

## ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕПЛООБМЕННИКА ГАЗИФИКАТОРА КРИОГЕННОГО ТОПЛИВА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Зрелов В.А., Некрасова С.О., Сивуха Д.В.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва  
(Самарский университет)

*Ключевые слова:* криогенное топливо, газотурбинный двигатель, двухфазное течение, потери давления.

В настоящее время актуальной задачей является применение в авиации альтернативных видов топлива, в частности, жидкого водорода и сжиженного природного газа. Первые практические результаты таких работ были успешно реализованы в конструкции двигателей НК-88 и НК-89, созданных в ОАО СНТК им. Н.Д. Кузнецова [1].

Так как основная камера сгорания криогенного авиационного двигателя работает на газообразном топливе, важной проблемой является обеспечение устойчивой работы криогенной системы топливопитания, одним из компонентов которой является теплообменник-газификатор (ТОГ), осуществляющий газификацию криогенного топлива, хранящегося на борту летательного аппарата и подаваемого топливным насосом в жидком состоянии.

В ТОГ подогрев криогенного топлива, происходит с помощью внешнего обдува контура ТОГ продуктами сгорания. Данный способ подогрева обуславливает расположение теплообменника газификатора за турбиной, что дополнительно позволяет снизить требуемую площадь и габариты ТОГ. Таким образом, в ТОГ при воздействии внешнего теплоподвода осуществляется переход криогенного топлива из одного фазового состояния в другое. Необходимо отметить, что для криогенных жидкостей характерна нелинейная зависимость плотности, вязкости и теплоемкости от температуры, что и обуславливает склонность теплообменных аппаратов для нагрева криогенных сред к неустойчивым режимам работы. Неустойчивые режимы проявляются в виде пульсационных явлений или аperiodических колебаний давления, при этом важно, что гидродинамические характеристики теплообменного устройства резко изменяются. Это выражается в резком уменьшении величины потерь давления с ростом расхода криогенного топлива. В этой связи для различных режимов работы авиационного ГТД необходимо исследовать устойчивость работы ТОГ в докритической, околокритической и сверхкритической областях давления подачи криогенного топлива.

Целью данной работы является определение теплообменных и гидродинамических характеристик при процессе газификации такого криогенного топлива как водород. Для определения потерь давления в каналах ТОГ были выделены основные параметры криогенного топлива при подаче в ТОГ в докритической области давления водорода. Учтены особенности изменения режимных параметров течения водорода в процессе его испарения, поскольку в данных условиях может возникать не только увеличение вязкости криогенного топлива, но и резкое падение его плотности при подогреве.

Для оценки потерь давления в ТОГ рассмотрено течение насыщенного жидкого водорода при следующих параметрах: температура на входе в теплообменник  $T_1 = 25$  К, труба диаметром  $d = 10 \dots 16$  мм длиной  $L$ , м. Массовый расход водорода изменялся в диапазоне  $m = 0,085 \dots 0,67$  кг/с. К водороду добавляется тепло так, что доля пара линейно растет по длине трубы и на выходе из трубы равна  $x_2 = 1.0$ . Перепад давления на единицу длины канала при данном двухфазном течении с содержанием пара  $x$  определяется с помощью параметра Мартинелли  $\Phi_L$ :

$$\left(\frac{dP}{dL}\right)_{TP} = (1 - X)^{2-n} \Phi_L^2 \left(\frac{dP}{dL}\right)_0,$$

где параметр  $\Phi_L = \left[1 + \frac{c}{x} + \frac{1}{x^2}\right]^{1/2}$  зависит от гидродинамики жидкой и паровой фаз течения водорода в канале, устанавливаемого параметром Локхарда:

$$X^2 = \frac{(\Delta p / \Delta L)_L}{(\Delta p / \Delta L)_G} = \frac{C_L (Re_G)^m \rho_G}{C_G (Re_L)^n \rho_L} \left( \frac{1-x}{x} \right)^2$$

С учетом допущения, что величина подводимой теплоты по длине канала с водородом является постоянной, изменение степени сухости на единицу длины канала можно записать как:

$$\frac{dx}{dL} = \frac{(x_2 - x_1)}{L} = const$$

Для оценки потерь давления в двухфазных потоках применение вышеприведенных выражений ограничено необходимостью допущения о постоянной величине паросодержания или степени сухости  $x$ . Однако, в условиях течения в трубах криогенных жидкостей это не выполняется, так как разность температур между стенкой и объёмом жидкости составляет менее 50 К и происходит в условиях подвода теплоты, что приводит к выраженному режиму пузырькового кипения криогенной жидкости. В этих условиях доля пара или жидкости не является постоянной по всей длине проточного канала, т.к. происходит испарение по длине канала ТОГ (рис.1).

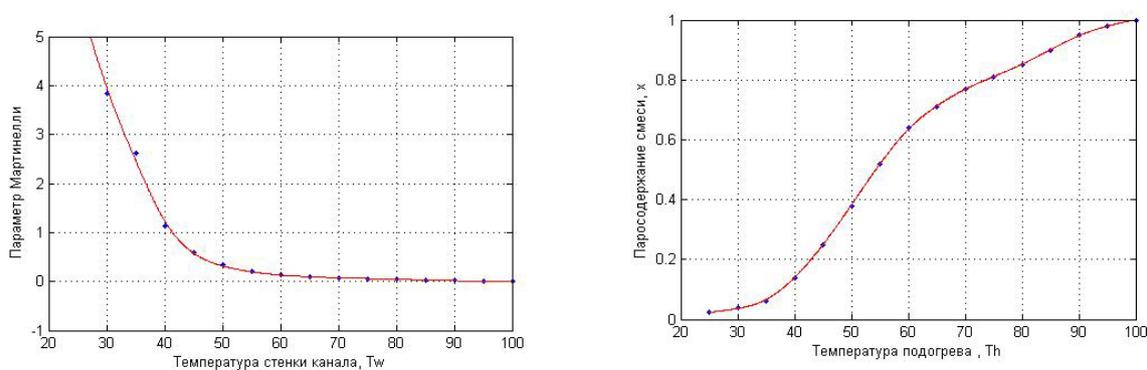


Рис. 1. Зависимости а) параметра Мартинелли и б) массового псевдопаросодержания  $x$  от среднemasовой температуры при давлении 50 бар

#### Выводы:

В результате проведенных исследований выявлена необходимость представления проточного канала ТОГ в виде участков с постоянной величиной паросодержания для которых проводятся вычисления методом последовательных приближений.

Итерационные расчёты возможно заменить методом определения гидравлических потерь с помощью величины псевдопаросодержания (рис.1) [2, 3]. При этом точность вычислений для случая неадиабатического течения водорода дает хорошее согласование с экспериментальными данными при значениях  $\alpha = f(X_{tt})$  вплоть до 90% [2,3].

#### Список литературы

1. Contreras S. Yigit K. Ozay and T.N. Veziroglu. Hydrogen as Aviation Fuel: Comparison With Hydrocarbon Fuels. Int. J. Hydrogen Energy, Vol. 22, No. 10/11, - pp. 1053- 1060, 1997.
2. M.R. Hatch and R. B. Jacobs Prediction of Pressure Drop in Two-Phase Single-Component Fluid Flow A.I.Ch.E. Journal Vol. 8, No. 1, p.18-25.
3. LIU Y et al. Airside pressure drop characteristics of three analogous serpentine tube heat exchangers considering heat transfer for aero-engine cooling, Chin J Aeronaut (2022), URL: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.04.004>.

#### Сведения об авторе

Зрелов Владимир Андреевич, д.т.н., профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов

Некрасова Светлана Олеговна, к.т.н., доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей

Сивуха Дмитрий Витальевич, лаборант – исследователь лаборатории криогенной техники, Научно-образовательный центр газодинамических исследований (НОЦ ГДИ – 209)

**FEATURES OF OPERATION AND DESIGN OF THE CRYOGENIC FUEL GASIFIER  
HEAT EXCHANGER OF A GAS TURBINE ENGINE**

Zrelov V.A., Nekrasova S.O., Sivuha D.V.  
Samara University

*Keywords: cryogenic fuel, gas turbine engine, two-phase flow, pressure loss.*

Currently, an urgent task is the use of alternative fuels in aviation, in particular, liquid hydrogen and liquefied natural gas. The first practical results of such work were successfully implemented in the design of the NK-88 and NK-89 engines created at the N.D. Kuznetsov SSTC OJSC [1].