

УДК 621.438:621.515

И.Ф. КРАВЧЕНКО¹, В.А. ШКАБУРА², А.В. ЕЛАНСКИЙ¹¹ ГП «Ивченко-Прогресс», Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВАРИАНТОВ ВОЗДУХО-ВОЗДУШНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В рамках развития двигателей и энергетических установок рассмотрены варианты совершенствования газотурбинных двигателей путём использования в них системы охлаждения воздуха для турбин. Объектом исследования является воздушно-воздушный теплообменник (ВВТ) для охлаждения сжатого воздуха в наружном контуре ТРДД. Для проведения расчётных исследований различных вариантов системы охлаждения сжатого воздуха и определения параметров оптимальной её работы была разработана соответствующая методика теплогидравлического расчёта. Для снижения сложности расчётной модели приняты упрощения в гидравлическом приближении, т.е. расчёты проведены по одномерным уравнениям газовой динамики и теплообмена.

Ключевые слова: воздушно-воздушный теплообменник, система охлаждения воздуха турбины, газотурбинный двигатель, лопатки наружного контура двигателя.

Введение

В современных ГТД для охлаждения высокотемпературных турбин высокого давления используют часть воздуха, сжатого в компрессоре. Расход воздуха, отбираемого на охлаждение, достигает 14% расхода воздуха, проходящего через газогенератор ГТД [1, 2]. Отбираемый из циклового компрессора воздух после перепуска его через деталь либо выбрасывается в проточную часть турбины (открытое охлаждение), либо возвращается в цикловой компрессор (полузамкнутое охлаждение). Поскольку работоспособность охлаждающего воздуха при открытом охлаждении на турбине значительно снижается, возникает необходимость в уменьшении его расхода.

Одним из действенных способов уменьшения расхода охлаждающего воздуха является повышение его хладоёмкости, т.е. снижение его температуры перед подачей на охлаждение турбины. Для этого используют различные воздушно-воздушные и жидкостно-воздушные теплообменники [3].

В ряде двигателестроительных фирм ведутся работы по созданию воздушно-воздушного теплообменника для снижения температуры сжатого воздуха, используемого для охлаждения узлов турбины [3, 4].

1. Формулирование проблемы

Воздушно-воздушный теплообменник (ВВТ) можно установить в наружном контуре двигателя, как это сделано в двигателе АЛ-31Ф. Однако при

малой степени двухконтурности двигателя ($m < 1,5$) это приводит к существенным гидравлическим потерям воздушного потока в наружном контуре ТРДД, в результате чего заметно снижается тяга двигателя. Поэтому такой способ охлаждения воздуха в данном классе двигателей не получил распространения. При отсутствии наружного контура в ГТД в качестве теплоносителя для охлаждения воздуха может быть использован заборный атмосферный воздух [3].

Более перспективно применение таких теплообменников в двигателях с большой степенью двухконтурности. Например, для повышения надёжности работы двигателей ПС-90А в наружном контуре стали устанавливать воздушно-воздушный теплообменник для снижения температуры воздуха, используемого для охлаждения опор подшипников газогенератора.

В качестве первоначального варианта был испытан плоский теплообменник, который обеспечил получение заданных теплогидравлических характеристик, однако его размещение и крепление в канале наружного контура ПС-90А вызвало определенные трудности. Поэтому в качестве окончательного варианта был выбран теплообменник в виде шестигранника. Он был признан наиболее соответствующим предъявляемым требованиям и в дальнейшем получил наименование «ВВТ-90».

Теплообменная поверхность состоит из змеевиков, витых из труб Ш 6х0,8 мм, плотно обжатых кожухом в шестигранный пучок, и объединенных трубными досками. Для обеспечения минимальной

массы в качестве материала всех деталей теплообменника использованы, широко применяемые в авиационной, свариваемые титановые сплавы.

Недостатком данного теплообменника является то, что он существенно загромождает проточную часть наружного контура ТРДД и для охлаждения воздуха турбины имеет довольно малую тепловую мощность.

2. Решение проблемы

Авиационные теплообменники характеризуются высокой интенсивностью теплообмена, минимальным гидравлическим сопротивлением и малой массой. Это обуславливает применение в их конструкции тонкостенных элементов, что усложняет технологию их изготовления. Выбор размеров теплообменника производится в каждом конкретном случае с учётом условий его компоновки на двигателе.

Вместо компактных теплообменников на некоторых самолётах применяют поверхностные – канальные теплообменники (рис. 1), в которых стенка канала воздухозаборника представляет собой теплопередающую поверхность. Эта поверхность обдувается воздухом, поступающим в двигатель самолёта. Вследствие большого расхода воздуха в канале (50...200 кг/с) происходит интенсивная теплопередача между ним и горячим воздухом. Однако небольшие размеры и масса теплообменника не позволяет его применять на любом самолёте [3].

Канальный теплообменник выполняется из тонких стальных (X18H9T) листов, соединённых роликовой сваркой, и состоит из внутренней обечайки, к которой с помощью роликовой сварки соединён гофрированный лист. По каналам, образованным внутренней обечайкой и гофрированным листом, через входной и выходной коллекторы про-

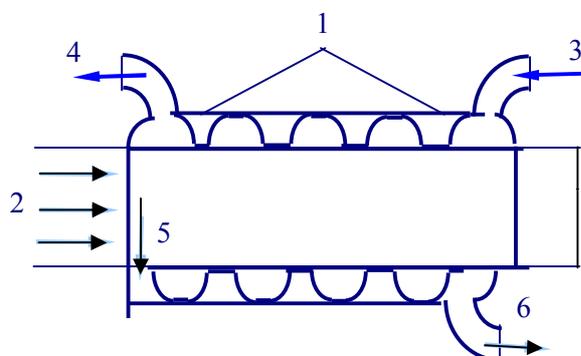


Рис. 1. Конструктивная схема канального теплообменника: 1 – ВВТ; 2 – воздухозаборник; 3, 4 – входной и выходной патрубки охлаждаемого воздуха; 5, 6 – входной и выходной патрубки охлаждающего воздуха

ходит горячий воздух. Между гофрированным листом и внешней обечайкой дополнительно проходит продувочный воздух, отводимый из канала воздухозаборника и выпускаемый в атмосферу.

По конструктивному оформлению теплопередающей поверхности теплообменники можно разделить на две группы – трубчатые и пластинчатые [3].

В трубчатых теплообменниках систем охлаждения горячий воздух высокого давления проходит внутри трубок, а охлаждающий – между трубок.

При температуре теплоносителей менее 240°C, благодаря компактности, простоте изготовления и эффективному теплообмену, большое распространение получили пластинчато-ребристые теплообменники. Их теплопередающая поверхность состоит из плоских листов, между которыми располагаются гофрированные листы [3].

Каждому варианту присущи свои преимущества и недостатки. Например, воздушно-воздушный теплообменник не требует дополнительного насоса для подачи воды и ёмкости для её хранения, как в воздушно-жидкостном теплообменнике, однако уступают по интенсивности теплообмена. Поэтому для выбора наилучшего варианта охлаждения воздуха для турбины ГТД необходим комплексный подход.

Для проведения оценочных расчётных исследований в качестве исходных данных приняты параметры перспективного двигателя для взлётного и крейсерского режимов. В результате предварительных расчётных исследований установлено, что обеспечить необходимый теплообмен при указанных гидравлических потерях в направляющих лопатках наружного контура ТРДД возможно. Однако, чтобы достигнуть приемлемого снижения температуры сжатого воздуха, необходимо как можно больше увеличить поверхность теплообмена лопаток НА, например, развить сеть каналов внутри лопаток по всей их длине и высоте. На рис. 2 показана схема размещения каналов в охлаждающих лопатках для рассматриваемого двигателя.

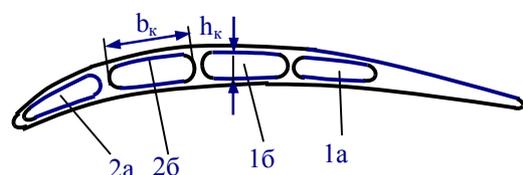


Рис. 2. Схема расположения каналов в поперечном сечении охлаждающих лопаток наружного контура ТРДД: 1а, 1б – каналы горячего воздуха; 2а, 2б – каналы охлаждённого воздуха

Схема системы охлаждения сжатого воздуха в наружном контуре ТРДД показана на рис. 3. Внутри лопаток НА движется сжатый воздух с высокими

значениями плотности и температуры, а снаружи – со сравнительно низкими.

Для проведения расчётных исследований системы охлаждения её проточная часть условно разделена на характерные участки. На каждом участке определялись гидравлические потери, а по уравнению теплопередачи тепловой поток

$$\dot{Q}_i = k_i \Delta \bar{T}_i F_i,$$

где k_i и $\Delta \bar{T}_i$ – коэффициент теплопередачи и средний температурный напор i -го участка;

F_i – площадь поверхности теплообмена участка.

Расчётные исследования показали, что если задействовать для охлаждения сжатого воздуха порядка 30 лопаток НА наружного контура, то коэффициенты теплоотдачи с обеих сторон будут близкими по величине и соответственно поверхность теплообмена будет достаточной. На рис. 4 показана зависимость снижения температуры сжатого воздуха от количества охлаждающих лопаток НА.

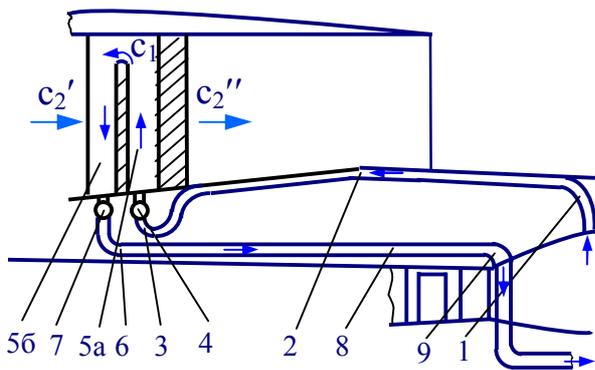


Рис. 3. Конструктивная схема комбинированного варианта системы охлаждения воздуха в ТРДД: 1, 6, 9 – отвод; 2 – панель-трубопровод; 3 – колено; 4 – раздающий коллектор; 5а, 5б – каналы в лопатке; 7 – собирающий коллектор; 8 – трубопровод

Из рис. 4 видно, что для охлаждения сжатого воздуха в каналах лопаток НА больше чем на 150° необходимо задействовать не менее 22 лопаток. То-

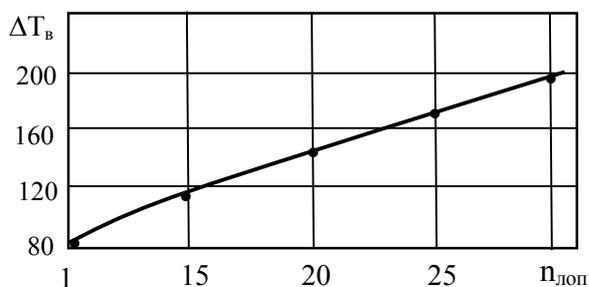


Рис. 4. Зависимость снижения температуры сжатого воздуха от количества охлаждающих лопаток НА наружного контура ТРДД

гда коэффициенты теплоотдачи внутри и снаружи лопаток будут примерно равными, а площадь теплообмена – достаточной.

Для обеспечения приемлемых гидравлических потерь и прочности лопаток НА их толщину в периферийной части необходимо увеличить. Особое внимание в данной схеме следует уделить раздающим и собирающим коллекторам, так как при неоптимальном их проектировании там будут значительные гидравлические потери. При подобранных проходных сечениях гидравлические потери при данной схеме охлаждения не превышают 4...4,5 %.

В процессе исследований принята относительная ширина канала $b_k/b_{\text{на}} = 0,14...0,2$. В зависимости от массового расхода сжатого воздуха, приходящегося на одну охлаждающую лопатку, толщины лопатки, относительная высота канала может быть в диапазоне $h_{\text{л}}/b_k = 0,2...0,4$.

Сжатый воздух в периферийной части охлаждающих лопаток в колене перетекает из канала 1а – в канал 2а и из 1б – в 2б соответственно.

В табл. 1 представлены результаты расчёта системы охлаждения для двух режимов работы двигателя – взлётного и крейсерского. В охлаждении сжатого воздуха задействовано 30 лопаток НА наружного контура. Размеры каналов в охлаждающих лопатках находятся в указанном выше диапазоне.

Таблица 1
Результаты теплогидравлического расчёта

| Наименование величин | Режимы работы двигателя | |
|----------------------|-------------------------|-------------|
| | взлётный | крейсерский |
| ΔT^* , град | 205 | 180 |
| Δp^* , Па | 81550 | 45500 |

Расчёты показали, что для уменьшения гидравлических потерь при разделении и слиянии потоков сжатого воздуха в коллекторах необходимо, чтобы после компрессора ТРДД было несколько отводов.

Чтобы найти наиболее рациональную конструктивную схему системы охлаждения сжатого воздуха, исследовали комбинированный вариант системы охлаждения сжатого воздуха: вначале воздух охлаждается в подводящей панели-трубопроводе, которая прижата к внутренней поверхности наружного контура, а затем – в лопатках НА (рис. 3).

Такой вариант системы охлаждения оказался более эффективным. Однако, чтобы охладить сжатый воздух на $40...50^\circ$ и более в подводящем трубопроводе, он должен иметь форму панели, плотно прижатой к внутренней поверхности наружного контура. Площадь теплопередающей поверхности $F_{\text{ТА}}^l$ должна быть довольно развитой. В данном

случае она состоит из трёх панелей 2 (см. рис. 3) общей площадью 1,0 м².

В табл. 2 приведены результаты вычислений комбинированного варианта системы охлаждения.

Таблица 2
Результаты теплогидравлического расчёта

| Наименование величин | Характерные участки системы охлаждения | | |
|----------------------|--|----------|----------|
| | панель-трубопровод | канал 5а | канал 5б |
| ΔT^* , град | 46 | 86 | 65 |
| Δp^* , Па | 6850 | 6500 | 6400 |

Использование панели-трубопровода позволяет уменьшить количество охлаждающих лопаток НА (в данном случае с 30 до 24) и тем самым несколько упростить систему охлаждения. Однако после охлаждающих лопаток температура сжатого воздуха ниже на 200°, соотношение коэффициентов теплоотдачи на внутренних и наружных поверхностях панели становится неоптимальным, температурный напор существенно снижается, поэтому охлаждать далее сжатый воздух в панели-трубопроводе нерацionalmente.

Заключение

Исследования показали, что для охлаждения сжатого воздуха на 200° необходимо задействовать 30 лопаток НА наружного контура с развитой сетью каналов внутри лопаток по всей их длине и высоте. Тогда коэффициенты теплоотдачи внутри и снаружи лопаток будут примерно равными, а площадь теплообмена – достаточной.

Для достижения более эффективного охлаждения сжатого воздуха в охлаждающих лопатках наружного контура ТРДД, можно на их поверхность добавить рёбра.

Для обеспечения приемлемых гидравлических потерь и прочности лопаток НА их толщину в периферийной части необходимо увеличить. Особое внимание в данной схеме следует уделить раздающим и собирающим коллекторам, так как при неоптимальном их проектировании там будут значительные гидравлические потери. При рационально подобранных проходных сечениях потери полного давления в рассмотренных системах охлаждения будут менее 4...4,5 %.

Недостатком системы охлаждения сжатого воздуха в наружном контуре ТРДД в направляющих лопатках является сложность получения высокой надёжности системы из-за вибрации в двигателе и попадания посторонних предметов в проточную часть наружного контура, сложность каналов про-

точной части охлаждающих лопаток и высокая стоимость изготовления охлаждающих лопаток.

Применение комбинированного варианта в наружном контуре ТРДД позволяет уменьшить количество охлаждающих лопаток, в данном случае с 30 до 24, и тем самым упростить систему охлаждения.

Уменьшение высоты канала в панели-трубопроводе приводит к увеличению площади теплообмена, что позволяет существенно снизить температуру сжатого воздуха. Однако, при этом возрастают путевые потери, вследствие уменьшения гидравлического диаметра, а также местные потери на раздающем и собирающем коллекторах.

Основной недостаток данной схемы охлаждения сжатого воздуха такой же, как и в предыдущей схеме, – невысокая живучесть системы, сложность внутренних каналов охлаждающих лопаток и дорогая технология их изготовления.

Очевидно, что надёжность и эффективность подобных схем, в значительной степени определяется надёжностью и эффективностью применяемых в этих схемах ВВТ. Поэтому основной проблемой, с которой сталкиваются разработчики подобных схем, является создание воздухо-воздушного теплообменника, конструкция которого должна отвечать ряду специфических требований, а именно:

1. Устойчивость к воздействию повышенных аэродинамических, акустических и вибрационных нагрузок, действующих в канале наружного контура (КНК) турбореактивного двухконтурного двигателя.
2. Минимальные габаритные размеры ВВТ, обеспечивающие минимальные возмущения потока воздуха, протекающего в канале наружного контура.
3. Относительно большие сечения каналов для прохода охлаждающего воздуха с целью исключения накопления загрязнений, а также обеспечения возможности эффективной промывки.
4. Достаточная механическая прочность, исключающая случайные повреждения теплообменных поверхностей твёрдыми частицами, содержащимися в атмосферном воздухе, а также при проведении работ в КНК двигателя.
5. Устойчивость к абразивному износу твёрдыми частицами, содержащимися в атмосферном воздухе.

Литература

1. *Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей [Текст] / В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, А.В. Щукин. – М.: Машиностроение, 1985. – 216 с.*
2. *Локай, В.И. Газовые турбины двигателей ЛА: Теория, конструкция и расчёт [Текст] / В.И. Локай, М.К. Максимова., В.А. Стрункин. – М.: Машиностроение, 1979. – 447 с.*

3. Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха: учеб. пособие для студентов высших технических учебных заведений [Текст] / Н.В. Антонова, Л.Д. Дубровин, Е.Е. Егоров и др.; под ред. Ю.М. Шустрова. – М.: Машиностроение, 2006. – 384 с.

4. Пат. №4561246 США, F02C7/06; F02C7/28. Rearing compartment for a gas turbine engine [Text] /

Inventor: Edward J. Hovan. Assignee: United Technologies Corporation. – Filed Dec. 23, 1983. Dated of Patent Dec. 31, 1985. Appl. No.: 564,996.

5. Теория теплообмена [Текст] : учеб. для технических ун-тов. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. – 683 с.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.О. Костиков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВАРІАНТІВ ПОВІТРЯНО-ПОВІТРЯНОГО ТЕПЛОБІМНІКА ДЛЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

І.Ф. Кравченко, В.А. Шкабура, О.В. Єланський

У рамках розвитку двигунів та енергетичних установок висвітлено питання удосконалення газотурбінних двигунів шляхом використання в них систем охолодження повітря для турбін. Об'єктом дослідження є повітряно-повітряний теплообмінник (ППТ) для охолодження стисненого повітря у зовнішньому контурі ТРДД. Розглянуто відомі варіанти повітряно-повітряних теплообмінників. Для проведення розрахункових досліджень різних варіантів систем охолодження стисненого повітря і визначення параметрів оптимальної роботи розроблено відповідні методики теплогідрравлічних розрахунків різних її варіантів. Для зменшення складності розрахункової моделі було прийнято спрощення у гідрравлічному наближенні, тобто розрахунки проведено за одновимірними рівняннями газової динаміки та теорії теплообміну.

Ключові слова: повітряно-повітряний теплообмінник, охолодження турбіни, газотурбінний двигун, лопатки зовнішнього контуру двигуна.

THE VARIANTS OF AIR-TO-AIR HEAT EXCHANGER FOR COOLING OF GAS TURBINE ENGINE INVESTIGATION

I.F.Kravchenko, V.A.Shkabura, A.V.Elanskij

In the frame of engines and power installations development the variant of gas turbine engines improvement considered. The way of improvement is the air cooling before turbine. The object of investigation is air-to-air heat exchanger that is using for high pressure air cooling in the secondary flow of bypass engine. The method of thermal hydraulic calculations for investigations of various variants of system for high-pressure air cooling and optimal parameters of their work development was defined. The simplifications in the frame of hydraulic approach were made for reduction of calculation model complexity that is the simulations were made with using of one dimension equations of gas dynamics and heat transfer.

Key words: air-to-air heat exchanger, system the air cooling of turbine, gas turbine engine, the secondary flow of bypass engine.

Кравченко Игорь Фёдорович – канд. техн. наук, генеральный конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Шкабура Владимир Анатольевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shkabura_v_a@mail.ru.

Єланський Александр Витальевич – начальник бригади ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.