

Научная статья

УДК 621.45.01

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177619>

ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ АРХИТЕКТУРЫ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ РЕГИОНАЛЬНОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛА

Алексей Евгеньевич Михайлов¹, Александра Борисовна Михайлова², Мария Алексеевна Мураева³, Владислав Викторович Еременко⁴✉, Максим Олегович Горюхин⁵, Даниил Германович Красноперов⁶

^{1, 2, 3, 4, 5, 6} Уфимский государственный авиационный технический университет,

Уфа, Россия

¹ mikhailov.ugatu@gmail.com

² alexandra1112007@yandex.ru

³ marija_muraeva@rambler.ru

⁴ vlad.eremenko@yandex.ru ✉

⁵ terrorable2@yandex.com

⁶ daniil.k1999@mail.ru

Аннотация. Представлены результаты исследования силовых установок (СУ) различной архитектуры для регионального самолета ДНС-8–100/200 – турбовального двигателя (ТВаД), ТВаД с регенерацией тепла (ТВаДр), гибридной силовой установки (ГСУ) на базе ТВаД и ГСУ на базе ТВаДр. Исследование и оптимизация архитектуры силовой установки проводятся на основе анализа характеристик по типовому полетному циклу при различных функциях цели. Для повышения топливной эффективности проведен выбор оптимальных параметров цикла силовых установок с различными комбинациями степеней регенерации тепла и гибридизации при различных дальностях полета. В ходе поисковых исследований были сформированы рекомендации по выбору архитектуры двигателя и его параметров в зависимости от дальности полета регионального самолета.

Ключевые слова: гибридная силовая установка, турбовальный двигатель, двигатель с регенерацией тепла

Финансирование: исследование выполнено при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках Государственного задания «Разработка критических технологий создания силовых установок для малой и региональной авиации, а также беспилотных авиационных систем» № FEUE-2023-0007.

Для цитирования: Михайлов А.Е., Михайлова А.Б., Мураева М.А., Еременко В.В., Горюхин М.О., Красноперов Д.Г. Исследование и оптимизация архитектуры гибридной силовой установки для регионального самолета на основе турбовального двигателя с регенерацией тепла // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 178–194. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177619>

Original article

STUDY AND OPTIMIZATION OF HYBRID PROPULSION SYSTEM ARCHITECTURE FOR REGIONAL AIRCRAFT BASED ON TURBO-SHAFT ENGINE WITH HEAT REGENERATION

Aleksei E. Mikhailov¹, Aleksandra B. Mikhailova², Mariya A. Muraeva³, Vladislav V. Eremenko⁴ ✉, Maksim O. Goryukhin⁵, Daniil G. Krasnoperov⁶

^{1, 2, 3, 4, 5, 6} Ufa State Aviation Technical University,
Ufa, Republic of Bashkortostan, Russia

¹ mikhailov.ugatu@gmail.com

² alexandra11112007@yandex.ru

³ marija_muraeva@rambler.ru

⁴ vlad.eremenko@yandex.ru ✉

⁵ terrorable2@yandex.com

⁶ daniil.k1999@mail.ru

Abstract

As of today, ecological restrictions of regulatory bodies stimulate the development of more ecologically friendly propulsion units with the lower CO₂ emission and generated noise levels in the near- and medium term prospect. Within this framework, electrified propulsion systems motorization and application of engines with heat recuperation are the critical technologies allowing fuel efficiency and cost effectiveness enhancing.

The article presents the results of various propulsion system architectures study for the DHC-8-100/200 regional airliner, namely a turbo-shaft engine, a turbo-shaft engine with heat recuperation and hybrid propulsion systems based on the turbo-shaft engine and the one based on the turbo-shaft engine with heat recuperation. The studies and optimization of the propulsion system architecture are being performed based on the characteristics analysis by the typical flight cycle at various target functions. Selection of cycle optimal parameters of the propulsion units with different degrees of heat regeneration (θ_{rec}) and hybridization (β_{hyb}) at various flight ranges was performed to improve fuel efficiency. In case of the flights of up to 500 km range the optimal architecture form the propulsion unit total weight viewpoint is the hybrid propulsion unit of parallel structure based on the turbo-shaft engine with heat recuperation. The fuel weight herewith, required for the flight, is being reduced by 25% compared to the initial model.

At the same time, at the maximum flight range chosen (1500 km), the recuperated turbo-shaft engine architecture achieves a gain in total propulsion system weight compared with hybrid propulsion system based on recuperated turboshaft with relatively the same fuel weight. With this, application of the hybrid propulsion system based on recuperated turbo-shaft engine at ranges greater than 1000 km does not bring any significant positive effect compared to other architectures. Thus, recommendations on the choice of the propulsion system architecture and turbo-shaft engine cycle parameters depending on the range of the regional aircraft were formed as the result of exploratory research.

Keywords: hybrid propulsion system, turbo-shaft engine, heat recovery engine

Funding: the research was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation within the framework of the State Task No. FEUE-2023-0007 “Development of Critical Technologies for Creating Power Plants for Small and Regional Aviation, as well as Unmanned Aviation Systems”.

For citation: Mikhailov A.E., Mikhailova A.B., Muraeva M.A., Eremenko V.V., Goryukhin M.O., Krasnoperov D.G. Study and Optimization of Hybrid Propulsion System Architecture for Regional Aircraft Based on Turbo-Shaft Engine with Heat Regeneration. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 4, pp. 178-194. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177619>

Введение

В настоящее время экологические характеристики авиационной техники являются одним из главных показателей, определяющих ее конкурентоспособность на мировом рынке и беспрепятственную эксплуатацию на международных авиалиниях. Из-за предельного роста термогазодинамических параметров рабочего цикла газотурбинных двигателей (ГТД) возможности дальнейшего их улучшения практически исчерпаны. По этой причине ведущие разработчики исследуют силовые установки инновационной архитектуры.

При эволюционном развитии технологий топливная эффективность самолетов традиционной архитектуры может повыситься к 2030 году на 30% относительно референсных платформ 2005 года, однако потенциал дальнейшего совершенствования заметно снижается. В связи с этим в рамках дорожной карты развития технологий IATA Technology Roadmap to 2050 [1–5] рассматривается путь эволюционного развития летательных аппаратов и силовых установок традиционной архитектуры, а также путь их революционного развития (рис. 1).

Одним из эффективных способов повышения экологических характеристик ГТД в ближней и среднесрочной перспективе является их электрификация, в частности создание гибридных силовых установок. В ГСУ сочетаются два или более источника энергии, например ГТД и электрическая машина (ЭМ) [6–10].

Основные схемы электрифицированных СУ приведены на рис. 2.

1. Последовательная схема ГСУ: движитель приводится исключительно ЭМ, получающей энергию как от ГТД, так и от аккумуляторных батарей (АКБ).

2. Параллельная схема ГСУ: ЭМ устанавливается на валу ГТД и обеспечивает подкрутку ротора двигателя в заданных фазах полетного цикла. В ГСУ турбовинтовых самолетов возможно использование двухпоточного редуктора, на который одновременно передается мощность от ГТД и ЭМ.

3. Последовательно-параллельная схема ГСУ: ГТД создает тягу и вырабатывает мощность для привода ЭМ, мощность используется для привода движителей. На отдельных режимах обратимая ЭМ используется для подкрутки ротора ГТД.

4. Полностью электрическая СУ: используются только аккумуляторная батарея и ЭМ для привода движителей.

5. Турбоэлектрическая схема ГСУ: данная схема аналогична последовательной, за исключением наличия аккумуляторной батареи.

6. Частично турбоэлектрическая схема ГСУ: аналог турбоэлектрической схемы, в которой ГТД

создает тягу, вырабатывает мощность для привода генератора

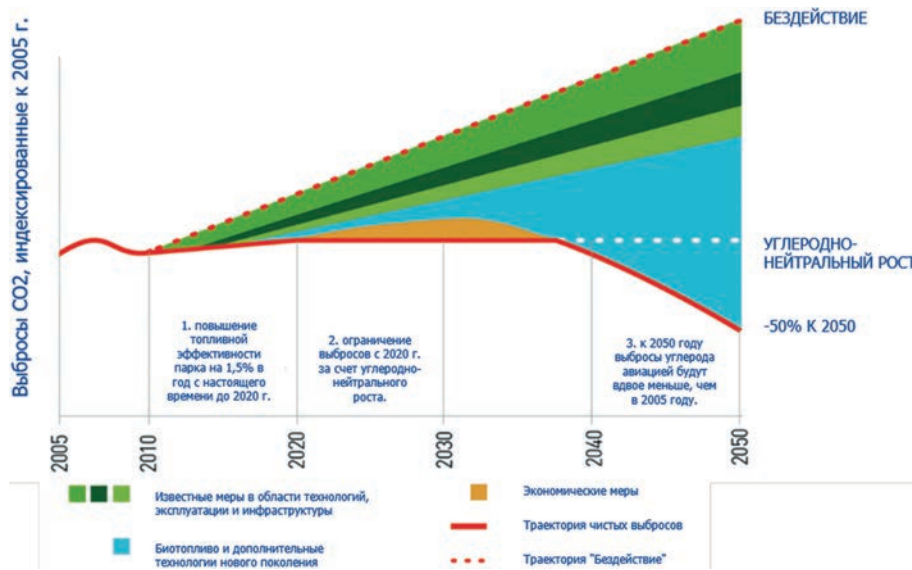
На текущий момент для региональных самолетов преимущественно рассматриваются параллельная ГСУ и последовательная распределенная ГСУ, которые обещают максимальный выигрыш с точки зрения топливной эффективности СУ.

Прототипом при выборе архитектуры ГСУ является программа Project 804 компаний Pratt&Whitney и Collins Aerospace, в которой предполагается замена одного из двигателей PW-121 на ГСУ параллельной схемы на базе ГТД мощностью 1 МВт и ЭМ мощностью также 1 МВт (рис. 3).

По оценкам экспертов Pratt&Whitney, применение ГСУ параллельной схемы позволяет минимизировать массу аккумуляторной батареи, повысить надежность и отказоустойчивость СУ, а также оптимизировать тепловой двигатель для работы исключительно на крейсерском режиме. Применение оптимизированного теплового двигателя, а также параллельной архитектуры ГСУ, согласно прогнозам, позволит уменьшить потребное количество топлива для осуществления типового часового полета самолета Bombardier Dash 8-100 на величину до 30%.

В работе ЦИАМ [7] сравнили разные СУ для пассажирского самолета на 19 мест. Базой был летательный аппарат (ЛА) с двумя ТВД Н80-200. Исследовали классическую, последовательную, параллельную, частично и полностью турбоэлектрические СУ. Параметры СУ брали по технологическому уровню 2020 и 2030 годов, критериями оптимизации были топливная эффективность и дальность полета. Результаты: самолет с ТВД уровня 2030 года лучше базового на 25–73% по дальности и на 10,9–22,3% по эффективности; последовательная СУ с одним турбовальным двигателем (ТВаД) на 1000 л.с. эффективнее классической СУ с двумя ТВД на 15%, но хуже по дальности на 5,2%; параллельная СУ с двумя ГТД на 650 л.с. каждый почти такая же по эффективности (+1%) и дальности (–3%), как классическая СУ с двумя ГТД уровня 2030 года; частично турбоэлектрическая СУ с отключением одного ГТД в полете увеличивает дальность на 3,8–4,9% и эффективность на 13,4–14,4% по сравнению с классической СУ с двумя ТВД; самолеты с полностью электрической СУ имеют наименьшую дальность (230 км), но наилучшую энергоэффективность (0,35 МДж/(пасс. км)).

В работе Баухаус Люфтфарт [11] авторы рассмотрели ГСУ параллельной схемы с двумя ТВД, интегрированными с электрическими машинами, которые могут работать как генераторы. Они получили следующие результаты: ГСУ позволяет



а



б

Рис. 1. Схематическая дорожная карта по сокращению выбросов CO₂ (а) и эволюционные и революционные способы повышения топливной эффективности (б)

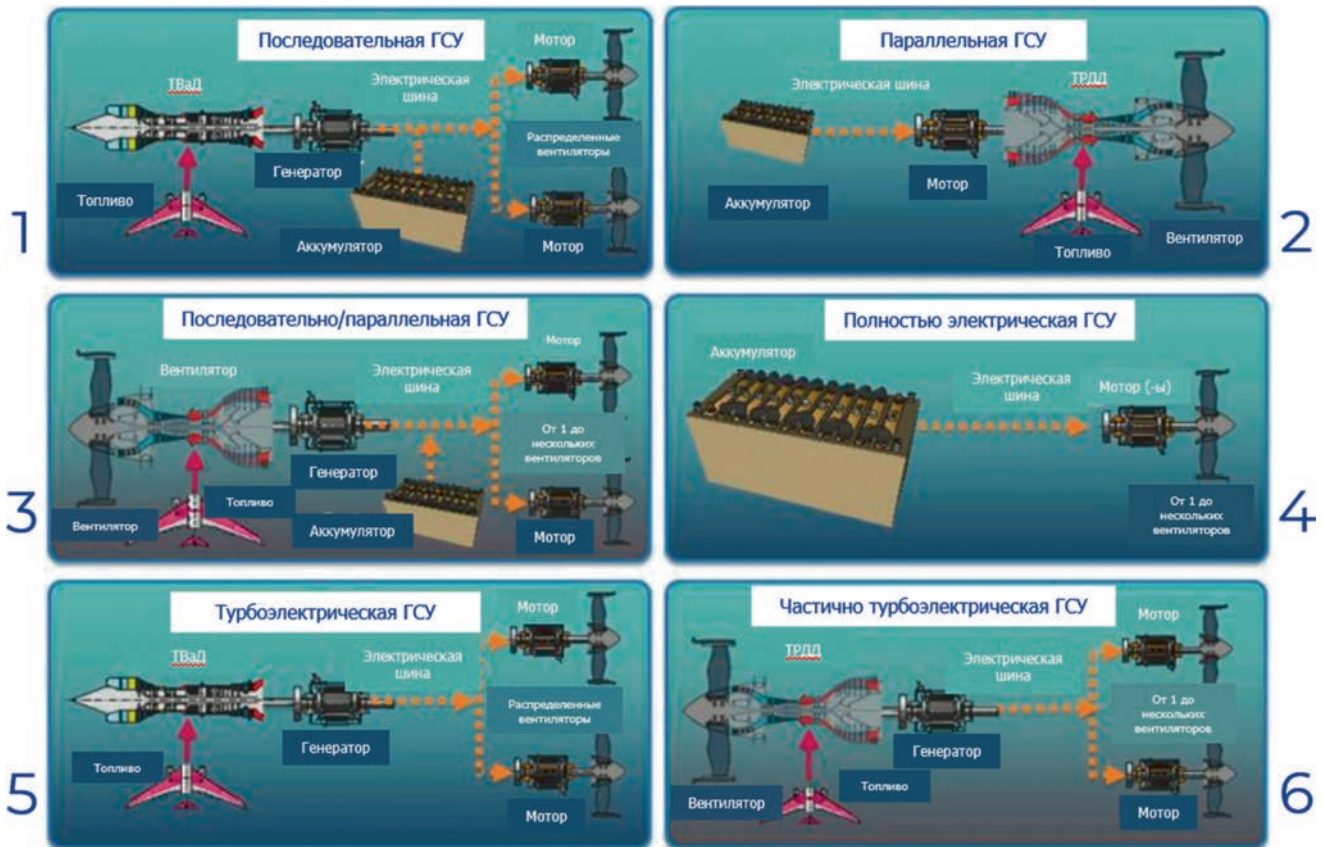


Рис. 2. Схемы электрифицированных силовых установок [1]:

1 – последовательная; 2 – параллельная; 3 – последовательно-параллельная;
4 – полностью электрическая; 5 – турбоэлектрическая; 6 – частично турбоэлектрическая

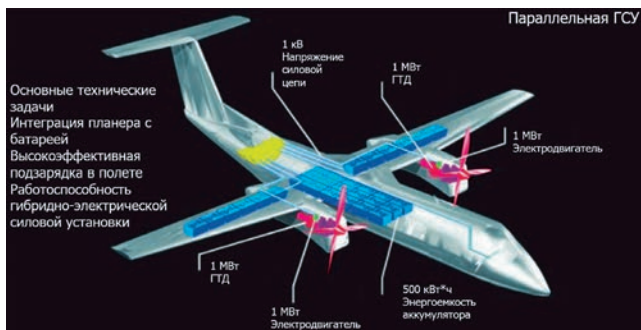


Рис. 3. Архитектура регионального пассажирского самолета с ГСУ

снизить расход топлива на 5–10% по сравнению с базовой СУ без электрификации при одинаковой мощности; электрификация СУ приводит к увеличению массы ЛА на 3–6%, что частично компенсируется уменьшением аэродинамического сопротивления на 2–4%; электрификация СУ увеличивает тепловыделение самолета на 20–30%, что требует дополнительных систем охлаждения, но при этом повышает безопасность полета благодаря возможности использования ЭМ для реверса или аварийного питания.

Другим перспективным вариантом повышения топливной эффективности и экологичности является применение ГТД со сложным термодинамическим циклом, в частности с регенерацией тепла, в которой ключевую роль играет легкий компактный теплообменник (рекуператор). Схема работы ГТД, в данном случае ТВаД, с рекуператором представлена на рис. 4 [12 и 13].

В схеме с ТВаД с регенерацией тепла воздух после компрессора дополнительно подогревается в рекуператоре за счет энергии выхлопных газов. Таким образом, часть энергии выхлопных газов возвращается в термодинамический цикл, вследствие чего снижается требуемое тепловыделение в камере сгорания, соответственно, уменьшается расход топлива. При умеренной степени регенерации возможно снижение расхода топлива на 30% при сохранении параметров крейсерского режима работы двигателя (рис. 5). От выбранной степени регенерации тепла зависят площадь теплопередающей поверхности и масса теплообменника.

Для задач оптимизации наиболее предпочтительным типом ГТД с рекуператором является

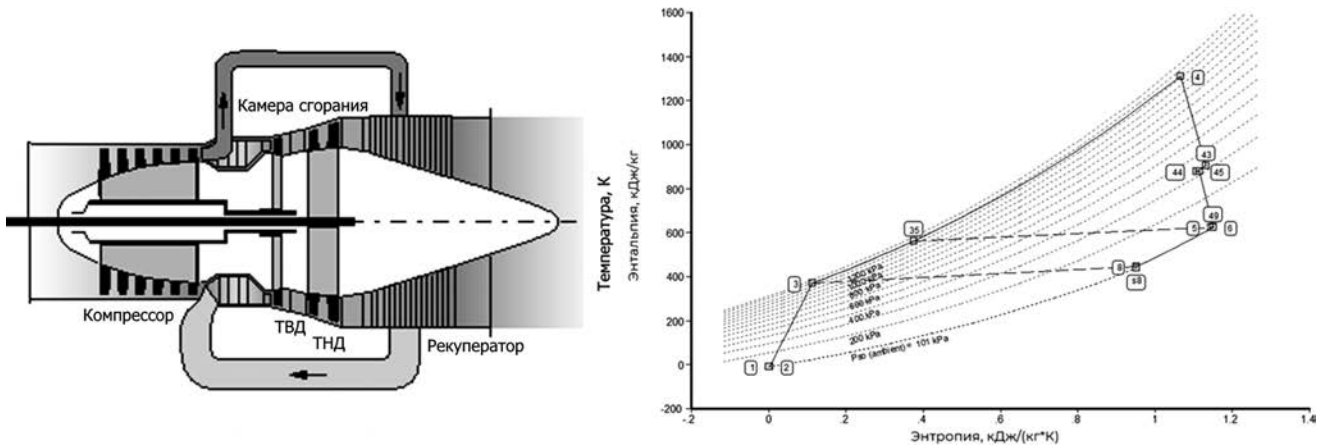


Рис. 4. Схема ТВаД с рекуператором

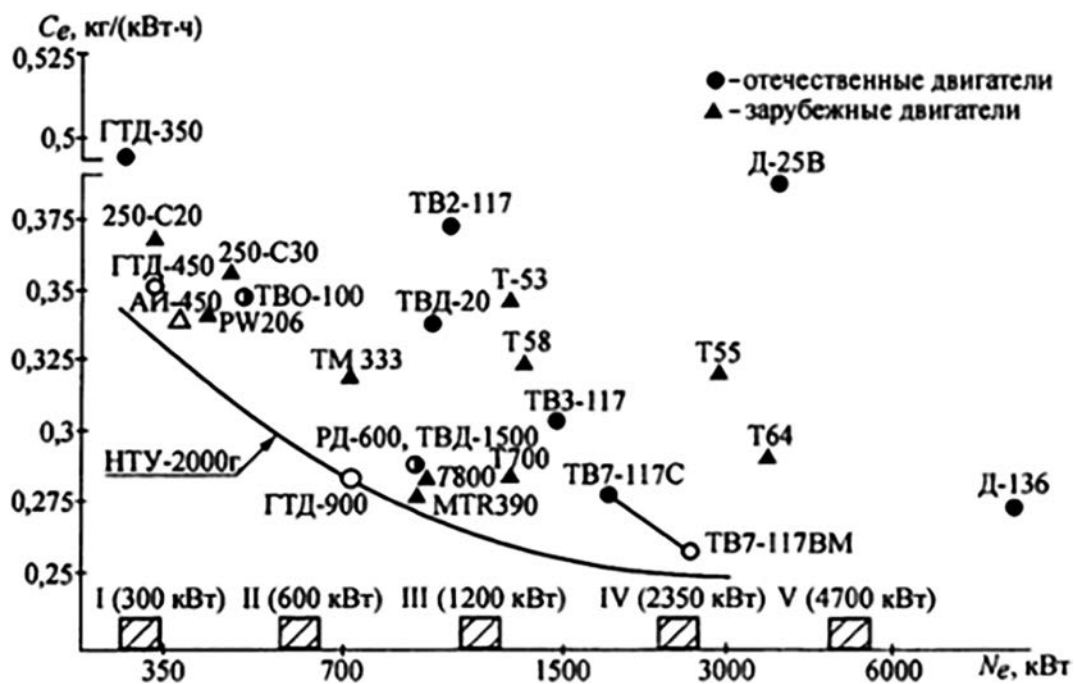


Рис. 5. Зависимость удельного расхода топлива от мощности для малоразмерных двигателей [14]

ТВаД, так как именно у этого типа ГТД минимальная скорость выхлопных газов.

Авторы из Лондонского университета [15] разработали аналитическую модель, способную моделировать работу ТВаД традиционного и сложного цикла с различным топливом. Цикл с регенерацией тепла позволяет снизить удельный расход топлива на 20–30% по сравнению с традиционным ТВаД при идентичной мощности. Помимо этого, исследования показали, что выбор определенной степени регенерации рекуператора зависит от продолжительности полета. Например, применение рекуператоров с высокой степенью регенерации тепла может быть нецелесообразным для полетных циклов малой продолжительности, так как они

снижат грузоподъемность самолета из-за своего избыточного веса. Однако ТВаД с невысоким уровнем степени регенерации могут быть использованы для полетов малой дальности.

В работе авторов из университета Делфта [16] представлена усовершенствованная методология концептуального проектирования ГТД с рекуператором и интеркулером. Междисциплинарное моделирование, в сочетании с эволюционным алгоритмом, позволило оптимизировать параметры цикла, учитывая условия работы двигателя по полетному циклу. В результате исследования оптимизатор предоставил набор парето-оптимальных обликов двигателя, которые далее может анализировать разработчик.

На основании проведенного анализа можно предположить, что объединение технологий регенерации тепла и гибридизации на базе ТВаД может позволить создать более экономичную и экологичную схему СУ для регионального самолета. При этом новые производственные технологии (аддитивное производство) и материалы могут помочь в создании более компактных рекуператоров для ТВаД, а развитие электрохимии и электротехнологий позволит изготавливать более легкие и компактные ЭМ и АКБ.

Методика исследования

Целью данной статьи является исследование и оптимизация архитектуры ГСУ на основе ТВаД с регенерацией тепла. Прототипом ЛА в исследовании принимается турбовинтовой региональный пассажирский самолет Bombardier DHC-8-100/200. Летно-технические характеристики этого самолета приведены в табл. 1.

Таблица 1

Летно-технические характеристики
DHC-8-100/200 [17]

Размеры	
Длина, м	22,2
Размах крыла, м	25,9
Высота, м	7,5
Площадь крыла, м ²	54,4
Масса	
Максимальная взлетная масса, кг	16465
Максимальная посадочная масса, кг	15650
Масса пустого, кг	10480
Максимальная масса без топлива, кг	14700
Максимальная коммерческая загрузка, кг	4100
Емкость топливных баков, л	3160
Летные данные	
Дальность полета с максимальной загрузкой, км	1900
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	500
Потолок (максимальная высота полета), км	7600
Длина разбега, м	990
Длина пробега, м	790
Двигатели	PW-121, 2 × 2150 л. с.
Часовой расход топлива, кг	550

Традиционная СУ DHC-8-100/200 представляет собой ТВД PW-121 (рис. 6).

Исходными данными являются реальный полетный цикл DHC-8-100/200 и располагаемые мощности PW-121 (табл. 2).

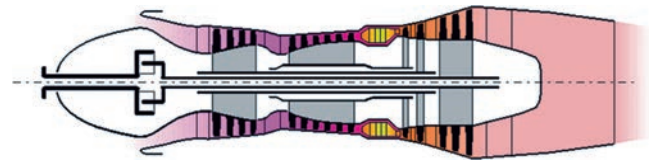


Рис. 6. Схема ТВД (для PW-121) в GasTurb 14

На рис. 7 показаны типовой полетный цикл DHC-8-100/200 в рамках программы Project 804 и соответствующее распределение мощности между ГТД и ЭМ.

В рамках проведенных исследований были разработаны четыре математических модели СУ (рис. 8), среди которых традиционный ТВаД (схема 0), ТВаД с регенерацией тепла (схема 1), ГСУ на основе ТВаД (схема 2) и ГСУ на основе ТВаД с регенерацией тепла (схема 3).

Общая структура и последовательность расчетов, проведенных в данной работе, представлены в виде блок-схемы на рис. 9 и описаны ниже.

Термогазодинамический расчет четырех схем проводится в программе GasTurb 14 (выбранные схемы двигателей представлены на рис. 10) в связке с программой, написанной на языке Python, которая в автоматическом режиме управляет программой GasTurb 14 в пакетном режиме и осуществляет запись выходных параметров в файл обработки. На первом этапе в режиме Design загружается черновая модель ТВаД. Далее производится перезапись параметров термодинамического цикла (диапазоны варьирования параметров показаны в табл. 3). Обеспечение требуемой мощности осуществляется итерационным подбором (в GasTurb 14) приведенного расхода воздуха. Также итерационным подбором определяются значения отбора воздуха для охлаждения на турбины. Затем с помощью управляющей программы GasTurb 14 переходит в режим Off

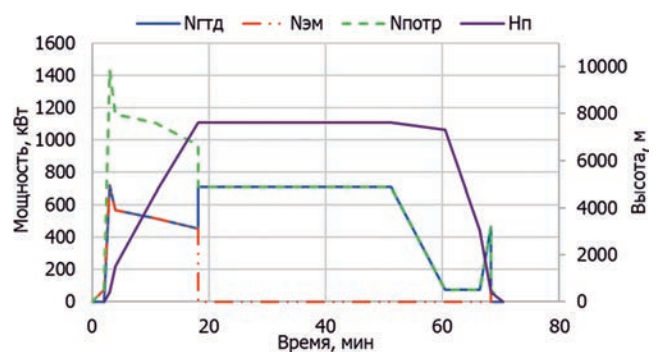


Рис. 7. Траектория полета DHC-8-100/200 и распределение генерируемой мощности между ГТД и ЭМ

Таблица 2

Данные по реальному полетному циклу ДНС-8-100/200 [18]

Этап полета	Руление	Взлет	Набор высоты	Набор высоты	Набор высоты	Крейсерский полет	Снижение	Снижение (Approach)	Посадка	Руление
Продолжительность, с	120	60	63	400	450	1980	560	348	120	120
Располагаемая мощность двигателя, л.с.	100	1950	1575 – 1150			960	100		630	100
Высота в начале этапа, м	0	0	400	1524	4572	7625	7315	3048	400	0
Высота в конце этапа, м	0	400	1524	4572	7315	7625	3048	400	0	0
Скорость полета в начале этапа, м/с	0	59	78	116	136	185	203	146	63,5	62
Скорость полета в конце этапа, м/с	59	60	83	136	158	185	161	128	62,2	0
Число Маха в начале этапа	0	0,17	0,23	0,35	0,42	0,60	0,66	0,45	0,19	0,18
Число Маха в конце этапа	0,17	0,18	0,25	0,42	0,51	0,60	0,49	0,38	0,18	0

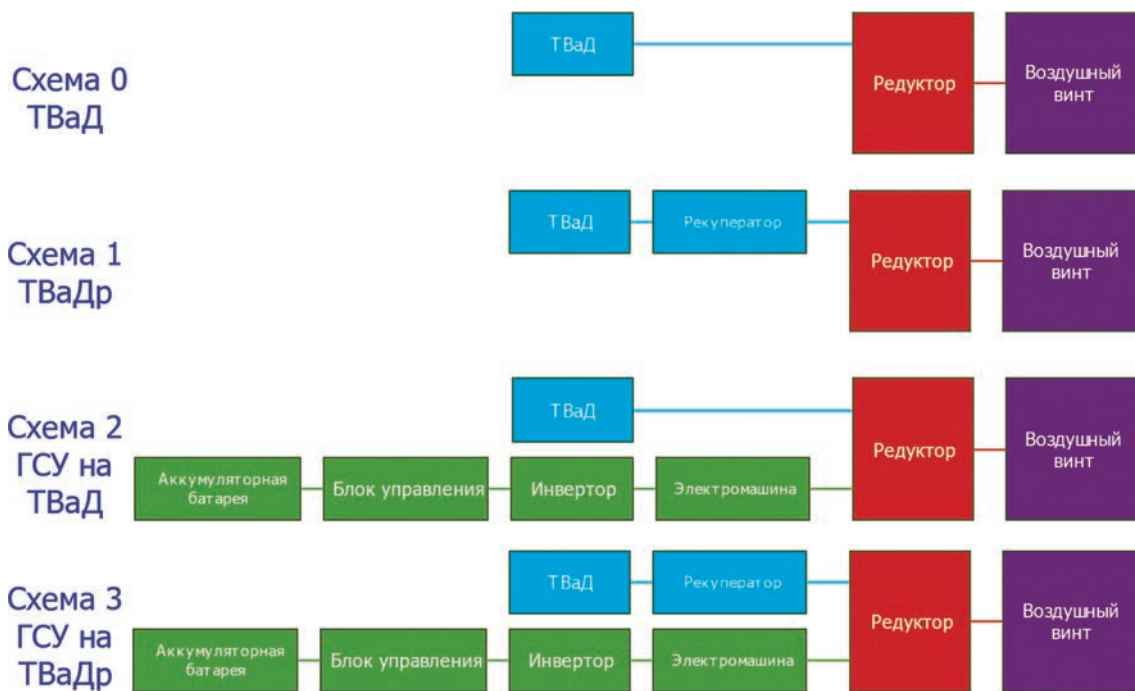


Рис. 8. Схемы рассматриваемых силовых установок

Design, помощью функции Mission проводит расчет характеристик TВаД по реальному полетному циклу ДНС-8–100/200 и записывает необходимые численные значения параметров в файл обработки данных для дальнейшего анализа. Затем отдельно в среде MS Excel проводятся обработка данных и расчеты критериев эффективности СУ. Степень гибридизации $\beta_{гиб}$ в данном случае используется как коэффициент перераспределения мощности в схемах ГСУ (принятый коэффициент уменьшает потребляемую мощность для ГТД).

Диапазон варьирования степени повышения давления в компрессоре обоснован тем, что в

авиационной промышленности большое распространения получили двухвальные TВаД с высоконапорным одноступенчатым центробежным компрессором, для которого максимальное значение $\pi_k^* = 14$. В свою очередь, ограничение по температуре газов за камерой сгорания определено исходя из трендов развития TВаД (рис. 11).

Для проведения технико-экономического анализа СУ определяются значения массы силовой установки, топлива, рекуператора, электродвигателя и т. д., которые рассчитываются по различным эмпирическим зависимостям (табл. 4–6).

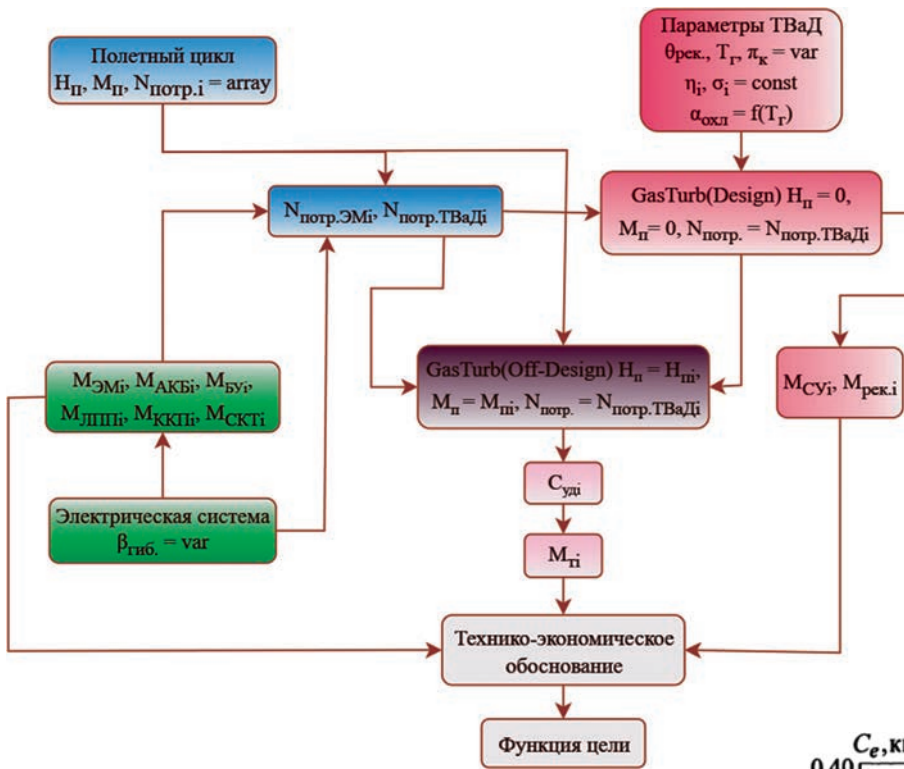


Рис. 9. Общая структура расчетов

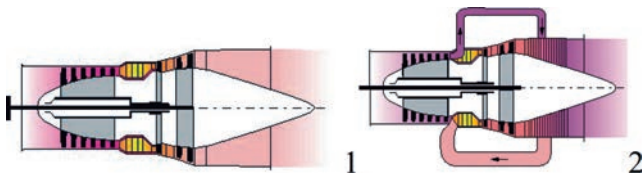


Рис. 10. Схема ТВаД (1) и ТВаД с рекуператором (2) в GasTurb 14

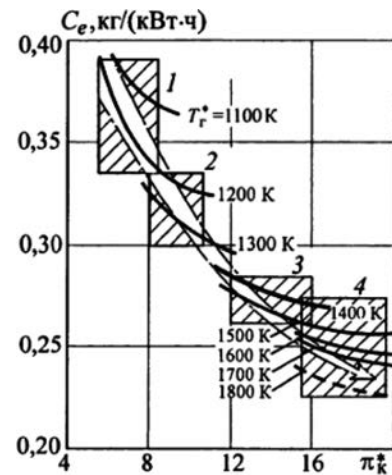


Рис. 11. Тренды развития ТВаД:

- 1 – первое поколение (1955–1965 гг.);
- 2 – второе поколение (1965–1980 гг.);
- 3 – третье поколение (1980–2000 гг.);
- 4 – четвертое поколение (с 2000 г.)

Таблица 3

Особенности расчета схем силовых установок

Номер схемы	Варьируемые параметры							
	π_k^*	T_r^*	$G_{в пр}$	$\theta_{рек}$	$\sigma_{в.рек}$	$\sigma_{г.рек}$	$\beta_{гиб}$	$\alpha_{охл}$
Схема 0			Подбор по мощности	–	$f(\theta_{рек}, C_T)$		–	$f(T_r^*)$
Схема 1	Var = {4...14} шаг 2	Var = {1300...1600 K} шаг 100 K		Var = {0, 0, 2...0, 9} шаг 0,1			–	
Схема 2				–			Var = {0...0,4} шаг 0,1	
Схема 3				Var = {0, 0, 2...0, 9} шаг 0,1			Var = {0...0,4} шаг 0,1	

Таблица 4

Особенности расчета массы рекуператора [19]

Название параметра	Единицы измерения	Формула расчета
$\gamma_{\text{то}}$, удельная масса рекуператора по модели минимальной массы	кг/кг/с	$\gamma_{\text{рек}} = \left(\frac{4,25}{C_{\Gamma}} + 0,025 \right) e^{6,8 \cdot \theta_{\text{рек}}}$ где C_{Γ} – скорость течения газа в рекуператоре, м/с (const = 100 м/с)
$M_{\text{рек}}$, масса рекуператора по модели минимальной массы	кг	$M_{\text{рек}} = G_{\text{рек}} \gamma_{\text{рек}}$
σ_{Γ} , перепад давления в газовом канале рекуператора по модели минимальной массы	–	$\sigma_{\Gamma, \text{рек}} = 1 - \left(17 \cdot 10^{-8} \cdot C_{\Gamma}^2 - 19 \cdot 10^{-7} \right) e^{4,4 \cdot \theta_{\text{рек}}}$
$\sigma_{\text{в,рек}}$, перепад давления в воздушном канале рекуператора по модели минимальной массы	–	$\sigma_{\text{в,рек}} = 1 - \left(34 \cdot 10^{-8} \cdot C_{\Gamma}^2 - 36 \cdot 10^{-7} \right) e^{4,9 \cdot \theta_{\text{рек}}}$

Таблица 5

Особенности расчета массы ГСУ [20]

Название параметра	Единицы измерения	Формула расчета
$M_{\text{ЭМ}}$, масса электромотора	кг	$M_{\text{ЭМ}} = \frac{N_{\text{ЭМ}} \cdot n \cdot N_{\text{удЭМ}}}{\eta_{\text{ЭМ}}}$ где $N_{\text{ЭМ}}$ – мощность электромотора, кВт; $\eta_{\text{ЭМ}}$ – КПД электромотора; n – количество электромоторов; $N_{\text{удЭМ}}$ – удельная мощность электромотора, кВт/кг;
$M_{\text{БУ}}$, блока управления	кг	$M_{\text{БУ}} = \frac{N_{\text{БУ}} \cdot n \cdot N_{\text{удБУ}}}{\eta_{\text{БУ}} \cdot \eta_{\text{ЭМ}}}$ где $N_{\text{БУ}}$ – мощность блока управления, кВт; $\eta_{\text{БУ}}$ – КПД блока управления; n – количество блоков, шт; $N_{\text{удБУ}}$ – удельная мощность блока управления, кВт/кг
$M_{\text{ЛП}}$, масса линии подачи питания	кг	$M_{\text{ЛП}} = \frac{N_{\text{ЛП}} \cdot n \cdot N_{\text{удЛП}}}{\eta_{\text{ЛП}} \cdot \eta_{\text{БУ}} \cdot \eta_{\text{ЭМ}}}$ где $N_{\text{ЛП}}$ – мощность линии подачи питания, кВт; $\eta_{\text{ЛП}}$ – КПД линии подачи питания; n – количество линий, шт; $N_{\text{удЛП}}$ – удельная мощность линии подачи питания, кВт/кг
$M_{\text{акб}}$, масса аккумуляторной батареи	кг	$M_{\text{акб}} = \frac{n \cdot k \cdot C_{\text{уд}} \cdot X}{\eta_{\text{ЛП}} \cdot \eta_{\text{БУ}} \cdot \eta_{\text{ЭМ}} \cdot \eta_{\text{акб}}}$ где n – количество тепловых двигателей, шт; $k = 1,5$ – коэффициент, учитывающий работу аккумуляторной батареи при различных климатических условиях
X , потребная емкость аккумулятора	Вт · с	$X = N_{\text{эл}} t$ $N_{\text{эл}}$ – средняя располагаемая мощность электромотора на этапе полета, Вт
$M_{\text{ЭУ}}$, масса электрической установки	кг	$M_{\text{ЭУ}} = M_{\text{ЭМ}} + M_{\text{акб}} + M_{\text{ЛП}} + M_{\text{БУ}}$

Таблица 6

Расчет общих параметров [14]

Название параметра	Единицы измерения	Формула расчета
$M_{дв}$, масса двигателя	кг	$M_{дв} = B \cdot G_B^{m_1} (\pi_k^{0,286} - 1)^{m_2} \cdot k_{T_r^*} \cdot k_c \cdot k_{pec}$
B , коэффициент	—	$B = 51,4$
m_1 , коэффициент	—	$m_1 = 0,01596 \cdot G_B + 0,8464$
m_2 , коэффициент	—	$m_2 = 0,0078 \cdot \pi_k^* + 0,3807$
$k_{T_r^*}$, коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счет системы охлаждения турбины	—	$k_{T_r^*} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{T_r^* \max} - 1200)$
k_c , коэффициент совершенствования массы ГТД по годам	—	$k_c = 16,46 \cdot 10^{-5} \cdot t_{год}^2 - 667,33 \cdot 10^{-3} \cdot t_{год} + 677,41$
k_{pec} , коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от назначенного ресурса	—	$k_{pec} = 0,8765 + \frac{10,84}{10^5} \cdot T_r^*$
M_T , количество сжигаемого топлива на каждом из этапов полета (без суммы) и общее потребление топлива за полет (с суммой)	кг	$M_T = \sum_{i=0}^n C_{уд,cp} \cdot N_{дв,cp} \cdot t$
$C_{уд,cp}$, средний удельный расход топлива на этапе полета	кг/(Вт·с)	$C_{уд} = G_{T,cp} / N_{дв,cp}$
$N_{дв,cp}$, средняя располагаемая мощность двигателя на этапе полета	Вт	$N_{дв,cp} = N_{тур,cp} - N_{ком,cp}$
t , продолжительность этапа полета	с	Варьируется
$M_{СУ}$, массы силовой установки	кг	$M_{СУ} = n_{дв} \cdot M_{дв} \cdot k_{СУ} + M_{ЭУ} + M_{рек}$
$n_{дв}$, число двигателей на ЛА	шт	$n_{дв} = 2$
$C_{т,км}$, коэффициент удельных затрат топлива летательного аппарата на 1 км	кг/(т·км)	$C_{т,км} = \frac{M_T}{M_{кн} \cdot L_{п}}$
$M_{кн}$, масса коммерческой нагрузки (не более 4000 кг)	кг	$M_{кн} = M_{\max \text{ взл}} - M_{пустой \text{ ЛА}} - M_{СУ} - M_T$
$L_{п}$, дальность полета	км	$L_{п} = [463 + 0,186 \cdot (t - 1980)]$
M_{Σ} , масса суммарная	кг	$M_{\Sigma} = M_{СУ} + M_T$

Удельные параметры электрических компонентов ГСУ имеют следующие значения [10]:

- удельная емкость аккумуляторных батарей — 355 Вт·ч/кг;
- удельная мощность электромоторов — 13 кВт/кг;
- удельная мощность блоков управления электродвигателями — 20 кВт/кг;
- удельная мощность линий подачи питания электродвигателей — 100 кВт/кг.

Полученные результаты и их обсуждение

Сравнение референсного ТВД PW-121 и схемы 0.

С целью получения модели ТВД традиционной архитектуры для последующего сравнения с различными схемами было проведено параметрическое исследование. Так как СУ предполагается

устанавливать на самолет ДНС-8–100/200, необходимо сравнить PW-121 с оптимизированными вариантами ТВД на различных дальностях полета (500, 1000 и 1500 км) (табл. 7).

Очевидно, что использование в качестве функции цели минимизации $C_{т,км}$, которая линейно зависит от M_T , приводит к максимизации значений π_k^* и T_r^* из заданного диапазона, особенно на больших дальностях полета, из-за влияния M_T на $M_{СУ+T}$. При этом использование в качестве функции цели $M_{СУ+T}$ приводит к тому, что за счет снижения π_k^* достигается уменьшение $M_{дв}$ на небольших $L_{п}$. Для дальнейших сравнений принимается схема 0 с минимализацией по $C_{т,км}$.

Сравнение схем 1 и 0. Применение рекуператора позволяет снизить расход топлива, что и наблюда-

Таблица 7

Сравнение PW-121 и оптимизированных вариантов схемы 0

Дальность	Двигатель	T_{Γ}^*	π_K^*	$M_{СУ}, \text{ кг}$	$M_T, \text{ кг}$	$M_{СУ+T}, \text{ кг}$	$C_{Т.км}$
500 км	PW-121	1492,24	10,50	1340,84	472,95	1813,79	0,235
	Минимизация $C_{Т.км}$	1600,00	14,00	864,69	351,09	1215,78	0,174
	Минимизация $M_{СУ+T}$	1600,00	12,00	842,82	365,12	1207,94	0,181
1000 км	PW-121	1492,24	10,50	1340,84	770,57	2111,40	0,191
	Минимизация $C_{Т.км}$	1600,00	14,00	864,69	575,16	1439,86	0,143
	Минимизация $M_{СУ+T}$	1600,00	14,00	864,69	575,16	1439,86	0,143
1500 км	PW-121	1492,24	10,50	1340,84	1068,18	2409,02	0,177
	Минимизация $C_{Т.км}$	1600,00	14,00	864,69	799,24	1663,93	0,132
	Минимизация $M_{СУ+T}$	1600,00	14,00	864,69	799,24	1663,93	0,132

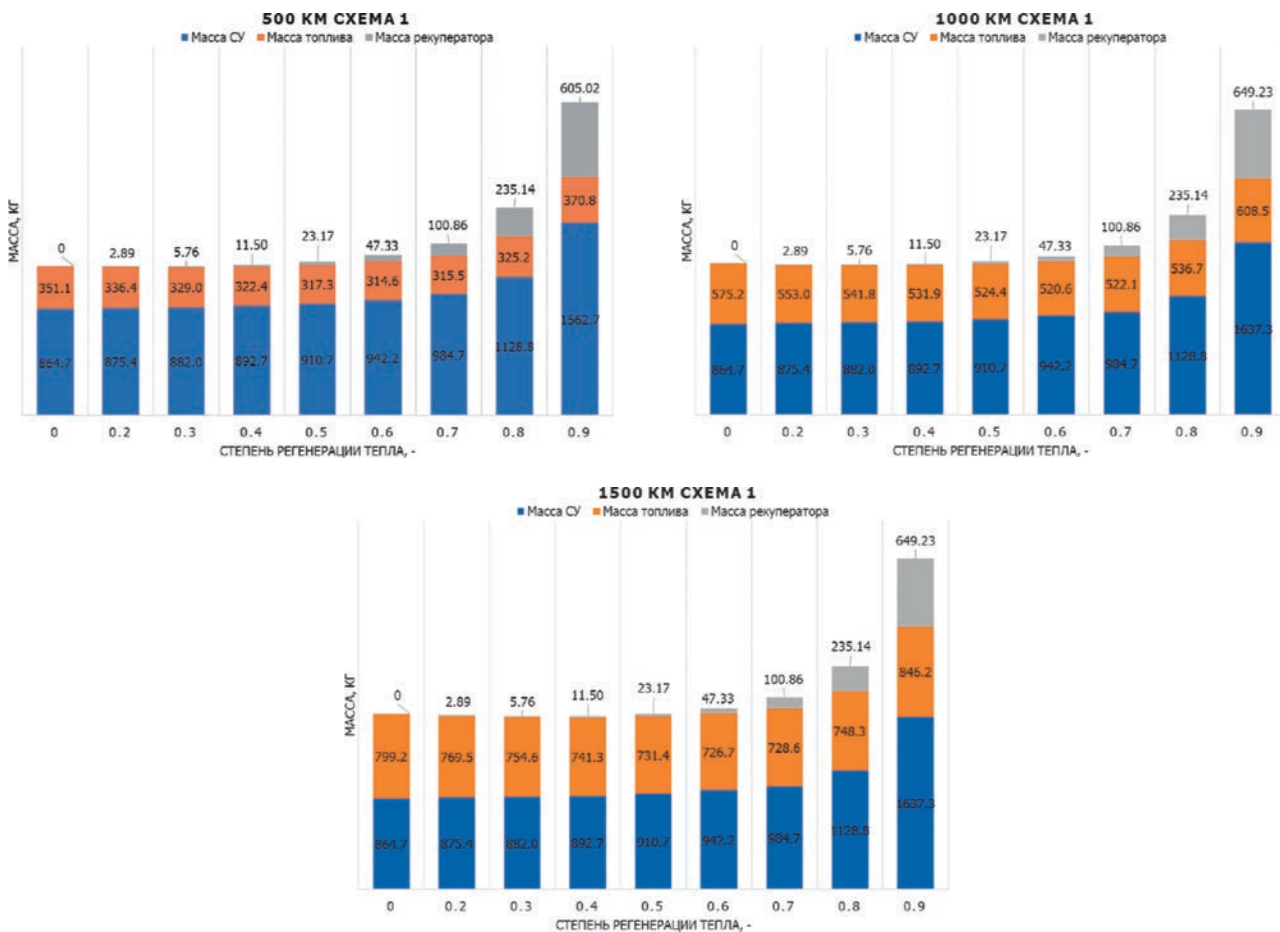


Рис. 12. Зависимость компонентов M_{Σ} от $\theta_{рек}$ для схем 0 и 1 при разных L_{Π}

ется на рис. 12 – приведена зависимость компонентов M_{Σ} : СУ, топлива и рекуператора – от $\theta_{рек}$ и L_{Π} . Стоит отметить, что в табл. 8 учтены оптимальные по разности модели для критериев $M_{СУ+T+рек}$ и M_T .

Проанализировав данные, представленные на рис. 12 и в табл. 8, можно сделать вывод, что

существуют оптимальные значения $\theta_{рек} = 0,2$ на дальности 500 км и $\theta_{рек} = 0,3$ на дальности 1000 и 1500 км по критерию $\Delta M_{СУ+T+рек}$ (уменьшение M_T нивелируется увеличением $M_{рек}$ и $M_{СУ}$) и $\theta_{рек} = 0,6$ на $L_{\Pi} = 500, 1000$ и 1500 км по критерию ΔM_T .

Таблица 8

Параметры сравнения схем 0 и 1

$\theta_{рек}$	$T_{г}^*$	$\pi_{к}^*$	$\Delta M_{СУ}, \%$	$\Delta M_{Т}, \%$	$\Delta M_{СУ+Т+рек}, \%$	Примечания
0	1600	14	0	0	0	Исходная модель (минимизация $C_{Т.км}$)
0,2	1600	14	1,24	-4,19	-0,09	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+рек}$ для 500 км
0,6	1600	14	8,97	-10,40	7,27	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 500 км
0,3	1600	14	2,00	-5,80	-0,72	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+рек}$ для 1000 км
0,6	1600	14	8,97	-9,48	4,88	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 1000 км
0,3	1600	14	2,00	-5,59	-1,30	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+рек}$ для 1500 км
0,6	1600	14	8,97	-9,08	3,14	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 500 км

Сравнение схем 2 и 0. ГСУ параллельной схемы позволяет повысить топливную эффективность теплового двигателя за счет создания так называемого «однорежимного двигателя» с одинаковыми или близкими потребными мощностями на крейсерском режиме и на взлетном. В частности, на рис. 13 представлено изменение массы силовой установки, топлива и ЭУ в зависимости от $\beta_{гиб}$ и $L_{п}$. Увеличение $\beta_{гиб}$ приводит к уменьшению массы топлива, потребной на полетный цикл.

Стоит отметить, что в табл. 9 учтены оптимальные по разности модели для критериев $M_{СУ+Т+ЭУ}$

и $M_{Т}$. Установлено, что для каждой дальности полета оптимальными значениями $\beta_{гиб}$ по суммарной массе и массе топлива являются 0,1 и 0,4 соответственно.

Проведено сравнение потребных мощности ТВаД и ЭМ для схем 0 и 2 от времени полета (рис. 14). Интересно заметить, что из-за особенности использования ЭМ, только на взлете, с увеличением продолжительности полета положительный эффект от внедрения ЭМ уменьшается.

Сравнение схем 3 и 0. Для демонстрации возможностей различных комбинаций ГСУ на основе ТВаДр параллельной схемы приведены графики

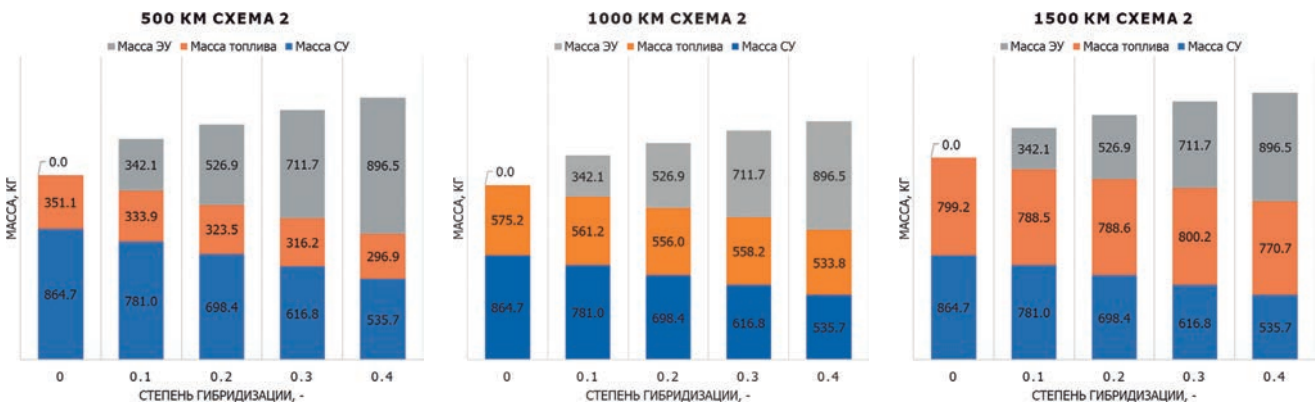


Рис. 13. Зависимость компонентов M_{Σ} от $\beta_{гиб}$ для Схем 0 и 2 при разных $L_{п}$

Таблица 9

Параметры сравнения схем 0 и 2

$\beta_{гиб}$	$T_{г}^*$	$\pi_{к}^*$	$\Delta M_{СУ}, \%$	$\Delta M_{Т}, \%$	$\Delta M_{СУ+Т+рек}, \%$	Примечания
0	1600	14	0	0	0	Исходная модель (минимизация $C_{Т.км}$)
0,1	1600	14	-9,68	-4,88	19,84	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+ЭУ}$ для 500 км
0,4	1600	14	-38,05	-15,43	42,22	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 500 км
0,1	1600	14	-9,68	-2,42	16,98	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+ЭУ}$ для 1000 км
0,4	1600	14	-38,05	-7,19	36,54	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 1000 км
0,1	1600	14	-9,68	-1,34	14,88	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+ЭУ}$ для 1500 км
0,4	1600	14	-38,05	-3,57	32,39	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 500 км

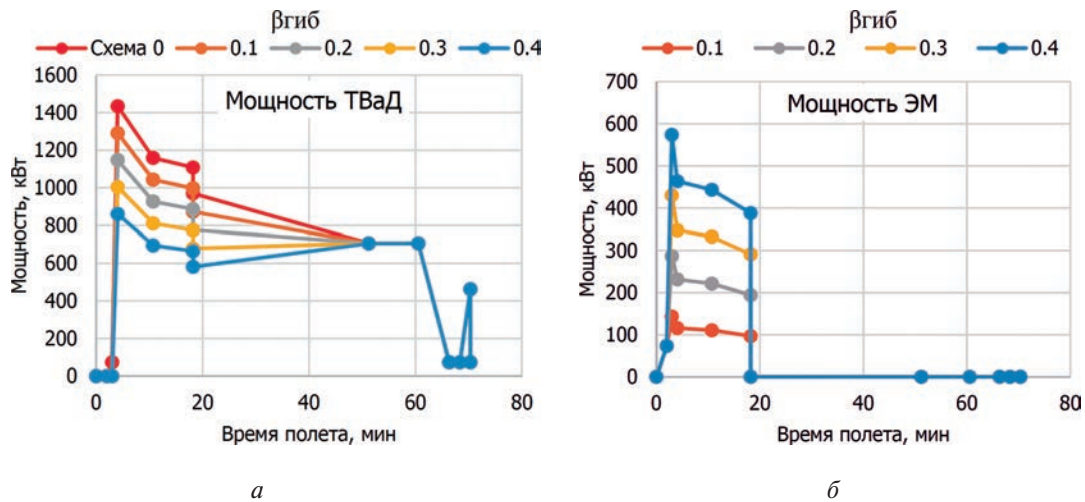


Рис. 14. Зависимость мощности ТВаД (а) и ЭМ (б) от времени полета

(рис. 15), аналогичные показанным ранее. Помимо этого, составлена табл. 10, с параметрами для сравнения схем 3 и 0 по оптимальным моделям.

Анализируя рис. 15 и табл. 10, можно сделать вывод, что по критерию суммарной массы СУ и массы топлива существуют оптимальные значения $\theta_{рек}$ и $\beta_{гиб}$ для различных дальностей полета. При этом значительное увеличение массы ЭУ связано с тем, что энергоемкость современных аккумуляторных батарей незначительна по сравнению с энергоемкостью современных реактивных топлив.

Выводы

В данной работе осуществлена оптимизация схем ТВаД, ТВаДр, ГСУ на ТВаД и ГСУ на ТВаДр на режимах реального полетного цикла ДНС-8–100/200 по критериям суммарной массы и массы топлива. С целью повышения топливной эффективности проведен анализ для выбора оптимальных параметров СУ с различными комбинациями $\theta_{рек}$ и $\beta_{гиб}$ при различных $L_{п.}$ Была составлена обобщающая полученные результаты табл. 11.

Таблица 10

Параметры сравнения схем 0 и 3

$\beta_{гиб}$	$\theta_{рек}$	$T_{г}^*$	$\pi_{к}^*$	$\Delta M_{СУ}, \%$	$\Delta M_{Т}, \%$	$\Delta M_{СУ+Т+рек}, \%$	Примечания
0	0	14	1600	0	0	0	Исходная модель (минимизация $C_{т.км}$)
0,1	0,2	14	1600	-8,59	-8,88	19,69	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+рек}$ для 500 км
0,4	0,7	10	1600	-30,82	-24,81	49,79	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 500 км
0,1	0,3	14	1600	-7,91	-8,25	16,08	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+рек}$ для 1000 км
0,4	0,7	10	1600	-30,82	-17,54	41,08	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 1000 км
0,1	0,3	14	1600	-7,91	-7,09	13,36	Оптимальная модель по $\Delta M_{СУ+Т+рек}$ для 1500 км
0,4	0,7	10	1600	-30,82	-14,34	34,72	Оптимальная модель по $\Delta M_{Т}$ для 500 км

Таблица 11

Параметры сравнения схем 0 и 3

Схема	Дальность					
	Оптимальное значение до 500 км		Оптимальное значение до 1000 км		Оптимальное значение до 1500 км	
	$\Delta M_{сум}, \%$	$\Delta M_{Т}, \%$	$\Delta M_{сум}, \%$	$\Delta M_{Т}, \%$	$\Delta M_{сум}, \%$	$\Delta M_{Т}, \%$
ТВаД (0)	0	0	0	0	0	0
ТВаДр (1)	-0,09	-10,40	-0,72	-9,48	-1,30	-9,08
ГСУ на ТВаД (2)	19,84	-15,43	16,98	-7,19	14,88	-3,57
ГСУ на ТВаДр (3)	19,69	-24,81	16,08	-17,54	13,36	-14,34



Рис. 15. Зависимость компонентов M_{Σ} от $\theta_{рек}$ при различных $\beta_{гиб}$ для схем 0 и 3 при $L_{п}$

При дальности полета до 500 км оптимальной с точки зрения суммарной массы и массы топлива является ГСУ параллельной схемы на основе ТВаДр. При этом масса топлива, необходимая на полет, снижается на 25% в сравнении с исходной моделью.

При необходимости осуществления полетов на дальности до 1000 и 1500 км у ГСУ на основе ТВаДр также минимальное значение массы топлива, однако это в существенной мере нивелируется суммарной массой (то есть массой рекуператора и массой ЭУ).

В то же время при максимальной выбранной дальности полета (1500 км) в схеме ТВаДр достигается выигрыш по суммарной массе относительно гибридной силовой установки на базе ТВаДр, при относительно одинаковой массе топлива. А применение ГСУ на основе ТВаД на дальности более 1000 км не дает существенного положительного эффекта в сравнении с другими схемами.

Таким образом, в ходе поисковых исследований были сформированы рекомендации по выбору схемы двигателя и его параметров в зависимости от дальности полета.

Список источников

1. Aircraft technology roadmap to 2050. - IATA: Geneva, Switzerland, 2019. — 51 p.
2. Aerospace & Defense. 2011 Year in Review and 2012 Forecast. Issue 2, 2012. - PriceWaterHouseCoopers LLP. — 32 p.
3. The Sustainability of UK Aviation: Trends in the Mitigation of Noise and Emissions. - Peter Hind and RDC Aviation Ltd, 2016. — 68 p.
4. Madden P. CAEP Combustion Technology. Review Process and CAEP NOx Goals. Rolls-Royce, 2014.
5. ACARE: Flightpath 2050 – Europe’s Vision for Aviation. Report of the High Level Group on Aviation Research.- Luxembourg, 2011. — 28 p.
6. Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А. Обоснование применимости гибридных силовых установок на летательных аппаратах различного типа и назначения // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 148–157. DOI: 10.34759/vst-2023-2-148-157
7. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я. и др. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий // Авиационные двигатели. 2022. № 1(14). С. 19–32. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19
8. Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Концепция многодисциплинарного формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных летательных аппаратов военного назначения // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 94–110. DOI: 10.34759/vst-2022-3-94-110
9. Wheeler P., Sirimanna T.S., Bozhko S. et al. Electric/hybrid-electric aircraft propulsion systems // Proceedings of the IEEE. 2021. Vol. 109. No. 6, pp. 1115–1127. DOI: 10.1109/JPROC.2021.3073291
10. Friedrich C., Robertson P.A. Design of hybrid-electric propulsion systems for light aircraft // 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16–20 June 2014; Atlanta, GA). DOI: 10.2514/6.2014-3008
11. Habermann A., Kolb M.G., Maas P. et al. Study of a Regional Turboprop Aircraft with Electrically Assisted Turboshaft // Aerospace. 2023. Vol. 10. No. 6: 529. DOI: 10.3390/aerospace10060529
12. Омар Х.Х., Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счет применения рекуператора // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 133–146. DOI: 10.34759/vst-2020-4-133-146
13. Осипов И.В., Ремчуков С.С. Малоразмерный газотурбинный двигатель со свободной турбиной и теплообменником системы регенерации тепла В классе мощности 200 л.с. // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 81–90.
14. Григорьев В.А., Кузьмичев В.С., Зрелов В.А. и др. Мало-размерные авиационные газотурбинные двигатели: Учебное пособие. — 2-е изд., доп. — Самара: Изд-во Самарского университета, 2022. — 452 с.
15. Anfossi J., Al-Zaili J., Samad T.E. et al. Performance Assessment of a Recuperated Turboshaft Engine: A Multifuel Case // ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (13–17 June 2022; Rotterdam, Netherlands). DOI: 10.1115/GT2022-80455
16. Tacconi J., Visser W., MacNeill R. et al. Development of a multi-objective optimization tool for intercooled/recuperated turboprop engines for minimum SFC and engine weight // Joint Propulsion Conference (09–11 July 2018; Cincinnati, Ohio). DOI: 10.2514/6.2018-4656
17. Bombardier Dash 8-100/200, <https://www.airlines-inform.ru/commercial-aircraft/dash-8q200.html>
18. Aircraft Performance Database, <https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?ICAO=DH8D&NameFilter=dash>
19. Омар О.Х.Х. Метод и средства оптимизации параметров рабочего процесса авиационных ГТД с регенерацией тепла: Дис. ... канд. техн. наук. — Самара, 2021. — 147 с.
20. Bertrand P., Spierling T., Lents C.E. Parallel hybrid propulsion system for a regional turboprop: conceptual design and benefits analysis // AIAA Propulsion and Energy Forum (19–22 August 2019; Indianapolis, IN). DOI: 10.2514/6.2019-4466

References

1. *Aircraft technology roadmap to 2050*. IATA, Geneva, Switzerland, 2019, 51 p.
2. Aerospace & Defense. 2011 *Year in Review and 2012 Forecast*. Issue 2, 2012, PriceWaterHouseCoopers LLP, 32 p.
3. *The Sustainability of UK Aviation: Trends in the Mitigation of Noise and Emissions*, Peter Hind and RDC Aviation Ltd, 2016, 68 p.
4. Madden P. CAEP *Combustion Technology*. Review Process and CAEP NOx Goals. Rolls-Royce, 2014.
5. *ACARE: Flightpath 2050 – Europe’s Vision for Aviation*. Report of the High Level Group on Aviation Research. Luxembourg, 2011, 28 p.
6. Bondarenko D.A., Ravikovich Y.A. Hybrid power plants applicability substantiation on various types and purpose aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 148-157. DOI: 10.34759/vst-2023-2-148-157
7. Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Rakhmankulov D.Ya. et al. *Aviatsionnye dvigateli*, 2022, no. 1(14), pp. 19-32. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19
8. Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V. The concept of pluridisciplinary forming of precursory technical appearance of military purpose unmanned aerial vehicles. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 94-110. DOI: 10.34759/vst-2022-3-94-110
9. Wheeler P., Sirimanna T.S., Bozhko S. et al. et al. Electric/hybrid-electric aircraft propulsion systems. *Proceedings of the IEEE*, 2021, vol. 109, no. 6, pp. 1115-1127. DOI: 10.1109/JPROC.2021.3073291
10. Friedrich C., Robertson P.A. Design of hybrid-electric propulsion systems for light aircraft. *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16-20 June 2014; Atlanta, GA)*. DOI: 10.2514/6.2014-3008
11. Habermann A., Kolb M.G., Maas P. et al. Study of a Regional Turboprop Aircraft with Electrically Assisted Turboshift. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 6: 529. DOI: 10.3390/aerospace10060529
12. Omar H.H., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Y. Efficiency improving of aviation bypass turbojet engines through recuperator application. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 133-146. DOI: 10.34759/vst-2020-4-133-146
13. Osipov I.V., Remchukov S.S. Small-size gas turbine engine with free turbine and heat recovery system heat exchanger within the 200 HP power class. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 81-90.
14. Grigor'ev V.A., Kuz'michev V.S., Zrel'ov V.A. et al. *Malorazmernye aviatsionnye gazoturbinnye dvigateli* (Small-sized aviation gas turbine engines), 2nd ed. Samara, Samarskii universitet, 2022, 452 p.
15. Anfossi J., Al-Zaili J., Samad T.E. et al. Performance Assessment of a Recuperated Turboshift Engine: A Multifuel Case, *ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (13-17 June 2022; Rotterdam, Netherlands)*. DOI: 10.1115/GT2022-80455
16. Tacconi J., Visser W., MacNeill R. et al. Development of a multi-objective optimization tool for intercooled/recuperated turboprop engines for minimum SFC and engine weight, *Propulsion Conference (9-11 July 2018; Cincinnati, Ohio)*. DOI: 10.2514/6.2018-4656
17. *Bombardier Dash 8-100/200*, <https://www.airlines-inform.ru/commercial-aircraft/dash-8q200.html>
18. *Aircraft Performance Database*, <https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?ICAO=DH8D&NameFilter=dash>
19. Omar O.H.H. *Metod i sredstva optimizatsii parametrov rabocheho protsessa aviatsionnykh GTD s regeneratsiei tepla* (Method and means of optimizing the parameters of the working process of aviation gas turbine engines with heat recovery), Doctor's thesis, Samara, Samarskii universitet, 2021, 147 p.
20. Bertrand P., Spierling T., Lents C.E. Parallel hybrid propulsion system for a regional turboprop: conceptual design and benefits analysis. *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum (19-22 August 2019; Indianapolis, IN)*. DOI: 10.2514/6.2019-4466

Статья поступила в редакцию 11.09.2023; одобрена после рецензирования 09.10.2023; принята к публикации 16.10.2023.

The article was submitted on 11.09.2023; approved after reviewing on 09.10.2023; accepted for publication on 16.10.2023.