

УДК 621.452.32

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ОХЛАЖДЕНИЯ МАСЛА ПРИ УСТАНОВКЕ ВОЗДУХОМАСЛЯНОГО ТЕПЛОБМЕННИКА ВО ВТОРОМ КОНТУРЕ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

С.Л. ПАНЧЕНКО¹

¹psl84@mail.ru

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

Поступила в редакцию 10.03.2023

Аннотация. В статье обоснована необходимость интенсификации процесса охлаждения масла в масляных системах авиационных турбореактивных двигателей. В настоящее время увеличение тяги турбореактивных двигателей достигается за счет роста степени повышения давления воздуха в компрессоре и температуры газов перед турбиной. Однако возрастание значений данных параметров приводит к увеличению тепловой нагрузки элементов двигателя, в том числе опор ротора, что вызывает рост температуры масла. В масляных системах современных турбореактивных двигателей до сих пор используются те же самые масла, что и несколько десятилетий назад. Поэтому интенсификация процесса охлаждения масла, позволяющая снизить его температуру, является основным способом сохранения смазочных свойств. Предлагается интенсификация процесса охлаждения масла в масляной системе двухконтурного турбореактивного двигателя в виде установки во второй контур воздухомасляного теплообменника. Проведен тепловой расчет топливомасляного и воздухомасляного теплообменников, результаты которого показывают большие значения коэффициента теплопередачи при охлаждении масла воздухом второго контура.

Ключевые слова: двухконтурный турбореактивный двигатель, охлаждение масла, топливомасляный теплообменник, воздухомасляный теплообменник, коэффициент теплопередачи.

ВВЕДЕНИЕ

Задачи транспортной и гражданской авиации, а также боевые задачи, выполняемые летательными аппаратами военного назначения, постоянно совершенствуются. В связи с этим проектирование и изготовление самолетов и вертолетов всегда предусматривает разработки, направленные на улучшение их аэродинамических, весовых, летно-технических и других характеристик. Улучшение характеристик летательных аппаратов всегда сопряжено с совершенствованием их силовых установок. Основой силовой установки, да и вообще главным агрегатом летательного аппарата, приводящим его в движение, является двигатель. Самолеты и вертолеты оснащены газотурбинными двигателями (ГТД), конструкция которых совершенствуется по мере разработки летательных аппаратов с новыми, улучшенными характеристиками. Например, для боевых летательных аппаратов важное место занимает увеличение тяги, которую при условии сохранения данных массогабаритных характеристик возможно поднять за счет увеличения удельной тяги [1]. Известно, что удельную тягу ГТД можно увеличить за счет

возрастания такого важного термодинамического параметра, как температура газов перед турбиной. Работы над возможностью увеличения данного параметра ведутся на протяжении десятилетий, и в ГТД, которыми оснащены отечественные летательные аппараты, за последние полвека температура газов перед турбиной возросла на 350...400 °С [2]. Помимо этого, по мере совершенствования двигателей растет еще один важный параметр, от которого зависит полезная работа термодинамического цикла двигателя и, соответственно, тяга – степень повышения давления воздуха в компрессоре, которая за это время также возросла почти вдвое. Работы над возрастанием данных параметров с целью совершенствования авиационных ГТД в настоящее время продолжаются.

Однако с возрастанием степени повышения давления воздуха в компрессоре и температуры газа перед турбиной растет тепловая нагрузка на все элементы ГТД, в том числе и опоры роторов. В масляных системах теплонапряженных современных ГТД, а соответственно, для подшипниковых узлов в опорах ротора данных ГТД, применяют те же марки масел, что и в начале 70-х годов прошлого столетия (например, синтетическое масло ИПМ-10) [2]. Данные масла работоспособны при максимально допустимой температуре 200 °С (при кратковременном нагреве на максимальных режимах – 220 °С), но в связи с тенденцией к возрастанию термодинамических параметров двигателя, указанных выше, данный уровень температур уже рассматривается как недостаточно высокий. Следует отметить, что попытки разработок термостабильных масел, способных сохранять смазочные свойства при более высоких температурах, велись еще в конце прошлого столетия. Например, во Всероссийском научно-исследовательском институте по нефтепереработке (ВНИИ НП) было создано подобное масло ПТС-225, которое сохраняет смазочные свойства до 225 °С (кратковременно до 250 °С). Оно прошло испытания и было принято решение об его использовании в теплонапряженных авиационных ГТД. Но в связи с известными событиями 1990-х годов и последующим экономическим спадом серийное производство данного масла так и не было начато [2]. Поэтому такие масла, как синтетическое ИПМ-10, используются в современных теплонапряженных авиационных ГТД до сих пор. Но даже если учесть, что основой вновь создаваемых сортов масел останутся углеводородные соединения, то ожидания прогресса в возрастании температуры, при которой они сохраняют смазочные свойства, не предвидится. Поэтому одним из способов сохранения смазочных свойств масел, а соответственно, и надежной смазки теплонапряженных деталей современных авиационных ГТД, является совершенствование процесса охлаждения масла в масляной системе с целью снижения его температуры.

ОБОСНОВАНИЕ ПРЕДЛАГАЕМОГО СПОСОБА ОХЛАЖДЕНИЯ МАСЛА

В конструкциях масляных систем турбореактивных двигателей (ТРД), двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) и двухконтурных турбореактивных двигателей с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ), устанавливаемых на самолетах, предусмотрено охлаждение смазочного масла топливом, подаваемым в камеру сгорания. При этом топливо подогревается, что позитивно сказывается на процессе его горения. Охлаждение осуществляется в топливомасляных теплообменниках, представляющих собой кожухотрубчатые теплообменные аппараты, состоящие из множества теплообменных трубок, закрепленных в трубных решетках, установленных в корпусе аппарата.

В работе предлагаются мероприятия по интенсификации охлаждения масла в масляной системе ТРДДФ АЛ-31Ф, которым оснащены самолеты военного назначения семейства Сухого. Рассмотрим топливомасляной теплообменник, применяемый в масляной системе данного двигателя [3]. Топливомасляные теплообменники других ТРДДФ самолетов военного назначения (РД-33, Д-30Ф6) имеют схожую конструкцию.

Топливомасляной теплообменник (рис. 1, а) состоит из обечайки 4, к которой с двух сторон приварены крышки 3 и 7. Внутри обечайки находится матрица, образованная двумя трубными решетками 2, тремя перегородками 6 и трубками 1. Холодное топливо поступает в по

лость крышки 3, распределяется по трубкам 1, проходит через них в полость крышки 7 и отводится из теплообменника. Горячее масло поступает в межтрубную полость. В связи с тем, что конструкция оснащена перегородками, поток масла проходит не вдоль трубок, а омывает трубный пучок, проходя почти перпендикулярно трубкам, причем происходит это в несколько ходов, как показано на рис. 1, а. При омывании трубного пучка под углом почти 90° по сравнению с движением теплоносителя вдоль стенок трубок существенно увеличивается коэффициент теплоотдачи, что приводит к интенсификации процесса теплообмена [4].

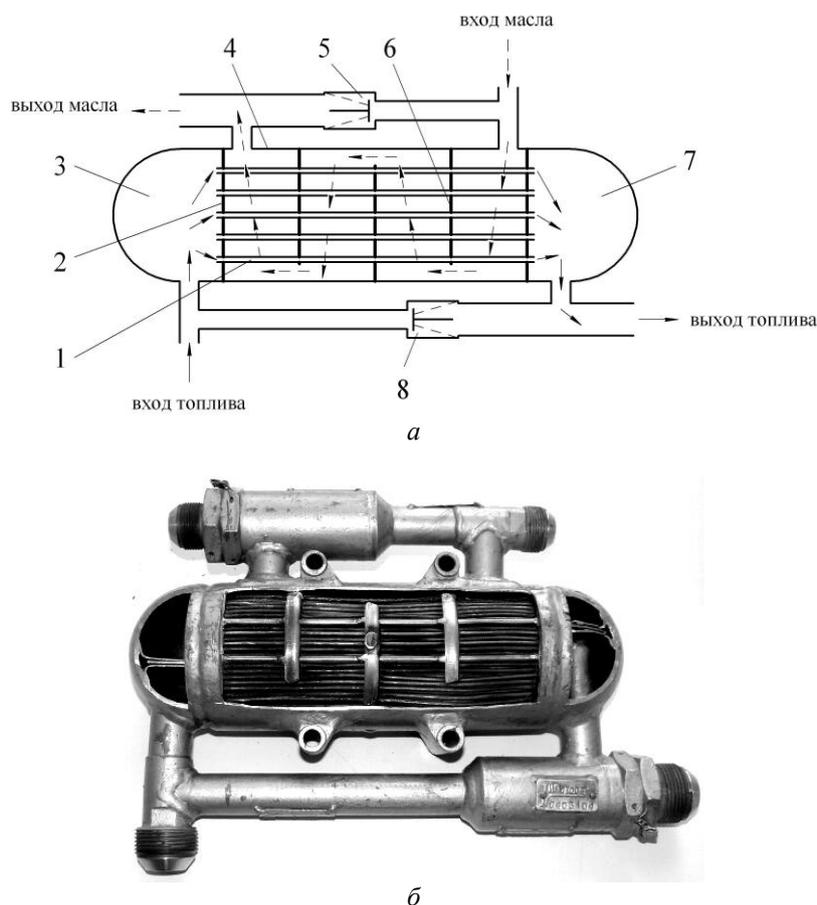


Рис. 1. Топливомасляный теплообменник:

а – схема; б – внешний вид в разрезе:

1 – теплообменная трубка; 2 – трубная решетка; 3, 7 – крышка; 4 – обечайка; 5, 8 – предохранительный клапан соответственно на масляном и топливном трубопроводах; 6 – перегородка.

Сплошными стрелками на схеме показано движение топлива, пунктирными – масла

Если увеличивается сопротивление движению топлива в трубках либо масла в межтрубном пространстве, то соответственно открывается предохранительный клапан 8 или 5, что позволяет части топлива или масла поступать сразу в двигатель, минуя теплообменник [3].

Рассмотрим подробнее процесс отвода теплоты от какого-либо теплоносителя, который нужно охладить. Тепловой поток, который необходимо отвести от охлаждаемой среды, определяется по следующей формуле:

$$Q = cG\Delta t = cG(t_1 - t_2) \quad (1)$$

где Q – тепловой поток, Вт; c – удельная теплоемкость охлаждаемой среды, Дж/(кг·К); G – массовый расход охлаждаемой среды, кг/с; Δt – разность температур, °С; t_1, t_2 – соответственно начальная и конечная температуры охлаждаемой среды.

Из уравнения (1) следует, что в условиях постоянства расхода охлаждаемого теплоносителя и незначительного изменения его теплоемкости возрастание Δt , равноценное снижению конечной температуры теплоносителя t_2 на большее количество градусов, чего необходимо достичь при решении рассматриваемой проблемы охлаждения масла, возможно с ростом теплового потока Q (количества теплоты, отнимаемого при охлаждении в единицу времени).

С другой стороны, тепловой поток рассчитывается в соответствии с основным уравнением теплопередачи, которое применительно к цилиндрической (трубчатой) теплообменной поверхности записывается следующим образом [4, 5, 6]:

$$Q = \pi k_\ell \ell \Delta t_{cp} \quad (2)$$

где k_ℓ – линейный коэффициент теплопередачи, Вт/(м·К); ℓ – длина цилиндрической теплообменной поверхности (длина теплообменной трубы), м; Δt_{cp} – средняя разность температур горячего и холодного теплоносителей (средний температурный напор), °С.

В соответствии с уравнением (2) видно, что увеличить тепловой поток Q и, в соответствии с уравнением (1), снизить температуру масла, охлажденного в теплообменнике авиационного ГТД, возможно, прибегнув к мероприятиям по повышению линейного коэффициента теплопередачи k_ℓ . Возрастание других параметров осуществить трудно или не представляется возможным. Это связано с тем, что в авиации всегда стремятся снизить массогабаритные характеристики двигателя, а значит, уменьшить массу элементов самого двигателя и его систем. Поскольку увеличение значения длины теплообменных труб ℓ неизбежно приведет к возрастанию массы теплообменника, масляной системы и двигателя в целом, такой способ повышения величины Q неприемлем. Возрастание средней разности температур Δt_{cp} в случае охлаждения масла топливом если и возможно, то незначительное, так как топливо нагревается в довольно узких интервалах температур (повышение его температуры выше 120 °С на входе в камеру сгорания недопустимо по причинам, связанным с термостабильностью [7]).

Таким образом, интенсифицировать охлаждение масла и снизить его температуру возможно за счет мероприятий по обеспечению возрастания линейного коэффициента теплопередачи k_ℓ , который, как известно [4], для однослойной цилиндрической стенки рассчитывается следующим образом:

$$k_\ell = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1 d_{вн}} + \frac{1}{2\lambda} \ln \frac{d_{нар}}{d_{вн}} + \frac{1}{\alpha_2 d_{нар}}} \quad (3)$$

где α_1, α_2 – коэффициенты теплоотдачи соответственно от горячего теплоносителя к стенке трубы и от стенки к холодному теплоносителю, Вт/(м²·К); $d_{нар}, d_{вн}$ – наружный и внутренний диаметр трубы, м; λ – коэффициент теплопроводности материала стенки трубы, Вт/(м·К).

Из формулы (3) видно, что повышение коэффициента теплопередачи k_ℓ возможно, например, путем увеличения коэффициента теплопроводности материала стенки λ либо диаметров трубы. Однако в первом случае нужно применить более дорогой материал (например, алюминий или медь вместо стали), а во втором – увеличенные размеры трубопроводов приведут к возрастанию массы теплообменников и двигателя в целом. Поэтому остается следующий способ – увеличение значений коэффициентов теплоотдачи α_1 и α_2 (либо одного, либо обоих).

Коэффициент теплоотдачи от жидкой или газообразной среды к твердой стенке рассчитать простыми математическими формулами невозможно, поскольку процесс теплоотдачи очень сложный, и данный коэффициент является сложной функцией величин, характеризующих процесс [4]. К ним относятся: размеры и геометрические характеристики канала, температуры теплоносителя и стенки, скорость и режим движения теплоносителя, а также его теплофизические свойства и некоторые другие параметры.

Поэтому величина α рассчитывается с помощью теории подобия гидродинамических и тепловых процессов по полученным эмпирическим путем, в зависимости от формы теплообменной поверхности, по которой движется теплоноситель, и режима его движения, критериальным уравнениям. Данные уравнения в основном связывают безразмерные критерии подобия: критерий Рейнольдса (Re), определяющий режим движения (ламинарный, турбулентный), и критерий Прандтля (Pr), характеризующий физические свойства теплоносителя, а также учитывают особенности теплообменной поверхности (форму канала, его геометрические параметры). По подобным уравнениям определяется критерий Нуссельта (Nu), представляющий собой безразмерное значение коэффициента теплоотдачи и всегда прямо пропорциональный искомой величине α , измеряемой в Вт/(м²·К).

В общем виде критериальное уравнение выглядит следующим образом:

$$Nu = A Re^m Pr^n \quad (4)$$

где A , m , n – постоянные величины, полученные эмпирическим путем.

Как видно из уравнения (4), при увеличении критерия Рейнольдса возрастает критерий Нуссельта, а значит, возрастает и значение коэффициента теплоотдачи α и линейного коэффициента теплопередачи k_l . Поскольку значение критерия Рейнольдса пропорционально значению скорости теплоносителя, проанализируем данное обстоятельство с возможностью применения для охлаждения масла в ТРДДФ воздуха второго контура.

Воздухомасляные теплообменники используются в некоторых турбовинтовых двигателях (ТВД), где, помимо опор ротора, присутствует еще один элемент – редуктор винта, из-за чего тепловыделение в масло больше, чем у турбореактивных двигателей, при меньшем удельном расходе топлива. В масляных системах данных двигателей применяются воздухомасляные теплообменники, устанавливаемые в специальных туннелях с регулируемым расходом воздуха [6, 7]. Но они используются в дополнение к топливомасляным теплообменникам, вместе с ними. В данной работе предлагается рассмотрение возможности использования в турбореактивных двухконтурных двигателях (в частности, в ТРДДФ, устанавливаемых на самолетах военного назначения) воздухомасляных теплообменников, устанавливаемых во втором контуре, как полной альтернативы топливомасляным теплообменникам.

В топливомасляном теплообменнике скорость движения масла невелика. Например, в рассматриваемом ТРДДФ АЛ-31Ф производительность нагнетающего насоса составляет 83,5 л/мин [3]. Соответственно, скорость масла в межтрубном пространстве, учитывая, что диаметр обечайки теплообменника составляет 80...85 мм, в соответствии с уравнением неразрывности, согласно которому объемный расход есть произведение площади на скорость, будет иметь значение около 0,3 м/с. В то же время, если во второй контур этого же двигателя установить воздухомасляной теплообменник в виде изогнутой трубы (змеевика) с внутренним диаметром примерно 10 мм, что позволяют сделать размеры второго контура, то скорость масла при той же самой производительности нагнетающего насоса станет равной уже более 6 м/с, то есть увеличится примерно в 20 раз. Соответственно, заметно возрастет критерий Рейнольдса и, согласно уравнению (4), критерий Нуссельта, а значит, и коэффициент теплоотдачи от охлаждаемого масла к стенке теплообменной трубки.

Рассмотрим увеличение коэффициента теплоотдачи от стенки к другому теплоносителю, который забирает тепло от охлаждаемого масла. В случае применения топливомасляных теплообменников им является топливо, скорость которого, по сравнению со скоростью воздуха второго контура, также невелика (особенно на режиме «малый газ»). Скорость топлива и скорость воздуха второго контура зависят от режимов работы двигателя. Рассмотрим данные скорости на различных режимах работы двигателя АЛ-31Ф. Они зависят от величины расходов масла и топлива, значения которых изменяются в зависимости от режима работы двигателя (табл.1) [3].

Значения расходов топлива и воздуха на различных режимах работы двигателя АЛ-31Ф

Режим работы двигателя	Удельный расход топлива, кг/(Н·ч)	Расход топлива, кг/ч (кг/с)	Расход воздуха, кг/с
Малый газ		430 (0,11)	50
Крейсерский	0,0698	2395...3080 (0,67...0,85)	112
Максимальный	0,0775	5830 (1,6)	112

Как видно из табл. 1, наибольший массовый расход топлива из рассматриваемых режимов работы двигателя АЛ-31Ф будет иметь место на максимальном режиме (около 6000 кг/ч), что при средней температуре и соответствующей ей плотности эквивалентно объемному расходу в 0,002 м³/с, а это при внутреннем диаметре трубки топливомасляного теплообменника, равном 1,5 мм, соответствует скорости около 4 м/с. В то же время расход воздуха через второй контур ТРДДФ, устанавливаемых на самолеты военного назначения, составляет несколько десятков килограммов в секунду. Расход воздуха через второй контур АЛ-31Ф со степенью двухконтурности 0,56 при расходе воздуха через двигатель на крейсерском и максимальном режимах 112 кг/с составляет около 40 кг/с [1], что эквивалентно, при соответствующих температуре и давлению во втором контуре плотности воздуха, объемному расходу 40 м³/с. Что касается работы данного двигателя на режиме «малый газ», когда расход воздуха через второй контур составляет около 20 кг/с, то в этом случае объемный расход будет составлять около 18 м³/с. При ширине кольцевого канала второго контура, равной 120 мм, это соответствует на крейсерском и максимальном режимах скорости около 150 м/с, а на режиме «малый газ» – 65 м/с. Как видно из табл. 1, наибольший расход топлива имеет место при работе двигателя на максимальном режиме, а наименьший расход воздуха – при работе на режиме «малый газ». Однако скорость воздуха второго контура даже при работе на режиме «малый газ» во много раз больше скорости топлива, проходящего через топливомасляный теплообменник, при работе на максимальном режиме. Данный факт увеличения скорости теплоносителя, охлаждающего масло, при применении воздухомасляного теплообменника во втором контуре, по сравнению с топливомасляным, будет влиять на увеличение критерия Рейнольдса, критерия Нуссельта и коэффициента теплоотдачи от стенки теплообменной трубки к нагреваемому теплоносителю. Поэтому можно сделать вывод, что применение вместо топливомасляного теплообменника воздухомасляного, установленного во втором контуре ТРДДФ, несомненно, позволит повысить значение линейного коэффициента теплопередачи k_l и интенсифицировать процесс охлаждения масла на различных режимах работы двигателя.

На рис. 2 показана схема расположения воздухомасляного теплообменника во втором контуре двигателя АЛ-31Ф. В разрезе показан переход от компрессора низкого давления (КНД) к компрессору высокого давления (КВД) через промежуточный корпус 2, разделяющий КНД и КВД. После КНД начинается второй контур 5, и установка теплообменника предполагается в его начале. Для уменьшения загромождения рисунка не несущие смысловую нагрузку детали КНД и КВД, включая рабочие колеса, направляющие аппараты, а также вал ротора с опорами, на рис. 2 не показаны.

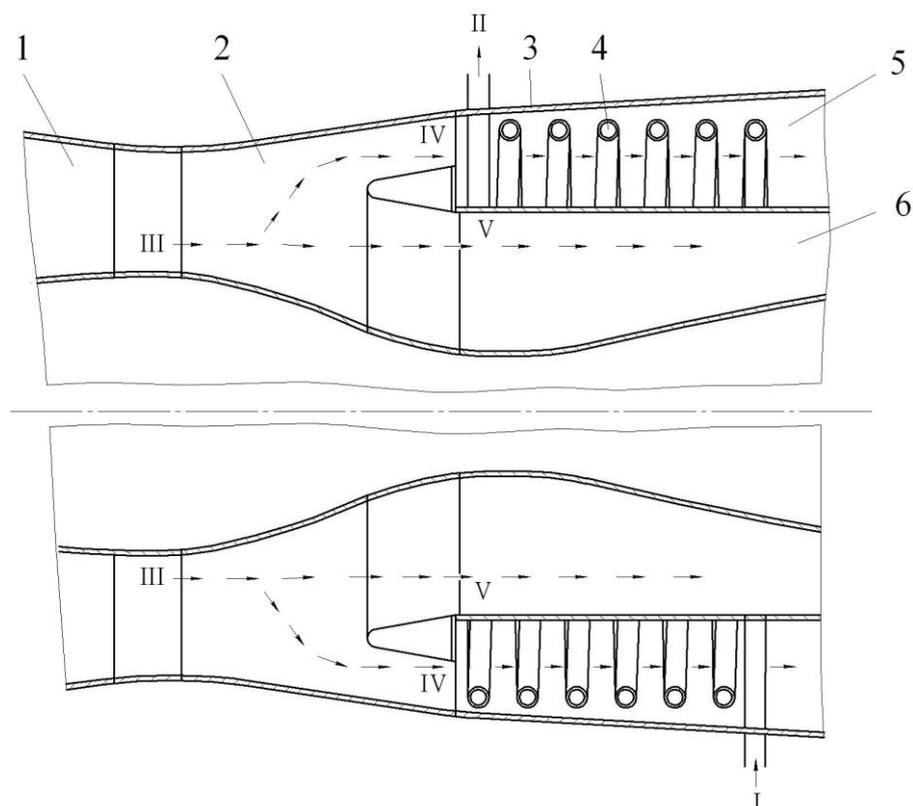


Рис. 2. Схема расположения воздухомаляного теплообменника во втором контуре:
 1 – корпус КНД; 2 – промежуточный корпус; 3 – наружная стенка корпуса второго контура;
 4 – труба (змеевик) воздухомаляного теплообменника; 5 – второй контур двигателя; 6 – корпус КВД;
 I – вход масла; II – выход масла; III – воздух после КНД;
 IV – воздух второго контура; V – воздух внутреннего контура

Воздухомасляный теплообменник представляет собой теплообменную трубу, изогнутую в виде змеевика 4. Змеевик установлен по окружности второго контура 5 рядом с наружной стенкой его корпуса 3. Масло подается в изогнутую трубу теплообменника и проходит через нее, охлаждаясь потоком воздуха второго контура IV, который обдувает трубу, представляющую собой несколько витков змеевика, под углом, близким к 90°. При этом воздух второго контура IV (см. рис. 2) будет нагреваться, однако разделение поступающего из КНД воздуха III на два потока (воздух второго контура IV и воздух внутреннего контура V) происходит в промежуточном корпусе 2, до установки воздухомаляного теплообменника, как показано на рис. 2. Поэтому поток V воздуха внутреннего, основного контура двигателя, включающего в себя КВД, основную камеру сгорания и турбину, не будет нагреваться от масла и, соответственно, повышение температуры перед КВД не будет иметь место, вследствие чего степень повышения давления в КВД не снизится и характеристики компрессора двигателя не ухудшатся.

СРАВНЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ТЕПЛОПЕРЕДАЧИ И ИЗМЕНЕНИЯ КРИТЕРИЕВ ПОДОБИЯ

Для сравнения эффекта охлаждения масла топливом в штатном топливомасляном теплообменнике и воздухом в воздухомаляном теплообменнике, предлагаемом к установке во втором контуре двигателя, были проведены теоретические расчеты линейных коэффициентов теплопередачи при одинаковых, в соответствии с уравнением (2), средних температурах и средних разностях температур. Необходимые для теоретических расчетов линейного коэффициента теплопередачи данные штатного топливомасляного теплообменника, используемого на двигателе АЛ-31Ф, приведены в табл. 2 [3, 7].

Таблица 2

Геометрические характеристики топливомасляного теплообменника и параметры теплоносителей

Параметр, единица измерения	Значение
Внутренний диаметр обечайки теплообменника, м	0,085
Внутренний диаметр теплообменной трубки, мм	1,5
Наружный диаметр теплообменной трубки, мм	2
Количество трубок n	300
Температура топлива на входе в теплообменник, °С	45
Температура топлива на выходе из теплообменника, °С	80
Температура масла на входе в теплообменник, °С	200
Температура масла на выходе из теплообменника, °С	160
Расход топлива, кг/с, при работе на режиме:	
– малый газ	0,11
– крейсерский	0,75
– максимальный	1,6
Расход масла, кг/с	1

Данные для проведения теоретического расчета линейного коэффициента теплопередачи воздухомасляного теплообменника, предлагаемого к установке во втором контуре двигателя сразу после промежуточного корпуса (см. рис. 2), приведены в табл. 3 [1, 3, 8].

Таблица 3

Геометрические характеристики воздухомасляного теплообменника и параметры теплоносителей

Параметр, единица измерения	Значение
Диаметр корпуса компрессора высокого давления, м	0,6
Ширина кольцевого канала второго контура, м	0,12
Внутренний диаметр теплообменной трубки змеевика, мм	10
Наружный диаметр теплообменной трубки змеевика, мм	13
Количество витков змеевика	6
Температура воздуха во втором контуре, °С	165
Температура воздуха во втором контуре после прохождения через теплообменник, °С	200
Температура масла на входе в теплообменник, °С	200
Температура масла на выходе из теплообменника, °С	160
Расход воздуха, кг/с, при работе на режиме:	
– малый газ	18
– крейсерский	40
– максимальный	40
Расход масла, кг/с	1

При этом необходимые геометрические размеры штатного топливомасляного теплообменника и размеры второго контура двигателя, указанные в таблицах 2 и 3, были сняты с разрезного макета двигателя АЛ-31Ф, установленного в учебной аудитории кафедры авиационных двигателей Военного учебно-научного центра ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина». В соответствии с размерами второго контура были подобраны примерные размеры воздухомасляного теплообменника, указанные в табл. 3. (внешний и внутренний диаметр теплообменной трубы, число витков змеевика).

Чтобы рассчитать необходимые для нахождения линейного коэффициента теплопередачи критерии подобия и коэффициенты теплоотдачи от масла стенке теплообменника и от стенки нагреваемого теплоносителя, необходимо знать теплофизические свойства топлива и масла

при средних температурах. В двигателе АЛ-31Ф в настоящее время используются топливо ТС-1 и масло ИМП-10. Необходимые для теоретических расчетов коэффициентов теплоотдачи их теплофизические свойства, рассчитанные при средних температурах на основании данных, приведенных в [6, 7, 8], приведены в табл. 4.

Таблица 4

Теплофизические свойства топлива ТС-1 и масла ИМП-10

Параметр, единица измерения	Значение	
	ТС-1	ИМП-10
Плотность, кг/м ³	742,98	720
Удельная изобарная теплоемкость, Дж/(кг·К)	2160,45	2625
Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)	0,1065	0,1135
Кинематическая вязкость, м ² /с	0,749·10 ⁻⁶	1,34·10 ⁻⁶
Динамическая вязкость, Па·с	0,555·10 ⁻³	0,001

Результаты расчетов линейных коэффициентов теплопередачи топливомасляного и воздухомасляного теплообменников на различных режимах работы двигателя представлены в таблицах 5-7.

Таблица 5

Результаты теплового расчета топливомасляного и воздухомасляного теплообменников при работе двигателя на режиме «малый газ»

Параметр	Топливомасляный теплообменник		Воздухомасляный теплообменник	
	топливо	масло	воздух	масло
Скорость теплоносителя, м/с	0,28	0,29	186	17,8
Критерий Рейнольдса	562,3	2002,6	385075,3	136923
Критерий Нуссельта	5,87	83,1	820,2	1079,74
Коэффициент теплоотдачи, Вт/(м ² ·К)	416,77	1072,7	459	12261
Линейный коэффициент теплопередачи, Вт/(м·К)	0,48		5,6	

Таблица 6

Результаты теплового расчета топливомасляного и воздухомасляного теплообменников при работе двигателя на крейсерском режиме

Параметр	Топливомасляный теплообменник		Воздухомасляный теплообменник	
	топливо	масло	воздух	масло
Скорость теплоносителя, м/с	2,03	0,29	415	17,8
Критерий Рейнольдса	4076,3	1583,2	855772,9	136923
Критерий Нуссельта	49	83,1	1378,26	1079,74
Коэффициент теплоотдачи, Вт/(м ² ·К)	3479	1072,7	771,12	12261
Линейный коэффициент теплопередачи, Вт/(м·К)	1,51		8,9	

Результаты теплового расчета топливомасляного и воздухомасляного теплообменников при работе двигателя на максимальном режиме

Параметр	Топливомасляный теплообменник		Воздухомасляный теплообменник	
	топливо	масло	воздух	масло
Скорость теплоносителя, м/с	4,1	0,29	415	17,8
Критерий Рейнольдса	8233	2002,6	855772,9	136923
Критерий Нуссельта	86	83,1	1378,26	1079,74
Коэффициент теплоотдачи, Вт/(м ² ·К)	6106	1072,7	771,12	12261
Линейный коэффициент теплопередачи, Вт/(м·К)	1,73		8,9	

Как видно из таблиц 5-7, применение воздухомасляного теплообменника с конструкцией, изображенной на рис. 2, и геометрическими размерами в соответствии с табл. 3 позволяет увеличить значение линейного коэффициента теплопередачи k_ℓ более чем в 10 раз на максимальном и крейсерском режимах работы двигателя и более чем в 5 раз при работе двигателя на режиме «малый газ». Это позволит, в соответствии с уравнением (2), при примерно одинаковых значениях общей длины теплообменных труб ℓ и средней разности температур теплоносителей $\Delta t_{\text{ср}}$ увеличить значение теплового потока Q во столько же раз. Но даже при меньших значениях ℓ у воздухомасляного теплообменника возможно увеличение k_ℓ как минимум в 2 раза по сравнению со штатным топливомасляным, что, в соответствии с формулой (1), при одном и том же расходе масла (производительности нагнетающего насоса) и одинаковых значениях удельной теплоемкости позволит повысить в 2 раза разность температур горячего и охлажденного масла Δt , что позволит охладить масло, выходящее из опор ротора двигателя, не на 50 °С, а на 100 °С.

На рис. 3 показаны графики зависимости критерия Нуссельта от критерия Рейнольдса для различных способов охлаждения масла в масляной системе двигателя АЛ-31Ф при различных его значениях (что справедливо, например, для воздуха второго контура при различных режимах работы двигателя, когда меняется его расход). Из рис. 3, а видно, что в случае охлаждения масла топливом критерий Рейнольдса Re принимает небольшие значения, что сказывается и на критерии Нуссельта Nu . В то же время на рис. 3, б видно, что при использовании для охлаждения масла воздуха второго контура значения Re во много раз больше, соответственно, на порядок больше и значения критерия Нуссельта. Это объясняется различием в скоростях движения топлива и воздуха, о чем было сказано выше.

Таким образом, установка воздухомасляного теплообменника во второй контур позволит повысить коэффициент теплопередачи, что позволит охладить масло до более низких температур. Это положительно скажется на смазывающих свойствах масла и, соответственно, повысит показатели надежности прежде всего подшипников, увеличив их долговечность, что непосредственно будет влиять на надежность вращающихся частей и двигателя в целом, повысит безотказность работы, снизит вероятность досрочного съема двигателя.

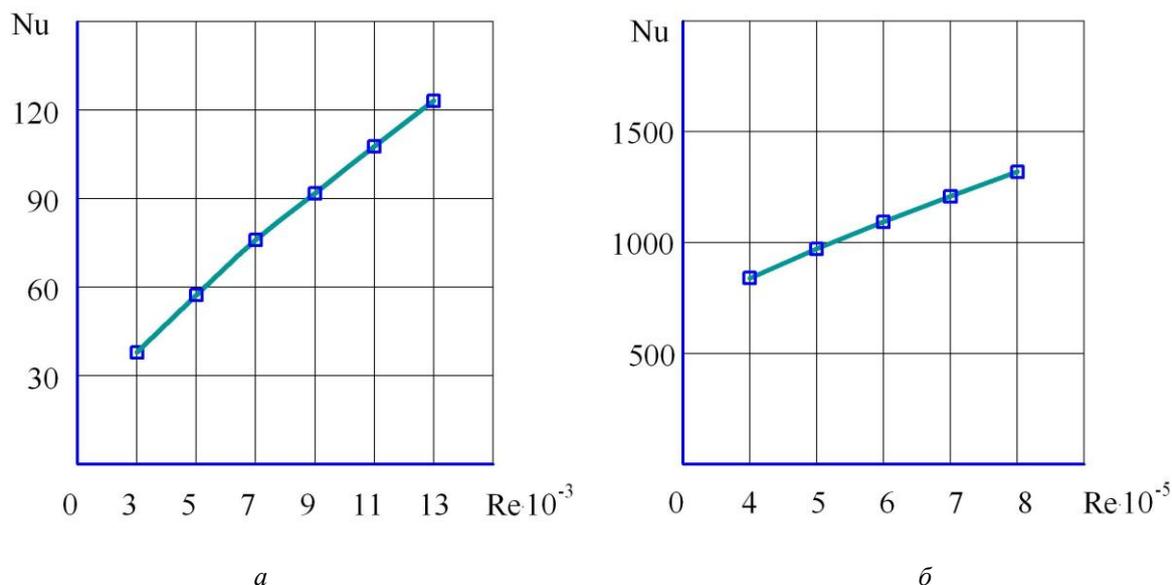


Рис. 3. Зависимости критерия Нуссельта от критерия Рейнольдса для различных способов охлаждения масла в масляной системе двигателя АЛ-31Ф:

а – при охлаждении масла топливом в топливомасляном теплообменнике;

б – при охлаждении масла воздухом в воздухомасляном теплообменнике, установленном во втором контуре

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе обоснована необходимость снижения температуры масла в масляной системе современных двухконтурных турбореактивных двигателей летательных аппаратов военного назначения. Предложено мероприятие по интенсификации процесса охлаждения масла способом установки воздухомасляного теплообменника во втором контуре.

Данное конструктивное решение позволит охлаждать масло воздухом второго контура, что повысит линейный коэффициент теплопередачи в 5...10 (в зависимости от режима работы двигателя) раз, вследствие чего станет возможным охлаждение масла до более низких температур.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Нестеренко В.Г., Аббаварам Р.Р. Воздухо-воздушные теплообменники системы охлаждения ротора турбины высокого давления в современных авиационных турбореактивных двухконтурных двигателях // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. вып. 11. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-11-1827. [V.G. Nesterenko, R.R. Abbavaram, "Air-to-air heat exchanges of rotor of high pressure turbine cooling system in modern aviation engines" (in Russian). *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii*. 2018. vyp. 11. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-11-1827.]
2. Трянов А.Е., Гришанов О.А., Виноградов А.С. О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. № 3 (19). С. 318-328. [A.E. Tryanov, O.A. Grishanov, A.S. Vinogradov, "About the thermal defense of supports oil cavities of the created gas turbine engines", (in Russian), *Vestnik Samarского gosudarstvennogo tehnikeskogo universiteta*, no. 3 (19), pp. 318-328, 2009.]
3. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф: учебное пособие / под ред. А.П. Назарова. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1987. 363 с. [A.P. Nazarov (ed.) *Turbojet bypass engine with afterburner combustion chamber AL-31F: training manual*, (in Russian). Moscow: VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 1987. 363 p.]
4. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: «Энергия», 1977. 344 с. [M.A. Mikheev, I.M. Mikheeva, *Basics of the heat transfer*, (in Russian). Moscow: Energiya, 1977. 344 p.]
5. Кобельков В.Н., Улас В.Д., Федоров Р.М. Термодинамика и теплопередача / под ред. Р.М. Федорова. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. 328 с. [V.N. Kobekov, V.D. Ulas, R.M. Fedorov, *Thermodynamics and heat transfer*, (in Russian). Moscow, VVIA imeni prof. N.E. Zhukovskogo, 2004. 328 p.]
6. Панченко, С.Л. Теплообменники масляных систем двигателей летательных аппаратов и их расчет: учебное пособие. Воронеж: «Роза ветров», 2022. 94 с. [S.L. Panchenko, S.A. Tolstov, A.K. Aysin, *Heat exchangers of aerial vehicles engines oil systems and calculation*, (in Russian). Voronezh: Roza Vetrov, 2022, 94 p.]
7. Трянов, А.Е. Конструкция масляных систем авиационных двигателей: учебное пособие. Самара: Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета, 2007. 81 с. [A.E. Tryanov, *Design of aircraft engines oil systems: training manual*, (in Russian). Samara: Izdatel'stvo Samarского gosudarstvennogo tehnikeskogo universiteta, 2007, 81 p.]

8. Федоров Р.М., Мелик-Пашаев Н.И. Таблицы и диаграммы теплофизических величин и газодинамических функций. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1980. [R.M. Fedorov, N.I. Melic-Pashaev, *Tables and charts of thermo-physical quantities and gas-dynamic functions*, (in Russian). Moscow: Voennoe izdatel'stvo Ministerstva oborony SSSR, 1980.]

ОБ АВТОРАХ

ПАНЧЕНКО Сергей Леонидович, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж.

METADATA

Title: Intensification of oil cooling by installing an air-oil heat exchanger in the bypass duct of a bypass turbojet engine.

Authors, S.L. Panchenko¹

Affiliation:

Military Science Center of the Air Force "Prof. N.Y. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Military and Air Academy", Voronezh, Russia.

Email: ¹psl84@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 3 (100), pp. 3-14, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article substantiates the need to intensify the process of oil cooling in the oil systems of aircraft turbojet engines. Currently, an increase in the thrust of turbojet engines is achieved by increasing the air pressure ratio in the compressor and the gas temperature in front of the turbine. However, an increase in the values of these parameters leads to an increase in the thermal load of the engine elements, including rotor supports, which causes an increase in oil temperature. The oil systems of modern turbojet engines still use the same oils as several decades ago. Therefore, the intensification of the oil cooling process, which allows reducing its temperature, is the main way to preserve the lubricating properties. It is proposed to intensify the oil cooling process in the oil system of the bypass turbojet engine by installing an air-oil heat exchanger in the bypass duct. A thermal calculation of fuel-oil and air-oil heat exchangers has been carried out, the results of which show large values of the heat transfer coefficient when the oil is cooled by the bypass duct air.

Key words: bypass turbojet engine, oil cooling, fuel-oil heat exchanger, air-oil heat exchanger, heat transfer coefficient

About authors:

PANCHENKO, Sergey Leonidovich, Candidate of Technical Sciences, Assistant Professor at the Aircraft Engines Department of the Military Science Center of the Air Force "Prof. N.Y. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Military and Air Academy", Voronezh, Russia.