоне 1,4...1,6.

Помимо наилучшей экономичности двигателя с $\pi_B^* = 1,4$, этот параметр позволяет достичь и наибольшей расходуемой взлетной тяги. Такое преимущество может решить вопрос, связанный с увеличением взлетной массы самолета из-за добавленных «тяжелых» гибридной или электрической составляющих (электродвигатели, электрокоммуникации, аккумуляторные батареи и т.д.).

Ключевые слова: электрический двигатель, авиационный двигатель, вентилятор, дроссельная характеристика, степень повышения полного давления, тяга, мощность, мотогондола, проектировочные расчеты, математические модели, регулируемое сопло, линии рабочих режимов.

A.O. Shevelev¹, N.A. Sazhenkov²¹UEC-Aviadvigatel, Perm, Russian Federation²Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation**ELECTRIC AVIATION ENGINES WITH DUCTED FAN DESIGN**

All-electric power plant with ducted fan and electric motor driving the fan are reviewed in the article. This power plant is considered to be used on regional aircraft with a take-off thrust level of 73.5 kN on each power plant. To identify the most efficient fan total pressure ratio π_B^* calculation studies were carried.

Based on design calculations, according to a previously developed methodology, mathematical models of engines with π_B^* equal to 1.4, 1.5 and 1.6 were formed. It has been determined that the optimal fan total pressure ratio increase are in the range 1.3...1.4, but the optimum is quite flat.

It is shown that when π_B^* decreases from 1.6 to 1.4 the required range of possible regulation of nozzle area in take-off conditions increases to maintain gas-dynamic stability margins due to stratification of lines in operating modes on the pressure characteristic of the fan.

The main engineering contradiction has been identified – π_B^* is needed to be reduced to achieve greater engine efficiency. However, this decision leads to an increase in mass of engine and the installation of a complex system of nozzle regulation. For the final choice of the most optimal value of π_B^* , it is necessary to evaluate the flight-technical characteristics of an aircraft with engines having π_B^* in the range of 1.4...1.6.

In addition to the best efficiency of an engine, $\pi_B^* = 1.4$ allows to achieve the highest available thrust. Such advantage can solve the problem of increase of the take-off weight of the aircraft due to added «heavy» hybrid or electric components (electric motors, electrical communications, batteries, etc.).

Keywords: electric motor, aviation engine, fan, throttle characteristic, pressure ratio, thrust, power, nacelle, design calculations, mathematical models, adjustable nozzle, operating mode lines.

Введение

Ведущие двигателестроительные и самолетостроительные фирмы, передовые научные центры ведут свои разработки в области электрификации самолетов и двигателей, целью которых является снижение выбросов вредных веществ в атмосферу в связи с необходимостью выполнять требования государственных программ по декарбонизации [1, 2]. В числе таких разработок «более электрические» авиационные двигатели, гибридно-электрические силовые установки различных схем и полностью электрические силовые установки и самолеты.

В России исследованием гибридных авиационных двигателей активно занимаются Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ) [3–5], АО «ОДК-Климов» [6–8], специализирующийся на разработках электрических машин Уфимский университет науки и технологий [9]. Однако исследования и разработки вышеприведенных организаций нацелены на самолеты малой размерности и местной авиации. В то же время зарубежные компании и научные центры ведут разработки гибридно-электрических двигателей для самолетов размерности региональной и ближне-среднемагистральной [10, 11].

В настоящий момент переход к полностью электрической гражданской авиации невозможен, поскольку главной проблемой является отсутствие источников электрической энергии большой емкости [12], при этом по различным ориентировочным оценкам данный вопрос может не решиться вплоть до 2040–2050 гг. Другой немаловажной проблемой является низкая удельная мощность электрических машин, в частности генераторов, стартер-генераторов и мотор-генераторов [12, 13]. Однако данная проблема выглядит менее острой, нежели малая энергоемкость аккумуляторных батарей, и ее постепенно удастся решать как в России, так и в зарубежных странах [14].

Последние исследования показали, что гибридные последовательные силовые установки с электрическими двигателями, мощность для которых вырабатывается газотурбинной установкой, могут являться перспективным вариантом для решения всех указанных выше проблем.

Настоящее исследование нацелено на разработку электрических авиационных двигателей именно для такой схемы. Еще одной задачей данного исследования является выявление проблемных вопросов проектирования подобного рода двигателей с целью формирования опережающего задела.

До сих пор электродвигатели большой размерности и соответствующая им силовая электроника не использовались в авиации, не считая малоразмерных самолетов для нескольких пассажиров [15]. В связи с этим указанная задача является актуальной и требует проведения предварительных расчетных проектировочных исследований.

Методика проектирования электрических авиационных двигателей с капотируемым вентилятором

Объекты исследования

Объектами исследования настоящей работы являются авиационные двигатели с капотируемыми вентиляторами с различной степенью повышения полного давления ($\pi_B^* = 1,4 \dots 1,6$), спроектированные на равную эффективную тягу 13,4 кН ($H = 11$ км, $M = 0,78$).

Данный уровень тяги для всех рассматриваемых двигателей обосновывается тем, что проведенные ранее исследования в области гибридизации гражданской авиации показали необходимость рассматривать самолеты не более региональной размерности (типа SSJ100) [16, 17]. В связи с этим тяга 13,4 кН обусловлена тем, что традиционный турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) размерности 8 тс (для гражданского самолета типа SSJ100) имеет в крейсерском полете идеальную тягу 1450 кгс и примерно 1370 кгс эффективную тягу (с вычетом сопротивления мотогондолы).

Проектировочные расчеты и математические модели сформированы на равную эффективную тягу 1370 кгс и для оценки влияния сопротивления мотогондолы на оптимумы по параметрам

на идеальную тягу 1450 кгс. Вентиляторы всех вариантов двигателей имеют один уровень политропического коэффициента полезного действия (КПД) вентилятора для всех степеней повышения полного давления, который составляет 0,93 и является достижимым в настоящий момент.

В рассматриваемой схеме вентилятор приводится во вращение за счет электродвигателя, один из вариантов схемы такого двигателя представлен на рис. 1 (на рисунке с подпорными ступенями, далее в исследовании рассматривается двигатель без подпорных ступеней).

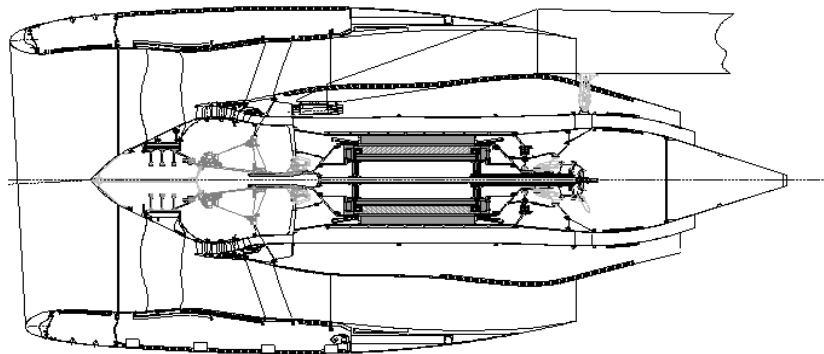


Рис. 1. Двухконтурный авиационный двигатель с капотированным вентилятором с приводом от электродвигателя

Источник питания электродвигателя в данной работе не рассматривается, поскольку целью исследования является определение оптимальной конфигурации движителя (системы капотированный вентилятор – электродвигатель) и выявление проблемных вопросов данной связки функциональных узлов.

Оценка энерго-массовых характеристик электрической составляющей силовой установки – источников электрической энергии (аккумуляторов или вспомогательных энергетических установок) и электрокоммуникаций – представляет большой интерес. Но включает в себя решение большого количества отдельных от поставленных в настоящей работе задач: выбора схемы силовой установки (гибридная распределенная, полностью электрическая и т.д.), ее назначения, режимов работы, а также продолжительности полетного цикла, и, по мнению авторов, является вопросом отдельного исследования.

Всего в настоящем исследовании проведена оценка следующих четырех зависимостей:

1. Влияние сопротивления мотогондолы на выбор степени повышения полного давления вентилятора и, соответственно, диаметра вентилятора при заданной тяге.
2. Влияние степени повышения полного давления вентилятора на диаметр вентилятора и мотогондолы и, соответственно, на массу двигателя.
3. Влияние степени повышения полного давления вентилятора на характеристику вентилятора при дросселировании двигателя.
4. Определение требуемого диапазона регулирования сопла с целью поддержания приемлемых запасов газодинамической устойчивости вентилятора.

На данном этапе настоящего исследования необходимость применения редуктора для привода вентилятора от электродвигателя не оценивалась. Этот вопрос будет решен после определения конечного облика и технических характеристик электродвигателя.

Математические модели, принятые допущения и ограничения

Первичные проектировочные расчеты выполнены при использовании разработанной методики для расчета электрического авиационного двигателя с капотированным вентилятором.

Методика позволяет рассчитывать как одноконтурные, так и двухконтурные авиационные двигатели, учитывать съем тепла с электромотора посредством теплообменника и передачи

тепла потоку воздуха, а также оптимизировать КПД вентилятора по окружной скорости с использованием эмпирических зависимостей.

Математические модели двигателей созданы на основе исходных данных проектировочных расчетов в программном комплексе ThermoGTE. В основе программы лежит решение системы нелинейных алгебраических уравнений [18]. Взаимосвязь элементов двигателя (компрессора, турбины, камеры сгорания, воздухозаборника, сопла и т.д.), количество уравнений и их вид зависят от выбранной схемы двигателя (ТРД, ТРДД, ТРДДФ ТВаД и другие, в нашем случае капотированный вентилятор с приводом от электродвигателя). Уравнения балансов в общем виде для рассматриваемой схемы авиационного двигателя (капотированного вентилятора с приводом от электродвигателя) выглядит следующим образом:

$$\begin{cases} G_{\text{Вент}} = m \cdot F_{\text{Сопла}} \cdot q(\lambda)_{\text{Сопла}} \cdot \frac{p_{\text{Сопла}}^*}{\sqrt{T_{\text{Сопла}}^*}}, & (1) \\ L_{\text{Вент}} \cdot G_{\text{Вент}} \cdot \eta_{\text{мех}} = N_{\text{ЭД}}, & (2) \\ n_{\text{Вент}} = n_{\text{ЭД}}, & (3) \end{cases}$$

где $G_{\text{Вент}} = f(\pi_{\text{Вент}}^*, n_{\text{Вент}})$ – расход через вентилятор; $\pi_{\text{Вент}}^*$ – степень повышения полного давления вентилятора; $n_{\text{Вент}}$ – частота вращения ротора вентилятора; m – коэффициент рода газа; $F_{\text{Сопла}}$ – площадь среза сопла; $q(\lambda)_{\text{Сопла}} = f(\lambda, k)$ – газодинамическая функция, приведенная плотность потока; $p_{\text{Сопла}}^* = f(\pi_{\text{Вент}}^*, \sigma_{\text{Вх}}^*, \sigma_{\text{Кан}}^*)$ – полное давления воздуха за соплом; $\sigma_{\text{Вх}}^*$ – потери полного давления на входе в воздухозаборник; $\sigma_{\text{Кан}}^*$ – потери полного давления в канале за вентилятором; $T_{\text{Сопла}}^* = f(\pi_{\text{Вент}}^*)$ – полная температура воздуха за соплом; $L_{\text{Вент}} = f(\pi_{\text{Вент}}^*, \eta_{\text{Ад}}^*, C_p, k)$ – работа вентилятора; $\eta_{\text{Ад}}^*$ – адиабатический КПД вентилятора; C_p, k – теплоемкость и показатель адиабаты; $\eta_{\text{мех}}$ – механический КПД ротора; $N_{\text{ЭД}}$ – мощность электродвигателя; $n_{\text{Вент}}$ – частота вращения вентилятора; $n_{\text{ЭД}}$ – частота вращения электродвигателя.

Независимые переменные описывают положение рабочих точек на характеристиках элементов, а правые части определяются алгоритмически, исходя из физических условий совместной работы элементов двигателя.

Для решения системы уравнений используется модифицированная процедура Ньютона в комбинации с симплекс-методом поиска решения систем уравнения [18].

При построении расчетной модели приняты следующие допущения:

1. Принята феноменологическая модель зависимости адиабатического КПД вентилятора от окружной скорости потока и степени повышения полного давления в вентиляторе.

2. Для определения сопротивления мотогондол различных двигателей, в выбранном классе тяги и диапазоне размерностей принято одно для всех вариантов значение коэффициента лобового сопротивления мотогондолы $C_x = 0,04$.

3. Поддерживается постоянным значение относительной толщины мотогондолы – отношение диаметра мотогондолы к диаметру вентилятора.

4. Для всех расчетов в первом приближении принято постоянное значение КПД электродвигателя 0,95. Для определения изменения КПД электродвигателя на различных режимах требуется его детальное проектирование, что на данном этапе исследований не проведено.

5. Модели узлов и процессов 1-d аналитические.

Анализ результатов расчетного моделирования

Предварительные проектировочные расчеты

Произведены предварительные проектировочные расчеты авиационных двигателей с капотированным вентилятором с приводом от электродвигателя на равную идеальную тягу 1450 кгс и эффективную тягу 1370 кгс при степенях повышения полного давления вентилятора 1,1...1,9 при высоте полета $H = 11887$ м и числе Маха полета $M = 0,78$.

Как описано выше, при различных степенях повышения полного давления вентилятор имеет различные адиабатические КПД. Также по мере увеличения степени повышения полного давления уменьшается расход воздуха через вентилятор и, соответственно, диаметр вентилятора и двигателя в целом. В связи с этим при расчете на равную эффективную тягу при движении от большей к меньшей степени повышения полного давления вентилятора увеличивается диаметр вентилятора и, соответственно, мотогондолы. В результате для сохранения эффективной тяги значительно увеличивается сопротивление (рис. 2) и, как результат, идеальная тяга при степенях повышения полного давления 1,1...1,2, что вызывает значительное увеличение мощности электродвигателя (рис. 3).

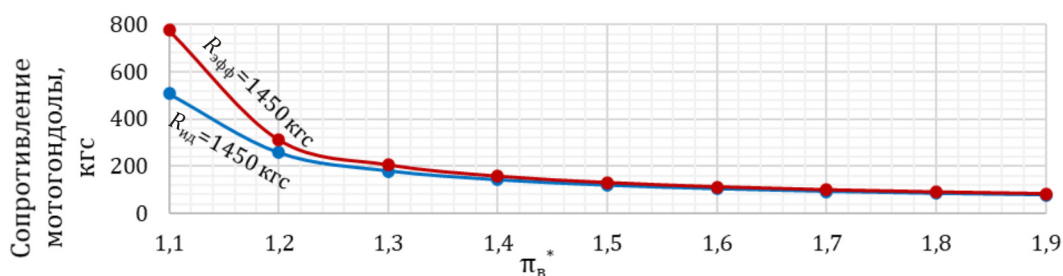


Рис. 2. Изменение сопротивления мотогондолы в зависимости от степени повышения полного давления вентилятора

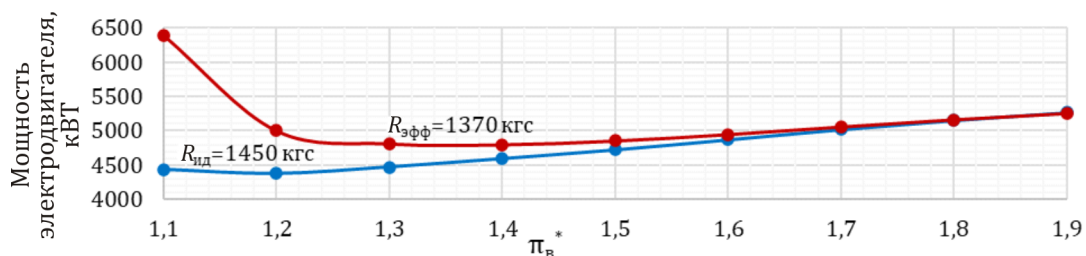


Рис. 3. Зависимость потребляемой мощности электродвигателя от степени повышения полного давления вентилятора

Из рис. 3 также видно, что как при расчете на равную идеальную тягу, так и при расчете на равную эффективную тягу образуется оптимум по степени повышения полного давления, причем оптимум при расчете на равную эффективную тягу образуется при больших степенях повышения полного давления ($\pi_{B \text{ опт}}^* \sim 1,3 \dots 1,5$) в отличие от расчета на равную идеальную тягу ($\pi_{B \text{ опт}}^* \sim 1,2$), что вызвано значительным ростом сопротивления мотогондолы. Точка пересечения линий на рис. 3 показывает, что при степени повышения полного давления $\sim 1,8$ мощность одинаковая в обоих расчетах, так как базовый двигатель для регионального самолета с данной степенью повышения полного давления имеет данные тяги (эффективную 1370 кгс и идеальную 1450 кгс), и относительно данной точки проведено моделирование вентилятора при остальных степенях повышения полного давления.

На рис. 4 представлена зависимость отношения мощности электродвигателя (ЭД) к тяге от степени повышения полного давления, на данном рисунке также наблюдается оптимум по степени повышения полного давления, ($\pi_{B \text{ опт}}^* \sim 1,3 \dots 1,5$).

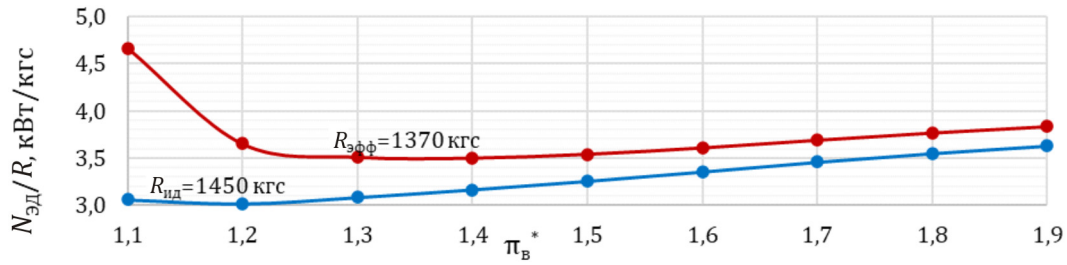


Рис. 4. Зависимость отношения тяги к мощности электродвигателя в зависимости от степени повышения полного давления вентилятора

По результатам проведенных проектировочных расчетов определено, что оптимальной степенью повышения полного давления вентилятора с точки зрения потребления наименьшей мощности в обозначенных условиях расчета является $\pi_{в}^* \sim 1,4$. Дальнейшее снижение степени повышения полного давления нецелесообразно, поскольку значительно увеличиваются габаритно-массовые характеристики двигателя и затраты энергии на привод вентилятора. Для определения дальнейших проблем и проведения оптимизации необходимо создание математических моделей для двигателей со степенью повышения полного давления не менее 1,4. Несмотря на пологий оптимум, дальнейшее снижение $\pi_{в}^*$ не рассматривается, поскольку увеличивается диаметр и, соответственно, масса силовой установки, что негативно скажется на энергопотреблении в системе самолета.

Оценка характеристик эффективности двигателей, разработанных по результатам проектировочных расчетов

Оценка напорных характеристик вентилятора

С целью оценки поведения двигателя на различных режимах его работы, определения энергетической эффективности при его дросселировании, выявления проблемных вопросов при проектировании подобного рода машин первоначально построена математическая модель для двигателя со степенью повышения полного давления вентилятора 1,4, поскольку, как определено ранее, данное значение является оптимальным с точки зрения энергетической эффективности.

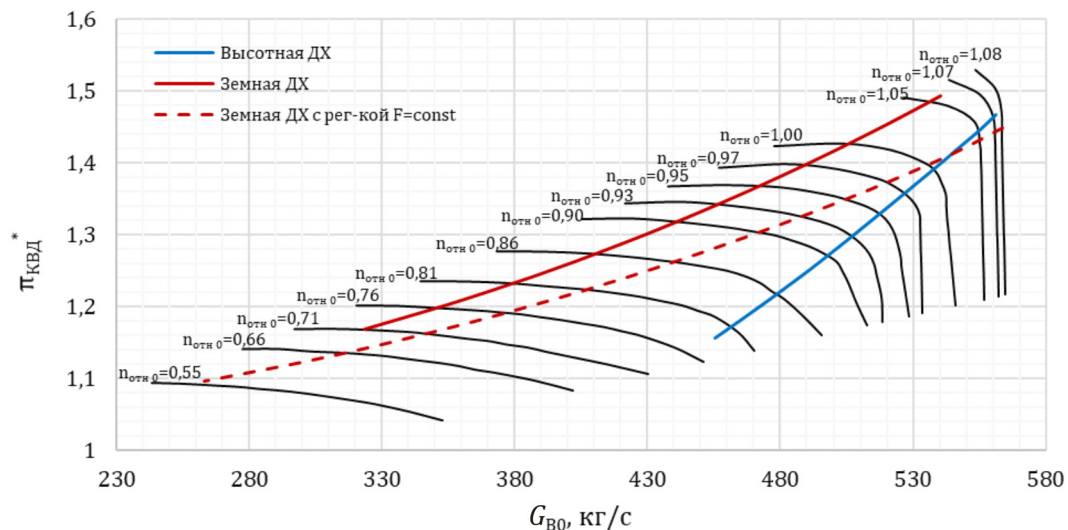


Рис. 5. Характеристика вентилятора с расчетной степенью повышения полного давления 1,4

При расчете дроссельных характеристик электрического авиационного двигателя (АД) с $\pi_{в}^* = 1,4$ в земных и высотных условиях определено, что при столь низкой степени повышения полного давления вентилятора наблюдается значительное расслоение линий рабочих режимов – земной и высотной (рис. 5, сплошные линии). В результате не обеспечиваются приемлемые запа-

сы газодинамической устойчивости – земная линия от начальной до конечной точки дроссельной характеристики близка к верхней границе газодинамической устойчивости. Такая малая степень повышения полного давления требует в двигателях применения регулируемого сопла, что является актуальной проблемой современного двигателестроения и активно исследуется [19], однако регулируемое сопло еще не реализовано ни на одном двигателе гражданской авиации.

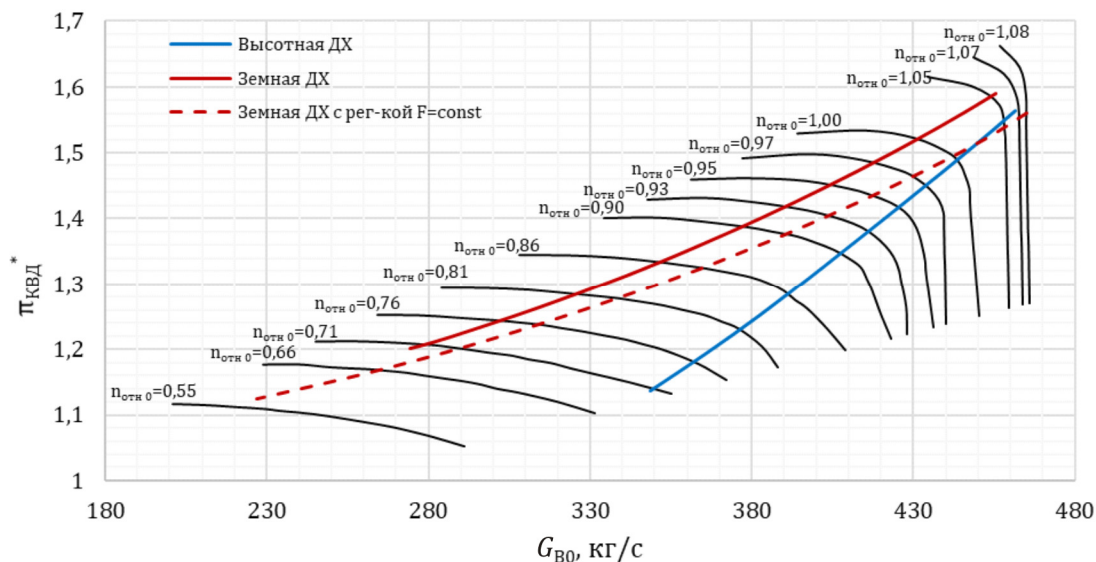


Рис. 6. Характеристика вентилятора с расчетной степенью повышения полного давления 1,5

В связи с необеспечением приемлемых запасов газодинамической устойчивости при малых степенях повышения полного давления в вентиляторе рассмотрен диапазон $\pi_B^* = 1,4 \dots 1,6$ с подбором требуемой площади сопла в земных условиях. В расчетной точке необходимо обеспечивать запасы газодинамической устойчивости порядка 12...14 % (и более при дросселировании), соответственно, у проектируемых двигателей требуемая площадь в земных условиях полета подбирается, исходя из обеспечения данной величины запасов газодинамической устойчивости.

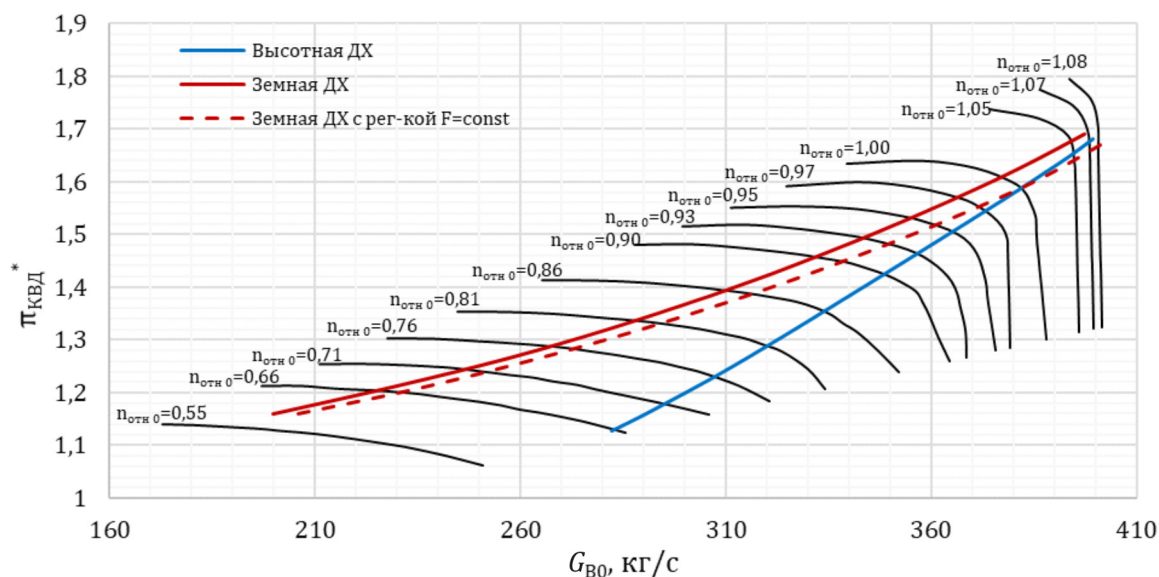


Рис. 7. Характеристика вентилятора с расчетной степенью повышения полного давления 1,6

По результатам составления математических моделей и расчета дроссельных характеристик двигателей с расчетными степенями повышения полного давления $\pi_B^* = 1,4$ (см. рис. 5), $\pi_B^* = 1,5$ (рис. 6) и $\pi_B^* = 1,6$ (рис. 7) определено, что требуемое изменение площади сопла (па-

параметра $\mu \cdot F_C$ – произведение физической площади на коэффициент расхода сопла) в земных условиях относительно базовой площади составляет +10, +5 и +3 % соответственно, что является вполне возможными значениями для реализации. Так, например, у PW1400G требуемое изменение площади сопла составляет порядка ~8 %. Здесь и далее указано изменение параметра $\mu \cdot F_C$, поскольку при малых степенях расширения в сопле (в земных условиях и высотных условиях при дросселировании) значительное влияние на физическую площадь оказывает параметр μ сопла, который, в свою очередь, зависит от типа сопла и может варьироваться при малых $\pi^*_C = 1,0 \dots 1,5$ в пределах $\mu = 0,90 \dots 0,97$.

Оценка энергетической эффективности электрических авиационных двигателей

С целью оценки экономических характеристик спроектированных электрических авиационных двигателей построены графики зависимости отношения мощности электродвигателя к тяге от тяги двигателя (рис. 8), что, по сути, является аналогией зависимости удельного расхода топлива от тяги для ТРДД.

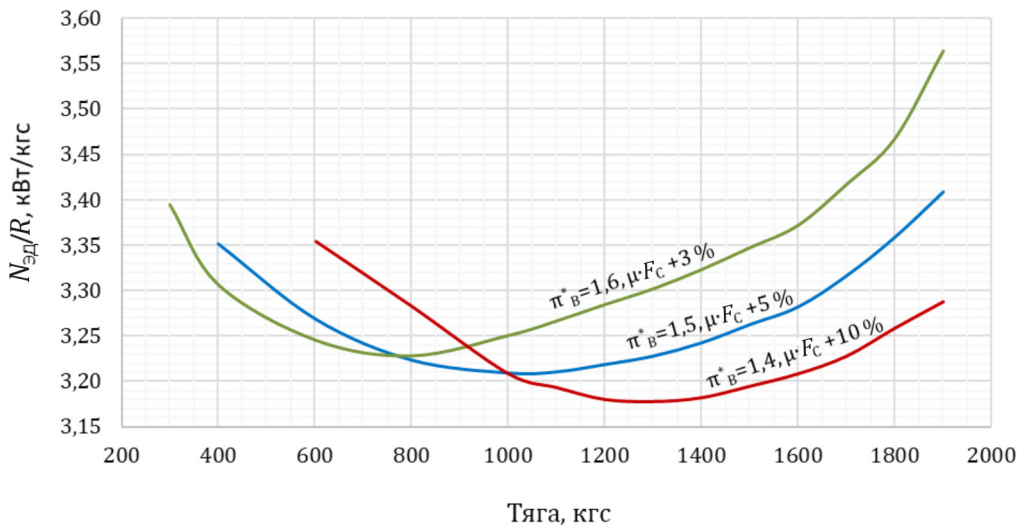


Рис. 8. Эффективность электрического АД при дросселировании ($H = 11$ км, $M = 0,78$)

Для региональных самолетов типа SSJ100 крейсерский полет происходит при тягах ~1000...1700 кгс ($H = 11$ км и $M = 0,78$), а набор осуществляется при тягах 1700...1900 кгс ($H = 11$ км и $M = 0,78$). Как видно из рис. 8 и таблицы, для указанных диапазонов тяг наилучшим вариантом (наиболее экономичным) является двигатель со степенью повышения полного давления вентилятора $\pi^*_в = 1,4$, однако требующий наибольшего регулирования сопла.

Для рассмотренных степеней повышения полного давления вентилятора расчетная точка на характеристике вентилятора в земных условиях смещается ниже по характеристике по мере снижения степени повышения полного давления (проектируется двигатель в высотных условиях). В результате увеличивается запас по частоте вращения, расходу, степени повышения полного давления и, соответственно, по тяге – в результате появляется возможность реализовать большую взлетную тягу (тягу располагаемую).

Как видно из таблицы, располагаемая тяга увеличивается по мере уменьшения степени повышения полного давления, однако в значительной степени увеличивается требуемая мощность электромотора, поскольку требуемая мощность напрямую зависит от работы вентилятора и расхода через вентилятор. Также требуемая мощность дополнительно увеличивается поскольку, как известно, на краю характеристики происходит «обвал» по адиабатическому КПД вентилятора.

Характеристики спроектированных двигателей на основных режимах работы

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Расчетная $\pi_{в}^*$	1,4	1,5	1,6
Диаметр вентилятора, мм	1887	1715	1591
Режим набора ($H = 11$ км, $M = 0,78$)			
Тяга, кгс	1800	1800	1800
Мощность ЭД, кВт	5866	6045	6242
$N_{ЭД}/R$, кВт/кгс	3,23 –	3,36 +4,0 %	3,47 +7,4 %
Крейсерский режим ($H = 11$ км, $M = 0,78$)			
Тяга, кгс	1600	1600	1600
Мощность ЭД, кВт	5134	5251	5395
$N_{ЭД}/R$, кВт/кгс	3,21 –	3,28 +2,3 %	3,37 +5,1 %
Взлетный режим ($H = 0$, $M = 0$)			
Тяга требуемая ¹⁾ , кгс	7500	7500	7500
Мощность ЭД, кВт	8331	9489	10556
$N_{ЭД}/R^{1)}$, кВт/кгс	1,11 –	1,27 +13,9 %	1,41 +27 %
Тяга располагаемая ²⁾ , кгс	14000 –	12800 –8,6 %	12000 –14,3 %
Мощность ЭД, кВт	22024	22040	22747
$N_{ЭД}/R^{2)}$, кВт/кгс	1,57	1,72	1,90
$\Delta \mu \cdot F_C^{3)}$, %	+10 %	+5 %	+3 %

Примечание: ¹⁾ – тяга примерная, требуемая для самолета типа SSJ100 с расчетной взлетной массой; ²⁾ – тяга, которую возможно получить в соответствии с характеристикой вентилятора без отборов воздуха и мощности, с учетом $\sigma_{вх}^*$; ³⁾ – в земных условиях ($H = 0$, $M = 0$).

В дальнейших работах при рассмотрении такого рода авиационных двигателей необходимо учитывать возможность увеличения мощности электродвигателя, что может позволить увеличить взлетную тяговооруженность, например, при возросшей из-за аккумуляторных батарей взлетной массе.

Заключение

1. Определен оптимум по степени повышения полного давления вентилятора (с учетом внешнего сопротивления), обеспечивающий наилучшую экономичность для электрических авиационных двигателей с капотированным вентилятором, который составляет $\pi_{в\text{ опт}}^* = 1,4$, оптимум весьма пологий.

2. Наиболее экономичный вариант со степенью повышения полного давления вентилятора $\pi_{в}^* = 1,4$ требует обязательной регулировки сопла в сторону увеличения площади в земных условиях $\Delta \mu \cdot F_C$ до +10 %.

3. Необходимо учитывать потребность изменения площади сопла при проектировании, что вызывает изменение габаритов и массы двигателя.

4. Выявлено инженерное противоречие при проектировании электрических авиационных двигателей – при снижении степени повышения полного давления вентилятора увеличивается диаметр и, соответственно, масса вентилятора, но снижается потребная мощность и, соответственно, масса электродвигателя.

5. Для проведения более детальной оценки необходимо проектирование электродвигателей с целью определения массы, изменения КПД и возможной выдаваемой мощности на всех режимах его работы.

Библиографический список

1. Распоряжение от 29 октября 2021 года № 3052-р. Правительство Российской Федерации: – официальный сайт. – Москва. – URL: <http://government.ru> (дата обращения: 22.01.2024).
2. A clean planet for all. A European long-term strategic vision for a prosperous, modern, competitive and climate neutral economy // European commission. – 2018.
3. Варюхин, А.Н. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий / А.Н. Варюхин // *Авиационные двигатели*. – 2022. – № 1. – С. 19–32.
4. Клочков, В.В. Эффективность применения альтернативных силовых установок в авиации / В.В. Клочков, А.Н. Варюхин // *Энергия: экономика, техника, экология*. – 2018. – № 11. – С. 42–49.
5. Гордин, М.В. Концепции авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолетов / М.В. Гордин, В.А. Палкин // *Авиационные двигатели*. – 2019. – № 3 (4). – С. 7–16.
6. Электрический двигатель для привода движителя летательного аппарата в составе демонстратора гибридной силовой установки АО «ОДК» (АО «ОДК-Климов») / А.Д. Едигарев, В.А. Люцков, Б.А. Сайпушев, Р.О. Тетерин, М.В. Шемет, А.О. Штыхин // *Вестник УГАТУ*. – 2023. – № 2. – С. 139–147.
7. Едигарев, А.Д. Экспериментальное исследование баланса энергетических потоков в гибридной силовой установке последовательного типа / А.Д. Едигарев, Р.О. Тетерин, М.В. Шемет // *Вестник РГАТА имени П.А. Соловьева*. – 2023. – № 2. – С. 36–42.
8. Анализ эффективности применения гибридных силовых установок на базе ТВаД АО «ОДК-Климов» в составе различных летательных аппаратов / А.Д. Едигарев, Б.А. Сайпушев, М.В. Шемет, К.Г. Масленников, В.В. Писарев, А.П. Чуфистов // *Климовские чтения – 2022: перспективные направления развития авиадвигателестроения*. – 2022. – С. 234–245.
9. К вопросу выбора конструкционных схем электрического генератора летательного аппарата с гибридной силовой установкой / А.Н. Варюхин, В.С. Захарченко, Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов, М.В. Гордин // *Вестник УГАТУ*. – 2018. – № 4 (82). – С. 94–100.
10. Atanason, G. Hybrid Aircraft for Improved Off-Design Performance and Reduced Emissions / G. Atanason, D. Silberhorn // *AIAA SciTech Forum*, 6–10 January 2020, Orlando, FL.
11. Epstein, A.H. Aeropropulsion, Advances, Opportunities, and Challenges / A.H. Epstein // *The Bridge. National Academy of Engineering*. – 2020. – № 2.
12. Левин, А.В. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования / А.В. Левин, С.П. Халютин, Б.В. Жмуров // *Научный вестник МГТУ ГА*. – 2015. – № 213 (3). – С. 50–57.
13. 4MW Class High Power Density Generator for Future Hybrid-Electric Aircraft / D. Golovanov, D. Gerada, G. Sala, M. Degano, A. Trentin, P.H. Connor, Z. Xu, A. La Rocca, A. Galassini, L. Tarisciotti, C.N. Eastwick, S.J. Pickering, P. Wheeler, J.C. Clare, M. Filipenko, C. Gerada // *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. – № 4. – P. 2952–2964.
14. Халютин, С.П. Электрические и гибридные самолета: перспективы создания / С.П. Халютин, А.О. Давидов, Б.В. Жмуров // *Электричество*. – 2017. – № 9. – С. 4–16.
15. Шевелев, А.О. Сравнение термодинамических параметров вариантов гибридно-электрических ТРДД и ЛТХ БСМС с различными вариантами гибридно-электрических ТРДД / А.О. Шевелев // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. – 2022. – № 71. – С. 220–229.
16. Шевелев, А.О. Исследование характеристик гибридно-электрического ТРДД для регионально-го самолета / А.О. Шевелев, Н.Н. Шумягин // *Авиационные двигатели*. – 2023. – № 1. – С. 57–64.
17. Описание ПК [Электронный ресурс] / Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines. – 2015. – URL: <http://www.thermogte.ru> (дата обращения: 06.12.2023).
18. Epstein, A. The Pratt & Whitney Pure Power Geared Turbofan Engine / A. Epstein // *Academie de l'Air et de l'Espace*. – 2015.
19. Michel, U. The Benefits of Variable Area Fan Nozzles on Turbofan Engines / U. Michel // *Technical University of Berlin*. – 2011.

References

1. Rasporyazhenie ot 29 oktyabrya 2021 goda №3052-p. Government of the Russian federation, available at: <http://government.ru> (accessed 10.08.2022).
2. A clean planet for all. A European long-term strategic vision for a prosperous, modern, competitive and climate neutral economy. *European commission*, 2018.

3. Varyuhin A.N. Conventional, hybrid and electric aviation engines for local airlines. *Aviation Engines*, 2022, no. 1, pp. 19-32.
4. Klochkov V., Varyukhin A. The Effectiveness of Alternative Power Plants in Aviation. *Energy: Economic, Technic, Ecology*, 2018, no. 11, pp. 42-49.
5. Gordin M.V., Palkin V.A. Concepts of Aero Energies for Advanced Civil Aircraft *Aviation engines*, 2019, no. 3 (4), pp. 7-16.
6. Edigarev A.D., Lutskov V.A., Saipushev B.A., Teterin R.O., Shemet M.V., Shtyhin A.O. Elektricheskiy dvigatel' dlya privoda dvizhetelya letatel'nogo apparata v sostave demonstratora gibridnoj silovoj ustanovki AO «ODK» (AO «ODK-Klimov») [Shtyhin Electric Motor for Aircraft Drive as a Part of the Demonstrator of Hybrid Power Plant JSC «UEC» (JCS «UEC-Klimov»)]. *Vestnik UGATU*, 2023, no. 2 (100), pp. 139-147.
7. Edigarev A.D., Teterin R.O., Shemet M.V. Eksperimental'noe issledovanie balansa energeticheskikh potokov v gibridnoj silovoj ustanovke posledovatel'nogo tipa [Experimental Study of the Balance of Energy Flows in a Serial Hybrid Propulsion System]. *Vestnik RGATA*, 2023, no. 2 (65), pp. 36-42.
8. Edigariev A.D., Saypushev B.A., Shemet M.V., Maslennikov K.G., Pisarev V.V., Chufistov A.P. Analiz effektivnosti primeneniya gibridnykh silovykh ustanovok na baze TVaD AO «ODK-Klimov» v sostave razlichnykh letatel'nykh apparatov [Analysis of the Effectiveness of Use of Hybrid Power Units Based on TVAD JSC «UEC-Klimov» in Various Aircraft]. *Klimovskie chteniya*, 2022, pp. 234-245.
9. Varyuhin A.N., Zaharchenko V.S., Ismagilov F.R., Vavilov V.E., Gordin M.V. K voprosu vybora konstrukcionnykh skhem elektricheskogo generatora letatel'nogo apparata s gibridnoj silovoj ustanovkoj [To the Question of the Design Selection of the Electric Generator of the Aircraft with a Hybrid Power Installation]. *Vestnik UGATU*, 2018, no.4 (82). pp. 94-100.
10. Atanason G., Silberhorn D. Hybrid Aircraft for Improved Off-Design Performance and Reduced Emissions. *AIAA SciTech Forum*, 6-10 January, Orlando, FL, 2020.
11. Alan H. Epstein, Aeropropulsion, Advances, Opportunities, and Challenges. *The Bridge. National Academy of Engineering*, 2020, no. 2.
12. Levin A.V., Khalyutin S.P., Zhmurov B.V. Tendencii i perspektivy razvitiya aviacionnogo elektrooborudovaniya [Trends and Prospects of Aviation Equipment Development]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA*, 2015, no. 213 (3), pp. 50-57.
13. Golovanov D., Gerada D., Sala G., Degano M., Trentin A., Connor P.H., Xu Z., La Rocca A., Galasini A., Tarisciotti L., Eastwick C.N., Pickering S.J., Wheeler P., Clare J.C., Filipenko M., Gerada C. 4MW Class High Power Density Generator for Future Hybrid-Electric Aircraft. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2021, no 4, pp. 2952-2964.
14. Khalyutin S.P., Davidov A.O., Zhmurov B.V. Electric and hybrid Aircraft Development Prospects. *Electricity*, 2017, no. 9, pp. 4-16
15. Shevelev A.O. Comparison of the thermodynamic parameters of hybrid-electric aviation engines and flight-technical characteristics of a regional aircraft with hybrid-electric engines. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2022, no. 71, pp. 220–229. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.71.24.
16. Shevelev A.O., Shumjagin N.N. Study of Characteristics of a Hybrid-Electric Turbofan Engines for a Regional Aircraft. *Aviation engines*, 2023, no. 1, pp. 57-64
17. Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines, 2015, available at: <http://www.thermogte.ru> (accessed 6 December 2023).
18. Epstein A. The Pratt & Whitney Pure Power Geared Turbofan Engine. *Academie de l'Air et de l'Espace*, 2015.
19. Michel U. The Benefits of Variable Area Fan Nozzles on Turbofan Engines. *Technical University of Berlin*, 2011.

Об авторах

Шевелев Александр Олегович (Пермь, Российская Федерация) – инженер-конструктор-расчетчик отделения перспективных разработок, ОДК-Авиадвигатель (614990, Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: shevelev1311@mail.ru).

Саженов Николай Алексеевич (Пермь, Российская Федерация) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиационные двигатели», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (614990, Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: sazhenkov_na@mail.ru).

About the authors

Aleksandr O. Shevelev (Perm, Russian Federation) – Design and Analysis Engineer of Advanced Development Department, UEC-Aviadvigatel (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, e-mail: shevelev1311@mail.ru).

Nikolay A. Sazhenkov (Perm, Russian Federation) – Candidate of Technical Sciences, Docent of Aircraft Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, e-mail: sazhenkov_na@mail.ru).

Финансирование. Исследование не имело спонсорской поддержки.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Вклад авторов. Все авторы сделали равный вклад в подготовку публикации.

Поступила: 13.08.2024

Одобрена: 14.10.2024

Принята к публикации: 31.10.2024

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Шевелев, А.О. Проектирование электрических авиационных двигателей с капотированным вентилятором / А.О. Шевелев, Н.А. Саженов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2024. – № 78. – С. 47–58. DOI: 10.15593/2224-9982/2024.78.05

Please cite this article in English as: Shevelev A.O., Sazhenkov N.A. Electric aviation engines with ducted fan design. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2024, no. 78, pp. 47-58. DOI: 10.15593/2224-9982/2024.78.05