

# Исследование характеристик гибридно-электрического ТРДД для регионального самолета

Шевелев А.О.<sup>1,2</sup>, Шумягин Н.Н.<sup>1</sup>

<sup>1</sup> АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь

<sup>2</sup> Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь

e-mail: shevelev1311@mail.ru

Рассмотрены перспективные гибридно-электрические турбореактивные двигатели со средней степенью двухконтурности. Гибридизация заключается в подкрутке вала низкого давления электродвигателем. Гибридные двигатели рассмотрены в совокупности с самолетом, что позволяет провести комплексную оценку параметров эффективности системы самолет – двигатель. Оценено влияние степени гибридизации и уровня развития аккумуляторных батарей и другого электрооборудования на летно-технические характеристики регионального самолета, в том числе на оптимальную дальность и расход топлива за полет. В рассматриваемом диапазоне характеристик электрических компонентов максимальная экономия топлива за полет составляет 6%. Также оценено влияние гибридизации на термодинамические параметры ТРДД. Главной проблемой, выявленной в ходе расчетного исследования, является обеспечение запасов газодинамической устойчивости и настройка системы перепуска воздуха из-за компрессора низкого давления. Показано, что гибридизация в целом положительно сказывается на термодинамических параметрах, большинство из которых снижается при улучшении экономичности, в результате чего улучшаются ресурсные характеристики двигателя.

**Ключевые слова:** гибридно-электрический двигатель, гибридизация, электродвигатель, турбореактивный двигатель, региональный самолет, расход топлива, термодинамические параметры

## Study of characteristics of a hybrid-electric turbofan engines for a regional aircraft

Shevelev A.O.<sup>1,2</sup>, Shumjagin N.N.<sup>1</sup>

<sup>1</sup> UEC-Aviadvigatel joint stock company, Perm

<sup>2</sup> Perm National Research Polytechnic University, Perm

Advanced hybrid-electric turbojet engines with a medium bypass ratio are examined. Hybridization consists of additional spinning of the low-pressure rotor with an electric motor. Hybrid engines are considered in conjunction with the aircraft, which allows for a comprehensive assessment of the efficiency parameters of the aircraft – hybrid engine system. Influence of the degree of hybridization and the development level of batteries and electronics on the performance characteristics of the regional aircraft is estimated, including on optimum flight range and fuel consumption. The maximum fuel conservation per flight is 6% in the considered range of characteristics of electrical components. The effect of hybridization on the thermodynamic parameters of a bypass turbojet engine was also evaluated. Attainment of stall margin and modification of the low pressure compressor's air bleeding system were the two primary issues found during the computational analysis. It was found that hybridization, in general, has a positive effect on thermodynamic parameters, most of which decrease, and as a result, improve engine life characteristics.

**Keywords:** hybrid-electric engine, hybridization, electric motor, turbojet, regional aircraft, fuel consumption, thermodynamic parameters

## Введение

Ведущие двигателестроительные и самолетостроительные фирмы ведут разработки, направленные на снижение выбросов вредных веществ в атмосферу. Также существуют европейская [1] и российская [2] программы по декарбонизации, в которых указаны цели по снижению эмиссии. Способов снижения выбросов множество, среди них – создание полностью электрических самолетов и использование альтернативного топлива: водорода, биотоплива, аммиака [3; 4]. В настоящей работе составлены математические модели гибридно-электрических двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) и регионального самолета, после чего данные модели рассмотрены как единое целое и произведен расчет летно-технических характеристик самолета.

За основу взят перспективный ТРДД со средней степенью двухконтурности, по тяге соответствующий региональному самолету вместимостью 100 пасс. с дальностью полета до 4500...5000 км. Как известно, региональным самолетам, типа SSJ-100, соответствуют двигатели класса тяги 7...8 тс. Гибридизация заключается в установке на вал низкого давления ТРДД электродвигателя (ЭД), который получает электроэнергию от аккумуляторных батарей (АКБ). ЭД передает крутящий момент валу, таким образом создавая часть тяги, благодаря чему уменьшается расход топлива при сохранении тяги.

В расчетном исследовании поставлены следующие задачи:

- определить влияние степени гибридизации (мощности ЭД), уровня развития АКБ и другого электрооборудования на расход топлива регионального самолета за полет;

- определить наиболее оптимальную (экономичную) дальность полета в зависимости от степени гибридизации, уровня развития АКБ и другого электрооборудования;

- выявить влияние степени гибридизации на термодинамические параметры гибридно-электрических ТРДД;

- выявить проблемы проектирования и эксплуатации гибридно-электрических самолетов и двигателей.

## Аппарат исследования и постановка задачи

**Программное обеспечение.** Математические модели двигателей созданы в программе ThermoGTE. В основе программы лежит решение систем нелинейных алгебраических уравнений. Независимые переменные описывают положение рабочих точек на характеристиках элементов, а правые части уравнений определяются алгоритмически, исходя из физических условий совместной работы элементов двигателя. Для решения системы уравнений используется модифицированный метод Ньютона

в комбинации с симплекс-методом поиска решения системы уравнений [5]. Далее с помощью математической модели ТРДД рассчитывается потребный объем высотно-скоростных и дроссельных характеристик, который используется в программе расчета летно-технических характеристик самолета.

Рассчитанные высотно-скоростные и дроссельные характеристики используются в файле исходных данных для расчета летно-технических характеристик. Летно-технические характеристики рассчитываются по программе PDLTX, разработанной в АО «ОДК-Авиадвигатель». Программа написана на языке программирования фортран, в основе методики расчета лежит понятие энергетической высоты, представляющей собой полную энергию одного килограмма веса самолета. Программа PDLTX модернизирована для расчета гибридно-электрических самолетов – к массе снаряженного самолета добавляется рассчитываемая масса потребного количества аккумуляторных батарей для заданной дальности полета.

**Объекты исследования, принятые допущения и ограничения.** Объектами исследования являются региональный самолет с двумя перспективными гибридно-электрическими ТРДД, а также сам перспективный гибридно-электрический ТРДД со средней степенью двухконтурности ( $m \approx 4$ ). Предварительный облик гибридно-электрического ТРДД представлен на рис. 1. Вал низкого давления ТРДД подкручивается ЭД, установленным в полости центрального тела. В предварительной компоновке ЭД передает крутящий момент через редуктор и муфту. ТРДД специально не перепроектировали, сохранив все его узлы. Такая конфигурация рассматривается с целью унификации и снижения затрат на производство. Исследование проведено с применением трех степеней гибридизации – 250, 500 и 750 кВт. Предполагается, что такую мощность ЭД можно реализовать в ближайшей перспективе [6].

Под степенью гибридизации для простоты здесь подразумевается мощность ЭД, в других же работах, в частности зарубежных, данное понятие относится к турбовальным двигателям и означает отношение мощности, подводимой от ЭД, к мощности, потребной для создания тяги двигателя, т.е. к мощности на валу винта. Понятие степени гибридизации как мощности ЭД выбрано по нескольким причинам. В большинстве работ рассматриваются турбовальные двигатели, в которых одним из параметров, определенных в ходе расчета, является мощность, необходимая для привода только винта, которую создает свободная турбина. В двухконтурных двигателях ТНД передает мощность как вентилятору, так и подпорным ступеням, вклад которых в создание тяги незначителен. В конечном итоге мощность, потребную для создания тяги двигателя, определить

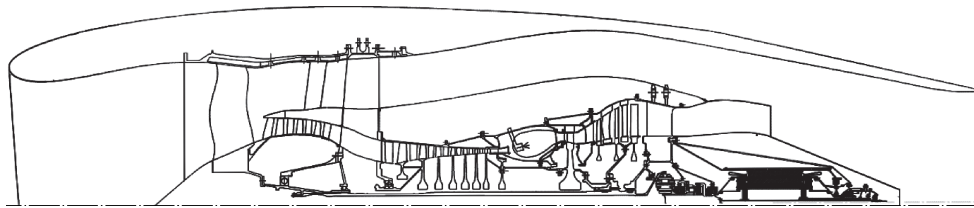


Рис. 1. Предварительный облик гибридно-электрического ТРДД

Табл. 1. Параметры электрических компонентов силовой установки (прогноз)

Параметр	~2025 год	~2030 год	~2035 год
Удельная энергия АКБ $D$ , Вт·ч/кг	500	750 [6]	1000 [9]
Удельная мощность ЭД $N_{ЭД}$ , кВт/кг	15	20 [8; 9]	25
Удельная мощность силовой электроники $N_{СЭ}$ , кВт/кг	15 [7]	20 [7; 9]	25
Удельная мощность инвертора $N_{инв}$ , кВт/кг	15	20	25
КПД ЭД $\eta_{ЭД}$	0,96	0,98	0,99 [10]
КПД силовой электроники $\eta_{СЭ}$	0,98	0,99	0,995
КПД инвертора $\eta_{инв}$	0,96	0,98	0,99

довольно сложно и использование классического понятия степени гибридизации (как отношения мощностей) может ввести в заблуждение. Помимо этого, при использовании классического понятия становится достоверно не ясным, какую мощность при этом имеет ЭД, и, соответственно, неизвестно, какие технологии и энергозатраты потребуются при создании такого двигателя, не говоря уже о модернизации производства, масштабах проектировочных работ, стоимости жизненного цикла, – для двигателей мощностью 100...500 кВт и 1...3 МВт они будут совершенно разными.

Для того чтобы определить перспективы снижения расхода топлива путем применения гибридно-электрических двигателей, в исследовании учтен разный уровень развития АКБ и другого электрооборудования (табл. 1, под силовой электроникой понимается блок управления) [7–11]. Для регионального самолета задание точной массы электродвигателей и другого электрооборудования, в сравнении с массой аккумуляторных батарей, в десятки раз большей, оказывает незначительное влияние. По этой причине точное задание характеристик электрооборудования на данном этапе исследования (концептуальном) не требуется.

Летно-технические характеристики гибридно-электрического самолета рассчитаны при условии, что на каждую заданную дальность полета в самолет загружают потребный объем АКБ. Также учитывается полет самолета на запасной аэродром в гибридно-электрическом режиме. Поскольку емкость АКБ в значительной степени зависит

от типа батареи, максимального и минимального напряжения, температуры ее эксплуатации [12], то коэффициент отдачи по емкости является на данном этапе исследования неопределенной величиной. Принято, что АКБ отдает 60% своей емкости. Масса пустого снаряженного самолета принята равной 24 250 кг, максимальная взлетная масса – 49 450 кг, а полезная нагрузка является фиксированной величиной для всех вариантов расчета и составляет 12 245 кг.

Массы батарей и электроники определены по доработанному принципу и формулам, которые представлены в [13]. Расчетное исследование с целью сравнительной оценки проведено в предположении, что ТРДД работает в гибридно-электрическом режиме только при наборе высоты и в крейсерском полете, поскольку данные этапы полетного цикла самые энергозатратные и, как следствие, оказывают наибольшее влияние на расход топлива за полет. Предельной дальностью полета для каждого варианта является дальность при максимальной взлетной массе регионального самолета, которая принята равной 49 450 кг.

## Результаты исследования

**Летно-технические характеристики регионального самолета.** В ходе расчетного исследования определено, что для регионального самолета наибольшая экономия топлива за полет достигается при наибольшей степени гибридизации (750 кВт) и удельной энергии АКБ (1000 Вт·ч/кг) и составляет не более 6% (рис. 2). Дальность полета при этом составляет 950 км. При малой степени гибридизации (250 кВт) достигается чуть меньшая экономия топлива (5,0...5,5%), но значительно большая дальность полета регионального самолета (900...2400 км), поэтому данный вариант является предпочтительным.

Наибольшая дальность полета при мощности ЭД 250 кВт, характерная для АКБ с любой удельной энергией, объясняется меньшей массой батарей и, соответственно, большим запасом топлива при фиксированном значении максимальной взлетной массы.

Наибольшая экономия топлива за полет при малой степени гибридизации характерна для АКБ с  $D = 500$  и 750 Вт·ч/кг: 2,37% ( $L = 800$  км) и 4,32% ( $L = 1200$  км) соответственно.

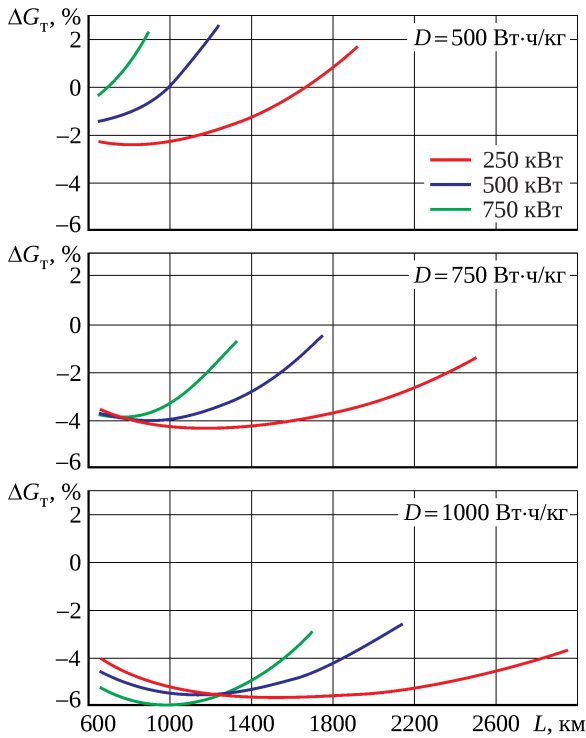


Рис. 2. Зависимость изменения относительного расхода топлива за полет от дальности полета, степени гибридации ТРДД и удельной энергии АКБ

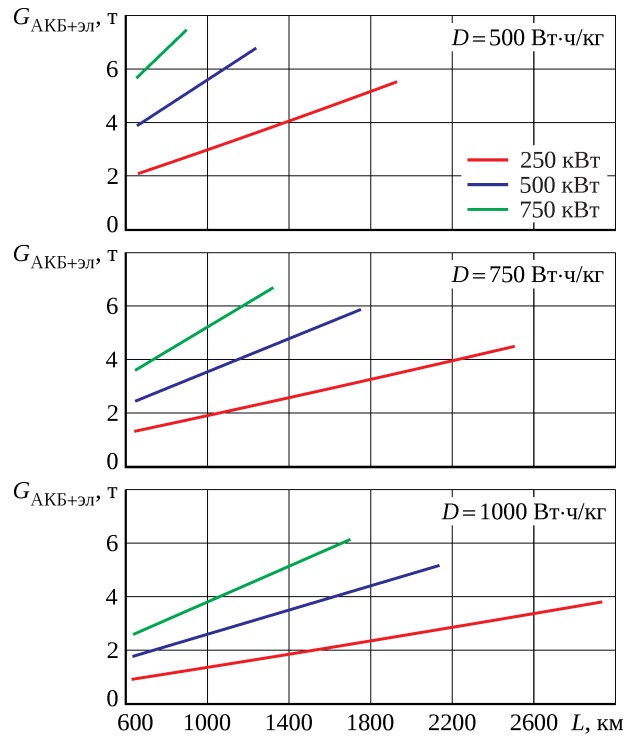


Рис. 3. Зависимость потребной массы АКБ и другого электрооборудования от дальности полета, степени гибридации ТРДД и удельной энергии АКБ

Табл. 2. Наибольшая экономия топлива за полет в сравнении с базовым самолетом при разной степени гибридации ТРДД,  $D = 1000 \text{ Вт}\cdot\text{ч/кг}$ ,  $L = 1200 \text{ км}$

Параметр	250 кВт	500 кВт	750 кВт
Изменение относительного расхода топлива $\Delta G_T, \%$	-5,6	-5,7	-5,7
Взлетная масса самолета $G_{взл}, \text{ кг}$	44 047 (+3,5%)	45 456 (+6,8%)	46 872 (+10,2%)
Посадочная масса самолета $G_{пос}, \text{ кг}$	41 566 (+5,3%)	42 979 (+7,7%)	44 394 (+11,3%)
Масса АКБ $G_{АКБ}, \text{ кг}$	1586	2919	4255
Масса другого электрооборудования $G_{эл}, \text{ кг}$	80	160	240

Значительное снижение дальности полета по мере увеличения степени гибридации (см. рис. 2) обусловлено значительным увеличением массы АКБ и другого электрооборудования (рис. 3), которая прямо пропорциональна мощности ЭД и обратно пропорциональна удельной энергии АКБ.

В табл. 2 рассмотрено изменение некоторых летно-технических характеристик регионального самолета при разной мощности электродвигателя и удельной энергии батарей 1000 Вт·ч/кг. С целью сравнительной оценки изменения массовых характеристик самолета рассмотрена одинаковая дальность полета –  $L = 1200 \text{ км}$ , причем для всех значений мощности ЭД при такой дальности изменение расхода топлива примерно одинаково и составляет 5,6...5,7%. При увеличении мощности с 250 до 750 кВт почти в три раза увеличивается масса АКБ. В связи с этим увеличивается взлетная масса самолета – на 3,5...10,2%. Помимо этого, увеличивается

посадочная масса самолета – на 11,3% при мощности электродвигателя 750 кВт. Данный фактор также важен, так как может потребоваться, например, перепроектирование шасси самолета или другие конструктивные изменения планера.

**Термодинамические параметры гибридно-электрических ТРДД.** Подкрутка вала низкого давления на режимах набора высоты и крейсерского полета влияет на некоторые термодинамические параметры ТРДД (табл. 3 и табл. 4). Эти режимы являются наиболее продолжительными, поэтому в значительной мере влияют на прочностные и ресурсные характеристики двигателя. По этой причине снижение некоторых термодинамических параметров является неоспоримым преимуществом гибридно-электрических ТРДД. При расчетах программа управления отсутствовала, критериями управления двигателем были поддержание необходимой тяги в процессе набора высоты и заданного аэродина-

мического качества в крейсерском полете, а также поддержание запасов газодинамической устойчивости (ГДУ) на уровне базового двигателя путем увеличения количества перепускаемого воздуха с повышением степени гибридации.

В табл. 3 представлено изменение параметров ТРДД с разной степенью гибридации в сравнении с базовым ТРДД на режиме набора высоты. Процесс набора высоты для всех вариантов происходит при одинаковой тяге, в табл. 3 рассмотрена конечная точка набора высоты.

Применительно к компрессору низкого давления (КНД) выявлено, что подкрутка вала ЭД увеличивает частоту вращения на 4% при мощности ЭД 750 кВт.

Основной проблемой, выявленной в ходе предыдущего исследования [14] и подтвержденной в настоящей работе, является снижение запасов ГДУ КНД. В связи с этим требуется перенастройка системы перепуска

воздуха из-за КНД на всех режимах работы ТРДД, как реализовано в настоящем исследовании. Вариантом решения проблемы является применение регулируемого входного направляющего аппарата КНД. В работе [15] показано, что значительное снижение КПД КНД и запасов ГДУ обусловлено дросселирующим воздействием ротора высокого давления на ротор низкого давления из-за сниженного расхода воздуха через компрессор высокого давления (КВД). Дросселирование происходит вследствие того, что при подводе мощности от ЭД к валу низкого давления снижается температура в горле первого соплового аппарата турбины высокого давления (ТВД) для поддержания заданной тяги двигателя, в результате чего снижается работа ТВД и, соответственно, частота вращения вала высокого давления. В связи со сниженной частотой вращения вала снижается точка на характеристике КВД и, соответственно, расход воз-

**Табл. 3.** Изменение термодинамических параметров ТРДД с разной степенью гибридации в сравнении с базовым ТРДД в конце набора высоты ( $R \approx 1475$  кгс,  $H = 11\,887$  м,  $M = 0,78$ ),  $D = 1000$  Вт·ч/кг

Параметр	250 кВт	500 кВт	750 кВт
Удельный расход топлива $\Delta C_R$ , %	-6,81	-10,16	-13,18
Степень двухконтурности $\Delta t$	-0,042	-0,101	-0,175
Частота вращения вала низкого давления $\Delta n_{НД}$ , %	+1,23	+2,81	+3,99
Частота вращения вала высокого давления $\Delta n_{ВД}$ , %	-0,67	-1,04	-1,31
Температура за КВД $\Delta T_{к}^*$ , К	-2,74	-5,87	-8,73
Температура в горле 1-го соплового аппарата ТВД $\Delta T_{СА}^*$ , К	-56,3	-81,14	-91,92
Температура за ТВД $\Delta T_{ТВД}^*$ , К	-45,29	-64,58	-72,58
Температура за ТНД $\Delta T_{Т}^*$ , К	-32,97	-47,17	-50,83
Давление за КНД $\Delta p_{КНД}^*$ , %	+3,56	+8,50	+8,03
Давление за КВД $\Delta p_{к}^*$ , %	-0,63	-1,50	-3,85
Мощность ТНД $\Delta N_{ТНД}$ , кВт	-119,6	-196,8	-344,7
Мощность ТВД $\Delta N_{ТВД}$ , кВт	-152,2	-260,9	-411,0

**Табл. 4.** Изменение термодинамических параметров ТРДД с разной степенью гибридации в сравнении с базовым ТРДД в начале крейсерского полета ( $H = 11\,887$  м,  $M = 0,78$ ) на дальность  $L = 1000$  км – оптимальную дальность для  $D = 1000$  Вт·ч/кг

Параметр	250 кВт	500 кВт	750 кВт
Удельный расход топлива $\Delta C_R$ , %	-8,81	-13,07	-16,68
Расход топлива $\Delta G_T$ , %	-4,99	-6,21	-6,97
Степень двухконтурности $\Delta t$	-0,023	-0,040	-0,144
Частота вращения вала низкого давления $\Delta n_{НД}$ , %	+1,73	+3,36	+5,06
Частота вращения вала высокого давления $\Delta n_{ВД}$ , %	-0,33	-0,44	-0,51
Температура за КВД $\Delta T_{к}^*$ , К	+0,9	+0,1	-0,16
Температура в горле 1-го соплового аппарата ТВД $\Delta T_{СА}^*$ , К	-45,29	-55,07	-57,82
Температура за ТВД $\Delta T_{ТВД}^*$ , К	-36,2	-43,38	-44,86
Температура за ТНД $\Delta T_{Т}^*$ , К	-25,94	-30,15	-29,59
Давление за КНД $\Delta p_{КНД}^*$ , %	+3,58	+6,75	+7,74
Давление за КВД $\Delta p_{к}^*$ , %	+0,94	+0,90	+0,48
Мощность ТНД $\Delta N_{ТНД}$ , кВт	-36,9	-64,8	-105,2
Мощность ТВД $\Delta N_{ТВД}$ , кВт	-48,1	-77,0	-112,0

духа через КВД, что влияет на впереди стоящие ступени КНД, снижая их запас ГДУ [15].

Применительно к КВД выявлено, что расчетная точка на его характеристике снижается по линии рабочих режимов (ЛРР), в результате чего снижается частота вращения вала высокого давления – на 1,31% при мощности ЭД 750 кВт. В связи со снижением рабочей точки по ЛРР снижается давление за КВД – на 3,85%. Данный факт, несомненно, положительно сказывается на ресурсных характеристиках деталей КВД в совокупности с небольшим снижением температуры за компрессором и частоты вращения вала высокого давления.

КПД вентилятора, ТВД и ТНД меняется в незначительной степени, так как рабочие точки почти не изменяют своего положения на характеристиках узлов.

Из-за подкрутки вала низкого давления электродвигателем снижается мощность ТНД (значительно снижаются составляющие работы ТНД – степень понижения давления и температура на входе в ТНД), которая необходима для привода вентилятора и КНД (для поддержания тяги). В результате падает температура в горле первого соплового аппарата – на 91,9 К при мощности ЭД 750 кВт. Из-за снижения  $T_{СА}^*$  падает в том числе мощность ТВД, в результате чего рабочая точка на характеристике КВД и смещается вниз по ЛРР. Снижение  $T_{СА}^*$  также вызывает снижение температуры во всех следующих сечениях по тракту двигателя. В результате температура на выходе из двигателя снижается на 50,8 К при мощности ЭД 750 кВт.

В табл. 4 представлено изменение параметров ТРДД на режиме крейсерского полета. Рассмотрена начальная точка крейсерского полета, в которой тяга двигателей с разной степенью гибридизации различается в связи с разной массой самолета: чем больше степень гибридизации, тем больше масса самолета и тем бóльшая тяга требуется для поддержания заданного аэродинамического качества. Несмотря на увеличение тяги, удельный расход топлива снижается благодаря гибридизации двигателя.

Отличие от конечной точки набора высоты заключается в том, что из-за увеличения тяги по мере возрастания степени гибридизации увеличивается и частота вращения вала низкого давления – примерно на 1,7% с добавлением 250 кВт.

По результатам предыдущего расчетного исследования [14] был сделан вывод, что для гибридно-электрических ТРДД с подкруткой вала низкого давления необходима настройка системы перепуска воздуха и/или установка регулируемого входного направляющего аппарата. Аналогичный вывод был сделан в работе [15]. Причем с увеличением степени гибридизации необходимо перепускать из-за КНД большее количество воздуха и/или регулировать входной направляющий аппарат КНД. Поскольку в настоящей работе реализована

**Табл. 5.** Изменение количества перепускаемого из-за КНД воздуха ( $\Delta G_{пер}$ , %) в зависимости от относительной тяги ТРДД с разной степенью гибридизации

Тяга	0 кВт	250 кВт	500 кВт	750 кВт
$R_{отн} = 100\%$	0,0	2,5	4,0	7,5
$R_{отн} = 75\%$	0,0	2,5	4,0	7,5
$R_{отн} = 50\%$	3,7	7,1	8,7	13,1
$R_{отн} = 25\%$	9,9	15,4	18,3	25,9

только система перепуска воздуха, то рассматривается именно она.

Настройка системы перепуска воздуха из-за КНД необходима для поддержания приемлемых запасов ГДУ [16]. В табл. 5 представлено изменение количества перепускаемого воздуха ( $\Delta G_{пер}$ , в процентах) от относительной тяги.  $\Delta G_{пер}$  является отношением расхода перепускаемого воздуха к физическому расходу воздуха через КНД. Результаты расчета говорят о том, что перепуск воздуха требуется как на глубоких дроссельных режимах, так и на номинальном крейсерском ( $R_{отн} = 100\%$ ), причем чем больше степень гибридизации, тем больше количество перепускаемого воздуха. При степени гибридизации 750 кВт на режиме  $R_{отн} = 25\%$  перепускается около 25% воздуха, проходящего через КНД, тогда как у базового двигателя – 9,9%.

## Заключение

Сформированы математические модели четырех двигателей – базового ТРДД и гибридно-электрических ТРДД с электродвигателем на валу низкого давления, имеющим мощность 250, 500 и 750 кВт. Для обеспечения запасов ГДУ КНД на всех режимах работы для каждого двигателя настроена система перепуска воздуха из-за КНД – данная процедура требуется в связи с дросселирующим воздействием КВД на КНД. После проверки корректной работы каждой математической модели на всех режимах работы (обеспечение запасов ГДУ, приемлемая температура по тракту двигателя, обеспечение необходимой тяги, оптимальный удельный расход топлива и т.д.) рассчитан потребный для программы PDLTX (АО «ОДК-Авиадвигатель») объем высотно-скоростных и дроссельных характеристик. В конечном итоге сформированы математические модели четырех региональных самолетов (с базовыми и гибридно-электрическими ТРДД), проведено расчетное исследование по определению их летно-технических характеристик и выполнена сравнительная оценка этих характеристик.

Результаты расчетного исследования показали, что в ближайшей перспективе, примерно в течение пяти лет (удельная энергия АКБ 500 Вт·ч/кг), снижение расхода топлива за полет будет незначительным и составит не более 2,5% для рассматриваемой в настоящей

статье конфигурации гибридно-электрического ТРДД и регионального самолета. В более далекой перспективе (удельная энергия АКБ 1000 Вт·ч/кг) экономия топлива составит до 6% при малой дальности полета и около 5% при большой дальности. В связи с этим с экономической точки зрения целесообразность применения гибридно-электрических ТРДД и региональных самолетов в рассматриваемой конфигурации необходимо оценивать отдельно, учитывая стоимость АКБ, электроэнергии для зарядки АКБ, стоимость электродвигателей и производства таких гибридно-электрических ТРДД.

В ходе расчетного исследования выявлено, что использовать региональные самолеты с гибридно-электрическими ТРДД с целью сокращения расхода топлива за полет и снижения выбросов вредных веществ в атмосферу целесообразно на маршрутах дальностью 800...1200 км при мощности ЭД 750 кВт и удельной энергии батарей 1000 Вт·ч/кг. При данных параметрах экономия топлива за полет достигает 5,8...6,0%. При большей дальности полета (900...2400 км) целесообразно использовать ЭД мощностью 250 кВт, в результате экономия топлива составляет 5,0...5,7%.

При большой мощности электродвигателя или малой удельной энергии батарей значительно увеличивается взлетная и посадочная масса самолета, поэтому при проектировании самолета с гибридно-электрическими ТРДД необходимо в том числе обращать внимание на его взлетно-посадочные характеристики. Так, например, превышение максимальной посадочной массы самолета требует как минимум изменения его шасси.

## Литература / References

1. A clean planet for all. A European long-term strategic vision for a prosperous, modern, competitive and climate neutral economy : communication from the Commission to the European Parliament, the European Council, the Council, the European Economic and Social Committee, the Committee of the Regions and the European Investment Bank : Brussels, 28.11.2018, COM(2018) 773 final / European Commission. 2018. 25 p.
2. Правительство Рос. Федерации. Распоряжение от 29 октября 2021 года № 3052-р, Москва. 2, 35 с. Об утверждении Стратегии социально-экономического развития Российской Федерации с низким уровнем выбросов парниковых газов до 2050 года. URL: <http://government.ru> (дата обращения: 10.08.2022).  
Pravitel'stvo Rossiiskoi Federatsii. Rasporyazhenie ot 29 oktiabria 2021 goda № 3052-r [The Government of Russian Federation. Decree No. 3052-r of October 29, 2021], Moscow. 2, 35 p. Ob utverzhdenii Strategii sotsial'no-ekonomicheskogo razvitiia Rossiiskoi Federatsii s nizkim urovnem vybrosov parnikovyykh gazov do 2050 goda [Approval of the Strategy of Social and Economic Development with Low Greenhouse Gas Emission until 2050]. URL: <http://government.ru> (accessed: 10.08.2022).
3. Epstein A.H. Aeropropulsion: advances, opportunities, and challenges // The Bridge / National Academy of Engineering. 2020. Vol. 50, iss. 2. P. 8–14.
4. Hydrogen gas turbines. The path toward a zero-carbon gas turbine / ETN Global. 2020. 24 p.
5. Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines. Раздел «Описание ПК» / ThermoGTE. 2015. URL: [http://thermogte.ru/index/opisanie\\_pk/0-12](http://thermogte.ru/index/opisanie_pk/0-12) (дата обращения: 07.12.2022).  
Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines. Раздел «Описание ПК» [section “Software Package Description”] / ThermoGTE. 2015. URL: [http://thermogte.ru/index/opisanie\\_pk/0-12](http://thermogte.ru/index/opisanie_pk/0-12) (accessed: 07.12.2022).

Неоспоримым преимуществом гибридно-электрических ТРДД является снижение термодинамических параметров при улучшении экономичности. Снижаются такие параметры, как давление за КВД, частота вращения вала высокого давления, температура за КВД, ТВД, ТНД и в горле первого соплового аппарата. Снижение данных параметров благоприятно сказывается на ресурсных характеристиках.

В связи с большим расходом перепускаемого из-за КНД воздуха при дальнейшей проработке необходимо рассмотреть варианты двигателей с регулируемым входным направляющим аппаратом или перепроектированным КНД; кроме того, необходимо оценить предельный расход перепускаемого воздуха.

В этой статье была рассмотрена следующая конфигурация гибридно-электрического ТРДД: в уже спроектированный ТРДД традиционной схемы установлен электродвигатель, механически связанный с валом низкого давления. Таким образом, из-за снижения параметров термодинамического цикла (степень повышения полного давления в компрессорах, температура в первом сопловом аппарате ТВД) снижается эффективность ТРДД как тепловой машины. Кроме того, масса ТРДД увеличивается из-за установки ЭД. В связи с этим в дальнейшем необходимо спроектировать гибридно-электрический ТРДД с оптимизированным (более компактным) газогенератором, чтобы сохранить эффективность термодинамического цикла (сохранить параметры термодинамического цикла) и уменьшить размеры и массу ТРДД.

- 
6. Куликов М.В., Щербаков С.И. Совместный проект Airbus, Rolls-Royce и Siemens по созданию гибридно-электрического самолета // Обозрение. Серия «Авиационное двигателестроение» : по материалам иностранных публикаций / ЦИАМ. 2018. № 3. С. 6–8.  
Kulikov M.V., Shcherbakov S.I. Sovmestnyi proekt Airbus, Rolls-Royce i Siemens po sozdaniiu gibridno-elektricheskogo samoleta [A joint project of Airbus, Rolls-Royce and Siemens on the development of a hybrid-electric aircraft]. Obozrenie. Seriya "Aviatsionnoe dvigatelestroenie": po materialam inostrannykh publikatsii [Review. "Aviation engine development" series: based on foreign publications]. CIAM, 2018. No. 3. P. 6–8.
  7. Zero carbon aviation: the technology choices // Aircraft Commerce. 2020. No. 131. P. 14–24.
  8. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий / Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я. и др. // Авиационные двигатели. 2022. № 1 (14). С. 19–32.  
Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Rakhmankulov D.Ya. et al. Traditsionnye, gibridnye i elektricheskii silovye ustanovki samoletov mestnykh vozdushnykh linii [Traditional, hybrid and electric propulsion systems of commuter aircrafts]. Aviatsionnye dvigateli [Aviation Engines]. 2022. No. 1 (14). P. 19–32.
  9. Vratny P.C. Conceptual design methods of electric power architectures for hybrid energy aircraft : PhD thesis. Technische Universität München, 2018. xxiv, 140 p.
  10. Сенин С.В. Rolls-Royce представила планы по развитию авиации с электрическими СУ // Обозрение. Серия «Авиационное двигателестроение» : по материалам иностранных публикаций / ЦИАМ. 2019. № 20. С. 11.  
Senin S.V. Rolls-Royce predstavila plany po razvitiuu aviatsii s elektricheskimi SU [Rolls-Royce presented plans for the development of aviation with electric propulsion systems]. Obozrenie. Seriya "Aviatsionnoe dvigatelestroenie": po materialam inostrannykh publikatsii [Review. "Aviation engine development" series: based on foreign publications]. CIAM, 2019. No. 20. P. 11.
  11. Concept design of a high power superconducting generator for future hybrid-electric aircraft / M. Filipenko, L. Kühn, T. Gleixner, M. Thummet et al. // Superconductor Science and Technology. 2020. Vol. 33, no. 5. Art. 054002. 16 p.
  12. Кириллов А.В., Ковалев М.А., Соловьев В.И. Авиационные аккумуляторные батареи. Самара : Изд-во Самар. ун-та, 2020. 77 с.  
Kirillov A.V., Kovalev M.A., Solov'ev V.I. Aviatsionnye akkumulatornye batarei [Aviation accumulators]. Samara: Publishing House of Samara University, 2020. 77 p.
  13. Шевелев А.О., Будаева В.В. Расчет дальности полета электрического самолета // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2021. № 65. С. 69–79.  
Shevelev A.O., Budaeva V.V. Raschet dal'nosti poleta elektricheskogo samoleta [Calculating the range of an electric aircraft]. Vestnik PNIPIU. Aerokosmicheskaiia tekhnika [PNRPU Aerospace Engineering Bulletin]. 2021. No. 65. P. 69–79.
  14. Shevelev A.O. Effect of turbofan engine hybridization on its thermodynamic parameters // Development of Science = Развитие науки : материалы конкурса исследовательских работ на английском языке (2022 г.) / М-во культуры Перм. края, Перм. гос. краев. универс. б-ка им. А.М. Горького, Центр науки ; сост., отв. за вып. И.И. Муравьев. Пермь : ПГКУБ им. А.М. Горького, 2022. С. 150–155.  
Shevelev A.O. Effect of turbofan engine hybridization on its thermodynamic parameters. Development of Science: materials for the contest of research papers in English (2022). Ministry of Culture of the Perm Region, Perm State Regional Universal Library dedicated to A.M. Gorky, Science Center; compiler in charge: I.I. Muravyov. Perm: Gorky PGCUB, 2022. P. 150–155.
  15. Предварительное исследование характеристик гибридных турбореактивных двухконтурных двигателей различных схем для ближне- и среднемагистральных самолетов / Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. и др. // Наука и образование : электрон. науч.-техн. изд. 2012. № 3. Ст. 77-30569/381537. 17 с. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/381537.html>.  
Ezrohi Yu.A., Kalenskii S.M., Polev A.S., Drygin A.S. Predvaritel'noe issledovanie kharakteristik gibridnykh turboreaktivnykh dvukhkonturnykh dvigatelei razlichnykh skhem dlia blizhne- i srednemagistral'nykh samoletov [Preliminary research of characteristics of various implementations of hybrid turbofan engines for short- and medium-haul aircrafts]. Nauka i obrazovanie : elektronnoe nauchno-tekhnicheskoe izdanie [Science and Education : electronic scientific and technical periodical]. 2012. No. 3. Art. 77-30569/381537. 17 p. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/381537.html>.
  16. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 2. М. : Машиностроение, 2008. 368 с. (Газотурбинные двигатели).  
Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. Osnovy konstruirovaniia aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok [Principles of aero-engines and power generation gas turbines designing]. Vol. 2. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical engineering], 2008. 368 p. (Gazoturbinnye dvigateli [Gas turbine engines]).

Материалы получены редакцией 30.01.2023