

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ПЛАСТИНЧАТЫХ ТЕПЛООБМЕННИКОВ ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С.С. Ремчуков

ssremchukov@ciam.ru

В.С. Ломазов

Р.Н. Лебединский

ramses_371@mail.ru

И.В. Демидюк

demidyuk.iv@yandex.ru

И.С. Птицын

ptitsyn.rabota@yandex.ru

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Российская Федерация

Аннотация

Повысить топливную эффективность малоразмерных газотурбинных двигателей можно путем регенерации теплоты отработавших в турбине газов. Рациональным компоновочным решением в таком случае является турбовальная схема, при которой эффективная мощность вырабатывается на валу свободной турбины, а отработавшие в турбине газы выбрасываются в окружающую среду, не совершая полезной работы. При создании турбовального двигателя с регенерацией теплоты рассматривалась концепция разработки семейства двигателей на базе унифицированного газогенератора. Концепция предполагает разработку модульной системы, при которой добавление или исключение отдельных крупных узлов позволяет изменять тип двигателя с минимальными затратами. Приведено компоновочное решение малоразмерного турбовального газотурбинного двигателя с регенерацией теплоты, разрабатываемого на базе унифицированного газогенератора и использующего редуктор для передачи эффективной мощности на воздушный или несущий винты. Спроектирован модуль пластинчатого теплообменника с гофрированной теплообменной поверхностью для малоразмерного турбовального газотурбинного двигателя. Теплообменная матрица разработана с применением комплексной методики автоматизированного проектирования, расчета и изготовления пластинчатых теплообменников. Выявлены некоторые особенности проектирования высоко-

Ключевые слова

Малоразмерный газотурбинный двигатель, турбовальный двигатель, турбовинтовой двигатель, модульный пластинчатый теплообменник

температурных пластинчатых теплообменников, важнейшей из которых является неравномерность температурных полей в теплообменной матрице. С учетом неравномерности температурных полей модуль теплообменника представляет собой разборную конструкцию, которая допускает замену теплообменной матрицы и обеспечивает компенсацию температурных расширений элементов теплообменника. Спроектированный модуль пластинчатого теплообменника для малоразмерного турбовального газотурбинного двигателя будет изготовлен и испытан на стенде

Поступила 08.10.2021

Принята 21.01.2022

© Автор(ы), 2022

Введение. В отрасли авиационного малоразмерного двигателестроения, в которой можно выделить класс двигателей мощностью до 500 л. с., в настоящее время отсутствуют отечественные малоразмерные газотурбинные двигатели (МГТД). Вызвано это худшими показателями их топливной эффективности по сравнению с авиационными поршневыми двигателями (АПД). Повышение топливной эффективности турбовинтовых (для сверхлегких самолетов, в том числе беспилотных летательных аппаратов гражданского назначения) и турбовальных (для летательных аппаратов вертолетного типа) МГТД возможно за счет применения регенерации теплоты отработавших в турбине газов [1, 2]. Переход на сложный термодинамический цикл позволит существенно приблизить топливную эффективность таких двигателей к показателям АПД.

При проектировании МГТД сложного термодинамического цикла разработка теплообменника (ТО) системы регенерации теплоты является одной из важнейших задач. Эффективность ТО должна быть достаточно высокой, чтобы оправдать утяжеление конструкции, вызванное его применением [3].

В настоящее время проведено множество работ по повышению эффективности ТО [4, 5] и МГТД сложного цикла [6, 7]. Разработаны многочисленные варианты теплообменных поверхностей различной геометрии [8–10]. Однако проводимые работы не охватывают конструкторско-технологической и эксплуатационной частей вопроса. Не менее важным моментом при проектировании ТО является учет эксплуатационных и технологических факторов, а также особенностей его компоновки на двигателе. Выбор конструктивного исполнения ТО и компоновки его на МГТД с учетом всех особенностей позволит избежать ошибочных технических решений и достичь высокой эффективности двигателя в целом.

Компоновка ТО на двигателе. Применение ТО системы регенерации теплоты целесообразно на МГТД, которые выполнены по турбовальным и турбовинтовым конструктивным схемам. Компоновочное решение МГТД сложного цикла разрабатывалось на базе унифицированного газогенератора (ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова») [11].

В рамках предложенной концепции разработки двигателей на базе унифицированного газогенератора наиболее подходящим компоновочным решением является турбовальная модульная конструкция с размещением ТО вокруг газогенератора (рис. 1).

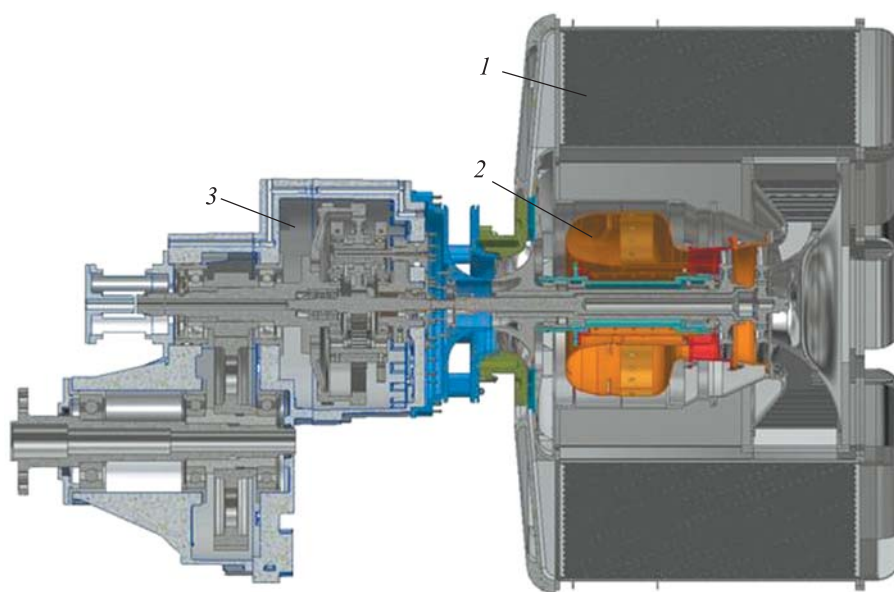


Рис. 1. Компоновочное решение турбовального МГТД с регенерацией теплоты:
1 — ТО системы регенерации теплоты; 2 — базовый унифицированный газогенератор;
3 — редуктор передачи эффективной мощности

Теплообменник 1 системы регенерации теплоты представляет собой совокупность восьми идентичных модулей, установленных вокруг базового унифицированного газогенератора 2 и подключенных к общим коллекторам. Каждый модуль обеспечивает протекание холодного теплоносителя по теплообменному участку и возврат подогретого потока, что позволяет избежать изменений конструкции камеры сгорания базового газогенератора. Для передачи эффективной мощности со свободной турбины на целевую нагрузку применяется специально разработанный редуктор 3 с передачей мощности до 350 л. с.

Применяемое компоновочное решение с размещением ТО вокруг базового газогенератора позволяет получить следующие преимущества модуля:

- простота изготовления достаточно компактного отдельного модуля;
- удобство эксплуатации, заключающееся в возможности снятия для чистки, ремонта или замены каждого отдельного модуля;
- возможность применения различных вариантов геометрии теплообменной матрицы, обеспечивающих наилучшую эффективность для каждой конкретной задачи;
- упрощенная технология сборки, что обусловлено возможностью монтажа теплообменника на собранном газогенераторе;
- возможность избежать применения массивных корпусных листов благодаря замыканию силовой схемы ТО в окружном направлении.

Проведенный одномерный сравнительный расчет модификации турбовинтовых двигателей ТВД-200 (традиционного цикла) и ТВДр-200 (с регенерацией теплоты) предлагаемой компоновочной схемы, разработанных на базе унифицированного газогенератора, позволил выявить следующие параметры двигателей [12]:

- эффективная мощность на валу для обоих вариантов ~ 200 л. с.;
- удельный расход топлива двигателя традиционной схемы $\sim 0,33$ кг/(л. с. · ч), с регенерацией теплоты $\sim 0,22$ кг/(л. с. · ч);
- удельная масса двигателя традиционной схемы $\sim 0,25$ кг/л. с., для варианта с регенерацией теплоты $\sim 0,45$ кг/л. с.

Приведенные в [12] результаты показывают, что применение регенерации теплоты позволяет приблизить экономичность двигателя к современным поршневым аналогам (удельный расход топлива $0,22$ кг/(л. с. · ч), по сравнению с $0,2$ кг/(л. с. · ч) у АПД), несколько поступившись массовыми характеристиками ($0,45$ кг/л. с. по сравнению с $0,75 \dots 0,9$ кг/л. с. у АПД).

Особенности проектирования модульного высокотемпературного ТО. Матрица экспериментального модуля разрабатывалась на базе теплообменной поверхности типа набивки Френкеля. Такая конфигурация подразумевает протекание потоков теплоносителей по сложным каналам, образуемым пластинами с гофрированной теплообменной поверхностью. За счет варьирования геометрических параметров пластин можно достичь теплогидравлических характеристик, требуемых проектанту.

Теплообменная матрица проектировалась и рассчитывалась с помощью автоматизированной комплексной методики, разработанной в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» [13]. На базе параметрической модели конверта ТО формируется задача, решением которой является оптимальная по теплогидравлическим характеристикам геометрия теплообменной поверхности (рис. 2).



Рис. 2. Расчетная модель конверта матрицы модуля пластинчатого ТО

В комплексную методику автоматизированного проектирования и расчета внесены исходные данные по холодному и горячему теплоносителям. Многодисциплинарная оптимизация теплообменной поверхности выполнялась по параметрической трехмерной модели базового элемента ТО.

Результаты проектирования и расчета матрицы ТО МГТД

| | |
|---|---------|
| Полная температура на входе теплоносителя, К: | |
| холодного | 485 |
| горячего | 856,1 |
| Полное давление на входе теплоносителя, Па: | |
| холодного | 412 478 |
| горячего | 103 556 |
| Расход холодного теплоносителя, кг/с: | |
| холодного | 0,1357 |
| горячего | 0,141 |
| Гидравлические потери в матрице ТО по контуру теплоносителя (без учета подводящих и отводящих патрубков), %: | |
| холодного..... | 0,99 |
| горячего | 2,02 |
| Шаг гофра в пластине, мм | 6,28 |
| Глубина вытяжки гофров, мм | 2 |
| Углы скрещивания гофров по холодному и горячему контурам матрицы ТО, град | 90 |
| Толщина пластины, мм | 0,2 |
| Число конвертов в матрице модуля, шт. | 24 |
| Габаритные размеры матрицы модуля, мм: | |
| длина (по холодному контуру матрицы) | 350 |
| высота (по горячему контуру матрицы) | 140 |
| ширина | 96 |

| | |
|---|------|
| Масса матрицы экспериментального модуля, кг | 3,7 |
| Масса матрицы ТО МГТД сложного цикла (для восьми модулей), кг | 29,4 |
| Степень регенерации, % | 66,1 |

После формирования теплообменной матрицы с применением расчетной методики проектировался модуль высокотемпературного пластинчатого ТО МГТД с регенерацией теплоты, при этом учитывались следующие ключевые моменты:

- необходимость обеспечения высокой герметичности конструкции, что накладывает жесткие требования на соединения и уплотнения;
- неравномерность температурных полей по всей теплообменной матрице, вызванная обтеканием потоками разных температур;
- неравномерность прогрева различных областей модуля при выходе на установившийся режим;
- высокие рабочие температуры, что приводит к необходимости применения жаропрочных сплавов и операции сварки для соединения деталей.

Наибольшие трудности при проектировании модуля ТО возникают в связи с неравномерностью температурных полей.

В условиях высоких рабочих температур важным фактором, влияющим на конструкцию блока теплообмена, является температурное расширение материала. Поскольку равномерный прогрев матрицы при выходе на режим невозможен, то в процессе работы ТО будут наблюдаться быстрый нагрев внутренней части матрицы и более холодные зоны в области корпусных деталей. В результате такой неравномерности возникает местное линейное расширение элементов матрицы:

$$\Delta l = \alpha l_0 \Delta t,$$

где Δl — относительное удлинение, вызванное температурным расширением металла; α — коэффициент линейного расширения; l_0 — исходная длина детали; Δt — нагрев детали.

Значения коэффициента линейного расширения (α) стали 20Х23Н18 [14] в зависимости от температуры следующие:

| | | | | | | | |
|---|------|------|------|------|------|------|------|
| $t, ^\circ\text{C}$ | 100 | 200 | 300 | 400 | 500 | 600 | 700 |
| $\alpha \cdot 10^6, 1/^\circ\text{C}$ | 14,9 | 15,7 | 16,6 | 17,3 | 17,5 | 17,9 | 17,9 |

Коэффициент линейного расширения жаропрочной стали марки 20Х23Н18 при нагреве увеличивается более чем на 20 %. По упрощенному расчету при нагреве модуля теплообмена до рабочих температур температурное удлинение составит ~ 2 мм.

Для уточненной оценки температурных расширений проведены экспериментальные исследования на демонстрационной матрице ТО сварной конструкции с гофрированной геометрией теплообменной поверхности. Экспериментальная установка для оценки температурных расширений теплообменной матрицы приведена на рис. 3.

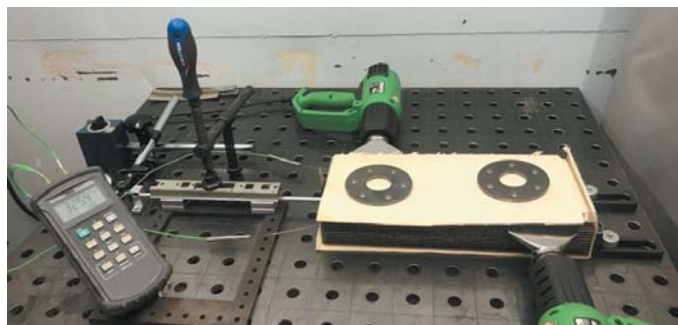


Рис. 3. Экспериментальная установка для оценки температурных расширений теплообменной матрицы

Демонстрационная матрица ТО нагревалась с помощью технических фенов, подающих нагретый воздух по горячему тракту. Температура ТО фиксировалась термопарами, а удлинение теплообменной матрицы измерялось датчиком линейных перемещений.

В результате проведенного эксперимента установлено, что при температуре ТО 300 °С удлинение теплообменной матрицы составляет 1 мм. Поскольку рабочие температуры ТО существенно выше, установленный факт исключает возможность выполнения модуля ТО жесткой конструкции с матрицей, приваренной к двум фланцам. Как минимум один из фланцев должен допускать линейные перемещения, что позволит избежать разрушения сварных соединений. В связи с этим задний фланец теплообменного блока выполнен как самостоятельный элемент, жестко устанавливаемый на корпус, но теплообменная матрица к нему не крепится и имеет возможность перемещения. Конструкция этого фланца представляет собой узел из трех деталей: два металлических фланца и прокладка из термостойкого мягкого кремнеземного полотна, расположенная между ними. В стальных фланцах вырез для сопряжения с матрицей повторяет геометрию ее сечения с зазором 0,1...0,3 мм, уплотняющая прокладка выполнена без зазора, при стягивании пакета мягкий материал прокладки слегка выдавливается, создавая эффект обтюрации, который усиливается вследствие температурного расширения теплообменной матрицы.

С учетом рассмотренных особенностей разработан модуль пластинчатого ТО для МГТД сложного цикла (рис. 4).

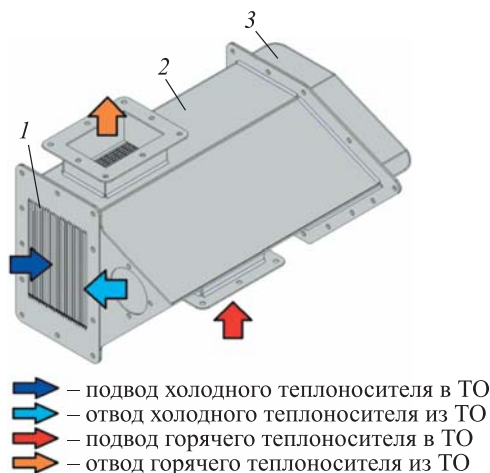


Рис. 4. Модуль пластинчатого ТО МГТД сложного цикла:

1 — блок теплообмена; 2 — корпус; 3 — крышка

Модулем является корпус 2 с герметично установленным блоком теплообмена 1, который представляет собой сварную конструкцию из фланца и матрицы из конвертов с оптимизированной геометрией теплообменной поверхности. Для организации разворота потока холодного теплоносителя используется крышка 3.

Конструкция модуля предусматривает подвод и протекание холодного теплоносителя в блоке теплообмена, разворот его в крышке и возврат потока к переднему фланцу. Протекание горячего теплоносителя сквозное.

Основным узлом модуля, в котором происходит теплообмен между горячим и холодным потоками, является блок теплообмена (рис. 5, а). Блок теплообмена представляет собой фланец 2, сваренный с теплообменной матрицей 1, которая является блоком прямоугольной формы, изготовленным из идентичных сварных конвертов. Сварка фланца с теплообменной матрицей выполняется по контуру сложной геометрии. Все сварные соединения получены с применением лазерных технологий на маломощном станке с ЧПУ [15]. Крепление фланца к корпусу и установка уплотнения по стыку осуществляется болтовыми соединениями по предусмотренной системе отверстий. Для обеспечения разбираемости конструкции блока теплообмена и компенсации температурных расширений, неизбежных при работе ТО в условиях термоцикличности, матрица приваривается только к переднему фланцу, а на задней кромке применяется плавающий фланец с герметизацией стыка.

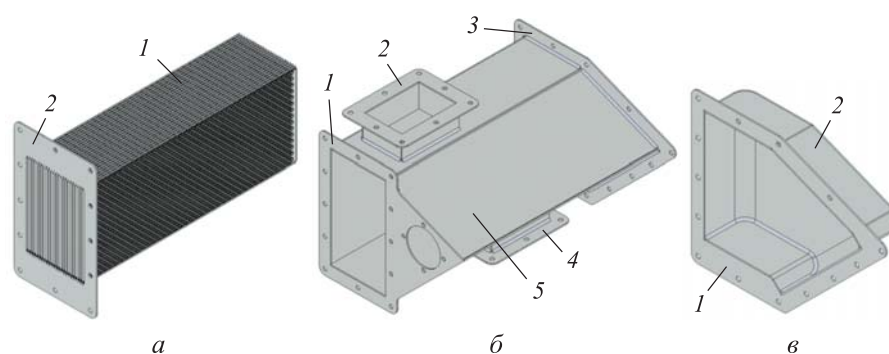


Рис. 5. Элементы модуля пластинчатого ТО МГТД сложного цикла:
а — блок теплообмена (1 — матрица ТО; 2 — фланец); *б* — корпус
 (1 — фланец подвода-отвода холодного теплоносителя; 2 — фланец отвода горячего
 теплоносителя; 3 — фланец крепления поворотной крышки; 4 — фланец подвода горя-
 чего теплоносителя; 5 — корпусные элементы); *в* — крышка
 (1 — присоединительный фланец; 2 — разворот)

Блок теплообмена устанавливается в корпус (рис. 5, б). Корпус экспериментального модуля ТО представляет собой сварную конструкцию из деталей и элементов 5, изготавливаемых из жаропрочной стали. Фланец 1 обеспечивает присоединение патрубков подвода и отвода холодного теплоносителя болтовыми соединениями по системе предусмотренных отверстий. Уплотнение всех стыков достигается специальными прокладками. Протекание холодного теплоносителя по конусу обратного хода обеспечивается разворотом потока в крышке, которая устанавливается на фланец 3. Для организации течения горячего теплоносителя предусмотрены фланцы подвода 4 и отвода 2 теплоносителя.

Крышка 3 (см. рис. 4), обеспечивающая разворот потока холодного теплоносителя после теплообменной матрицы, показана на рис. 5, в. Крышка к корпусу крепится посредством болтовых соединений по системе отверстий, предусмотренных на фланце 1. Для герметизации стыка по фланцу применяется прокладка. Конструкция разворота 2 при необходимости может быть оптимизирована в целях уменьшения гидравлических потерь.

Разработанный модуль пластинчатого ТО находится на стадии изготовления. Теплообменник должен пройти комплексные испытания на испытательной базе ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

Заключение. Разработку МГТД различного типа и назначения целесообразно выполнять на основе базового унифицированного газогенератора. Такой МГТД представляет собой модульную конструкцию, что позволяет за счет отдельных модулей изменять конструктивную схему с минимальными доработками.

Для малых летательных аппаратов большой продолжительности полета актуальна разработка модификации турбовального двигателя с ТО системы регенерации теплоты. Применение регенерации теплоты позволит приблизить экономичность такого двигателя к АПД, что сделает актуальным применение МГТД для летательных аппаратов малой размерности.

Применительно к концепции унифицированного газогенератора разработан модульный пластинчатый ТО для турбовального или турбовинтового двигателей с регенерацией теплоты.

При работе ТО в составе турбовального или турбовинтового двигателей одной из ключевых проблем является неравномерность температурного поля по теплообменной матрице. Это обусловлено как схемой течения теплоносителей, так и неравномерностью прогрева модуля при выходе на установившийся режим.

Для сохранения прочности и герметичности соединений при проектировании модуля ТО в конструкции необходимо исключить жесткие соединения, ограничивающие степени свободы. В таких местах при неравномерном нагреве возможна потеря устойчивости и разрушение сварных соединений. При конструировании необходимо обеспечить степень свободы детали, позволяющую компенсировать температурные расширения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кейс В.М., Лондон А.Л. Компактные теплообменники. М., Энергия, 1962.
- [2] Тихонов А.М. Регенерация тепла в авиационных ГТД. М., Машиностроение, 1977.
- [3] Ардатов 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>
- [4] Светлаков А.Л., Вербанов И.С., Маслова Д.В. и др. Развитие методик расчета и проектирования теплообменных аппаратов авиационного назначения. *Авиационные двигатели*, 2019, № 4, с. 37–44. DOI: https://doi.org/10.54349/26586061_2019_4_37
- [5] Савостин А.Ф., Тихонов А.М. Исследование характеристик пластинчатых поверхностей теплообмена. *Теплоэнергетика*, 1970, № 9, с. 75–78.
- [6] Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных турбовальных газотурбинных двигателей за счет утилизации тепла. *Вестник УГАТУ*, 2020, т. 24, № 3, с. 83–89.
- [7] Дадоян Р.Г., Михайлов А.Е., Ахмедзянов Д.А. и др. Формирование облика рекуператора для малоразмерного ГТД с регенерацией тепла. *Вестник УГАТУ*, 2021, т. 25, № 1, с. 22–32.

- [8] Ардагов К.В., Нестеренко В.Г., Равикович Ю.А. Пластинчатый рекуператор с поверхностями теплообмена типа Френкеля. Патент РФ 125321. Заявл. 05.09.2012, опубл. 27.02.2013.
- [9] Григорьев А.А., Марков Ю.С., Лепешкин А.Р. и др. Пластинчатый теплообменник. Патент РФ 2350874. Заявл. 20.07.2007, опубл. 27.03.2009.
- [10] Дубровский Е.В., Марбашев К.Х. Рассеченная гофрированная поверхность пластинчатого теплообменника. Патент РФ 2135922. Заявл. 17.04.1998, опубл. 27.08.1999.
- [11] Осипов И.В., Ломазов В.С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора. *Авиационные двигатели*, 2019, № 4, с. 11–18. DOI: https://doi.org/10.54349/26586061_2019_4_11
- [12] 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.
- [13] Ремчуков С.С., Данилов М.А., Чистов К.А. Автоматизированное проектирование и расчет пластинчатого теплообменника для малоразмерного газотурбинного двигателя. *Вестник МАИ*, 2018, т. 25, № 3, с. 116–123.
- [14] Шлямнев А.П., Литвак Б.С., ред. Коррозионно-стойкие, жаростойкие и высокопрочные стали и сплавы. М., Интермет Инжиниринг, 2000.
- [15] Ремчуков С.С., Лебединский Р.Н., Ярославцев Н.Л. Внедрение технологии изготовления пластинчатого теплообменника МГТД в методику автоматизированного проектирования и расчета. *Авиационная промышленность*, 2019, № 2, с. 26–30.

Ремчуков Святослав Сергеевич — канд. техн. наук, начальник сектора ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2).

Ломазов Владимир Семенович (1959–2022) — работал ведущим конструктором в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2).

Лебединский Роман Николаевич — начальник стенда ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2).

Демидюк Иван Владимирович — инженер-конструктор ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2).

Птицын Игорь Сергеевич — инженер-конструктор ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (Российская Федерация, 111116, Москва, Авиамоторная ул., д. 2).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ремчуков С.С., Ломазов В.С., Лебединский Р.Н. и др. Особенности проектирования высокотемпературных пластинчатых теплообменников для малоразмерных газотурбинных двигателей. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2022, № 3 (142), с. 57–70. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-3-57-70>

SPECIAL ASPECTS OF DESIGNING HIGH-TEMPERATURE PLATE HEAT EXCHANGERS FOR SMALL GAS TURBINE ENGINES

S.S. Remchukov

ssremchukov@ciam.ru

V.S. Lomazov

R.N. Lebedinskiy

ramses_371@mail.ru

I.V. Demidyuk

demidyuk.iv@yandex.ru

I.S. Ptitsyn

ptitsyn.rabota@yandex.ru

Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation

Abstract

An increase in the fuel efficiency of small-sized gas turbine engines can be achieved by regenerating the heat of the turbine exhaust gases. A rational layout solution in this case is a turboshaft scheme, where the effective power is generated on the shaft of a free turbine, and the turbine exhaust gases are released into the environment without doing useful work. When creating a turboshaft engine with heat recovery, the concept of developing engine family on the base of unified gas-generator was considered. The concept involves the development of a modular system, where the addition or exclusion of individual large units allows changing the type of engine at minimal cost. The article presents the layout solution of a small-sized turboshaft gas turbine engine with heat recovery, developed on the basis of a unified gas-generator and using a gearbox to transfer effective power to a propeller or a rotor. A plate heat exchanger module with a corrugated heat exchange surface for a small-sized turboshaft gas turbine engine has been designed. The heat exchange matrix was developed using a complex techniques of computer-aided design, calculation and manufacture of plate heat exchangers. Some design features of high-temperature plate heat exchangers are identified, the most important of which is the non-uniformity of temperature fields in the heat exchange matrix. Taking into account the non-uniformity of temperature fields, the heat exchanger module is a collapsible structure allowing the replacement of the heat exchange matrix and providing compensation for thermal expansion of the heat exchanger elements. The designed plate heat exchanger module for a small turboshaft gas turbine engine will be manufactured and tested on the bench

Keywords

Small-sized gas turbine engine, turboshaft engine, turbo-propeller engine, modular plate heat exchanger

Received 08.10.2021

Accepted 21.01.2022

© Author(s), 2022

REFERENCES

- [1] Kays W.M., London A.L. Compact heat exchangers. New York, McGraw-Hill, 1958.
- [2] Tikhonov A.M. Regeneratsiya tepla v aviatsionnykh GTD [Heat regeneration in aviation gas turbine engine]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977.
- [3] 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>
- [4] Svetlakov A.L., Verbanov I.S., Maslova D.V., et al. Development of calculation and design methods for aviation heat exchangers. *Aviatsionnye dvigateli* [Aviation Engines], 2019, no. 4, pp. 37–44 (in Russ.). DOI: https://doi.org/10.54349/26586061_2019_4_37
- [5] Savostin A.F., Tikhonov A.M. Study on characteristics of laminar heat exchange surfaces. *Teploenergetika*, 1970, no. 9, pp. 75–78 (in Russ.).
- [6] Omar Kh.Kh.O., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu. Improving the efficiency of aviation turbo-shaft gas turbine engine by using heat recovery. *Vestnik UGATU*, 2020, vol. 24, no. 3, pp. 83–89 (in Russ.).
- [7] Dadoyan R.G., Mikhaylov A.E., Akhmedzyanov D.A., et al. Small gas turbine engine with heat regeneration. *Vestnik UGATU*, 2021, vol. 25, no. 1, pp. 22–32.
- [8] Ardatov K.V., Nesterenko V.G., Ravikovich Yu.A. Platinchatyy rekuperator s poverkhnostyami teploobmena tipa Frenkelya [Plate type heat exchanger with Fraenkel heat exchange area]. Patent RU 125321. Appl. 05.09.2012, publ. 27.02.2013 (in Russ.).
- [9] Grigor'yev A.A., Markov Yu.S., Lepeshkin A.R., et al. Platinchatyy teploobmennik [Plate type heat exchanger]. Patent RU 2350874. Appl. 20.07.2007, publ. 27.03.2009 (in Russ.).
- [10] Dubrovskiy E.V., Marbashev K.Kh. Rassechennaya gofrirovannaya poverkhnost' platinchatogo teploobmennika [Split corrugated surface of plate type heat exchanger]. Patent RU 2135922. Appl. 17.04.1998, publ. 27.08.1999 (in Russ.).
- [11] Osipov I.V., Lomazov V.S. Development of various types of small-scale gas turbine engines based on a unified core engine. *Aviatsionnye dvigateli* [Aviation Engines], 2019, no. 4, pp. 11–18 (in Russ.). DOI: https://doi.org/10.54349/26586061_2019_4_11
- [12] 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.).
- [13] Remchukov S.S., Danilov M.A., Chistov K.A. Computer aided design and computing of a plate type heat exchanger for small-size gas turbine engine. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2018, vol. 25, no. 3, pp. 116–123.
- [14] Shlyamnev A.P., Litvak B.S., ed. Korroziionnostoykie, zharostoykie i vysokoprochnye stali i splavy [Corrosion-resistant, heat-resistant, high-strength steels and alloys]. Moscow, Intermet Inzhiniring Publ., 2000.

[15] Remchukov S.S., Lebedinskiy R.N., Yaroslavtsev N.L. Implementation of technology for the producing of a plate heat exchanger SGTE in the methodology of computer-aided design and calculation. *Aviatsionnaya promyshlennost'* [Aviation Industry], 2019, no. 2, pp. 26–30 (in Russ.).

Remchukov S.S. — Cand. Sc. (Eng.), Head of the Sector, Central Institute of Aviation Motors (Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation).

Lomazov V.S. (1959–2022) — Design Project Leader, worked at Central Institute of Aviation Motors (Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation).

Lebedinskiy R.N. — Head of the Test Facility, Central Institute of Aviation Motors (Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation).

Demidyuk I.V. — Design Engineer, Central Institute of Aviation Motors (Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation).

Ptitsyn I.S. — Design Engineer, Central Institute of Aviation Motors (Aviamotornaya ul. 2, Moscow, 111116 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Remchukov S.S., Lomazov V.S., Lebedinskiy R.N., et al. Special aspects of designing high-temperature plate heat exchangers for small gas turbine engines. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2022, no. 3 (142), pp. 57–70 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-3-57-70>