

МЕТОДИКА ТЕПЛОВОГО РАСЧЁТА ТЕПЛООБМЕННОГО АППАРАТА ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА ПЕРЕД КОМПРЕССОРОМ ДВИГАТЕЛЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЁТА

© 2022

С. Л. Панченко кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
psl84@mail.ru

Т. В. Грасько кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
grasko83@mail.ru

Обоснована возможность применения для двигателей воздушно-космических самолётов криогенного топлива, в частности водорода, обладающего более высокими энергетическими свойствами по сравнению с авиационным керосином. Доказана необходимость охлаждения воздуха перед входом в двигатель при высоких скоростях полёта летательного аппарата. Предложена конструкция теплообменного аппарата для охлаждения воздуха, поступающего на вход в компрессор, и разработана методика его теплового расчёта, необходимого при проектировании конструктивно-компоновочной схемы силовой установки воздушно-космического самолёта.

Тепловой расчёт; теплообменный аппарат; охлаждение воздуха; компрессор; двигатель; воздушно-космический самолёт

Цитирование: Панченко С.Л., Грасько Т.В. Методика теплового расчёта теплообменного аппарата для охлаждения воздуха перед компрессором двигателя воздушно-космического самолёта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 33-43.
DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-33-43

Введение

В настоящее время спектр задач, решаемых современными боевыми летательными аппаратами, расширяется. Они используются не только при решении задач в воздухе, но и в воздушно-космическом пространстве. При этом использование в силовых установках истребителей турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ), работающих на авиационном керосине, является проблематичным или невозможным. Это связано с тем, что использовать воздушно-реактивные двигатели данного типа возможно в ограниченных пределах по высоте полёта (H) и числу Маха (M). Из рис. 1 видно, что предел применения ТРДДФ, работающих на керосине, ограничивается числом M более 3. В области высоких скоростей полёта ($M > 4$) в результате аэродинамического нагрева происходит увеличение температуры конструкции летательного аппарата до 500...1000 °С (773...1273 К) [1]. Это приводит к превышению предела термической стабильности углеводородного топлива и началу его деструкции, что приводит к отказу системы топливопитания; использование обычного авиационного керосина в данном случае представляет большие проблемы.

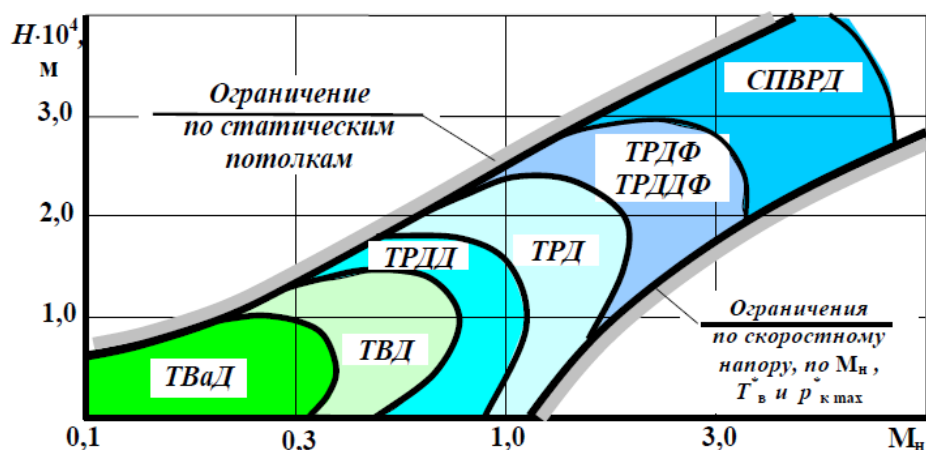


Рис. 1. Диапазон применения авиационных силовых установок с воздушно-реактивными двигателями

Для летательных аппаратов, выполняющих задачу в воздушно-космическом пространстве, необходимы силовые установки с другими типами двигателей, например, сверхзвуковыми прямоточными воздушно-реактивными двигателями (СПВРД) или ракетно-турбинными двигателями (РТД). Что касается топлива для данных двигателей, вышеизложенные факты уже давно привели к поискам альтернативы авиационному керосину. Одним из видов такой альтернативы является водород, который обладает улучшенными энергетическими показателями по сравнению с авиационным керосином [2]. Сравнительная характеристика энергетических показателей водорода и авиационного керосина приведена в табл. 1.

Таблица 1. Сравнительная характеристика показателей водорода и авиационного керосина

| Название и размерность параметра | Водород | Авиационный керосин |
|--|----------------|----------------------|
| Плотность жидкого топлива, кг/м ³ (при температуре, К) | 70,8 (20,3) | 775...840 (293) |
| Плотность газа (пара), кг/м ³ (при температуре 293 К и давлении 101325 Па) | 0,0846 | 7,0 |
| Температура кипения, К | 20,3 | 400...590 |
| Теплотворная способность (низшая теплота сгорания), МДж/кг | 120 | 42,9...43,3 |
| Теплота парообразования при температуре кипения, Дж/кг | 457 | 260...280 |
| Удельная газовая постоянная, Дж/(кг·К) | 4124,4 | 42,6...56,8 |
| Хладоресурс (кДж/кг) (при нагреве до температуры, К) | 13030 (923) | 1330...1370 (623) |

Из табл. 1 видно, что водород обладает высокими по сравнению с авиационным керосином энергетическими показателями, в частности, теплотворной способностью, теплотой парообразования, удельной газовой постоянной и хладоресурсом.

Большее значение удельной газовой постоянной, которая, как известно, равна работе 1 кг газа при изменении его температуры на 1 К в условиях постоянного давления [3], даёт возможность применить водород не только как топливо, но и как рабочее тело для пароводородной турбины, что позволит полностью использовать тепловую энергию, полученную при сгорании топлива для создания реактивной силы тяги.

Высокое значение хладоресурса позволяет использовать водородное топливо для охлаждения воздуха на входе в двигатель (перед компрессором) и элементов горячей части двигателя. Однако в газообразном состоянии водород имеет малую плотность, поэтому его выгоднее использовать в сжиженном состоянии при охлаждении до криогенных температур. Сжиженный водород имеет низкую температуру кипения (около

20,3 К) и большое давление. Это приводит к необходимости создания хорошо теплоизолированных и герметичных баков и топливной системы в целом.

В СССР, в конструкторском бюро Туполева, велись работы над созданием самолёта, который может работать на жидком водороде. Так, на базе самолета Ту-154 была построена летающая лаборатория, лётные испытания которой начались более 30 лет назад. В качестве топлива применялся жидкий водород, на котором работал двигатель НК-89, размещённый в мотогондole с правой стороны и заменённый в дальнейшем на экспериментальный двигатель НК-88. Было проведено 5 полётов, первый состоялся в апреле 1988 года [4]. Полёты доказали возможность применения в авиации криогенных топлив, в частности, водорода. Кроме этого, под руководством В.М. Мясищева осуществлялись подобные разработки уже в воздушно-космической отрасли. Предполагалось создание перспективного воздушно-космического самолета М-19 с комбинированной силовой установкой на водородном топливе [2].

В статье предлагается методика расчёта теплообменного аппарата, необходимого для охлаждения водородом воздуха, поступающего на вход в двигатель (перед компрессором) при больших числах M полёта.

Постановка задачи

Установка теплообменного аппарата в канале воздухозаборника воздушно-космического самолёта обусловлена необходимостью охлаждения воздуха перед компрессором, поскольку при $M > 4...5$ происходит его нагрев. Например, температура воздуха на входе в двигатель при $M = 5$ в параметрах заторможенного потока составляет 1250 К [2], что близко к значению температур процессов в камере сгорания. Известно [5; 6], что полезная работа воздушно-реактивного двигателя и его КПД зависят от степени повышения давления воздуха в компрессоре (π_k^*). При этом символ «*» означает, что характеристики даются в параметрах заторможенного потока.

При $\pi_k^* = 1$ работа термодинамического цикла равна нулю. Учитывая, что процесс повышения давления в компрессоре является политропным, для данного процесса можно, с учётом определения степени повышения давления, записать следующее выражение [5; 6]:

$$\pi_k^* = \frac{p_k^*}{p_b^*} = \left(\frac{T_k^*}{T_b^*} \right)^{\frac{n}{n-1}}, \quad (1)$$

где π_k^* – степень повышения давления в компрессоре; p_b^*, p_k^* – давление воздуха на входе и за компрессором соответственно, Па; T_b^*, T_k^* – температура воздуха на входе и за компрессором соответственно, К; n – показатель политропы, для воздуха $n \approx 1,5$.

Характеристики, входящие в выражение (1), даются в параметрах заторможенного потока.

Из (1) видно, что при значении температуры воздуха на входе в компрессор T_b , близком к значению температуры за компрессором T_k (это происходит при больших числах M полёта), значение степени повышения давления приближается к единице. Но при $\pi_k^* = 1$ работа цикла воздушно-реактивного двигателя становится равной нулю и двигатель «вырождается». Поэтому температуру T_b необходимо снижать, производя охлаждение воздуха. Данное охлаждение обеспечивает возрастание степени повышения давле-

ния в компрессоре, чем достигается увеличение полезной работы и улучшение термодинамического цикла, а также обеспечивается защита конструкции самого компрессора от высоких температур, что особенно важно при длительном полёте с числами $M > 4 \dots 5$ [2].

Охлаждение воздуха в канале воздухозаборника осуществляется за счёт хладоресурса жидкого водорода, при этом он кипит, отнимая теплоту от воздуха, и меняет своё агрегатное состояние с жидкого на газообразное. В дальнейшем энергия водорода перед подачей его в камеру сгорания может быть использована для работы пароводородной турбины.

Самым простым типом теплообменного аппарата для охлаждения воздуха в канале воздухозаборника является теплообменник витой конструкции (рис. 2).

Аппарат представляет собой трубу, закрученную в спираль с определённым шагом s между витками. При этом витая труба 1 теплообменника навита наружной поверхностью на внутреннюю поверхность стенки корпуса воздухозаборника 2 в виде спирали (змеевика). При этом диаметр змеевика D примерно равен внутреннему диаметру корпуса воздухозаборника. Жидкий водород из топливной системы подаётся в витую трубу теплообменника в направлении, противоположном движению воздуха, водород кипит внутри трубы, охлаждая её стенку, после чего выходит из теплообменника в газообразном состоянии. При этом воздух, проходящий по воздухозаборнику и обтекающий снаружи витую трубу теплообменника, охлаждается.

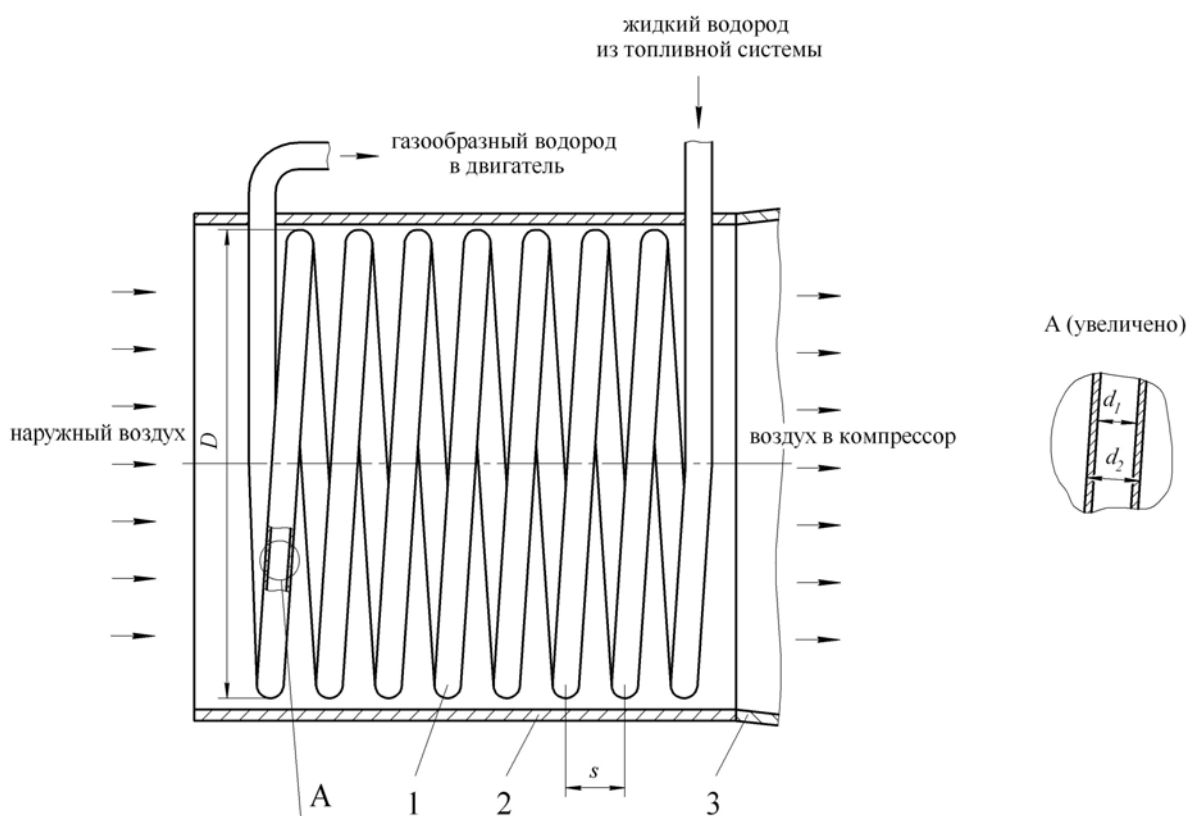


Рис. 2. Теплообменный аппарат витой конструкции для охлаждения воздуха перед компрессором:
 1 – витая труба теплообменника (змеевик); 2 – корпус воздухозаборника; 3 – корпус компрессора;
 D – диаметр змеевика витой трубы теплообменника; s – шаг витков;
 d_1, d_2 – внутренний и наружный диаметры витой теплообменной трубы соответственно

Полный расчёт теплообменного аппарата, включая тепловой, конструктивный, гидравлический и т.п., представляет собой сложную задачу, поскольку ему должен предшествовать выбор теплоносителей и схемы их движения, расходов теплоносителей, их начальных и конечных температур и др. Данные параметры определяются назначением и конструкцией объекта, в котором предполагается использовать теплообменник. В первую очередь выполняется тепловой расчёт, заключающийся в нахождении необходимой площади поверхности теплообмена.

При проведении расчёта задаются значения шага витков s , внутреннего d_1 и наружного d_2 диаметров трубы теплообменного аппарата (рис. 2).

Методика теплового расчёта теплообменного аппарата

При проведении расчёта предполагается, что поступивший в теплообменник жидкий водород закипает в трубе при температуре кипения (20,3 К) и при выходе из теплообменника полностью превращается в газообразный. Соответственно максимальное значение теплового потока, которое может быть передано от кипящего водорода охлаждаемому воздуху, может быть определено по формуле:

$$Q = rG_{\text{H}_2}, \quad (2)$$

где Q – тепловой поток, Вт; r – теплота парообразования водорода, Дж/кг; G_{H_2} – расход водорода, поступающего в теплообменник из топливной системы, кг/с.

Необходимая площадь поверхности теплообмена определяется в соответствии с уравнением теплопередачи [3; 7]:

$$F = \frac{Q}{k\Delta T_{\text{cp}}}, \quad (3)$$

где k – коэффициент теплопередачи, Вт/(м²·К); ΔT_{cp} – средняя разность температур по всей поверхности теплообмена, К.

Для определения средней разности температур изобразим схему движения теплоносителей (рис. 3). Средняя разность температур определяется следующим образом:

$$\Delta T_{\text{cp}} = \frac{\Delta T_1 - \Delta T_2}{\ln \frac{\Delta T_1}{\Delta T_2}} = \frac{(T_{\text{в1}} - T_{\text{H}_2}) - (T_{\text{в2}} - T_{\text{H}_2})}{\ln \frac{(T_{\text{в1}} - T_{\text{H}_2})}{(T_{\text{в2}} - T_{\text{H}_2})}}, \quad (4)$$

где $T_{\text{в1}}$ – температура воздуха на входе в воздухозаборник двигателя, К; $T_{\text{в2}}$ – температура охлаждённого воздуха, поступающего в компрессор, К; T_{H_2} – температура кипения водорода, К.

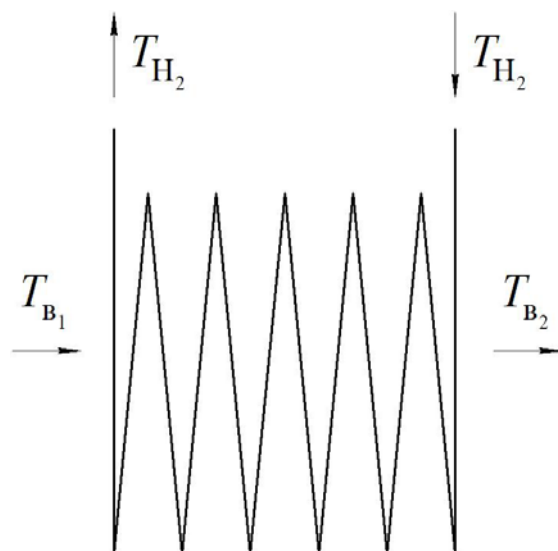


Рис. 3. Схема движения теплоносителей

Коэффициент теплопередачи, входящий в уравнение (3), для витых (змеевиковых) трубчатых теплообменных аппаратов, используемых в криогенной технике, определяется по формуле [8]:

$$k = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} \frac{d_2}{d_1} + \frac{1}{\alpha_2}}, \quad (5)$$

где α_1 – коэффициент теплоотдачи внутри трубы теплообменника (в данном случае от кипящего водорода к стенке трубы), Вт/($m^2 \cdot K$); α_2 – коэффициент теплоотдачи снаружи трубы теплообменника (в данном случае от стенки охлаждаемому воздуху), Вт/($m^2 \cdot K$); d_1, d_2 – внутренний и наружный диаметры теплообменной трубы, м.

В формуле (5) не учитываются величины, входящие в термическое сопротивление стенки теплообменной трубы (толщина стенки и коэффициент теплопроводности материала трубы). Данное допущение для теплообменных аппаратов низкотемпературных установок справедливо вследствие малой толщины стенок труб и высокого значения коэффициента теплопроводности материала [8].

Значения коэффициентов теплоотдачи α_1 и α_2 зависят от многочисленных факторов (скоростей движения теплоносителей, их физических и теплофизических свойств, геометрических характеристик канала и т.п.). Рассчитываются данные коэффициенты с использованием теории подобия – определяется критерий Нуссельта, представляющий собой безразмерный коэффициент теплоотдачи. Для определения данного критерия, в зависимости от конкретных условий процесса теплообмена, используются эмпирические зависимости между критериями подобия – критериальные уравнения [3].

Жидкий водород подаётся в витую трубу теплообменника из топливной системы (рис. 3). Внутри трубы происходит его кипение, в результате чего он отнимает теплоту от воздуха, проходящего по каналу воздухозаборника и поступающего в компрессор двигателя. Теплоотдача при кипении представляет собой сложный процесс [7; 9]. Вследствие этого расчёт коэффициента теплоотдачи α_1 , входящего в формулу (3), представляет собой

наиболее сложный этап теплового расчёта теплообменника. В общем случае, при кипении теплоносителя в трубах необходимо учитывать два фактора, определяющих интенсивность теплообмена между кипящим веществом и стенкой, а именно:

- собственно процесс пузырькового кипения с интенсивным перемешиванием жидкости у стенки быстрорастущими пузырьками пара;
- конвективный теплообмен при вынужденном течении теплоносителя в канале.

Количественной мерой влияния данных факторов на результирующую интенсивность теплообмена являются соответственно: α_q – коэффициент теплоотдачи при пузырьковом кипении в большом объёме, то есть при отсутствии вынужденного течения, Вт/(м²·К); α_w – коэффициент теплоотдачи при вынужденном течении в трубе без изменения агрегатного состояния теплоносителя, Вт/(м²·К).

Результирующий коэффициент теплоотдачи может быть определён по формуле:

$$\alpha_1 = \sqrt{\alpha_q^2 + \alpha_w^2}. \quad (6)$$

При расчёте величины α_q можно использовать формулу Лабунцова для пузырькового кипения в большом объёме [7]:

$$\alpha_q = 0,075 \left(1 + 10 \left(\frac{\rho_r}{\rho_{ж} - \rho_r} \right)^{0,66} \right) \left(\frac{\lambda_{ж}^2 \rho_{ж}}{\sigma T_s} \right)^{0,33} q^{0,66}, \quad (7)$$

где ρ_r – плотность газообразной фазы теплоносителя (в данном случае водорода) при температуре кипения, кг/м³; $\rho_{ж}$ – плотность жидкой фазы теплоносителя (водорода) при температуре кипения, кг/м³; $\lambda_{ж}$ – коэффициент теплопроводности жидкой фазы водорода при температуре кипения, Вт/(м·К); σ – коэффициент поверхностного натяжения жидкого водорода, Н/м; T_s – температура кипения водорода на линии насыщения, К; q – удельный тепловой поток между кипящим водородом и стенкой трубы при пузырьковом кипении, Вт/м², который можно определить по формуле:

$$q = \alpha_q (T_{ст} - T_{H_2}), \quad (8)$$

где $T_{ст}$ – средняя температура стенки трубы теплообменника, которую в данном случае можно определить следующим образом:

$$T_{ст} = \frac{T_{H_2} + 0,5(T_{B1} - T_{B2})}{2}. \quad (9)$$

Подставляя (8) в (7), после преобразований получим:

$$\alpha_q = 0,00049 \left(1 + 10 \left(\frac{\rho_r}{\rho_{ж} - \rho_r} \right)^{0,66} \right)^{2,94} \left(\frac{\lambda_{ж}^2 \rho_{ж}}{\sigma T_s} \right) (T_{ст} - T_{H_2})^{1,94}, \quad (10)$$

Для расчёта величины α_w при турбулентном режиме течения двухфазной смеси можно использовать следующее выражение [7]:

$$\alpha_w = \frac{\lambda_{ж}}{d_1} \left(0,023 \text{Re}_{ж}^{0,8} \text{Pr}_{ж}^{0,4} \right) \sqrt{1 + x \left(\frac{\rho_{ж}}{\rho_{г}} - 1 \right)}, \quad (11)$$

где $\text{Re}_{ж}$, $\text{Pr}_{ж}$ – критерии Рейнольдса и Прандтля для жидкой фазы водорода; x – степень сухости.

Поскольку в данном случае весь водород превращается в пар, степень сухости $x = 1$, в связи с чем формулу (11) можно преобразовать к виду:

$$\alpha_w = \frac{\lambda_{ж}}{d_1} \left(0,023 \text{Re}_{ж}^{0,8} \text{Pr}_{ж}^{0,4} \right) \sqrt{\frac{\rho_{ж}}{\rho_{г}}}.$$

Критерий Рейнольдса для жидкой фазы водорода вычисляется следующим образом:

$$\text{Re}_{ж} = \frac{4G_{\text{H}_2} \rho_{ж}}{\pi d_1 \mu_{ж}},$$

где G_{H_2} – массовый расход водорода, кг/с; $\mu_{ж}$ – динамическая вязкость жидкой фазы водорода при температуре кипения, Па·с.

Критерий Прандтля для жидкой фазы водорода вычисляется следующим образом:

$$\text{Pr}_{ж} = \frac{c_{рж} \mu_{ж}}{\lambda_{ж}},$$

где $c_{рж}$ – удельная изобарная теплоёмкость жидкого водорода при температуре кипения, Дж/(кг·К).

Вычислив в соответствии с вышеописанной методикой коэффициенты α_q и α_w , по формуле (6) возможно определить коэффициент теплоотдачи α_1 .

Поскольку труба теплообменника рассматривается в виде змеевика, для определения окончательного значения коэффициента теплоотдачи от кипящего водорода к стенке трубы необходимо коэффициент α_1 , рассчитанный по формуле (6), умножить на поправочный коэффициент ε , определяемый по следующей формуле [10]:

$$\varepsilon = 1 + 1,77 \frac{d_1}{R}, \quad (12)$$

где R – радиус змеевика, м.

Формулу (12) можно также представить в виде:

$$\varepsilon = 1 + 3,54 \frac{d_1}{D},$$

где D – диаметр змеевика, м (см. рис. 2).

Значение коэффициента теплоотдачи от стенки трубы теплообменника охлаждаемому воздуху α_2 зависит от геометрии витков теплообменной трубы. Так, если шаг витков s (см. рис. 2) равен наружному диаметру трубы d_2 или превышает его не более чем в 1,2 раза [8], то критерий Нуссельта можно определить по следующему выражению:

$$Nu = 0,04 Re^{0,85},$$

для которого критерий Рейнольдса определяется следующим образом [8]:

$$Re = \frac{2Vd_2\rho_v}{\mu_v},$$

где V – скорость воздуха, м/с; ρ_v – плотность воздуха при средней температуре, кг/м³; μ_v – динамическая вязкость воздуха при средней температуре, Па·с.

Зная критерий Нуссельта, находим коэффициент теплоотдачи от стенки трубы теплообменника охлаждаемому воздуху [8]:

$$\alpha_2 = \frac{Nu\lambda_v}{2d_2},$$

где λ_v – коэффициент теплопроводности воздуха при средней температуре, Вт/(м·К).

Далее в соответствии с формулой (5) находим коэффициент теплопередачи k . Подставляя найденные ранее значения Q и ΔT_{cp} в (3), определяем необходимую площадь поверхности теплообмена F . Зная значение данной площади, можно произвести конструктивный расчёт теплообменного аппарата для охлаждения воздуха на входе в двигатель с помощью кипящего водорода, определить его размеры.

Заключение

Для воздушно-космического самолёта, совершающего длительный полёт при больших скоростях ($M > 4$), охлаждение воздуха, поступающего на вход в двигатель, необходимо для увеличения степени повышения давления в компрессоре и, соответственно, полезной работы термодинамического цикла.

Процесс охлаждения предлагается осуществлять за счёт хладоресурса топлива – жидкого водорода. Это происходит в трубчатом теплообменном аппарате витого типа, установленном в канале воздухозаборника силовой установки. Разработанная методика теплового расчёта теплообменника позволит найти необходимую площадь поверхности теплообмена, зная которую, возможно рассчитать конструктивные параметры – длину трубы и число витков. Зная их значения, возможно определить длину воздухозаборника, что необходимо при проектировании конструктивно-компоновочной схемы силовой установки воздушно-космического самолёта.

Библиографический список

1. Вакулин А.Ю., Грасько Т.В. Методика расчёта термогазодинамических характеристик водородсодержащего углеводородного топлива для силовой установки воздушно-космического самолёта // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 3 (89). С. 45-51.

2. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Издание академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996. 213 с.
3. Кобельков В.Н., Улас В.Д., Федоров Р.М. Термодинамика и теплопередача. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. 322 с.
4. Туполев А.А. Ту летит на водороде // Наука и жизнь. 1989. № 1. С. 33-34.
5. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. 366 с.
6. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.
7. Солодов А.П. Тепломассообмен в энергетических установках. Инженерные методы расчёта: учебное пособие. М.: Издательство МЭИ, 2015. 124 с.
8. Архаров А.М., Буткевич К.С., Головинцов А.Г., Кулаков В.М., Марфенина И.В. Техника низких температур. М.-Л.: Энергия, 1964. 448 с.
9. Гогонин И.И., Шемагин И.А., Будов В.М., Дорохов А.Р. Теплообмен при плёночной конденсации и плёночном кипении в элементах оборудования АЭС. М.: Энергоатомиздат, 1993. 208 с.
10. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия, 1977. 344 с.

METHODOLOGY FOR THERMAL CALCULATION OF THE HEAT EXCHANGER FOR COOLING THE AIR AT THE INTAKE OF THE AEROSPACE PLANE ENGINE COMPRESSOR

© 2022

- S. L. Panchenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engines; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; psl84@mail.ru
- T. V. Gras'ko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engines; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; grasko83@mail.ru

The tasks performed by modern military aircraft are currently expanding, as they are solved both in the air and in the aerospace, at high altitudes and at high flight speeds. However, in this case, the use of turbojet engines operation on aviation kerosene is not possible because of the high temperatures of aircraft structural elements due to aerodynamic heating that leads to the destruction of kerosene and the impossibility of using it as fuel. It is necessary to search for alternative fuel options, one of which is cryogenic fuel. This article substantiates the possibility of using cryogenic fuel, in particular hydrogen, for aerospace plane engines. Hydrogen has higher energetic qualities compared to aviation kerosene. The necessity of cooling the air before it enters the engine at high flight speeds of the aircraft has been proved. A design of the heat exchanger for cooling the air entering the compressor is proposed, and a method for its thermal calculation is developed, which is necessary when designing the structural layout of aerospace plane propulsion system.

Thermal calculation; heat exchanger; air cooling; compressor; engine; aerospace plane

Citation: Panchenko S.L., Gras'ko T.V. Methodology for thermal calculation of the heat exchanger for cooling the air at the intake of the aerospace plane engine compressor. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 33-43. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-33-43

References

1. Vakulin A.Y., Gras'ko T.V. Methodology for calculating the thermogasdynamic characteristics of a hydrogen-containing hydrocarbon fuel for a propulsion system of an aerospace aircraft. *Vestnik UGATU*. 2020. V. 24, no. 3 (89). P. 45-51. (In Russ)
2. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Propulsion systems of hypersonic and aerospace planes]. Moscow: Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky Publ., 1996. 213 p.
3. Kobel'kov V.N., Ulas V.D., Fedorov R.M. *Termodinamika i teploperedacha* [Thermodynamics and heat transfer]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2004. 322 p.
4. Tupolev A.A. Tu flying on hydrogen. *Nauka i Zhizn'*. 1989. No. 1. P. 33-34. (In Russ)
5. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 1* [Theory of aircraft engines. Part 1]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2005. 366 p.
6. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aircraft engines. Part 2]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2006. 448 p.
7. Solodov A.P. *Teplomassoobmen v energeticheskikh ustanovkakh. Inzhenernye metody rascheta: uchebnoe posobie* [Heat and mass transfer in power plants: engineering calculation methods]. Moscow: MPEI Publ., 2015. 124 p.
8. Arkharov A.M., Butkevich K.S., Golovintsov A.G., Kulakov V.M., Marfenina I.V. *Tekhnika nizkikh temperature* [Cryoengineering]. Moscow-Leningrad: Energiya Publ., 1964. 448 p.
9. Gogonin I.I., Shemagin I.A., Budov V.M., Dorokhov A.R. *Teploobmen pri plenochnoy kondensatsii i plenochnom kipenii v elementakh oborudovaniya AES* [Heat exchange during film condensation and film boiling in NPP equipment elements]. Moscow: Energoatomizdat Publ., 1993. 208 p.
10. Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Basics of heat transfer]. Moscow: Energiya Publ., 1977. 344 p.