

## **THERMAL CALCULATOIN OF HYDROGEN FUEL GASIFIER HEAT EXCHANGER FOR AIRSPACE AIRCRAFT ENGINE**

S. L. Panchenko

*Military study and science center of Air Force «Prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin military and air academy»  
psl84@mail.ru*

*Submitted 2022, July 13*

**Abstract.** In article is justified the possibility of alternative to aircraft kerosene cryogenic fuel using for airspace aircraft engines, in particular hydrogen. The necessity of cooling the air in front of the engine compressor at high flight speeds of this aircraft is proved. The necessity liquid hydrogen gasification before feeding into the engine combustion chamber is substantiated. The design of gasifier heat exchanger of liquid hydrogen, in which due to the heat of hydrogen vaporization, the air entering the compressor is cooled, is suggested. The methodology of gasifier heat exchanger thermal calculation is devise.

**Keywords:** griogenic fuel; liquid hydrogen; gasifier heat exchanger; thermal calculation; airspace aircraft engine.

## **ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ ТЕПЛООБМЕННИКА-ГАЗИФИКАТОРА ВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА**

С. Л. Панченко

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

*psl84@mail.ru*

*Поступила в редакцию 13.07.2022*

**Аннотация.** Обоснована возможность применения альтернативного авиационному керосину криогенного топлива для двигателей воздушно-космических самолетов, в частности, водорода. Доказана необходимость охлаждения воздуха перед компрессором двигателя при высоких скоростях полета данного летательного аппарата. Обоснована необходимость газификации жидкого водорода перед подачей в камеру сгорания двигателя. Предложена конструкция теплообменника-газификатора жидкого водорода, в котором за счет теплоты парообразования водорода охлаждается воздух, поступающий на вход в компрессор. Разработана методика теплового расчета теплообменника-газификатора.

**Ключевые слова:** криогенное топливо; жидкий водород; теплообменник-газификатор; тепловой расчет; двигатель воздушно-космического самолета.

## ВВЕДЕНИЕ

Современные летательные аппараты военного назначения используются при решении боевых задач не только в воздухе, но и в воздушно-космическом пространстве (в частности, в стратосфере). При этом использование в силовых установках воздушно-космических летательных аппаратов турбореактивных двигателей с форсажной камерой сгорания, применяемых на самолетах истребительно-штурмовой авиации и работающих на авиационном керосине, является проблематичным или вовсе невозможным, поскольку данные двигатели характеризуются ограниченными пределами по высоте полета ( $H$ ) и числу Маха полета ( $M$ ). Предел применения турбореактивных двигателей, использующих керосин в качестве топлива, ограничивается числом  $M$  чуть более 3 [1]. В области высоких скоростей полета ( $M > 4$ ) в результате аэродинамического нагрева происходит увеличение температуры конструкции летательного аппарата до 500...1000 °С [2]. Это приводит к сильному нагреву авиационного керосина, превышению предела термической стабильности и началу его деструкции со смолообразованием, иными словами, использование обычного керосина в данном случае представляет большие проблемы.

В связи с этим для летательных аппаратов, выполняющих боевую задачу в воздушно-космическом пространстве, необходимы силовые установки с другими типами двигателей, например, сверхзвуковыми прямоточными воздушно-реактивными двигателями или ракетно-турбинными двигателями. Что касается топлива для таких двигателей, вышеизложенные факты уже давно привели к поискам альтернативы авиационному керосину. Одной из альтернатив является водород, который обладает улучшенными энергетическими показателями по сравнению с авиационным керосином [3].

Например, теплотворная способность водорода в 3 раза выше, чем у керосина, значит, при сгорании водорода выделится в 3 раза больше тепловой энергии, чем от сгорания той же массы керосина. Соответственно, можно получить большие по значению, чем при сгорании керосина, кинетическую энергию реактивной струи и силу тяги. Удельная газовая постоянная, которая, как известно, равна работе 1 кг газа при изменении его температуры на 1 К в условиях постоянного давления [4], у водорода в 100 раз больше, чем у керосина, что дает возможность применения водорода не только как топлива, но и как движителя для пароводородной турбины. Применение турбины, приводящейся во вращение за счет паров водорода, позволит не тратить тепловую энергию, полученную при сгорании топлива, на приведение турбины в движение и полностью использовать ее только для создания реактивной силы тяги. По сравнению с керосином водород характеризуется также большим значением хладоресурса, что позволяет применять водородное топливо для охлаждения воздуха на входе в двигатель (перед компрессором), а также элементов горячей части двигателя.

Однако в газообразном состоянии водород имеет малую плотность, вследствие чего более выгодно использовать сжиженным и охлажденным до криогенных температур. Сжиженный водород имеет очень низкие температуры кипения (около минус 253 °С) и большое давление, из-за чего необходимо создание хорошо теплоизолированных и герметичных баков для его хранения, а также трубопроводов и других элементов и топливной системы. Однако достоинства данного вида криогенного топлива интересовали авиационных специалистов еще в советское время.

В России, еще со времен СССР, учеными из ОАО «Туполев» велись работы над созданием самолета, который может работать на жидком водороде, а в ОАО «СНТК имени Н. Д. Кузнецова» проводились работы для создания двигателя данного самолета. Совместными усилиями на базе самолета Ту-154 была построена летающая лаборатория, летные испытания которой начались более 30 лет назад, в конце 1980-х годов. В качестве топлива применялся жидкий

водород, на котором работал двигатель НК-89, размещенный в гондоле с правой стороны и замененный в дальнейшем на экспериментальный двигатель НК-88. Было проведено 5 полетов, первый состоялся в апреле 1988 года [5]. Данные полеты доказали возможность применения в авиации криогенных топлив, в частности, водорода. Кроме этого, под руководством В. М. Мясищева осуществлялись разработки уже в воздушно-космической отрасли. Предполагалось создание перспективного воздушно-космического самолета М-19 с комбинированной силовой установкой на водородном топливе [2].

Однако распад СССР и экономические реформы 1990-х годов привели к прекращению финансирования работ по созданию летательных аппаратов на криогенном топливе, и они были остановлены. Несмотря на это, наша страна занимает передовые позиции в направлении использования криогенного топлива в авиации и обладает большими возможностями для создания воздушно-космических самолетов, особенно в настоящее время, когда наблюдается развитие воздушно-космических сил.

Если применительно к гражданской авиации был хотя бы построен и опробован самолет Ту-155, то касаясь воздушно-космических самолетов, работающих на криогенном топливе, идея постройки М-19 не была воплощена, как и не было построено ни одного подобного летательного аппарата для воздушно-космических сил. В настоящее время, когда необходимость осуществления боевых задач возникает и в воздушно-космическом пространстве, и невозможности по вышеуказанным причинам использования при больших высотах и скоростях полета чистого авиационного керосина, вопрос создания воздушно-космического самолета и его силовой установки, работающий на криогенном топливе, в частности водороде, является актуальным.

В данной статье предлагается методика расчета теплообменника-газификатора криогенного топлива (жидкого водорода), являющегося, помимо турбонасосного агрегата, одной из основных частей криогенной топливной системы. Жидкий водород перед подачей в двигатель необходимо газифицировать (превращать в газообразный), а установка применяемого с этой целью теплообменника предлагается на входе в двигатель, перед компрессором, поскольку при больших числах  $M$  полета происходит аэродинамический нагрев воздуха до высоких температур и его необходимо охлаждать с целью увеличения эффективности термодинамического цикла работы двигателя, а значит и силы тяги.

#### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При работе с двигателем НК-88 самолета Ту-155 – летающей лаборатории на базе Ту-154 – было сделано заключение, что вопрос газификации водорода, то есть превращения его из жидкого в газообразное состояние, стоит особенно остро. Подача жидкого водорода в камеру сгорания представляет большую трудность, поскольку в данном случае необходима идеальная тепловая изоляция трубопроводов от насоса к камере сгорания, при малейшем нарушении которой жидкий водород будет сразу переходить в газообразный. Но даже при идеальной тепловой изоляции трубопроводов всегда имеет место небольшая окружная неравномерность температуры потока воздуха от компрессора на входе в камеру сгорания ( $\Delta T = 5 \dots 8$  °С), при этом жидкий водород, поступающий в форсунки, расположенные по окружности, может нагреваться в разных форсунках по-разному и находиться в различных фазовых состояниях. Это может привести к неравномерной подаче водорода через форсунки, пульсации расхода и давления и большой неравномерности температурного поля перед турбиной. Исключить фазовые превращения водорода можно, за счет создания больших давлений на всех режимах работы двигателя, но это приведет к повышенным требованиям к насосам. Поэтому предпочтительной является схема с газификацией водорода. Потребные давления за насосом в этом случае

в 2...3 раза ниже, чем при схеме подачи водорода в жидком состоянии. Также не требуется идеальная изоляция трубопроводов, поскольку его переход из одного состояния в другое осуществляется в теплообменнике-газификаторе [6].

Выбор места теплообменного аппарата для газификации (испарения) жидкого водорода также является немаловажным вопросом. Одним из вариантов его расположения является входное устройство (воздухозаборник) двигателя. Установка теплообменного аппарата на входе в двигатель воздушно-космического самолета, в воздухозаборнике, обусловлена необходимостью охлаждения воздуха перед компрессором, поскольку при  $M > 4...5$  происходит его сильный аэродинамический нагрев. Например, температура воздуха на входе в двигатель при  $M = 5$  в параметрах заторможенного потока составляет 1250 К [2], что довольно близко к значению температуры процессов в камере сгорания. Известно, что полезная работа воздушно-реактивного двигателя и его КПД зависят от степени повышения давления воздуха в компрессоре ( $\pi_k^*$ ). При этом символ (\*) означает, что характеристики даются в полных параметрах (заторможенного потока) [4, 7].

При  $\pi_k^* = 1$  работа термодинамического цикла равна нулю. Учитывая, что процесс сжатия воздуха в компрессоре является политропным, близким к адиабатному, можно для данного процесса, с учетом определения степени повышения давления, записать в параметрах заторможенного потока следующее выражение [4, 7]:

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

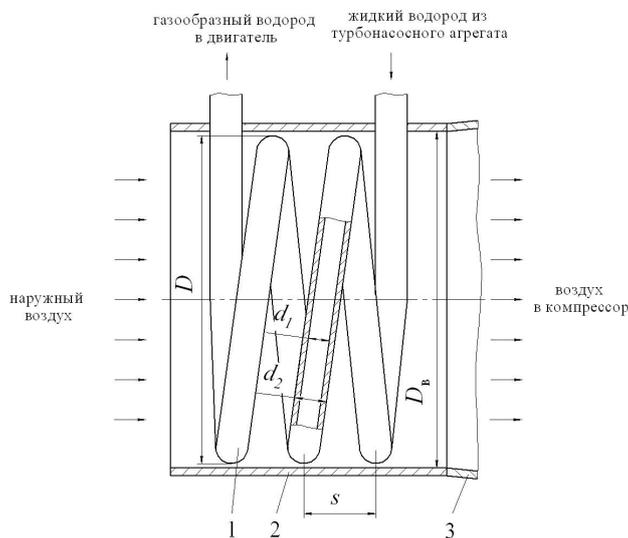
где  $\pi_k^*$  – степень повышения давления в компрессоре;  $p_b^*, p_k^*$  – давление воздуха на входе в компрессор и за компрессором соответственно, Па;  $T_b^*, T_k^*$  – температура воздуха на входе в компрессор и за компрессором соответственно, К;  $n$  – показатель политропы, для воздуха  $n \approx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

Из (1) видно, что при значении температуры на входе в компрессор  $T_b^*$ , близком к значению температуры за компрессором  $T_k^*$ , что и происходит при больших числах  $M$  полета, значение степени повышения давления приближается к единице. Но при  $\pi_k^* = 1$  работа цикла воздушно-реактивного двигателя становится равной нулю и двигатель «вырождается» [1, 7, 8]. Поэтому температуру  $T_b^*$  необходимо снижать, производя охлаждение воздуха. Данное охлаждение обеспечивает возрастание отношения температуры  $T_k^*$  к температуре  $T_b^*$ , что в соответствии с формулой (1) обеспечивает рост степени повышения давления в компрессоре  $\pi_k^*$ , чем достигается увеличение полезной работы и улучшение термодинамического цикла, а также обеспечивается защита конструкции самого компрессора от высоких температур, что особенно важно при крейсерском полете с числами  $M > 4...5$  [3].

Охлаждение воздуха перед компрессором (в воздухозаборнике) двигателя осуществляется за счет хладоресурса жидкого водорода, который, как говорилось выше, необходимо газифицировать, при этом водород кипит, отнимая теплоту от воздуха, и превращается из жидкого в газообразный.

Самым простым типом теплообменника-газификатора жидкого водорода, одновременно являющегося охладителем воздуха в воздухозаборнике двигателя, является витой (змеевиковый) (рис. 1). Данный теплообменный аппарат представляет собой трубу, закрученную в спираль (витую трубу) с определенным шагом между витками. При этом труба теплообменника 1 навита наружной поверхностью на внутреннюю поверхность стенки корпуса воздухозаборника 2, и диаметр змеевика  $D$  примерно равен внутреннему диаметру корпуса воздухозаборника  $D_b$ . Жидкий водород с помощью качающего узла турбонасосного агрегата, в качестве которого,

как и на двигателе НК-88, предлагается использовать шнекоцентрибежный насос [6], подается в витую трубу теплообменника в направлении, противоположном движению воздуха, кипит внутри трубы, охлаждая ее стенку, а через стенку и обтекающий трубу воздух, после чего выходит из трубы в газообразном состоянии. Воздух, проходящий по воздухозаборнику и обтекающий снаружи трубу теплообменника, охлаждается.



**Рис. 1.** Теплообменник-газификатор жидкого водорода витого (змеевикового) типа, установленный в воздухозаборнике двигателя:

*1 – витая труба теплообменника; 2 – корпус воздухозаборника; 3 – корпус компрессора;*  
*s – шаг витков;  $d_1, d_2$  – соответственно внутренний и наружный диаметры теплообменной трубы;*  
 *$D, D_{\text{в}}$  – соответственно диаметры змеевика и воздухозаборника*

Полный расчет теплообменника, 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 расчет, заключающийся в нахождении необходимой площади поверхности теплообмена. Далее, когда значение данной площади определено, производятся конструктивный и прочностной расчеты для определения итоговых размеров теплообменника, а также гидравлический расчет. При проведении расчета витого теплообменника-газификатора жидкого водорода, расположенного перед компрессором двигателя воздушно-космического самолета, необходимо задаться значениями его геометрических характеристик – внутреннего  $d_1$ , мм и наружного  $d_2$ , мм, диаметров трубы, шага витков  $s$ , мм, а также диаметра змеевика, который примерно равен диаметру воздухозаборника, ( $D \approx D_{\text{в}}$ ), м.

#### РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ ТЕПЛООБМЕННИКА-ГАЗИФИКАТОРА ЖИДКОГО ВОДОРОДА

При проведении расчета предполагается, что поступивший в теплообменник-газификатор жидкий водород закипает, кипит 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:

$$Q = r G_{H_2}, \quad (2)$$

где  $Q$  – тепловой поток, Вт;  $r$  – теплота парообразования водорода, Дж/кг;  $G_{H_2}$  – массовый расход жидкого водорода, поступающего в теплообменник из турбонасосного агрегата, кг/с.

Расход жидкого водорода  $G_{H_2}$ , поступающего в теплообменник-газификатор, равен производительности шнекоцентробежного насоса, зависящей от частоты вращения его рабочего колеса, которая может регулироваться системой автоматического управления (САУ) двигателем [6].

Необходимая площадь поверхности теплообмена определяется в соответствии с основным уравнением теплопередачи [4, 9]:

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

где  $k$  – коэффициент теплопередачи, Вт/(м·К);  $\Delta T_{cp}$  – средняя разность температур по всей поверхности теплообмена (средний температурный напор), °С.

Для определения среднего температурного напора изобразим схему движения теплоносителей (рис. 2).

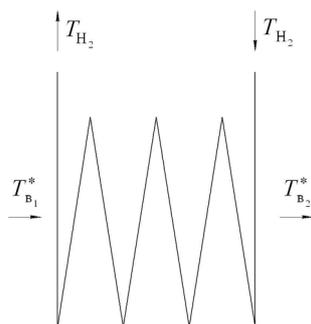


Рис. 2. Схема движения теплоносителей

Средняя разность температур определяется следующим образом:

$$\Delta T_{cp} = \frac{\Delta T_1 - \Delta T_2}{\ln \frac{\Delta T_1}{\Delta T_2}} = \frac{(T_{B1}^* - T_{H_2}) - (T_{B2}^* - T_{H_2})}{\ln \frac{(T_{B1}^* - T_{H_2})}{(T_{B2}^* - T_{H_2})}}, \quad (4)$$

где  $T_{B1}^*$  – температура воздуха на входе в двигатель, К;  $T_{B2}^*$  – температура охлажденного воздуха на входе в компрессор, К;  $T_{H_2}$  – температура кипения водорода, К.

Коэффициент теплопередачи  $k$ , Вт/(м·К), входящий в уравнение (3), для витых трубчатых теплообменных аппаратов, используемых в криогенной технике, определяется по формуле [10]:

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

где  $\alpha_1$  – коэффициент теплоотдачи внутри трубы теплообменника (в данном случае от кипящего водорода к стенке трубы), Вт/(м<sup>2</sup>·К);  $\alpha_2$  – коэффициент теплоотдачи снаружи трубы теплообменника (в данном случае от стенки к охлаждаемому воздуху), Вт/(м<sup>2</sup>·К);  $d_1, d_2$  – соответственно внутренний и наружный диаметры теплообменной трубы, м.

При этом величина коэффициента теплопередачи  $k$ , определяемого по формуле (5), отнесена к внутренней поверхности трубы, кроме того, в данной формуле не учитываются величины, входящие в термическое сопротивление стенки теплообменной трубы (толщина стенки и коэффициент теплопроводности материала трубы). Данное допущение для низкотемпературных теплообменных аппаратов справедливо вследствие малой толщины стенок труб и высокого значения коэффициента теплопроводности материала труб [10].

Значения коэффициентов теплоотдачи  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  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 [4, 11].

С помощью качающего узла турбонасосного агрегата, представляющего собой шнекоцентробежный насос, жидкий водород подается в витую трубу теплообменника-газификатора при температуре кипения (см. рис. 1, 2). Внутри трубы происходит кипение водорода, в результате чего он отнимает теплоту от воздуха, проходящего через воздухозаборник и поступающего в компрессор двигателя. Теплоотдача при кипении представляет собой сложный процесс [9, 12], вследствие чего расчет коэффициента теплоотдачи  $\alpha_1$ , входящего в формулу (3), представляет собой наиболее трудный этап теплового расчета теплообменника-газификатора. В общем случае, при кипении теплоносителя в трубах необходимо учитывать два фактора, определяющих интенсивность теплообмена между кипящим веществом и стенкой [9]:

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

Количественной мерой влияния данных факторов на результирующую интенсивность теплообмена являются соответственно:

- $\alpha_q$  – коэффициент теплоотдачи при пузырьковом кипении в большом объеме, то есть при отсутствии вынужденного течения, Вт/(м<sup>2</sup>·К);
- $\alpha_w$  – коэффициент теплоотдачи при вынужденном течении в трубе без изменения агрегатного состояния теплоносителя, Вт/(м<sup>2</sup>·К).

Результирующий коэффициент теплоотдачи может быть определен по формуле:

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

При расчете величины  $\alpha_q$  можно использовать формулу Лабунцова для пузырькового кипения в большом объеме [9]:

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

где  $\rho_{\Gamma}$  – плотность газообразной фазы теплоносителя (водорода) при температуре кипения, кг/м<sup>3</sup>;  $\rho_{\text{ж}}$  – плотность жидкой фазы теплоносителя (водорода) при температуре кипения, кг/м<sup>3</sup>;  $\lambda_{\text{ж}}$  – коэффициент теплопроводности жидкой фазы водорода при температуре кипения, Вт/(м·К);  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения жидкого водорода, Н/м;  $\mu_{\text{ж}}$  – динамическая вязкость жидкой фазы водорода при температуре кипения, Па·с;  $T_s$  – температура кипения водорода на линии насыщения (принимается равной температуре кипения  $T_{\text{H}_2}$ ), К;  $q$  – удельный тепловой поток между кипящим водородом и стенкой трубы при пузырьковом кипении, Вт/м<sup>2</sup>, который применительно к 1 м<sup>2</sup> теплообменной поверхности можно определить по формуле (1).

При расчете величины  $\alpha_w$  при турбулентном режиме течения двухфазной смеси можно использовать следующее выражение [9]:

$$\alpha_w = \frac{\lambda_{\text{ж}}}{d_1} \left( 0,023 Re_{\text{ж}}^{0,8} Pr_{\text{ж}}^{0,4} \right) \sqrt{1 + x \left( \frac{\rho_{\text{ж}}}{\rho_{\Gamma}} - 1 \right)}, \quad (8)$$

где  $Re_{\text{ж}}$ ,  $Pr_{\text{ж}}$  – критерии Рейнольдса и Прандтля для жидкой фазы теплоносителя (водорода);  $x$  – степень сухости жидкой фазы теплоносителя; поскольку в данном случае весь жидкий водород превращается в газообразный,  $x = 1$ .

Критерий Рейнольдса вычисляется следующим образом:

$$Re_{\text{ж}} = \frac{4G_{\text{H}_2}}{\pi d_1 \mu_{\text{ж}}}. \quad (9)$$

Критерий Прандтля вычисляется следующим образом:

$$Pr_{\text{ж}} = \frac{c_{\text{рж}} \mu_{\text{ж}}}{\lambda_{\text{ж}}}, \quad (10)$$

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

Вычислив в соответствии с вышеописанной методикой коэффициенты  $\alpha_q$  и  $\alpha_w$ , по формуле (6) возможно определить коэффициент теплоотдачи  $\alpha_1$ .

Поскольку труба теплообменника является не прямой, а витой в виде змеевика, для определения окончательного значения коэффициента теплоотдачи от кипящего водорода к стенке трубы необходимо коэффициент  $\alpha_1$ , рассчитанный по формуле (6), умножить на поправочный коэффициент  $\varepsilon$ , определяемый по следующей формуле [9, 11, 12]:

$$\varepsilon = 1 + 1,77 \frac{d_1}{R_{\text{cp}}}, \quad (11)$$

где  $R_{\text{cp}}$  – средний радиус змеевика, м,

$$R_{\text{cp}} = \frac{D - d_2}{2}, \quad (12)$$

где  $D$  – диаметр змеевика, м (см. рис. 1).

При определении коэффициента теплоотдачи от стенки трубы теплообменника-газификатора к охлаждаемому воздуху  $\alpha_2$  нужно руководствоваться зависимостями, характерными для поперечного обтекания воздухом расположенных друг за другом труб. Применительно к обтеканию воздухом витой трубы ее витки также представляют собой трубы, расположенные друг за другом на одинаковом расстоянии, равном шагу витков  $s$  и имеющие одинаковый диаметр, равный наружному диаметру  $d_2$ . Еще при исследовании газификации водорода с целью расчета теплообменника двигателя НК-88, создаваемого для летающей лаборатории Ту-155, при расчете процесса теплообмена воздуха с обтекаемыми им трубами возникли трудности, так как в имеющейся литературе не было найдено удовлетворительных экспериментальных данных по теплоотдаче при поперечном обтекании труб, расположенных друг за другом. Поэтому ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» совместно с ЦИАМ были проведены эксперименты по поперечному обтеканию однорядного пучка труб [6, 13]. В результате при разных значениях относительного шага витков  $s/d_2$  были получены зависимости, представляющие собой критериальные уравнения для определения критерия Нуссельта, следующего вида [6]:

– при  $s/d_2 = 1,25$ :

$$Nu = 0,073Re^{0,695}, \quad (13)$$

– при  $s/d_2 = 1,6$ :

$$Nu = 0,08Re^{0,69}, \quad (14)$$

– при  $s/d_2 = 1,75$ :

$$Nu = 0,083Re^{0,69}, \quad (15)$$

– при  $s/d_2 = 2,0$ :

$$Nu = 0,093Re^{0,69}, \quad (16)$$

– при  $s/d_2 = 3,0$ :

$$Nu = 0,083Re^{0,692}. \quad (17)$$

Для расчета коэффициента теплоотдачи от стенки трубы теплообменника-газификатора к охлаждаемому воздуху  $\alpha_2$  применительно к воздухозаборнику воздушного космического самолета, летающего на сверхзвуковых скоростях, также воспользуемся полученными экспериментально зависимостями (13)–(17). При этом критерий Рейнольдса воздуха определяется по наружному диаметру витой трубы теплообменника [6]:

$$Re = \frac{Vd_2}{\nu}, \quad (18)$$

где  $V$  – скорость воздуха, м/с;  $\nu$  – кинематическая вязкость воздуха при средней температуре, м<sup>2</sup>/с.

Коэффициент теплоотдачи  $\alpha_2$  также определяется по наружному диаметру трубы:

$$\alpha_2 = \frac{Nu\lambda_B}{d_2}, \quad (19)$$

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

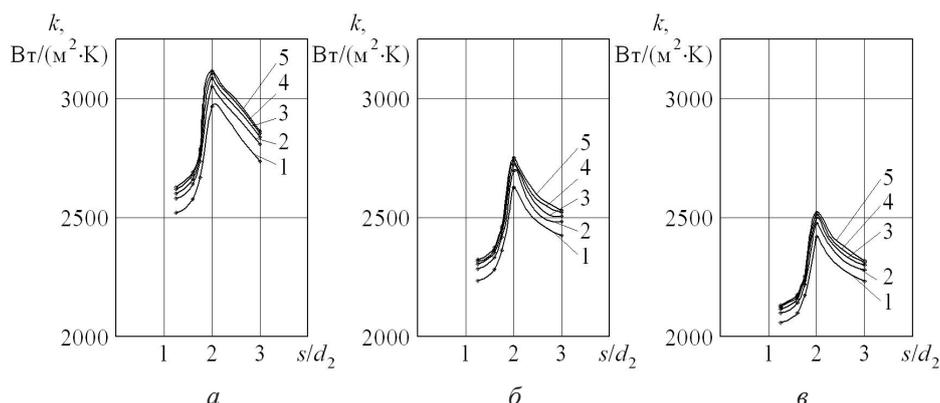
После нахождения коэффициента теплоотдачи  $\alpha_2$  в соответствии с формулой (5) определяется коэффициент теплопередачи  $k$ . Подставляя найденные ранее значения  $Q$  и  $\Delta T_{cp}$  в формулу (3), определяем необходимую площадь поверхности теплообмена  $F$ . Далее необходимо определить длину трубы теплообменника:

$$l = \frac{F}{\pi d_1} \quad (20)$$

Подставив (20) в (5), получим формулу для расчета длины трубы теплообменника:

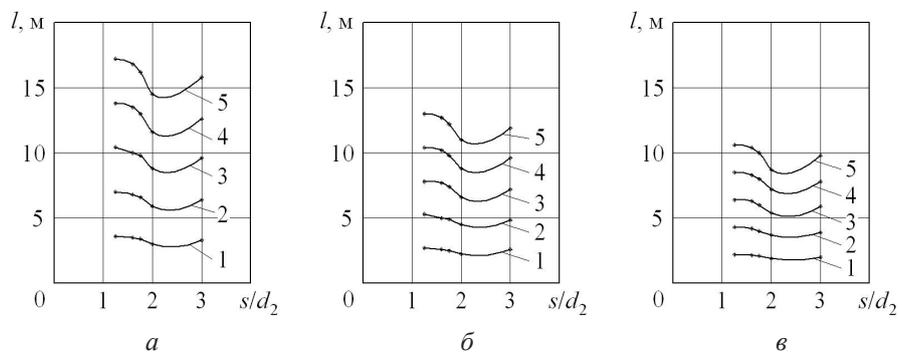
$$l = \frac{Q}{\pi d_1 k \Delta T_{cp}} \quad (21)$$

На рис. 3 и 4 представлены полученные в результате расчета в соответствии с вышеприведенной методикой графики зависимости коэффициента теплопередачи  $k$ , Вт/(м<sup>2</sup>·К) и длины трубы теплообменника-газификатора  $l$ , м от относительного шага витков  $s/d_2$  и расхода жидкого водорода  $G_{H_2}$ , кг/с, при различных значениях внутреннего диаметра витой трубы теплообменника  $d_1$ , м. Расчет проводился при числе Маха полета  $M = 5$ , температуре охлажденного воздуха на входе в компрессор  $T_{в2}^* = 500$  К, давлении жидкого водорода в теплообменнике 5 кгс/см<sup>2</sup> и диаметре воздухозаборника 0,95 м.



**Рис. 3.** График зависимости коэффициента теплопередачи  $k$ , Вт/(м<sup>2</sup>·К), от относительного шага витков  $s/d_2$  и расхода жидкого водорода  $G_{H_2}$ , кг/с:

*a* – при  $d_1 = 0,02$  м; *б* – при  $d_1 = 0,02$  м; *в* – при  $d_1 = 0,02$  м; 1 –  $G_{H_2} = 0,1$  кг/с; 2 –  $G_{H_2} = 0,2$  кг/с; 3 –  $G_{H_2} = 0,3$  кг/с; 4 –  $G_{H_2} = 0,4$  кг/с; 5 –  $G_{H_2} = 0,5$  кг/с



**Рис. 4.** График зависимости длины трубы  $l$ , м, от относительного шага витков  $s/d_2$  и расхода жидкого водорода  $G_{H_2}$ , кг/с:

*a* – при  $d_1 = 0,02$  м; *б* – при  $d_1 = 0,02$  м; *в* – при  $d_1 = 0,02$  м; 1 –  $G_{H_2} = 0,1$  кг/с; 2 –  $G_{H_2} = 0,2$  кг/с; 3 –  $G_{H_2} = 0,3$  кг/с; 4 –  $G_{H_2} = 0,4$  кг/с; 5 –  $G_{H_2} = 0,5$  кг/с

Также из рис. 3 видно, что значение коэффициента теплопередачи  $k$  возрастает при увеличении расхода жидкого водорода, так как в этом случае происходит увеличение скорости его движения в витой трубе, при этом возрастает значение критерия Рейнольдса, а значит, коэффициента  $\alpha_w$  и, соответственно, коэффициента теплоотдачи  $\alpha_1$ , однако обратная зависимость коэффициента  $\alpha_w$  и внутреннего диаметра трубы  $d_1$  (см. выражение (8)), в итоге приводит к снижению коэффициента теплопередачи  $k$  при увеличении значения  $d_1$ .

Из рис. 4 видно, что длина витой трубы  $l$  возрастает при увеличении расхода жидкого водорода, так как в соответствии с формулой (2) прямо пропорционально расходу растет значение теплового потока  $Q$ , передаваемого водороду, а значит, согласно формуле (21), будет увеличиваться и длина трубы, так как коэффициент теплопередачи при росте расхода жидкого водорода увеличивается не так сильно по сравнению с самим расходом (см. рис. 3). При увеличении значения внутреннего диаметра трубы  $d_1$  ее длина в соответствии с формулой (21) будет уменьшаться, что видно из рис. 4.

Что касается зависимости коэффициента теплопередачи  $k$  от шага витков  $s/d_2$ , то при его значении, равном единице, витки трубы будут касаться друг друга, и воздух не будет их полностью обтекать, соответственно, площадь поверхности теплообмена не будет использована полностью. При увеличении относительного шага витков до величины примерно  $s/d_2 = 2,5$  увеличивается размер вихря в потоке воздуха между соседними витками, что способствует разрушению пограничного слоя и увеличению критерия Нуссельта, а соответственно, и коэффициента теплоотдачи  $\alpha_2$ , а значит, и коэффициента теплопередачи  $k$ . Дальнейшее увеличение относительного шага приводит к снижению среднего значения критерия Нуссельта, так как в пространстве между витками появляются зоны отрыва потока воздуха. Это приводит к тому, что при  $s/d_2 \geq 5,0$  значение критерия Нуссельта снижается еще в большей степени и приближается к величине, определяемой для одиночной прямой трубы [6]. В связи с данным обстоятельством, а также учитывая, что тепловой поток через стенку теплообменника-газификатора криогенного топлива в основном определяется именно теплоотдачей снаружи трубы (коэффициент теплоотдачи  $\alpha_2$  меньше коэффициента  $\alpha_1$  примерно на порядок, что было подтверждено расчетами), целесообразно выбирать такой относительный шаг витков, при котором значение критерия Нуссельта и соответственно, коэффициента теплоотдачи  $\alpha_2$ , было максимальным. Необходимо также учитывать тот факт, что увеличение относительного шага приводит к увеличению длины теплообменника, а значит воздухозаборника и двигателя в целом, что приводит к росту габаритов и массы силовой установки, а также летательного аппарата в целом.

Таким образом, большее значение внутреннего диаметра трубы и оптимальное значение шага  $s$  и соответственно, относительного шага  $s/d_2$ , обеспечит наименьшую длину трубы  $l$  теплообменника-газификатора, а значит и самого теплообменника, в также воздухозаборника и двигателя в целом.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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

Процесс охлаждения осуществляется за счет хладоресурса топлива – жидкого водорода, который необходимо превращать в газообразный вследствие того, что подача водорода в камеру сгорания в жидком состоянии представляет собой сложную задачу. Газификация водорода, который при этом охлаждает воздух, поступающий в двигатель, происходит, в витом теплообменнике-газификаторе, установленном в канале воздухозаборника силовой установки. Разра-

ботанная методика теплового расчета теплообменника позволит найти необходимую площадь поверхности теплообмена, зная которую, возможно рассчитать геометрические параметры – длину трубы, число и шаг витков, а также подобрать оптимальные размеры теплообменника с учетом обеспечения необходимой для газификации водорода и охлаждения воздуха интенсивности процесса теплообмена. По геометрическим параметрам теплообменника-газификатора определяются размеры воздухозаборника, что необходимо при проектировании конструктивно-компоновочной схемы силовой установки воздушно-космического самолета.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Даниленко Н. В., Кривель П. М. Теория авиационных двигателей. Часть 1. Иркутск: ИВВАИУ, 2006. 294 с. [ N. V. Danilenko, P. M. Krivel, *The theory of aircraft engines. Part 1*, (in Russian). Irkutsk: IVVAIU, 2006. ]
2. Вакулин А. Ю., Грасько Т. В. Методика расчета термодинамических характеристик водородсодержащего углеводородного топлива для силовой установки воздушно-космического самолета // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 3 (89). С. 45–51. [ A. Y. Vakulin, T. V. Grasko, "Methodology for calculating the thermogasdynamic characteristics of a hydrogen-containing hydrocarbon fuel for a propulsion system of an aerospace aircraft", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 24, no. 3 (89), pp. 45-51, 2020. ]
3. Нечаев Ю. Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Академия космонавтики им. К. Э. Циолковского, 1996. 213 с. [ Yu. N. Nechaev, *Propulsion systems of hypersonic and aerospace aircrafts*, (in Russian). Moscow: Academia kosmonavtiki im. K. E. Tsiolkovskogo, 1996. ]
4. 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. Kobel'kov, V. D. Ulas, R. M. Fedorov, *Thermodynamics and heat transfer*, (in Russian). R. M. Fedorov (ed.). Moscow: VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo, 2004. ]
5. Туполев А. А. Ты летит на водороде // Наука и жизнь. 1989. № 1. С. 33–34. [ A. A. Tupolev, "Tu flying on hydrogen", (in Russian), in *Nauka i zhizn'*, no. 1, pp. 33–34, 1989. ]
6. Системы топливоснабжения и регулирования авиационных ГТД на криогенном топливе: электрон. учеб. пособие / В. Н. Орлов [и др.] / под ред. Е. В. Шахматова. Самара: СГАУ, 2013. [ V. N. Orlov, et al., *Fuel supply and regulation systems of cryogenic fuel gas turbine aircraft engines: electronic manual training*, (in Russian). E. V. Shakhmatov (ed.). Samara: SGAU, 2013. ]
7. Теория авиационных двигателей. Часть 1. / Ю. Н. Нечаев [и др.]. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2006. 366 с. [ Yu. N. Nechaev, et al., *The theory of aircraft engines. Part 1*, (in Russian). Moscow: VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo, 2006. ]
8. Теория авиационных двигателей. Часть 2. / Ю. Н. Нечаев [и др.]. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2006. 448 с. [ Yu. N. Nechaev, et al., *The theory of aircraft engines. Part 2*, (in Russian). Moscow: VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo, 2006. ]
9. Солодов А. П. Учебное пособие по курсам «Тепломассообмен», «Тепломассообмен в оборудовании АЭС». Электронный курс «Тепломассообмен в энергетических установках: Инженерные методы расчета». М.: МЭИ, 2015. 124 с. [ A. P. Solodov, *Training manual on the course "Heat and mass transfer", "Heat and mass transfer in NPP equipment", Electronic course "Heat and mass transfer in power plants: engineering calculation methods"*, (in Russian). Moscow: MEI, 2015. ]
10. Техника низких температур / А. М. Архаров [и др.]. М., Л.: Энергия, 1964. 448 с. [ A. M. Arkharov, et al., *Low temperature technique*, (in Russian). Moscow, Leningrad: Energiya, 1964. ]
11. 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. ]
12. Теплообмен при пленочной конденсации и пленочном кипении в элементах оборудования АЭС / И. И. Гогонин [и др.]; под ред. В. Е. Накорякова. М.: Энергоатомиздат, 1993. 208 с. [ I. I. Gogonin, et al., *Heat exchange during film condensation and film boiling in nuclear power plant equipment elements*, (in Russian). V. E. Nakoryakov (ed.). Moscow: Energoatomizdat, 1993. ]
13. Антонов А. Н. Расчетно-экспериментальное исследование гидравлики и теплообмена в трубных пучках, обтекаемых неограниченным потоком // Техн. отчет НТК «Авиамотор» при ЦИАМ. № 30208/3. 1989. [ A. N. Antonov, "Calculational and experimental study of hydraulics and heat transfer in tube bundles streamlined by an unlimited flow", (in Russian), in *Tekhn. Otchet NTK «Aviamotor» pri CIAM*, no. 30208/3, 1989. ]

#### ОБ АВТОРЕ

**ПАНЧЕНКО Сергей Леонидович**, канд. техн. наук, доц. каф. авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». Дипл. инженера (ВГТА, 2006). Иссл. в обл. теплообменных процессов в элементах авиационных двигателей.

**PANCHENKO, Sergey Leonidovich**, Cand. of Tech. Sci., Assoc. Prof., Dept. of Aviation engines of Military science center of Air Force "Prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin military and air academy". Dipl. engineer (VGTA, 2006).

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 3 (97), pp. 126-137, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).