

УДК 621.331:629.7.036+629.735.33
DOI: 10.15593/2224-9982/2022.71.24

А.О. Шевелев^{1,2}

¹Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

²ОДК-Авиадвигатель, Пермь, Россия

СРАВНЕНИЕ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВАРИАНТОВ ГИБРИДНО-ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ТРДД И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЛИЖНЕ-СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ С РАЗЛИЧНЫМИ ВАРИАНТАМИ ГИБРИДНО-ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ТРДД

Ведущие двигателестроительные и самолетостроительные фирмы проявляют интерес и ведут разработки, направленные на снижение выбросов вредных веществ в атмосферу. В числе таких разработок и гибридно-электрические турбореактивные двигатели. В данной статье рассмотрены перспективные гибридно-электрические двухконтурные турбореактивные двигатели с высокой степенью двухконтурности, у которых гибридизация осуществляется за счет подкрутки ротора низкого давления электромотором. Гибридные двигатели рассмотрены в совокупности с самолетом, что позволяет провести комплексную оценку параметров эффективности системы «самолет – гибридный двигатель». Оценено влияние степени гибридизации и уровня развития аккумуляторных батарей и электроники на летно-технические характеристики ближне-среднемагистрального самолета с гибридно-электрическими двигателями. Определено, что для каждой степени гибридизации и уровня развития аккумуляторных батарей существует оптимум по дальности полета самолета. Для рассматриваемых пределов гибридизации и уровня развития аккумуляторных батарей максимальная экономия топлива за полет составляет 5 %. Также оценено влияние гибридизации на термодинамические параметры двухконтурного турбореактивного двигателя. Главной проблемой, выявленной в ходе расчетного исследования, является обеспечение запасов газодинамической устойчивости и настройка системы перепуска воздуха из-за компрессора низкого давления. Выявлено, что гибридизация в целом положительно сказывается на термодинамических параметрах, большинство из которых снижается, в результате чего улучшаются ресурсные характеристики двигателя.

Ключевые слова: гибридно-электрический, гибридизация, электромотор, турбореактивный, дальность полёта, самолёт, расход топлива, удельная энергоёмкость, термодинамические параметры, запасы устойчивости, перепуск.

A.O. Shevelev^{1,2}

¹Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

²UEC-Aviadvigatel, Perm, Russian Federation

COMPARISON OF THE THERMODYNAMIC PARAMETERS OF HYBRID-ELECTRIC AVIATION ENGINES AND FLIGHT-TECHNICAL CHARACTERISTICS OF A REGIONAL AIRCRAFT WITH HYBRID-ELECTRIC ENGINES

Leading engine and aircraft manufacturing companies are showing interest and are working on developments aimed at reducing emissions of harmful substances into the atmosphere. Among such developments are hybrid-electric turbojet engines. This article discusses hybrid-electric bypass turbojet engines with high bypass ratio, in which hybridization is carried out by twisting 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. The influence of the degree of hybridization and the level of development of batteries and electronics on the performance characteristics of the short-medium haul aircraft with hybrid-electric engines is estimated. It has been determined that for each degree of hybridization and the level of development of batteries, there is an optimum in terms of aircraft flight range. For the considered limits of hybridization and the level of battery development, the maximum fuel saving per flight is 5 %. The effect of hybridization on the thermodynamic parameters of a bypass turbojet engine was also evaluated. The main problem identified in the course of the computational study is the provision of gas-dynamic stability reserves and adjustment of the air bypass system due to the low-pressure compressor. It was

found that hybridization, in general, has a positive effect on thermodynamic parameters, most of which decrease. As a result, improve engine life characteristics.

Keywords: hybrid-electric, hybridization, electric motor, turbojet, flight range, aircraft, fuel consumption, specific intensity, thermodynamic parameters, reserves of stability, bypass.

В мире существуют задачи по снижению выбросов вредных веществ в атмосферу, в том числе и в авиационной отрасли, за счет уменьшения сжигания углеводородного топлива, примерами являются европейская [1] или российская [2] программы по декарбонизации. Способов снижения вредных выбросов в атмосферу множество, например за счет полностью электрических самолетов или использования в качестве топлива водорода, биотоплива, аммиака [3, 4]. В данной работе для решения вышеописанных задач рассмотрено использование гибридно-электрических двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД).

В данном расчетном исследовании за основу взят перспективный ТРДД с высокой степенью двухконтурности, по тяге соответствующий ближне-среднемагистральному самолету (БСМС). Как известно, самолетам размерности БСМС, таким как В737, А320, МС-21, соответствуют двигатели в классе тяг 11...15 т.с. Гибридизация осуществляется за счет установки электромотора на вал ротора низкого давления (НД), который получает электроэнергию от аккумуляторных батарей.

Задачами расчетного исследования являются:

- определение влияния степени гибридизации (мощности электродвигателя, который подкручивает ротор НД), уровня развития аккумуляторных батарей (АКБ) и электроники на изменение расхода топлива БСМС за полет;
- определение наиболее оптимальной (экономичной) дальности полета в зависимости от степени гибридизации, уровня развития АКБ и электроники;
- выявление влияния степени гибридизации на изменение термодинамических параметров гибридно-электрических ТРДД;
- выявление проблемных вопросов при проектировании и эксплуатации гибридно-электрических самолетов и двигателей.

Объект исследования

Объектами исследования являются БСМС с перспективными гибридно-электрическими ТРДД, а также сам перспективный гибридно-электрический ТРДД с высокой степенью двухконтурности. Предполагаемый облик гибридно-электрического ТРДД представлен на рис. 1. Гибридизация ТРДД обеспечивается за счет подкрутки ротора НД с помощью ЭД, установленного в полости центрального тела. ЭД передает крутящий момент ротору НД через редуктор и муфту.

ТРДД специально не перепроектировался под гибридно-электрический, т.е. к базовому двигателю с сохранением всех его узлов добавлен ЭД, редуктор и муфта. Задача состоит в рассмотрении такого двигателя с целью сохранения унификации и снижения затрат на производство.

Исследование проведено для трех уровней гибридизации (мощностей электродвигателя) – 500, 1000 и 1500 кВт. Предполагается, что данные уровни гибридизации являются реализуемыми в ближайшей перспективе [5].

С целью определения перспектив снижения расхода топлива за счет применения гибридно-электрических двигателей исследование проведено при различных уровнях развития АКБ и электроники, принятые параметры представлены в табл. 1 [6–10].

Для самолета размера БСМС масса электродвигателей и другого электрооборудования (кроме АКБ) оказывает незначительное воздействие на ЛТХ из-за относительно большой взлетной массы. По этой причине точное задание характеристик электрооборудования на данном этапе исследования не требуется.

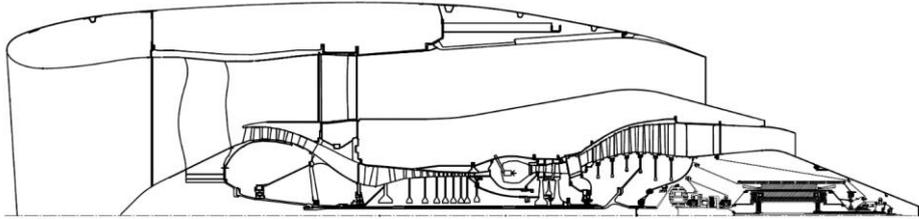


Рис. 1. Гибридно-электрический ТРДД с подкруткой ротора НД с помощью электродвигателя

Таблица 1

Параметры АКБ и электроники

Параметр	~ 2025 г.	~ 2030 г.	~ 2035 г.
Удельная энергоёмкость 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

Летно-технические характеристики ближне-среднемагистральных самолетов с гибридно-электрическими двухконтурными турбореактивными двигателями

Летно-технические характеристики (ЛТХ) гибридно-электрического самолета рассчитаны при условии, что на каждую заданную дальность полета в самолет загружается потребный на данную дальность объем АКБ с учетом полета самолета на запасной аэродром в гибридном режиме при полной коммерческой нагрузке (принята 18 000 кг). Поскольку емкость АКБ в значительной степени зависит от типа батареи, максимального и минимального напряжения, её температуры эксплуатации [11], то коэффициент отдачи по емкости является на данном этапе исследования неопределенной величиной. Принято, что АКБ отдает 60 % своей емкости.

Массы батарей и электроники определены по доработанному принципу и формулам, которые представлены в работе [12]. Расчётное исследование с целью сравнительной оценки проведено в предположении, что ТРДД работает в гибридном режиме только в процессах набора высоты и крейсерского полета, 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 БСМС, которая принята 85 000 кг.

В ходе расчетного исследования определено, что для БСМС наибольшая экономия топлива за полет достигается при наибольшей степени гибридизации и удельной энергии АКБ и составляет не более 5 % (см. табл. 2 и рис. 2, в). При этом наибольшая относительная экономия топлива за полет достигается при дальности полета $L_{пол} = 750$ км.

Из табл. 2 видно, что при гибридизации 1500 кВт посадочная масса превышает максимально допустимую (принята 74 000 кг), поэтому данный фактор также необходимо учитывать при проектировании подобного рода самолетов.

Выявлено, что для удельных энергий батарей 750 и 1000 Вт·ч/кг вне зависимости от степени гибридизации оптимум по наиболее экономичной дальности полета достигается в пределах 500...750 км для $D = 750$ Вт·ч/кг и 600...1000 для $D = 1000$ Вт·ч/кг (см. рис. 2, б и в).

Значительное снижение дальности полета по мере увеличения степени гибридизации (см. рис. 2) обуславливается значительным увеличением массы АКБ (см. рис. 3, а и в).

Примечательным фактом, выявленным в ходе расчетного исследования, является то, что при удельной энергии АКБ $D = 500$ Вт·ч/кг по мере увеличения степени гибридизации расход топлива за полет увеличивается (см. рис. 2, а), в то время как при большей удельной энергии

АКБ, наоборот, уменьшается (при $D = 750 \dots 1000$ Вт·ч/кг). Данный факт объясняется тем, что при малой удельной энергии аккумуляторы имеют значительно больший вес – как минимум в два раза больше в сравнении с удельной энергией $D = 1000$ Вт·ч/кг (см. рис. 3, б и з). В связи с этим увеличивается взлетный вес самолета и соответственно расход топлива за полет.

Таблица 2

Сравнение ЛТХ БСМС с различными двигателями при полете на дальность

 $L_{\text{пол}} = 750$ км ($H_{\text{пол}} = 33\,000$ футов, $M = 0,765$) при $D = 1000$ Вт·ч/кг

Параметр	Базовый	500 кВт	1000 кВт	1500 кВт
Изменение расхода топлива за полет, ΔG_t , %	–	–2,07	–3,57	–4,96
Взлетная масса, TOW, кг	71981	74171 (+ 3,04%)	76062 (+ 5,67%)	77966 (+ 8,31%)
Посадочная масса, LW, кг	69376	71630 (+ 3,25%)	73566 (+ 6,04%)	75512 (+ 8,84%)
Масса аккумуляторов, $G_{\text{АКБ}}$, кг	–	2094	3870	5656
Масса электрооборудования $G_{\text{эл}}$, кг	–	160	320	480
Топливная эффективность q_t , г/(пасс·км)	22,54	22,07	21,74	21,42
Энергетическая эффективность топлива и АКБ, МДж/(пасс·км)	0,973	1,008	1,041	1,075

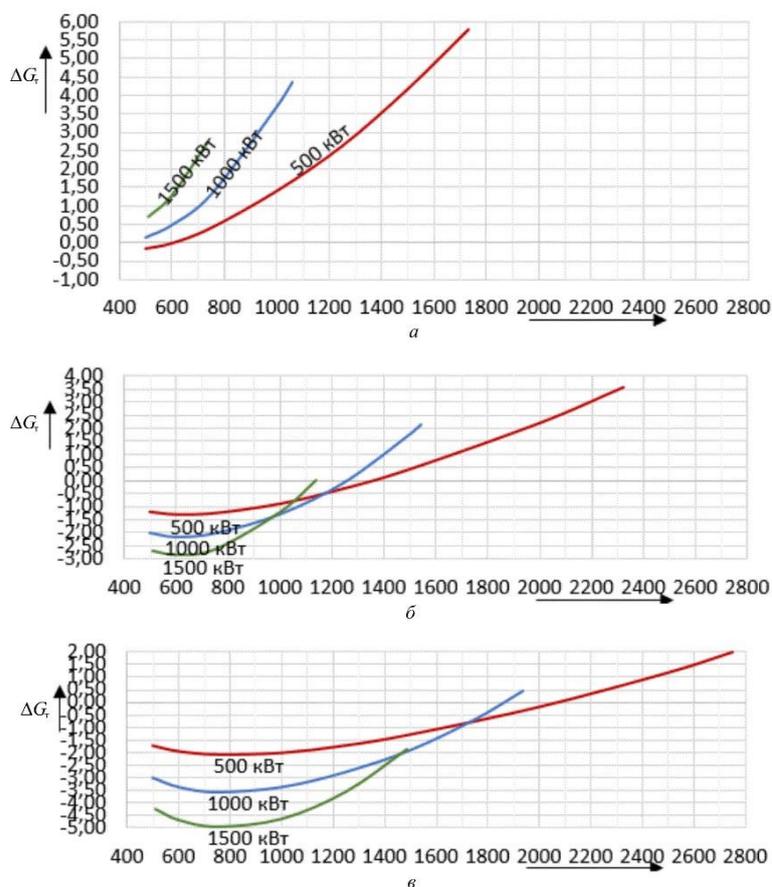


Рис. 2. Зависимость изменения относительного расхода топлива за полет (в процентах) от дальности полета при различных уровнях гибридизации двигателей и удельной энергии аккумуляторных батарей:

a – удельная энергия АКБ $D = 500$ Вт·ч/кг; b – удельная энергия АКБ $D = 750$ Вт·ч/кг;

v – удельная энергия АКБ $D = 1000$ Вт·ч/кг

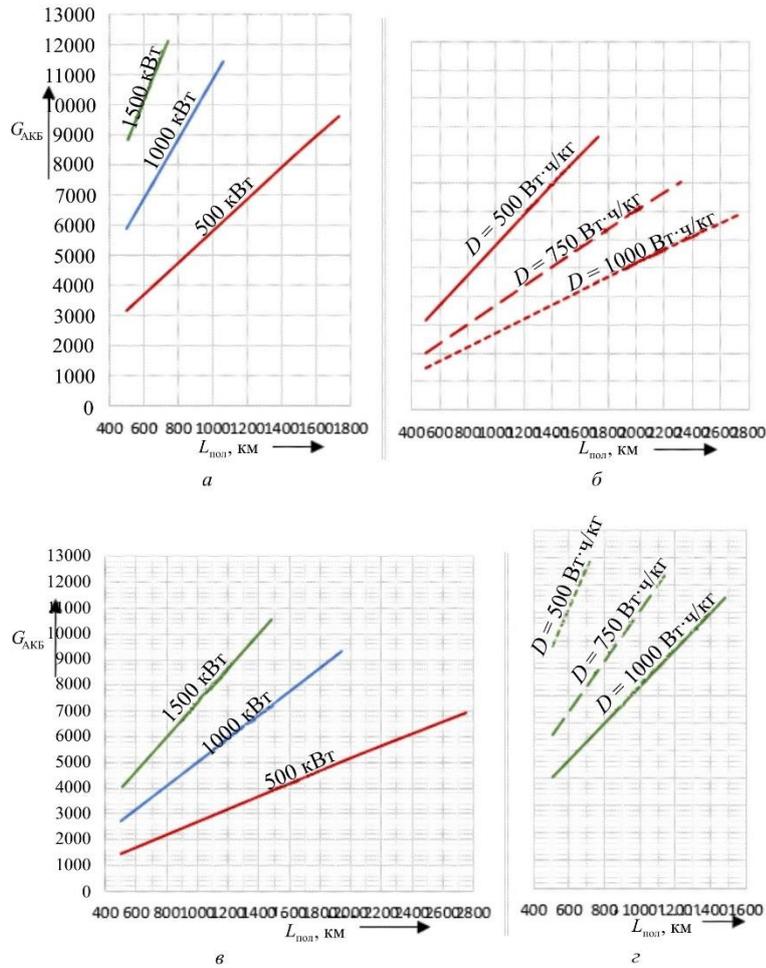


Рис. 3. Зависимость потребной массы аккумуляторных батарей от дальности полета: *a* – при удельной энергии $D = 500 \text{ Вт}\cdot\text{ч/кг}$ и различной степени гибридности; *б* – при фиксированной степени гибридности 500 кВт и различной удельной энергии; *в* – при удельной энергии $D = 1000 \text{ Вт}\cdot\text{ч/кг}$ и различной степени гибридности; *г* – при фиксированной степени гибридности 1500 кВт и различной удельной энергии

Для понимания расходования топлива самолета за полетный цикл построен график зависимости расхода топлива в наборе и крейсерском полете от дальности полета (см. рис. 4) – рис. 2, *в* разделен на этапы набора высоты и крейсерского полета.

Из графика видно, что в наборе происходит увеличение расхода топлива в сравнении с БСМС с базовыми ТРДД без гибридности, несмотря на снижение режима двигателя за счет подкрутки ротора НД. Объясняется этот факт тем, что режим набора происходит для всех вариантов самолета с одинаковыми тягами, но поскольку взлетная масса гибридно-электрического самолета больше, то процесс набора происходит более продолжительное время и, соответственно, самолет преодолевает большую дальность в наборе (но при меньшей T_{CA}^*) по сравнению с БСМС с базовыми двигателями. Без подкрутки ротора НД в наборе расход топлива за этап набора увеличится в большей мере, поскольку режим двигателя значительно увеличится, а масса самолета изменится в меньшей степени.

В крейсерском полете расход топлива гибридно-электрического самолета значительно меньше, чем у БСМС с базовыми ТРДД, по двум причинам – из-за более низкого режима работы ТРДД (при меньшей T_{CA}^*) и несколько меньшей дальности крейсерского полета (из-за более длинного набора). В итоге гибридность ТРДД даёт экономию топлива за полет, что представлено на рис. 2, *в*.

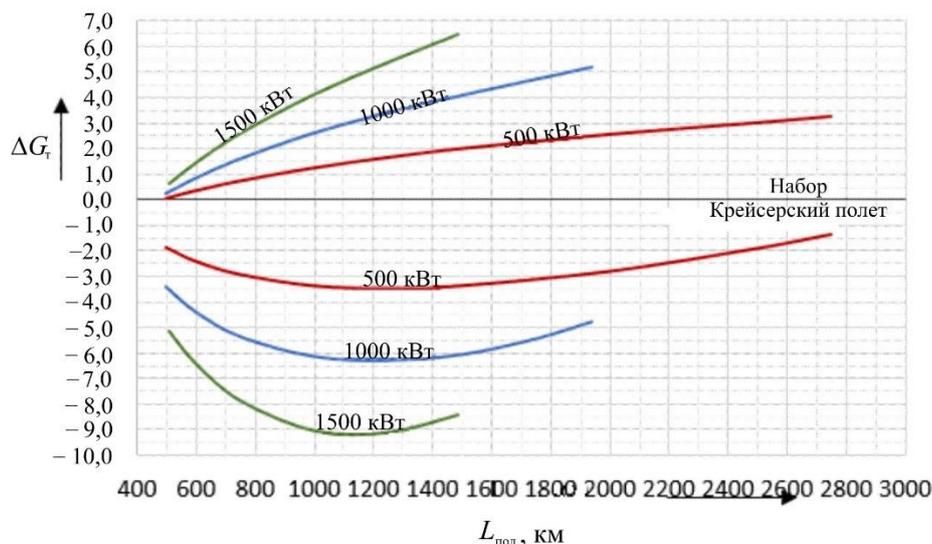


Рис. 4. Изменение расхода топлива в наборе и крейсерском полете в зависимости от дальности полета и степени гибридизации при $D = 1000$ Вт·ч/кг

Изменение термодинамических параметров гибридно-электрических турбореактивных двухконтурных двигателей

За счет подкрутки ротора НД на режимах набора высоты и крейсерского полета у ТРДД изменяются некоторые термодинамические параметры на данных режимах, представленные в табл. 3 и 4. Поскольку режимы набора высоты и крейсерского полета являются наиболее продолжительными, то они в значительной мере влияют на прочностные и ресурсные характеристики двигателя. По этой причине снижение некоторых параметров является неоспоримым преимуществом гибридно-электрических ТРДД.

В табл. 3 представлены изменения параметров по газоздушному тракту двигателей с тремя вариантами гибридизации в сравнении с базовым ТРДД без гибридизации в процессе набора высоты. Процесс набора для всех вариантов происходит при одинаковых тягах, в таблице 3 рассмотрена точка конца набора высоты крейсерского эшелона.

По узлу КНД выявлено, что в связи с подкруткой ротора низкого давления (НД) за счет электродвигателя увеличивается частота вращения до 1,23 %.

Основной проблемой, выявленной в ходе предыдущего исследования [13] и подтвержденной в данной работе, является снижение запасов газодинамической устойчивости КНД. В связи с этим требуется перенастройка системы перепуска воздуха из-за КНД на всех режимах работы ТРДД, как реализовано в данной работе, или внедрение регулируемого входного направляющего аппарата (ВНА) КНД. Данная проблема описана в работе [14], в которой значительное снижение КПД КНД и запасов газодинамической устойчивости (ГДУ) объясняется дросселирующим воздействием ротора высокого давления (ВД) на ротор НД из-за сниженного расхода воздуха через КВД.

По узлу КВД выявлено, что расчетная точка на характеристике снижается по линии рабочих режимов (ЛРР), в результате чего снижается частота вращения ротора высокого давления до 1,92 % и увеличивается КПД КВД на 0,51 % по причине выхода на оптимум по КПД. В связи со снижением рабочей точки по ЛРР и снижением давления за КНД значительно снижается давление за КВД – до 9,49 % при гибридизации 1500 кВт. Данный факт, несомненно, положительно сказывается на ресурсных характеристиках деталей КВД в совокупности с небольшим снижением температуры за компрессором и частоты вращения ротора ВД.

КПД вентилятора, ТВД и ТНД меняются в незначительной степени, так как рабочие точки почти не изменили свое положение на характеристиках узлов.

Из-за подкрутки ротора НД электродвигателем снижается потребная работа ТНД (снижаются потребная степень расширения и температура на входе в ТНД) на привод вентилятора и КНД (для поддержания тяги). В результате падает температура в горле первого соплового аппарата – на 65,3 К при гибридизации 1500 кВт. Из-за снижения T_{CA}^* падает в том числе мощность турбины ВД, в результате чего рабочая точка на характеристике КВД смещается вниз по ЛРР. Снижение T_{CA}^* также вызывает снижение температур во всех последующих сечениях по тракту двигателя.

Таблица 3

Изменение термодинамических параметров ТРДД с различной степенью гибридизации относительного базового ТРДД в конце набора высоты крейсерского эшелона ($H = 33\ 000$ футов, $M = 0,765$, для $D = 1000$ Вт·ч/кг)

Изменение параметра	500 кВт	1000 кВт	1500 кВт
Удельный расход топлива, C_R , %	-5,30	-9,77	-14,08
Степень двухконтурности, Δm	-0,10	-0,17	-0,23
Частота вращения ротора НД, $\Delta n_{НД}$, %	+0,59	+0,93	+1,23
Частота вращения ротора ВД, $\Delta n_{ВД}$, %	-0,49	-1,34	-1,92
Температура за КВД, ΔT_K^* , К	-5,2	-12,8	-19,1
Температура в 1СА ТВД, ΔT_{CA}^* , К	-27,5	-48,6	-65,3
Температура за ТВД, $\Delta T_{ТВ}^*$, К	-19,0	-33,4	-44,9
Температура за ТНД, $\Delta T_{ТН}^*$, К	-14,53	-24,62	-32,0
Давление за КНД, $p_{КН}^*$, %	-1,20	-2,39	-3,80
Давление за КВД, p_K^* , %	-2,69	-6,05	-9,49
КПД КНД, $\eta_{КНД}^*$, % абс.	-1,09	-2,00	-3,06
КПД КВД, $\eta_{КВД}^*$, % абс.	+0,21	+0,52	+0,51
Мощность ТНД, $\Delta N_{ТНД}$, кВт	-405	-860	-1297
Мощность ТВД, $\Delta N_{ТВД}$, кВт	-331	-717	-1105

В табл. 4 представлены изменения параметров по газозоудушному тракту двигателя с тремя вариантами гибридизации в сравнении с базовым ТРДД без гибридизации в процессе крейсерского полета. Рассмотрена точка начала крейсерского полета, в которой тяги для двигателей с разной степенью гибридизации отличаются друг от друга в связи с различной массой самолета – чем больше степень гибридизации, тем больше масса самолета и тем больше тяга начала крейсерского полета. Несмотря на увеличение тяги начала крейсерского полета, удельный расход топлива снижается за счет гибридизации двигателя.

Отличие от точки конца набора заключается в том, что из-за увеличения тяги по мере возрастания степени гибридизации увеличиваются и параметры за КНД. В результате примерно на 1 % на каждые 500 кВт добавочной мощности увеличивается частота ротора НД и, соответственно, давление за КНД – до + 1,85 % при гибридизации 1500 кВт.

По результатам предыдущего расчетного исследования [13] был сделан вывод, что для гибридно-электрических ТРДД с подкруткой ротора НД необходима настройка системы перепуска воздуха и/или установка регулируемого ВНА. Аналогичный вывод был сделан в работе [14]. Причем чем больше степень гибридизации, тем больше необходимо перепускать воздуха из-за КНД и/или регулировать ВНА КНД. Поскольку, как упоминалось ранее, в данной работе реализована только система перепуска воздуха, то рассматривается только она.

Таблица 4

Изменение термодинамических параметров ТРДД с различной степенью гибридизации относительного базового ТРДД в начале крейсерского полета на дальность $L_{пол} = 750$ км (самая выгодная дальность для $D = 1000$ Вт·ч/кг, $H = 33000$ футов, $M = 0,765$)

Изменение параметра	500 кВт	1000 кВт	1500 кВт
Удельный расход топлива, C_R , %	-7,9	-14,1	-19,8
Расход топлива, G_T , %	-5,1	-9,2	-13,2
Степень двухконтурности, Δm	-0,18	-0,31	-0,46
Частота вращения ротора НД, $\Delta n_{НД}$, %	+1,09	+2,11	+3,11
Частота вращения ротора ВД, $\Delta n_{ВД}$, %	-0,30	-0,87	-1,41
Температура за КВД, ΔT_K^* , К	-3,5	-8,9	-14,3
Температура в 1СА ТВД, $\Delta T_{СА}^*$, К	-28,4	-46,3	-63,0
Температура за ТВД, $\Delta T_{ТВ}^*$, К	-19,6	-31,6	-42,9
Температура за ТНД, $\Delta T_{ТН}^*$, К	-15,0	-23,2	-30,5
Давление за КНД, $p_{КН}^*$, %	+0,79	+1,58	+1,85
Давление за КВД, p_K^* , %	-1,89	-4,53	-7,24
Мощность ТНД, $\Delta N_{ТНД}$, кВт	-257	-544	-829
Мощность ТВД, $\Delta N_{ТВД}$, кВт	-194	-426	-664

Настройка системы перепуска воздуха из-за КНД необходима для поддержания приемлемых запасов ГДУ [15]. В табл. 5 представлено изменение количества перепускаемого воздуха из-за КНД ($\Delta G_{пер}$, в процентах) от относительной тяги в процентах. $\Delta G_{пер}$ является отношением расхода перепускаемого воздуха к физическому расходу воздуха через КНД.

Как видно из табл. 5, перепускать воздух требуется как на глубоких дроссельных режимах, так и на номинальном крейсерском (100 %), причем чем больше степень гибридизации, тем больше количество перепускаемого воздуха. При гибридизации 1500 кВт на 25 % номинальной тяги перепускается порядка 40 % воздуха, проходящего через КНД.

Таблица 5

Изменение количества перепускаемого воздуха из-за КНД от относительной тяги двигателя, %

Относительная тяга, $R_{отн}$	100	75	50	25
Количество перепускаемого воздуха при 500 кВт, $\Delta G_{пер}$	5,2	5,7	13,4	20,5
Количество перепускаемого воздуха при 1000 кВт, $\Delta G_{пер}$	8,8	9,6	18,2	29,1
Количество перепускаемого воздуха при 1500 кВт, $\Delta G_{пер}$	12,5	14,1	22,1	39,7

Выводы

Результаты расчетного исследования показали, что в ближайшей перспективе, порядка пяти лет, использование гибридно-электрических ТРДД на ближне-среднемагистральных самолетах нецелесообразно в связи с повышением расхода топлива за полет из-за увеличенной массы самолета, помимо затрат на электроэнергию и производство таких двигателей. В перспективе порядка 15 лет использование гибридно-электрических ТРДД на БСМС возможно, поскольку достигается экономия топлива за полет и, соответственно, снижаются выбросы вредных веществ в атмосферу.

В ходе расчетного исследования выявлено, что использование самолетов размерности БСМС с гибридно-электрическими ТРДД с целью сокращения расхода топлива за полет и снижения выбросов вредных веществ в атмосферу целесообразно на дальностях 600...1000 км при

гибридизации 1500 кВт и удельной энергии батарей 1000 Вт·ч/кг. При данных параметрах достигается экономия топлива за полет порядка 5 %, при меньшей степени гибридизации или удельной энергии батарей экономия топлива за полет в абсолютном выражении становится несущественной.

При проектировании самолетов с гибридно-электрическими ТРДД необходимо обратить внимание на его взлетно-посадочные характеристики. Так, например, при большой степени гибридизации и/или малой удельной энергии батарей возможно превышение посадочной массы самолета, что требует как минимум изменения его шасси.

Неоспоримым преимуществом гибридно-электрических ТРДД является снижение параметров двигателя при улучшении его экономичности, таких параметров, как давление за КВД, частота вращения ротора ВД, температуры за КВД, ТВД, ТНД и T_{CA}^* . Снижение данных параметров благоприятно сказывается на ресурсных характеристиках, которые необходимо оценить при дальнейшей проработке таких двигателей.

В связи с большими значениями перепускаемого воздуха из-за КНД в дальнейшей проработке необходимо рассмотреть варианты двигателей с регулируемым ВНА или перепроектированным КНД. Также необходимо рассмотреть варианты двигателей, которые изначально спроектированы как гибридно-электрические.

Библиографический список

1. A clean planet for all. A European long-term strategic vision for a prosperous, modern, competitive and climate neutral economy // European commission. – 2018.
2. Распоряжение от 29 октября 2021 года №3052-р. Правительство Российской Федерации: официальный сайт. – [Электронный ресурс]. – URL: <http://government.ru> (дата обращения: 10.08.2022).
3. Epstein A.H., Aeropropulsion, Advances, Opportunities, and Challenges // The Bridge. National Academy of Engineering. – 2020. – № 2.
4. Hydrogen Gas Turbines. The Path Toward a Zero-Carbon Gas Turbine // ETN Global. – 2020.
5. Куликов М.В., Щербаков С.И. Совместный проект Airbus, Rolls-Royce и Siemens по созданию гибридно-электрического самолета // Обзорение ЦИАМ. – 2018. – № 3. – С. 6–8.
6. Zero carbon aviation: the technology choices // Aircraft Commerce. – 2020. – № 131.
7. Варюхин А.Н. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий // Авиационные двигатели. – 2022. – № 1 – С. 19–32.
8. Vratny P. Conceptual Design Methods of Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft, PhD Thesis. Technische Universitat Munchen. – 2018.
9. Сенин С.В. Rolls-Royce представила планы по развитию авиации с электрическими СУ // Обзорение ЦИАМ. – 2019. – № 20. – С. 11.
10. Filipenko M. Concept design of high power superconducting generator for future hybrid-electric aircraft // Superconductor Science and Technology. – 2020. – С. 1–16.
11. Кириллов А.В., Ковалёв М.А., Соловьев В.И. Авиационные аккумуляторные батареи: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2020. – 80 с.
12. Шевелев А.О., Будаева В.В. Расчет дальности полета электрического самолета // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2021. – № 65. – С. 69–79.
13. Shevelev A.O. Effect of turbofan engine hybridization on its thermodynamic parameters // Development of Science. – 2022. – P. 150–155.
14. Предварительное исследование характеристик гибридных турбореактивных двухконтурных двигателей различных схем для ближне- и среднемагистральных самолетов / Ю.А. Эзрохи, М.М. Каленский, А.С. Полев, А.С. Дрыгин // Наука и образование. – 2012. – № 4. – С. 1–17.
15. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных и энергетических установок: учебник. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 368 с.

References

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

3. Alan H. Epstein, Aeropropulsion, Advances, Opportunities, and Challenges / A.H. Epstein // The Bridge. National Academy of Engineering. – 2020. – №2.
4. Hydrogen Gas Turbines. The Path Toward a Zero-Carbon Gas Turbine // ETN Global. – 2020.
5. Kulikov M.V. Joint project of Airbus, Rolls-Royce and Siemens to create a hybrid-electric aircraft /M.V. Kulikov, S.I. Shcherbakov // CIAM review. – 2018. – №3. – pp. 6-8.
6. Zero carbon aviation: the technology choices // Aircraft Commerce. – 2020. – №131.
7. Varyuhin A.N. Conventional, hybrid and electric aviation engines for local airlines / A.N. Varyuhin // Aviation Engines – 2022. – №1 – pp. 19-32.
8. Vratny P. Conceptual Design Methods of Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft, PhD Thesis. Technische Universitat Munchen. – 2018.
9. Senin S.V. Rolls-Royce presented plans for the development of aviation with electric engines / S.V. Senin // CIAM review. – 2019. – №20. – 11p.
10. Filipenko M, Concept design of high power superconducting generator for future hybrid-electric aircraft // Superconductor Science and Technology. – 2020. – pp. 1-16.
11. Kirillov A.V. Aviation batteries: schoolbook / A.V. Kirillov, M.A. Kovalev, V.I. Solovlev. – Samara: Samara University publishing house, 2020. – 80 p.
12. Shevelev A.O., Electric aircraft range calculation / A.O. Shevelev, V.V. Budaeva // Vestnik PNRPU. Aerospace engineering. – 2021. – №65. – pp. 69-79.
13. Shevelev A.O. Effect of turbofan engine hybridization on its thermodynamic parameters / A.O. Shevelev // Development of Science. – 2022. – pp. 150-155.
14. Ezrohi Y.A. Preliminary study of the characteristics of hybrid bypass turbojet engines of various schemes for short- and medium-haul aircraft / Y.A. Ezrohi, M.M. Kalenskiy, A.S. Polev, A.S. Drigin // Science and education – 2012. – №4. – pp. 1-17.
15. Inozemtsev A.A. Fundamentals of designing aviation and power plants: textbook / A.A. Inozemtsev, M.A. Nihamkin, V.L. Sanratskiy. – Moscow: Mashinostroyeniye, 2008. – V.2. – 368 p.

Об авторе

Шевелев Александр Олегович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Авиационные двигатели», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29); инженер-конструктор-расчетчик отделения перспективных разработок, ОДК-Авиадвигатель (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 93, e-mail: shevelev1311@mail.ru).

About the author

Aleksandr O. Shevelev (Perm, Russian Federation) – PhD Student of Aircraft Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., 614990, Perm); Design and Analysis Engineer of Advanced Development Department, UEC-Aviadvigatel (93, Komsomolsky av., 614990, Perm, e-mail: shevelev1311@mail.ru).

Финансирование. Исследование не имело спонсорской поддержки.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Вклад 100 %.

Поступила: 27.09.2022

Одобрена: 30.11.2022

Принята к публикации: 05.12.2022

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Шевелев, А.О. Сравнение термодинамических параметров вариантов гибридно-электрических трдд и летно-технических характеристик ближне-среднемагистральных самолетов с различными вариантами гибридно-электрических ТРДД / А.О. Шевелев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 71. – С. 220–229. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.71.24

Please cite this article in English as: 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