

ОБОСНОВАНИЕ ОБЛИКА МАЛОРАЗМЕРНОГО ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ С РЕГЕНЕРАЦИЕЙ ТЕПЛОТЫ

А.Е. Михайлов
А.Б. Михайлова
В.В. Еременко
М.О. Горюхин
Д.Г. Красноперов

mikhailov.ugatu@gmail.com
alexandra11112007@yandex.ru
vlad.eremenko@yandex.ru
terrorable2@yandex.ru
daniil.k1999@mail.ru

УУНиТ, г. Уфа, Российская Федерация

Аннотация

В связи с возрастающими экономическими и экологическими требованиями все большее внимание разработчики авиационных двигателей уделяют силовым установкам нетрадиционных конструктивно-компоновочных схем. Перспективной схемой является двигатель с регенерацией теплоты, в котором ключевую роль играют легкие компактные теплообменники. Проведена оптимизация параметров авиационного двигателя с регенерацией теплоты для поисково-спасательного беспилотного летательного аппарата по критериям удельных расходов топлива на режиме патрулирования и массы силовой установки и топлива. Регенерация теплоты в рассчитанном двигателе с учетом ограничений по мощности на режиме патрулирования обеспечивает уменьшение на 26 % удельного расхода топлива по сравнению с расходом топлива исходного двигателя. Приведена методика выбора термогазодинамических параметров, по которой выбран облик двигателя, удовлетворяющий заданным требованиям. В целях проверки адекватности заданных параметров теплообменника проанализирован выбор оптимальных параметров двигателя с рекуператором с наименьшей массой силовой установки и минимальным удельным расходом топлива, а также размеров теплопередающей матрицы теплообменника для проектируемого двигателя, удовлетворяющих массогабаритным ограничениям и ограничениям по гидравлическим потерям

Ключевые слова

Малоразмерный газотурбинный двигатель, регенерация теплоты, рекуператор, пластинчатый теплообменник

Поступила 18.09.2023

Принята 20.12.2023

© Автор(ы), 2024

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки России в рамках государственного задания «Разработка критических технологий создания силовых установок для малой и региональной авиации, а также беспилотных авиационных систем» (№ FEUE-2023-0007)

Введение. В настоящее время совершенствование двигателей за счет экстенсивного роста термогазодинамических параметров практически исчерпало свои возможности. Дальнейшее улучшение газотурбинного двигателя (ГТД) таким путем оказывается нецелесообразным как с экономической стороны, так и с технической. В то же время наряду с достижением предела совершенства двигателя со стороны регуляторов предъявляются значительные требования по эмиссии загрязняющих веществ.

В силу этих и многих других факторов разработчики авиационных двигателей все большее внимание уделяют силовым установкам нетрадиционных конструктивно-компоновочных схем, например перспективному двигателю с регенерацией теплоты и легкими компактными теплообменниками [1–3]. В таком двигателе воздух после компрессора дополнительно подогревается за счет выхлопных газов за турбиной. Таким образом, часть энергии выхлопных газов возвращается в цикл, вследствие чего снижается количество дополнительной энергии, требуемой для поддержания рабочего режима двигателя, и, соответственно, уменьшается расход топлива. При умеренной степени регенерации можно на 30 % уменьшить расход топлива при сохранении параметров крейсерского режима работы двигателя. От выбранного значения степени регенерации зависят площадь теплопередающей поверхности и масса теплообменника.

В турбовальном двигателе (ТВаД) с регенерацией теплота выходящих из свободной турбины газов используется для подогрева в теплообменнике воздуха на выходе из компрессора перед камерой сгорания. Снижение температуры выходящих газов в результате их охлаждения в теплообменнике не влияет на мощность двигателя и сказывается только на уменьшении тяги двигателя. Поэтому в ТВаД, в котором располагаемая энергия газов максимально используется для получения мощности на валу и сила тяги имеет небольшое значение, применение регенерации обеспечивает наибольшую топливную экономичность по сравнению с авиационными двигателями других типов.

В частности, в [4] разработана аналитическая модель ТВаД с рекуператором, в котором удельный расход топлива уменьшен на 20...30 % по сравнению с расходом топлива традиционного ТВаД при идентичной мощности. Кроме того, показано, что выбор определенной степени регенерации рекуператора зависит от продолжительности полета летательного аппарата (ЛА). Например, рекуператоры с высокой степенью регенерации теплоты нецелесообразны для полетных циклов малой продолжительности, поскольку из-за их избыточной массы уменьшается грузоподъемность ЛА.

Интерес к ГТД с рекуператором является мировой тенденцией [5, 6]. Так, в [7] приведены результаты оценки эффективности ТВаД для вертолета с рекуперацией теплоты с неоребранным пластинчатым теплообменником со степенью регенерации 0,8–0,9. Характеристики некоторых типов теплообменников для применения в авиационных ГТД и возможные конструктивные решения для рекуператоров обобщены в [8]. Детальный анализ оценки экономии топлива и экологических показателей ТВаД с рекуператором при различных траекториях и дальностях полета ЛА приведен в [9, 10]. Исследование нестационарности процесса ламинарного течения газа в канале ленточно-щелевой матрицы вращающегося теплообменного аппарата на его тепловые характеристики выполнено в [11]. Существующие схемы рекуператоров, изготовленных с помощью аддитивного производства, проанализированы в [12]. Параметрическое исследование по выбору термогазодинамических параметров малоразмерного ГТД мощностью в десятки киловатт с рекуперацией теплоты проведено в [13].

Применение регенерации теплоты действительно является перспективным направлением в авиадвигателестроении. В настоящей работе проведены поисковые исследования по формированию архитектуры ТВаД с регенерацией теплоты, удовлетворяющей заданным требованиям, а также предварительно выполнен расчет рекуператора.

Поисковые исследования по формированию ТВаД с рекуператором. *Цель настоящей работы* — исследование и оптимизация архитектуры ТВаД с рекуператором для поисково-спасательного беспилотного ЛА (БПЛА) [14, 15]. Прототипом ЛА в исследовании принимается БПЛА на базе MQ-9 Reaper.

В схемах ГТД с регенерацией теплоты выхлопных газов воздух из компрессора двигателя поступает в теплообменник, а затем подогретый воздух поступает в камеру сгорания, что позволяет уменьшить расход топлива.

При создании ГТД с регенерацией теплоты следует учитывать не только повышение топливной эффективности, но и ухудшение массовых характеристик силовой установки (СУ), так как на ее эффективность в целом оба этих фактора влияют противоположно. С ростом степени регенерации теплообменника $\theta_{то}$, т. е. отношения количества теплоты, переданного воздуху, к тому количеству теплоты, которое могло бы быть передано воздуху при охлаждении газов до температуры, равной температуре на выходе из компрессора, удельный расход топлива $C_{уд}$ двигателей с регенерацией теплоты уменьшается, но при этом увеличивается масса теплообменника

$M_{то}$. В связи с этим при оценке эффективности двигателя в системе ЛА одновременно учитывается уменьшение расхода топлива и увеличение массы СУ $M_{СУ}$ по такому критерию, как суммарная масса СУ и топлива, включающему в себя массу двигателя с теплообменником и массу топлива, необходимого для полета на заданную дальность [16]. Для этого при выборе параметров рабочего процесса двигателя с теплообменником нужно одновременно оптимизировать параметры рабочего процесса: степень повышения давления π_k , температуру газов за камерой сгорания T_g^* и степень регенерации теплоты $\theta_{то}$.

Для дальнейшего исследования повышения эффективности ГТД за счет регенерации теплоты в качестве базового двигателя выбран исходный ТВаД, основные параметры которого определены в результате термогазодинамического расчета и приведены ниже.

Параметры исходной модели ТВаД (на режиме патрулирования)

Расход воздуха, кг/с	2,57
Мощность в режиме патрулирования, кВт	443,7
Степень повышения давления	8,79
Температура газов за камерой сгорания, К	1136
Удельный расход топлива, кг/(кВт · ч)	0,3118
Изоэнтروпический КПД компрессора	0,86
Изоэнтروпический КПД турбокомпрессора	0,856

Параметрический анализ проектируемого двигателя, проводимый для режима патрулирования (наиболее длительном), заключался в варьировании параметра $\theta_{то}$ от 0,5 до 0,8 (рекомендуемые значения для пластинчатых теплообменников, пригодных для применения в авиационных ГТД), параметров π_k от 7 до 10 (так как предполагалось, что на двигателе будет установлен одноступенчатый центробежный компрессор) и T_g^* от 1100 до 1250 К. В качестве функции цели выбрана мощность на режиме патрулирования 443,4 кВт и удельный расход топлива не более 0,235 кг/(кВт · ч).

При $T_g^* > 1250$ К для обеспечения надежной работы турбины необходимо применять охлаждаемые лопатки. Необходимое количество охлаждающего воздуха зависит от температуры газа и способа охлаждения [16].

Методика термогазодинамических расчетов по выбору параметров $\theta_{то}$, π_k и T_g^* заключается в следующем:

– для исходной модели ТВаД в систему моделирования включается рекуператор, для которого заданы такие параметры, как степень регене-

рации $\theta_{\text{то}}$, потери давления в газовой и воздушной полостях $\Delta p_{\text{г}}/p_{\text{г1}}$ и $\Delta p_{\text{в}}/p_{\text{в1}}$; по рекомендациям из литературы для всех моделей двигателей принимаются суммарные относительные потери давления $\Sigma = 0,5$, распределение давлений $\Delta p_{\text{г}}/p_{\text{г1}} = 0,67\Sigma = 0,033$, $\Delta p_{\text{в}}/p_{\text{в1}} = 0,33\Sigma = 0,017$;

- параметры двигателей $\pi_{\text{к}}$, $T_{\text{г}}^*$ задаются из приведенных ранее рекомендуемых диапазонов (при разных $T_{\text{г макс}}^*$ задают отборы на охлаждение) расходов воздуха для получения необходимой мощности на режиме патрулирования;

- по полученным результатам фиксируются удельные расходы топлива для дальнейшего анализа и определения оптимальной точки;

- задаются программы управления для перехода на максимальный режим;

- массы двигателей рассчитываются по математическим моделям [16, 17]:

$$M_{\text{дв}} = B(G_{\text{в}})^{m_1} \left[(\pi_{\text{к}})^{0,286} - 1 \right]^{m_2} k_{T_{\text{г}}^*} k_{\text{с}} k_{\text{рес}},$$

где $k_{T_{\text{г}}^*} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{\text{г макс}}^* - 1200)$ — коэффициент, учитывающий увеличение массы двигателя за счет системы охлаждения турбины; $k_{\text{с}}$ — коэффициент совершенствования массы ГТД по годам; $k_{\text{рес}}$ — коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от назначенного ресурса. Значения остальных коэффициентов приведены в табл. 1, где коэффициент B определен исходя из статистических данных [16];

- массы теплообменника рассчитываются по зависимостям, полученным в результате исследований, проведенных расчетов компактных теплообменников для разных степеней регенерации и скорости течения в теплообменнике:

$$\gamma_{\text{то}} = \left(\frac{4,25}{c_{\text{г}}} + 0,025 \right) e^{6,8\theta_{\text{то}}}, \quad M_{\text{то}} = G_{\text{в}} \gamma_{\text{то}};$$

- массы топлива определяются при длительности полета 20 ч;

- рассчитываются массы СУ и топлива.

Схема выбора параметров двигателя, согласно методике термогазодинамических расчетов, приведена на рис. 1.

Для определения оптимальной модели ТВaД с теплообменником с наименьшей массой СУ и минимальным удельным расходом топлива построен график зависимости удельного расхода топлива от массы СУ для разных степеней регенерации (рис. 2).

Таблица 1

Значения коэффициентов [16]

Тип ГТД	B	m_1	m_2
С редуктором	51,4	$0,0519 G_B + 0,8464$	$0,0078 \pi_K + 0,3807$
Без редуктора	39,53	$0,0149 G_B + 0,7999$	$0,001 \pi_K + 0,9846$

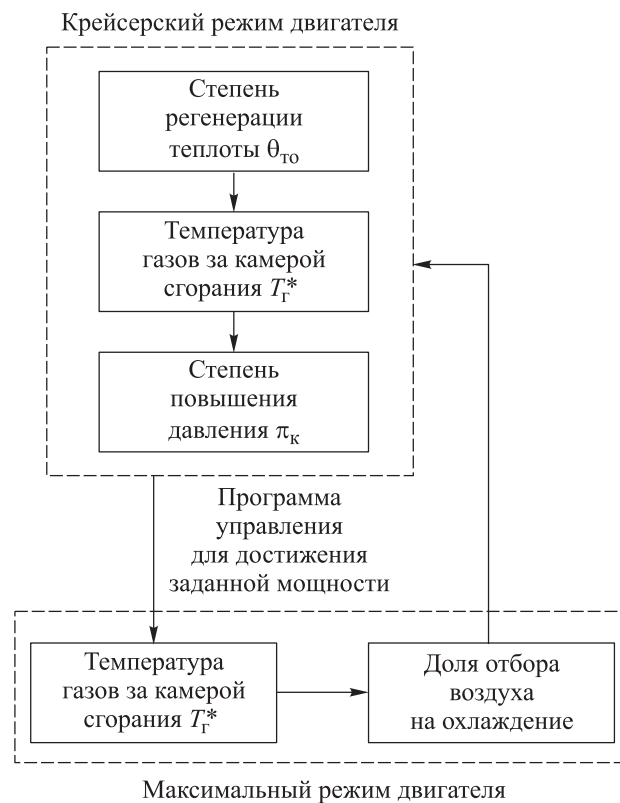


Рис. 1. Схема выбора параметров двигателя, согласно методике термогазодинамических расчетов

Ограничение по массам СУ и топлива (масса не должны превышать массу базового двигателя, которая рассчитана по тем же формулам) и удельному расходу топлива составляет $0,235 \text{ кг}/(\text{кВт} \cdot \text{ч})$ (красная прямая на рис. 2). Таким образом, в ограниченный диапазон входят точки, соответствующие следующим значениям параметров: для $\theta_{TO} = 0,75$ $T_{\Gamma}^* = 1250$, $\pi_K = 8, 9$; для $\theta_{TO} = 0,8$ $T_{\Gamma}^* = 1250$, $\pi_K = 7, 8, 9$; для $\theta_{TO} = 0,8$ $T_{\Gamma}^* = 1050$, $\pi_K = 7$. Как отмечено ранее, чем выше степень регенерации, тем больше масса теплообменника, поэтому оптимальной степенью регенерации из выбранного диапазона является $\theta_{TO} = 0,75$.

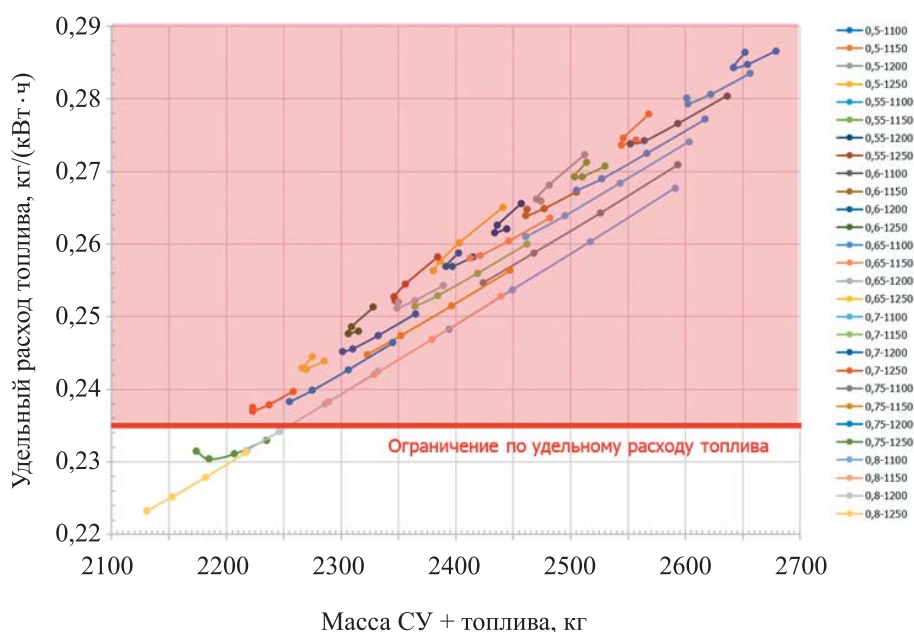


Рис. 2. Зависимость удельного расхода топлива на режиме патрулирования от массы СУ и топлива

График зависимости удельного расхода топлива от массы СУ и топлива при $\theta_{то} = 0,75$ приведен на рис. 3. Наименьший удельный расход обеспечивается при экстремуме степени повышения давления $\pi_k = 7$.

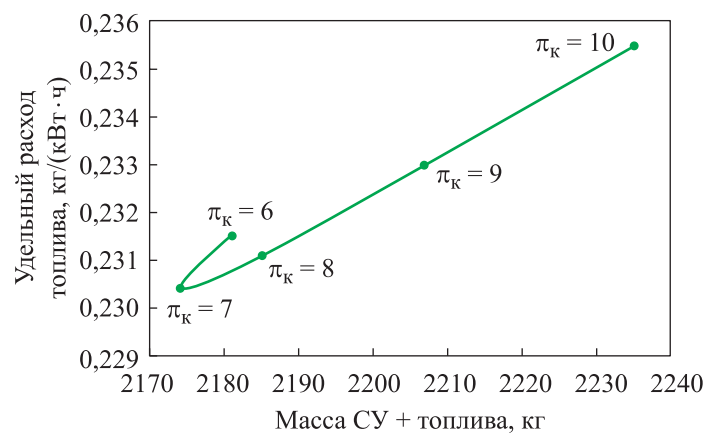


Рис. 3. Зависимость удельного расхода топлива от массы СУ и топлива при $\theta_{то} = 0,75$ и $T_r^* = 1250$ К, $\pi_k = 6, 7, 8, 9, 10$

Диаграмма зависимости массы СУ двигателя от степеней регенерации теплоты при $T_r^* = 1250$ К и $\pi_k = 7$ приведена на рис. 4. Масса двигателя-прототипа и проектируемого двигателя с рекуператором

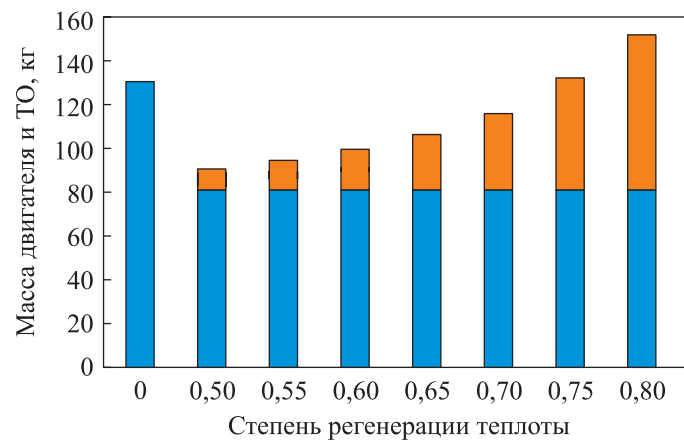


Рис. 4. Диаграмма зависимости массы СУ двигателя от степени регенерации теплоты (■ — $M_{\text{то}}$; ■ — $M_{\text{дв}}$)

со степенью регенерации 0,75 находятся на одном уровне, что доказывает правильность выбора степени регенерации.

Таким образом, в результате термогазодинамического расчета на режиме патрулирования и параметрического анализа получена оптимальная модель двигателя с рекуператором, удовлетворяющая заданным требованиям. Параметры полученной модели двигателя будут использованы для дальнейшего проектирования компактного теплообменника.

Расчет компактного теплообменника и компоновка ТВаД с рекуператором. Существует два типа теплообменников авиационных ГТД. Первый тип — трубчатые рекуператоры (рис. 5), применение которых обес-

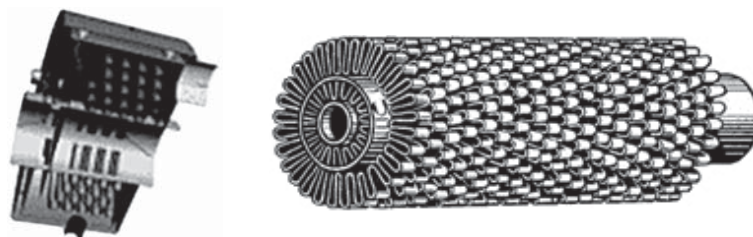


Рис. 5. Принципиальная схема трубчатого рекуператора со спиральными трубами воздушного тракта и двусторонним оребрением [5]

новано в стационарных ГТУ с высокими степенями повышения давления в компрессоре. Недостатком таких рекуператоров являются большие габаритные размеры и масса, а преимуществом — высокая надежность и отработанность их конструкций [5].

Второй тип — пластинчатые рекуператоры, применение которых обосновано в случае жестких ограничений по массе и габаритным размерам для СУ в целом. Пластинчатые теплообменники имеют высокие эффективность и коэффициент компактности, небольшие массу и габаритные размеры, гораздо большую поверхность нагрева и разные конструктивные решения. При этом главными недостатками данных теплообменников являются низкая надежность, трудность обеспечения герметичности и сложность изготовления.

Наиболее эффективной схемой теплообмена является противоточная схема, в которой газ и воздух движутся навстречу друг другу, однако в рекуперативных теплообменниках реализовать эту схему в чистом виде практически невозможно. Анализируя запатентованные конструкции пластинчатых рекуператоров [18–21], можно сделать вывод, что основной схемой организации течения теплоносителей является схема перекрестного тока. Наибольшей простотой отличается одноходовая перекрестно-поточная схема. При увеличении числа секций и сохранении общего противоточного направления движения теплоносителей эффективность перекрестно-поточных схем увеличивается и при числах ходов, стремящихся к бесконечности, приближается к эффективности противоточной схемы.

Пластинчатые рекуператоры можно классифицировать по поверхности пластин, т. е. гладкие поверхности, оребренные поверхности, с прерывистым оребрением и смещением, поверхность Френкеля и др. Трубчатые рекуператоры — по форме поперечного сечения, т. е. круглое, эллиптическое, профилированное, витые трубки [22]. Таким образом, на проектируемом двигателе предполагается использовать пластинчатый рекуператор.

Для расчета теплопередачи и гидравлического сопротивления в теплообменнике необходимо располагать геометрическими характеристиками поверхности теплообменника и зависимостями, которые позволяли бы определить площадь поверхности теплообменника, проходное сечение и эквивалентный диаметр каналов по размерам отдельных элементов, составляющих поверхность теплообменника. Как указывалось ранее, основной схемой организации течения теплоносителей является перекрестно-поточная, поэтому и для дальнейших расчетов выбрана эта схема, матрица рекуперативного перекрестно-поточного теплообменника приведена на рис. 6. Размеры матрицы ограничены размерами поверхности теплообменника (без учета увеличения габаритных размеров, связанных с установкой уплотняющих пластин, фланцев, переходных патрубков и других элементов, не участвующих непосредственно в теплопередаче).

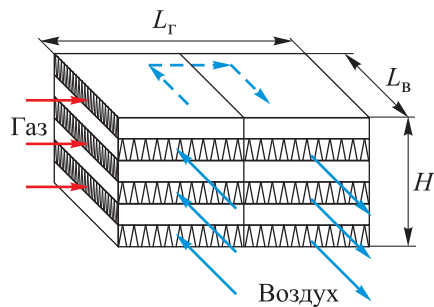


Рис. 6. Матрица рекуперативного перекрестно-поточного теплообменника с геометрическими параметрами L_{Γ} , $L_{\text{В}}$, H

Проведены расчеты пластинчатого теплообменника при разных скоростях течения горячего теплоносителя и различных соотношениях размеров теплопередающей матрицы, от выбора которых зависят форма теплообменника и его массогабаритные показатели. Цель расчетов — определение оптимальных размеров теплообменника, удовлетворяющих массогабаритным требованиям. При расчетах предварительно выбраны эквивалентные диаметры и их отношения. Это оправдано ввиду влияния гидравлического диаметра на такие важные показатели, как компактность набивки, склонность к загрязнению каналов, технологичность конструкции.

Массогабаритные показатели теплообменника в значительной мере зависят от характеристик поверхностей теплообмена, поэтому важен выбор типа поверхности для газовой и воздушной полостей. Для компактных теплообменников рекомендуется использовать пластинчатые поверхности, потому что использование трубчатых поверхностей нагрева связано с технологическими трудностями.

В последующих расчетах газовой и воздушной полостей принята поверхность теплообмена ПЛР-3 (короткие пластинчатые ребра). По своей конструкции такая поверхность аналогична пластинчато-ребристым поверхностям с гладкими стенками, которые состоят из чередующихся гладких и гофрированных пластин, последние гофра припаяны к гладким пластинам и выполняют функцию оребрения. Отличие заключается в том, что ребра имеют небольшую протяженность в направлении движения потока. Интенсификация теплоотдачи достигается за счет периодического обновления пограничного слоя на коротких ребрах. Сравнение характеристик этих поверхностей показало, что уменьшение непрерывной длины ребра приводит к увеличению теплоотдачи в 1,5–1,7 раза.

Задача заключается в расчете теплообменника на заданное значение степени регенерации $\theta_{\text{то}} = 0,75$ с оптимизацией размеров для получения минимального объема теплопередающей матрицы. Детальный алгоритм

расчета массы и гидравлических потерь компактного теплообменника взят из [23].

Исходные данные:

– степень регенерации $\theta_{\text{то}} = 0,75$, суммарные относительные потери давления $\Sigma = 0,05$;

– схема теплообменника — перекрестный ток;

– поверхность теплообмена ПЛР-3 (для газовой и воздушной полостей);

– эквивалентные диаметры каналов варьируются как $d_{\text{г}} = 0,7 \dots 6$ мм, $d_{\text{в}} = 0,23 \dots 2$ мм при различных отношениях $d_{\text{г}}/d_{\text{в}}$;

– геометрические размеры ребристых пластин $\delta_{\text{пл}} = \delta_{\text{р.г}} = \delta_{\text{р.в}} = 0,1$ мм из стали 1Х18Н10Т, толщина припоя $\delta_{\text{пр}} = 0,22$ мм;

– теплофизические параметры $G_{\text{г}} = 2,894$ кг/с, $G_{\text{в}} = 2,692$ кг/с, $T_{\text{г1}} = 989,3$ К, $T_{\text{в1}} = 571,8$ К, $p_{\text{г1}} = 108\,204$ Па, $p_{\text{в1}} = 807\,915$ Па (из термогазодинамического расчета).

Согласно данным [5], для выбранной поверхности параметры $\Pi'/t' = 1,66$ и $\Delta/t' = 0,08$. Высоты газовых и воздушных каналов определяются по формулам

$$h_{\text{г}} = 0,5d_{\text{г}} \left(1 + \frac{\Pi'_{\text{г}}}{t'_{\text{г}}} - \frac{\Delta_{\text{г}}}{t'_{\text{г}}} \right) + \delta_{\text{р.г}} \frac{\Pi'_{\text{г}}}{t'_{\text{г}}};$$

$$h_{\text{в}} = 0,5d_{\text{в}} \left(1 + \frac{\Pi'_{\text{в}}}{t'_{\text{в}}} - \frac{\Delta_{\text{в}}}{t'_{\text{в}}} \right) + \delta_{\text{р.в}} \frac{\Pi'_{\text{в}}}{t'_{\text{в}}}.$$

Поскольку распределение потерь давления между газовой и воздушной полостями заранее неизвестно, то в первом приближении принимается $\Delta p_{\text{г}}/p_{\text{г1}} \approx 0,67\Sigma = 0,033$ и $\Delta p_{\text{в}}/p_{\text{в1}} \approx 0,33\Sigma = 0,017$.

Средние значения температур и давлений теплоносителей в каналах теплопередающей матрицы теплообменника следующие:

$$T_{\text{г2}} = T_{\text{г1}} - (T_{\text{г1}} - T_{\text{в1}})\theta_{\text{то}} = 676 \text{ К}, \quad T_{\text{г.ср}} = 0,5(T_{\text{г1}} + T_{\text{г2}}) = 832,7 \text{ К};$$

$$T_{\text{в2}} = T_{\text{в1}} + (T_{\text{г1}} - T_{\text{в1}})\theta_{\text{то}} = 884,9 \text{ К}, \quad T_{\text{в.ср}} = 0,5(T_{\text{в1}} + T_{\text{в2}}) = 728,4 \text{ К};$$

$$p_{\text{г.ср}} = p_{\text{г1}} \left(1 - 0,5 \frac{\Delta p_{\text{г}}}{p_{\text{г1}}} \right) = 106\,394 \text{ Па}, \quad p_{\text{в.ср}} = p_{\text{в1}} \left(1 - 0,5 \frac{\Delta p_{\text{в}}}{p_{\text{в1}}} \right) = 801\,249 \text{ Па}.$$

В расчетах теплообменников варьируемыми параметрами являются те, которые приведены на рис. 7. При разных числах ходов $z = 2, 4, 6, 8$ расчеты повторялись для различных скоростей газа $w_{\text{г}} = 20, 30, 40, 60$ м/с

соответственно (так как рекомендуемым диапазоном скоростей для горячего теплоносителя является 10...60 м/с). При разных скоростях течения газа рассматривались различные отношения гидравлических диаметров $d_T/d_B = 2, 3$, при разных отношениях диаметров — различные отношения длин воздушных и газовых каналов $L_B/L_T = 0,3, 0,5, 0,75, 1$ и при разных отношениях длин — различные гидравлические диаметры газовой полости $d_T = 0,7, 1, 2, 3, 4, 5, 6$.

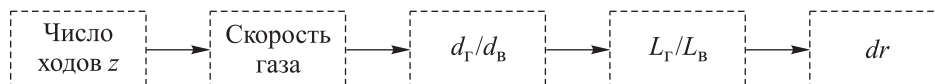


Рис. 7. Варьируемые параметры в расчетах теплообменников

По результатам расчетов выявлены зависимости основных геометрических размеров и гидравлических потерь от варьируемых параметров теплообменника: чем больше число ходов, тем меньше L_B , L_T , но больше H (рис. 8, а) и гидравлические потери; чем больше скорость газа, тем больше L_B , L_T и потери, но значительно меньше H (рис. 8, б); чем больше отношение гидравлических диаметров, тем меньше L_B , L_T и потери, но H больше (рис. 8, в); чем больше отношение длин теплопередающей матрицы теплообменника, тем меньше L_T , H , но больше потери и значительно больше L_B (рис. 8, г); чем больше гидравлический диаметр газовых каналов, тем больше L_B , L_T и меньше H и потери (рис. 8, д). Следовательно, для определения требуемых размеров теплопередающей матрицы теплообменника задают ограничения по габаритным размерам: $L_B = 200...300$ мм, $H < 800...1000$ мм, исходя из размеров проточной части двигателя за свободной турбиной и из возможности размещения теплообменника. Компоновка теплообменника на двигателе принята, как и у зарубежных аналогов, рассмотренных ранее, — теплообменник расположен за свободной турбиной.

На основании этих зависимостей выбраны размеры теплопередающей матрицы с учетом имеющихся ограничений массогабаритных и по гидравлическим потерям (табл. 2). Таким образом, в результате анализа графиков получены значения параметров теплообменников, наиболее удовлетворяющие заданным требованиям.

Можно сделать вывод, что двухходовой теплообменник с размерами теплопередающей матрицы $L_T = 0,545$ м, $L_B = 0,284$ м, $H = 0,815$ м при $z = 2$, $w_T = 40$ м/с, $d_T/d_B = 3$ (рис. 9) удовлетворяет требованиям по габаритным размерам и потерям, имеет минимальную массу среди рассматри-

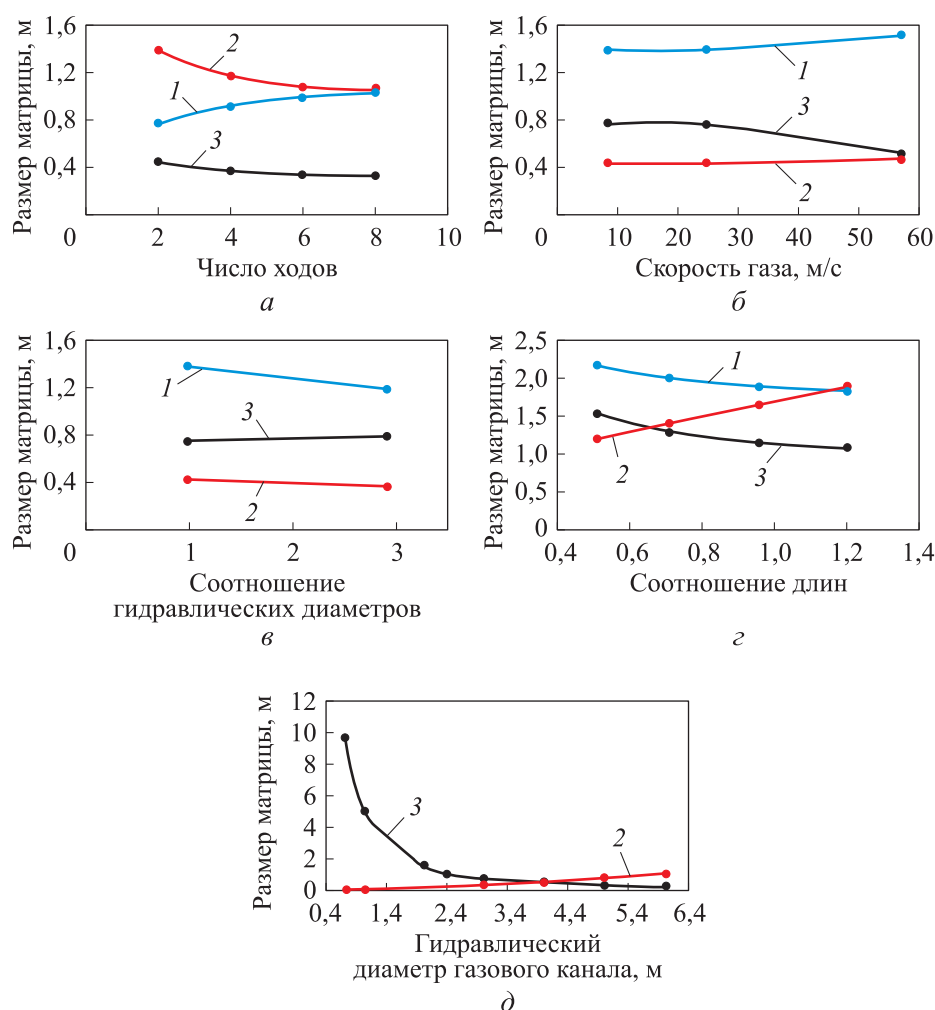


Рис. 8. Зависимости размеров теплопередающей матрицы теплообменника от числа ходов при $w_{\Gamma} = 30$ м/с, $d_{\Gamma}/d_{\text{в}} = 2$, $L_{\text{в}}/L_{\Gamma} = 0,3$, $d_{\Gamma} = 6$ (а); скорости газа при $z = 2$, $d_{\Gamma}/d_{\text{в}} = 2$, $L_{\text{в}}/L_{\Gamma} = 0,3$, $d_{\Gamma} = 6$ (б); значений отношений гидравлических диаметров при $z = 2$, $w_{\Gamma} = 30$ м/с, $L_{\text{в}}/L_{\Gamma} = 0,3$, $d_{\Gamma} = 6$ (в); длин при $z = 2$, $w_{\Gamma} = 30$ м/с, $d_{\Gamma}/d_{\text{в}} = 2$, $d_{\Gamma} = 6$ (г); гидравлических диаметров при $z = 2$, $w_{\Gamma} = 30$ м/с, $d_{\Gamma}/d_{\text{в}} = 2$, $L_{\text{в}}/L_{\Gamma} = 1$ (д) (кривые 1–3 — L_{Γ} , $L_{\text{в}}$, H соответственно)

ваемых теплообменников, а также его коэффициент теплопередачи больше коэффициентов теплопередачи большинства рассматриваемых теплообменников, а чем больше коэффициент теплопередачи, тем выше эффективность теплообмена.

Таблица 2

Значения параметров теплообменников, полученные в результате расчетов

Параметр	Вариант исполнения									
z	2	2	2	2	2	2	4	4	4	6
d_{Γ} , мм	3	4	3,5	4	4,5	5	4,5	5	5	5
$d_{\text{В}}$, мм	1	2	1,17	1,33	1,5	1,67	2,25	2,5	1,67	2,5
$d_{\Gamma}/d_{\text{В}}$	3	2	3	3	3	3	2	2	3	2
w_{Γ} , м/с	30	40	40	40	40	40	40	40	40	40
$L_{\text{В}}/L_{\Gamma}$	0,75	0,3	0,5	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
L_{Γ} , м	0,375	0,849	0,545	0,728	0,861	1,001	0,843	0,981	0,878	0,906
$L_{\text{В}}$, м	0,293	0,265	0,284	0,227	0,269	0,313	0,263	0,306	0,274	0,283
Σ	0,049	0,050	0,055	0,047	0,046	0,045	0,048	0,047	0,058	0,056
H , м	1,070	0,961	0,815	1,005	0,842	0,719	0,960	0,820	0,820	0,887
k_{Γ} , Вт/(м ² · К)	104	69,8	95	81	77,5	74	79	75	84	81
Масса, кг	94	119	87	102	108	113	105	110	99	102

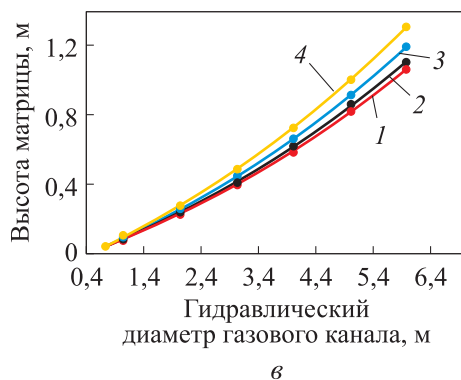
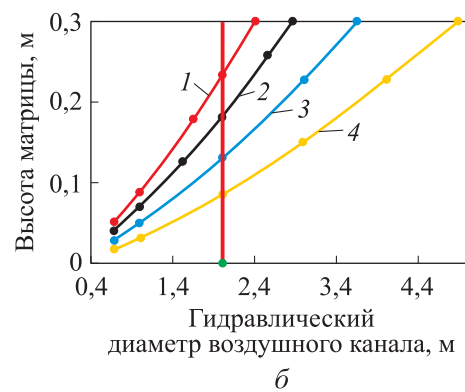
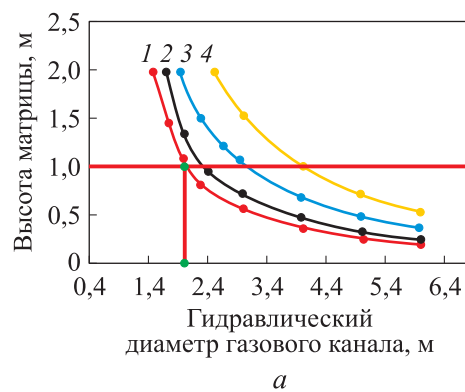


Рис. 9. Зависимости размеров матрицы от гидравлических диаметров газового (а, в) и воздушного (б) каналов при $z = 2$, $w_{\Gamma} = 40$ м/с, $d_{\Gamma}/d_{\text{В}} = 3$; кривые 1–4 — $L_{\text{В}}/L_{\Gamma} = 1, 0,75, 0,5, 0,3$ соответственно

Заключение. Проведены исследования по выбору оптимальных параметров ТВаД с регенерацией теплоты по критериям удельного расхода топлива на режиме патрулирования и массы СУ и топлива. Регенерация теплоты в рассчитанном двигателе с учетом ограничений по мощности на режиме патрулирования обеспечивает снижение на 26 % удельного расхода топлива по сравнению с исходным двигателем. В результате анализа выявлено, что повышение степени регенерации $\theta_{то}$ и температуры газов за камерой сгорания $T_{г}^*$ приводит к уменьшению удельного расхода топлива и массы СУ и топлива. Однако при каждом значении $\theta_{то}$ и $T_{г}^*$ существует оптимальное значение степени повышения давления π_k , обеспечивающее минимальный удельный расход топлива.

В целях проверки адекватности заданных параметров теплообменника проведен анализ по выбору оптимальных параметров двигателя с рекуператором с наименьшей массой СУ и минимальным удельным расходом топлива и анализ по выбору размеров теплопередающей матрицы теплообменника для проектируемого двигателя, удовлетворяющий массогабаритным ограничениям и ограничениям по гидравлическим потерям. Выбранные параметры теплообменника: длины воздушного L_v и газового L_g каналов, эквивалентные гидравлические диаметры d_g/d_v , числа ходов z и скорости газа w_g — обеспечивают минимальную массу (97 кг) и высокое значение коэффициента теплопередачи, что показывает эффективность теплообмена.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Омар Х.Х., Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счет применения рекуператора. *Вестник МАИ*, 2020, т. 27, № 4, с. 133–146. DOI: <https://doi.org/10.34759/vst-2020-4-133-146>
- [2] Осипов И.В., Ремчуков С.С. Малоразмерный газотурбинный двигатель со свободной турбиной и теплообменником системы регенерации тепла в классе мощности 200 л.с. *Вестник МАИ*, 2019, т. 26, № 2, с. 81–90. EDN: BUPKSF
- [3] 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 Conf.*, 2018, art. 4656. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2018-4656>
- [4] Anfossi J., Al-Zaili J., Samad T.E., et al. Performance assessment of a recuperated turboshaft engine: a multifuel case. *ASME Turbo Expo*, 2022, vol. 86014, paper no. GT2022-80455, V004T06A007. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2022-80455>
- [5] Тихонов А.М. Регенерация тепла в авиационных ГТД. М., Машиностроение, 1977.

- [6] Zhang C., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. *Appl. Therm. Eng.*, 2019, vol. 154, pp. 548–561.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119>
- [7] Zhang C., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions. *Aerosp. Sc. Technol.*, 2019, vol. 88, no. 3, pp. 84–94. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.03.008>
- [8] Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., et al. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines. *Heat Mass Transfer*, 2009, vol. 46, no. 2, pp. 175–186.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s00231-009-0560-3>
- [9] Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., et al. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft. *ASME Turbo Expo*, 2013, paper no. GT2013-94971, V002T01A015.
DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2013-94971>
- [10] Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. и др. Математическая модель расчета массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2019, т. 18, № 3, с. 67–80.
DOI: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80>
- [11] Костюков А.В., Косач Л.А., Мерзликин В.Г. Влияние нестационарности течения теплоносителя в канале матрицы вращающегося теплообменного аппарата на его тепловые параметры при ламинарном течении. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 7, с. 77–83.
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-7-77-83>
- [12] Sheykhpour H., Darabkhani H.G., Awan A.W. Improving efficiency of micro gas turbine systems by integration of combustor and recuperator using additive manufacturing techniques. *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, 2023, vol. 127, no. 1-2, pp. 23–44.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s00170-023-11396-z>
- [13] Чу В., Рассохин В.А., Барсков В.В. и др. Использование высокоэффективных биметаллических рекуператоров малогабаритных газотурбинных установок мощностью до 100 кВт. *Известия МГТУ МАМИ*, 2023, т. 17, № 1, pp. 5–16.
DOI: <https://doi.org/10.17816/2074-0530-106091>
- [14] Jansen R., Bowman C., Jankovsky A., et al. Overview of NASA electrified aircraft propulsion (EAP) research for large subsonic transports. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2017, art. 4701. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2017-4701>
- [15] Beňo V., Adamčík Jr.F. Unmanned combat air vehicle: MQ-9 Reaper. *Scientific Research & Education in the Air Force-AFASES*, 2014, vol. 1.
- [16] Григорьев В.А., Пономарёв Б.А. Вертолетные газотурбинные двигатели. М., Машиностроение, 2007.
- [17] Омар Х.Х. Метод и средства оптимизации параметров рабочего процесса авиационных ГТД с регенерацией тепла. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, Самарский университет, 2021.

- [18] Исаев С.А., Леонтьев А.И., Гортышов Ю.Ф. и др. Теплообменная поверхность. Патент РФ 2768667. Заявл. 31.05.2021, опубл. 24.03.2022.
- [19] Eleftheriou A., Menheere D., Alecu D. Swirl reducing gas turbine engine recuperator. Патент US 20120216544. Заявл. 28.02.2011, опубл. 19.09.2017
- [20] Eleftheriou A., Menheere D., Alecu D. Gas turbine engine recuperator with floating connection. Патент US 10550767. Заявл. 21.06.2016, опубл. 04.02.2020.
- [21] Michael J.V. Recuperated gas turbine engine. Патент US 10233838. Заявл. 09.09.2015, опубл. 19.03.2019.
- [22] Ардагов К.В., Нестеренко В.Г., Равикович Ю.А. Классификация высокоэффективных рекуператоров газотурбинных двигателей. *Труды МАИ*, 2013, № 71.
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=46706&ysclid=m1s0ntnw3g905386477>
- [23] Kays W.M., London A.L. Compact heat exchangers. New York, McGraw-Hill Comp., 1984.

Михайлов Алексей Евгеньевич — канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела авиационных силовых установок ПИШ «Моторы Будущего» УУНиТ (Российская Федерация, 450008, г. Уфа, ул. Карла Маркса, д. 12).

Михайлова Александра Борисовна — канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела авиационных силовых установок ПИШ «Моторы Будущего» УУНиТ (Российская Федерация, 450008, г. Уфа, ул. Карла Маркса, д. 12).

Еременко Владислав Викторович — инженер отдела авиационных силовых установок ПИШ «Моторы Будущего» УУНиТ (Российская Федерация, 450008, г. Уфа, ул. Карла Маркса, д. 12).

Горюхин Максим Олегович — инженер отдела авиационных силовых установок ПИШ «Моторы Будущего» УУНиТ (Российская Федерация, 450008, г. Уфа, ул. Карла Маркса, д. 12, корп. 4).

Красноперов Даниил Германович — инженер отдела авиационных силовых установок ПИШ «Моторы Будущего» УУНиТ (Российская Федерация, 450008, г. Уфа, ул. Карла Маркса, д. 12).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Михайлов А.Е., Михайлова А.Б., Еременко В.В. и др. Обоснование облика малоразмерного турбовального двигателя с регенерацией теплоты. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 4 (151), с. 47–67.
EDN: ZCPYGU

CONCEPTUAL DESIGN OF A SMALL-SIZED HEAT RECOVERY TURBOSHAFT ENGINE

A.E. Mikhailov
A.B. Mikhailova
V.V. Eremenko
M.O. Gorukhin
D.G. Krasnoperov

mikhailov.ugatu@gmail.com
alexandra11112007@yandex.ru
vlad.eremenko@yandex.ru
terrorable2@yandex.ru
daniil.k1999@mail.ru

UUST, Ufa, Russian Federation

Abstract

The growing requirements for efficiency and ecological friendliness are forcing the aircraft engine developers to pay increasing attention to power plants with non-traditional design and layout schemes. One of the promising solutions is the heat recovery engine, where the lightweight compact heat exchangers are playing a key role. The paper provides results of optimizing the heat recovery aviation engine parameters for a search-and-rescue UAV based on the criteria of specific fuel consumption in the patrol mode and the mass of a power plant and fuel. Heat recovery in the computed engine, taking into account power limitations in the patrol mode, ensures a decrease in specific fuel consumption by 26 % compared to the original engine. The paper presents a method in selecting the thermogasdynamic parameters, which ensures selection of an engine design meeting the specified requirements. In order to check adequacy of the heat exchanger specified parameters, relative analyses were performed. Those included selecting optimal parameters of the engine equipped with a recuperator with the power plant smallest mass, minimum specific fuel consumption and minimum dimensions of the heat exchanger heat-transfer matrix for a designed engine satisfying the overall mass and hydraulic losses limitations

Keywords

*Small-sized gas-turbine engine,
heat recovery, recuperator,
plate heat exchanger*

Received 18.09.2023

Accepted 20.12.2023

© Author(s), 2024

The work performed with the support of the Ministry of Science and Higher Education of Russian Federation within the framework of the State Assignment “Development of critical technologies for creation of power plants for small and regional aviation, as well as unmanned aviation systems” (no. FEUE-2023-0007)

REFERENCES

- [1] Omar Kh.Kh., Kuzmichev V.S., Tkachenko A.Yu. Efficiency improving of aviation bypass turbojet engines through recuperator application. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2020, vol. 27, no. 4, pp. 133–146 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.34759/vst-2020-4-133-146>
- [2] 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. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2019, vol. 26, no. 2, pp. 81–90 (in Russ.). EDN: BUPKSF
- [3] 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 Conf.*, 2018, art. 4656. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2018-4656>
- [4] Anfossi J., Al-Zaili J., Samad T.E., et al. Performance assessment of a recuperated turboshaft engine: a multifuel case. *ASME Turbo Expo*, 2022, vol. 86014, paper no. GT2022-80455, V004T06A007. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2022-80455>
- [5] Tikhonov A.M. *Regeneratsiya tepla v aviatsionnykh GTD* [Heat regeneration in gas turbine]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977.
- [6] Zhang C., Gümmer V. High temperature heat exchangers for recuperated rotorcraft powerplants. *Appl. Therm. Eng.*, 2019, vol. 154, pp. 548–561. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.03.119>
- [7] Zhang C., Gümmer V. The potential of helicopter turboshaft engines incorporating highly effective recuperators under various flight conditions. *Aerosp. Sc. Technol.*, 2019, vol. 88, no. 3, pp. 84–94. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.03.008>
- [8] Min J.K., Jeong J.H., Ha M.Y., et al. High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines. *Heat Mass Transfer*, 2009, vol. 46, no. 2, pp. 175–186. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00231-009-0560-3>
- [9] Fakhre A., Pachidis V., Goulos I., et al. Helicopter mission analysis for a regenerated turboshaft. *ASME Turbo Expo*, 2013, paper no. GT2013-94971, V002T01A015. DOI: <https://doi.org/10.1115/GT2013-94971>
- [10] Kuzmichev V.S., Omar Kh.Kh., Tkachenko A.Yu., et al. Mathematical model for calculating the mass of a heat exchanger in problems of optimizing the parameters of the working process of aircraft gas turbine engines. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aero-kosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2019, vol. 18, no. 3, pp. 67–80 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-3-67-80>
- [11] Kostyukov A.V., Kosach L.A., Merzlikin V.G. Effect of the heat-transfer agent flow nonstationarity in the matrix channel of a rotating heat exchanger on its thermal parameters with the laminar flow. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2023, no. 7, pp. 77–83 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2023-7-77-83>

- [12] Sheykhpoor H., Darabkhani H.G., Awan A.W. Improving efficiency of micro gas turbine systems by integration of combustor and recuperator using additive manufacturing techniques. *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, 2023, vol. 127, no. 1-2, pp. 23–44. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00170-023-11396-z>
- [13] Chu V., Rassokhin V.A., Barskov V.V., et al. Use of a high-efficiency bimetallic recuperator of micro gas turbine units with the power of under 100 kW. *Izvestiya MGTU MAMI*, 2023, vol. 17, no. 1, pp. 5–16 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.17816/2074-0530-106091>
- [14] Jansen R., Bowman C., Jankovsky A., et al. Overview of NASA electrified aircraft propulsion (EAP) research for large subsonic transports. *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2017, art. 4701. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2017-4701>
- [15] Beňo V., Adamčík Jr.F. Unmanned combat air vehicle: MQ-9 Reaper. *Scientific Research & Education in the Air Force-AFASES*, 2014, vol. 1.
- [16] Grigoryev V.A., Ponomarev B.A. Vertoletnye gazoturbinnye dvigateli [Helicopter gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2007.
- [17] Omar Kh.Kh. Metod i sredstva optimizatsii parametrov rabocheho protsessa aviatsionnykh GTD s regeneratsiey tepla. Dis. kand. tekhn. nauk [Method and means of optimisation of operating parameters of aviation GTE with heat recovery. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Samara, Samara University, 2021 (in Russ.).
- [18] Isaev S.A., Leontyev A.I., Gortyshov Yu.F., et al. Teploobmennaya poverkhnost [Heat exchange surface]. Patent RU 2768667. Appl. 31.05.2021, publ. 24.03.2022 (in Russ.).
- [19] Eleftheriou A., Menheere D., Alecu D. Swirl reducing gas turbine engine recuperator. Patent US 20120216544. Appl. 28.02.2011, publ. 19.09.2017 (in Russ.).
- [20] Eleftheriou A., Menheere D., Alecu D. Gas turbine engine recuperator with floating connection. Patent US 10550767. Appl. 21.06.2016, publ. 04.02.2020.
- [21] Michael J.V. Recuperated gas turbine engine. Patent US 10233838. Appl. 09.09.2015, publ. 19.03.2019.
- [22] Ardatov K.V., Nesterenko V.G., Ravikovich Yu.A. Classification of high-performance recuperators GTE. *Trudy MAI*, 2013, no. 71 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=46706&ysclid=m1s0ntnw3g905386477>
- [23] Kays W.M., London A.L. Compact heat exchangers. New York, McGraw-Hill Comp., 1984.

Mikhailov A.E. — Cand. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, Department of Aviation Propulsion Systems, Advanced Engineering School “Motors of the Future”, UUST (Karla Marksa ul. 12, Ufa, 450008 Russian Federation).

Mikhailova A.B. — Cand. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, Department of Aviation Propulsion Systems, Advanced Engineering School “Motors of the Future”, UUST (Karla Marksa ul. 12, Ufa, 450008 Russian Federation).

Eremenko V.V. — Engineer, Department of Aviation Propulsion Systems, Advanced Engineering School “Motors of the Future”, UUST (Karla Marksa ul. 12, Ufa, 450008 Russian Federation).

Goryukhin M.O. — Engineer, Department of Aviation Propulsion Systems, Advanced Engineering School “Motors of the Future”, UUST (Karla Marksa ul. 12, Ufa, 450008 Russian Federation).

Krasnoperov D.G. — Engineer, Department of Aviation Propulsion Systems, Advanced Engineering School “Motors of the Future”, UUST (Karla Marksa ul. 12, Ufa, 450008 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Mikhailov A.E., Mikhailova A.B., Eremenko V.V., et al. Conceptual design of a small-sized heat recovery turboshaft engine. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 4 (151), pp. 47–67 (in Russ.).

EDN: ZCPYGU