

## Экспериментальное исследование теплогидравлических характеристик трактов охлаждения камер сгорания с предельными параметрами оребрения энергосиловых установок

© В.П. Александренков, Н.Н. Зубков, Д.А. Ягодников,  
Н.Я. Ирьянов, А.В. Сухов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Представлены результаты экспериментального исследования теплогидравлических характеристик тракта охлаждения камер сгорания тепловых энергетических установок с предельно высокой степенью оребрения, получаемого методом деформирующего резания. Показана работоспособность трактов применительно к задачам охлаждения конструкций высокотемпературных энергоустановок, их надежной теплозащиты даже в условиях пленочного кипения охладителя.*

**Ключевые слова:** кольцевой тракт охлаждения, оребрение камеры сгорания, деформирующее резание, окружное течение, теплогидравлические характеристики.

**Введение.** При использовании в промышленности тепловых энергоустановок и газопламенных технологий часто возникает проблема теплозащиты высокотемпературных камер сгорания и газогенерирующих устройств энергосиловых установок (ЭСУ), решением которой является интенсификация теплоотдачи (ИТ) в теплообменниках и трактах охлаждения. Наиболее распространенным и перспективным способом ИТ считается развитие теплоотдающей поверхности в сочетании с миниатюризацией характерных геометрических параметров теплообменных поверхностей вплоть до уровня известных пористых структур [1]. Однако существующие технологические возможности производства не всегда удовлетворяют необходимым требованиям к предельному и оптимальному выполнению параметров оребрения.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана разработана оригинальная технология деформирующего резания (ДР), обеспечивающая предельно высокие уровни оребрения с достаточно стабильными геометрическими параметрами [2]. Метод основан на сочетании двух физических процессов — разрушения и целенаправленной пластической деформации материала заготовки. Метод деформирующего резания и инструмент для его реализации запатентованы в России и за рубежом [3].

Процесс ДР (рис. 1, а) заключается в подрезании материала поверхностного слоя главной режущей кромкой и последующей де-

формации подрезанного слоя передней поверхностью инструмента. Вспомогательная кромка инструмента, на которой процесс резания исключен, определяет окончательное положение подрезанного слоя на заготовке. На поверхности формируется развитый рельеф в виде чередующихся ребер (рис. 1, б), представляющих собой стружку, не отделившуюся от заготовки по своей узкой стороне. Установлены взаимосвязи процесса ДР, которые позволили предложить зависимости для аналитического расчета режимов обработки и геометрических параметров инструмента, обеспечивающих получение макрорельефа в виде ребер с заранее заданными геометрическими характеристиками.

В настоящее время метод ДР имеет разнообразные области использования. Основной является интенсификация теплообмена в ЭСУ, причем за счет многократного возрастания площади поверхности, а также особенностей получаемого рельефа, эффективный коэффициент теплоотдачи по сравнению с гладкой поверхностью может быть увеличен в несколько раз. Микрооребрение листовых материалов с межреберным зазором в несколько микрометров использовано для получения конструкционных капиллярно-пористых структур тепловых труб [2].

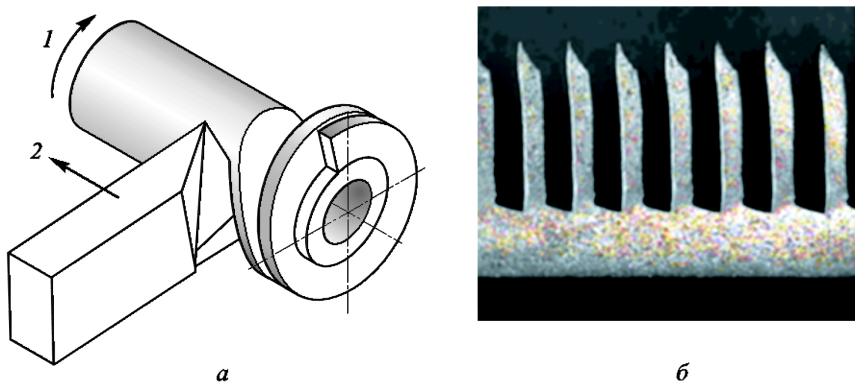


Рис. 1. Схема ДР на трубной заготовке (а) и характерный профиль оребрения, получаемого ДР (б):

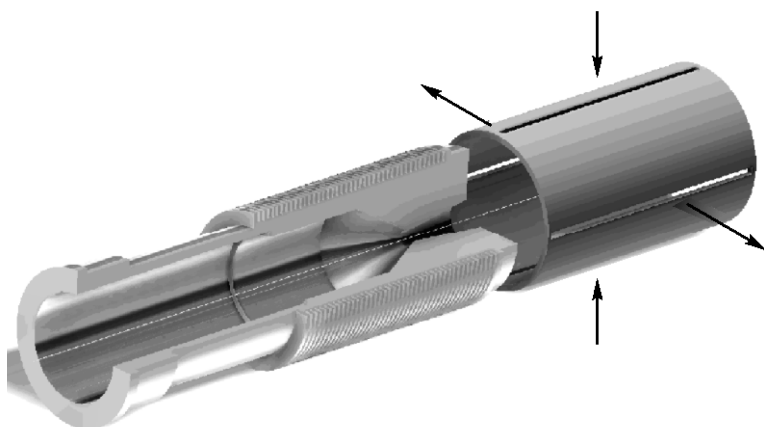
1 — главное движение ДР; 2 — движение подачи

На основе двусторонне оребренной трубы создана конструкция оригинального микрощелевого компактного высокоэффективного теплообменника, в котором получаемый ДР-технологией профиль оребрения потребовал принципиально иной схемы организации течения охладителя. Вместо классического продольного (осевого) течения вдоль ребер здесь реализуется окружное течение теплоносителя в межреберных каналах. В конструкции теплообменника использован принцип движения теплоносителя по части окружности. Этот же принцип может быть использован, например, для системы охлажде-

ния камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с двумя подводящими и двумя отводящими осевыми коллекторами, что обеспечивает движение охлаждающего агента по 1/4 части окружности камеры сгорания. На рис. 2 изображена схема, отображающая принцип работы такой системы охлаждения. Стрелками на рисунке обозначены подача и отвод охладителя. Для понимания принципа движения теплоносителя кожух, выполняющий функцию продольных коллекторов, условно сдвинут вдоль оси.

Особенностью такого исполнения тракта охлаждения является организация окружного течения охладителя в межреберных каналах с продольной его раздачей и сбором по всей длине камеры подобно известной схеме межканальной транспирации жидкости через пористый материал [4, 5].

Рассматриваемая технология ДР-оребрения может быть распространена и на решение других задач в области теплозащиты конструкций высокотемпературных энергоустановок и теплообменных аппаратов.



**Рис. 2.** Схема охлаждения камеры ЖРД на основе оребрения, полученного по технологии ДР

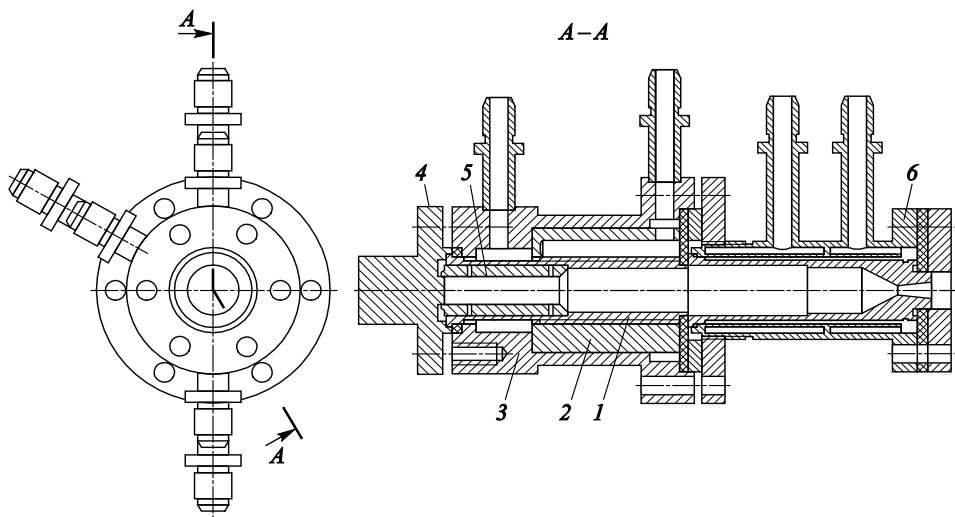
Ввиду особенностей исполнения такого оребрения, его геометрических параметров, качества поверхности, схемы течения и т. п., следует ожидать своеобразного характера протекающих теплообменных процессов, температурного состояния конструкции, а также зависимостей теплогидравлических характеристик (ТГХ) выполняемых трактов от режимов нагрева и охлаждения. Эти обстоятельства обусловили необходимость экспериментального исследования подобных трактов. Целью данной работы является определение ТГХ для ДР-трактов и подтверждение возможности их применения для теплозащиты конструкций ЭСУ и теплообменных аппаратов.

**Конструкция камеры сгорания ЭСУ и методика эксперимента.** Конструкция экспериментальной модели камеры ЭСУ состоит из двух независимо охлаждаемых частей: газогенератора и соплового блока, необходимого для обеспечения требуемого давления (рис. 3). Объектом исследования является элемент кольцевого тракта охлаждения цилиндрического типа, выполненный по технологии ДР.

Данный элемент образован двумя деталями: огневой стенкой цилиндрической камеры сгорания 1, выполненной из меди марки М2, и наружной оболочкой 2 с двумя продольными подводящими и двумя коллекторными отводящими каналами и встроен в корпус 3 автономно охлаждаемой газогенераторной камеры сгорания в совокупности с форсуночной головкой 4 и форкамерой 5. Последовательно к камере сгорания пристыкован сопловой блок 6.

Схема подачи, течения и сбора охладителя в тракте, выполненного по технологии ДР, представлена на рис. 4. Здесь длина пути течения охладителя  $l$  определяется средним диаметром тракта и количеством раздающих (подводящих) и собирающих (отводящих) коллекторных каналов, которое в свою очередь определяется условием максимального увеличения эффективной теплоотдачи в коротких каналах и ограничивается конструктивным и технологическим соображениями. В нашем случае длина пути  $l$  составляла  $\frac{1}{4}$  длины окружности.

Характерные значения геометрических параметров теплообменного устройства следующие: длина кольцевого тракта охлаждения  $L = 49$  мм, диаметр огневой поверхности  $D_1 = 16$  мм, внутренний диаметр тракта  $D_2 = 21$  мм, высота ребра  $h_p = 1,5$  мм, шаг оребрения  $t_p = 0,4$  мм, толщина ребра  $\delta_p = 0,2$  мм.



**Рис. 3.** Схема экспериментальной модели:

1 — огневая стенка; 2 — наружная оболочка; 3 — корпус газогенераторной части; 4 — форсуночная головка; 5 — форкамера; 6 — сопловой блок

В качестве топлива использовали газообразные метан и кислород. Подачу кислорода осуществляли по центральному каналу форкамеры, метана — по наружным продольным пазам и дозировали двумя полосами радиальных отверстий так, что фронт пламени формировался в выходном сечении форкамеры. Воспламенение топлива выполняли электроискровым способом. В качестве охладителя использовали техническую воду. Экспериментальные исследования проводили на стендовом оборудовании, описание которого приведено в [6].

Режим нагрева регулировали расходом топлива при коэффициенте избытка окислителя  $\alpha_0 = 0,5 \dots 0,9$ , что обеспечивало термодинамическую температуру продуктов сгорания (ПС)  $T_{0г} = 2600 \dots 3300$  К, рассчитываемую с использованием программного комплекса «Терра» [7]. Режим охлаждения регулировали расходом охладителя  $\dot{m}_{охл} = 20 \dots 100$  г/с.

В процессе испытаний измеряли также другие величины:

- расходы компонентов топлива. Диапазон изменения для окислителя  $\dot{m}_o = 1,4 \dots 1,9$  г/с, для горючего  $\dot{m}_г = 0,5 \dots 0,9$  г/с. Соотношение компонентов  $k_m = m_o/m_г$  составляло  $2,0 \dots 3,6$ ;

- перепад давления в охладителе на входе и на выходе из газогенераторной части модели камеры, включающий потери на трение в тракте и потери на местных сопротивлениях. Диапазон изменения  $\Delta p_{охл} = \pm 0,1$  МПа;

- давление в камере сгорания  $p_k = 0,6$  МПа;

- температуру охладителя. На входе  $t_{вх} \approx 20$  °С, на выходе  $t_{вых} \approx 30 \dots 60$  °С.

Регистрация показаний приборов осуществлялась автоматически аппаратно-программным комплексом «МІС-300М» в реальном масштабе времени по значениям установившихся показаний в пределах продолжительности испытаний  $20 \dots 30$  с.

Ввиду очевидных проблем прямого измерения температуры стенки ее значение определяли расчетным путем по балансу полных тепловых потоков  $Q$  на всех трех поверхностях теплообмена по изложенной в [8] методике с учетом кривизны тракта методом последовательных приближений следующим образом. Температуру горячей поверхности стенки  $T_{ст1}$  определяли из соотношения действительных  $q$  и некоторых условных  $q_{усл}$  удельных тепловых потоков по конвективной составляющей на стороне ПС, рассчитываемых при постоянном коэффициенте теплоотдачи  $\alpha_r$  (коэффициент теплоотдачи от газа к стенке камеры сгорания) по условной температуре стенки

$$T_{усл}: q / q_{усл} = \frac{T_{0г} - T_{ст1}}{T_{0г} - T_{усл}}.$$

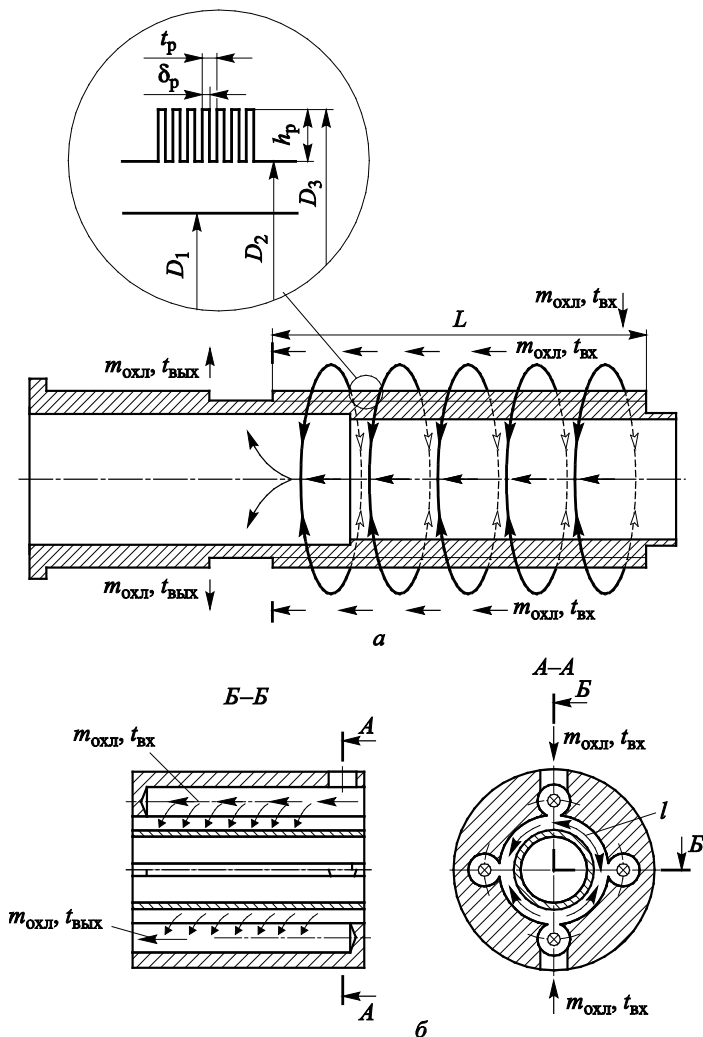


Рис. 4. Схема тракта охлаждения модельной камеры сгорания:  
 а — огневая стенка; б — наружная оболочка

Так, для относительно тонких цилиндрических оболочек умеренной степени кривизны ( $D_2/D_1 < 2$ ) в одномерной постановке балансовое уравнение соотношений действительных и некоторых условных значений конвективных тепловых потоков по двум сторонам стенки может быть представлено в виде

$$\frac{T_{0г} - T_{ст1}}{T_{0г} - T_{усл}} = \left( \frac{T_{ст1} - T_{охл}}{\frac{1}{\alpha_2} \frac{F_1}{F_2} + \frac{\delta_{ст}}{\lambda_{ст}} \frac{F_1}{F_{ст}}} - q_{л1} \right) \frac{1}{q_{усл}}$$

Здесь  $F_i$  — площадь соответствующей теплоотдающей поверхности;  $\alpha_{\text{охл.эф}}$  — эффективный коэффициент теплоотдачи в охладителе;  $\lambda_{\text{ст}}$ ,  $\delta_{\text{ст}}$  — теплопроводность и толщина стенки соответственно;  $q_{\text{л}}$  — лучистый тепловой поток; индексы 1, 2 относятся к горячей и холодной сторонам стенки соответственно; индекс «ст» относится к средним значениям для стенки.

Аналитическим решением этого уравнения является следующая формула:

$$T_{\text{ст1}} = \frac{\left( \frac{T_{0\text{г}}}{T_{0\text{г}} - T_{\text{усл}}} + \frac{T_{\text{охл}}}{\left[ (\delta_{\text{ст}} / \lambda_{\text{ст}}) \frac{F_1}{F_{\text{ст}}} + (1 / \alpha_{\text{охл.эф}}) \frac{F_1}{F_2} \right] q_{\text{усл}}} + \frac{q_{\text{л1}}}{q_{\text{усл}}} \right)}{\frac{1}{T_{0\text{г}} - T_{\text{усл}}} + \frac{1}{\left[ (\delta_{\text{ст}} / \lambda_{\text{ст}}) \frac{F_1}{F_{\text{ст}}} + (1 / \alpha_{\text{охл.эф}}) \frac{F_1}{F_2} \right] q_{\text{усл}}}}$$

Алгоритм итерационного процесса расчета температуры стенки путем последовательных приближений следующий. Располагая исходными данными о геометрии объекта экспериментального исследования и его термодинамических характеристиках, а также опытными данными физического эксперимента, определяем удельные тепловые потоки  $q_1$  и среднее арифметическое значение температуры охладителя  $T_{\text{охл}}$ .

Температура ПС  $T_{0\text{г}}$  достаточно точно определяется термодинамическим расчетом, например по режимным параметрам с помощью программного комплекса «Терра».

Лучистый тепловой поток рассчитывали по формуле

$$q_{\text{л}} = \varepsilon_{\text{ст.эф}} \varepsilon_{\text{г}} \sigma_o \left( \frac{T_{0\text{г}}}{100} \right)^4,$$

где  $\varepsilon_{\text{г}}$  — излучательная способность ПС, определяемая по параметрам газа;  $\varepsilon_{\text{ст.эф}} = 0,5(1 + \varepsilon_{\text{ст}})$  — эффективная степень черноты стенки,  $\varepsilon_{\text{ст}}$  — степень черноты стенки, которая составляла 0,8 [9].

Коэффициент теплоотдачи в тракте охлаждения как эффективная искомая величина в текущих приближениях определяется зависимостью

$$\alpha_{\text{охл.эф}} = \frac{q_2}{(T_{\text{ст2}} - T_{\text{охл}})},$$

где температура на холодной стороне стенки  $T_{\text{ст2}}$  оценивается по формуле

$$T_{ст2} = T_{ст1} - \frac{q_{ст} \delta_{ст}}{\lambda_{ст}},$$

причем в качестве первого приближения принимается  $T_{ст1} = T_{усл}$ .

В качестве  $q_{усл}$  принимается определяемый из эксперимента удельный тепловой поток на горячей стороне стенки за вычетом лущистой составляющей:

$$q_{усл} = q_1 - q_{л1} = q_1 (1 - q_{л1} / q_1).$$

Задав произвольное значение  $T_{усл}$  и проведя по нему оценку на первом шаге  $T_{ст2}$  и  $\alpha_{охл.эф}$ , решают задачу по определению температуры  $T_{ст1}$  на ее сходимость с  $T_{усл}$ , а также на сходимость  $\alpha_{охл.эф}$ .

Удельные тепловые потоки определяли как сосредоточенные величины по подогреву охладителя  $\delta t_{охл} = t_{вых} - t_{вх}$  по формуле

$$q_i = Q / F_i = (\dot{m}_{охл} c_{pохл}) (t_{вых} - t_{вх}) / F_i,$$

где  $F_i = \pi D_i L$  — площадь соответствующей поверхности стенки;  $c_{pохл}$  — теплоемкость охладителя, определяемая по среднеарифметической температуре стенки. Средние значения параметров стенки определяли на среднем диаметре стенки  $D_{ст.ср} = 0,5 (D_1 + D_2)$ .

**Анализ результатов эксперимента.** По результатам первичной обработки данных эксперимента для разных режимов нагрева ( $\alpha_0 = 0,52 \dots 0,9$ ) и охлаждения ( $\dot{m}_{охл} = 20 \dots 70$  г/с) тепловая мощность  $Q$  испытываемой модели составила 1,5...2,3 кВт. Удельные тепловые потоки на горячей стороне стенки составили 0,74...1,25 МВт/м<sup>2</sup>. Термодинамическая температура газа в камере сгорания изменялась в диапазоне 2800...3300 К, расчетная температура стенки со стороны охладителя  $T_{ст2}$  составила от 420...435 К.

Вторичная обработка данных эксперимента заключалась в расчете ТГХ. Коэффициент теплоотдачи как эффективную сосредоточенную величину определяли косвенным расчетно-экспериментальным методом по подогреву охладителя  $\delta t_{охл} = t_{вых} - t_{вх}$  и температурному напору  $\Delta t = T_{ст2} - T_{охл}$ :

$$\alpha_{охл.эф} = \frac{q_2}{\Delta t} = \frac{Q}{F_2 (T_{ст2} - T_{охл})} = \frac{m_{охл} c_p \delta t_{охл}}{F_2 (T_{ст2} - T_{охл})}.$$

Этот коэффициент относится к номинальной наружной поверхности огневой стенки  $F_2$ , рассчитанной по основанию ребер.

Число Нуссельта было рассчитано по формуле  $Nu_{охл.эф} = \frac{\alpha_{охл.эф} d_{г}}{\lambda_{охл}}$ , где  $d_{г}$  — гидравлический диаметр, который



определяли по проектным значениям геометрии единичного межреберного канала,  $d_{\Gamma} = \frac{2(t_p - \delta_p)h_p}{(t_p - \delta_p) + h_p}$  (т. е.  $d_{\Gamma} = 4f/\Pi$ ), и представлено в зависимости от числа Re на рис. 5 для разных режимов нагрева.

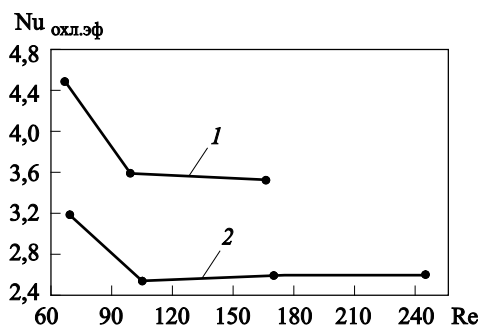


Рис. 5. Зависимость теплоотдачи в тракте охлаждения от режима течения охладителя (числа Re) и нагрева:

$$1 - \alpha_0 = 0,52; 2 - \alpha_0 = 0,86$$

Числа Рейнольдса и Прандтля определяли по формулам  $Re = \frac{\rho u \cdot d_{\Gamma}}{\mu}$  и  $Pr = \frac{\mu c_p}{\lambda}$  соответственно.

Теплофизические свойства охладителя — теплоемкость  $c_p$ , коэффициент динамической вязкости  $\mu$ , коэффициент теплопроводности  $\lambda$  — рассчитывали по среднеарифметическому значению температуры охладителя; среднемассовую скорость  $\rho u$  вычисляли по живому сечению окружного течения охладителя на четверти окружности:

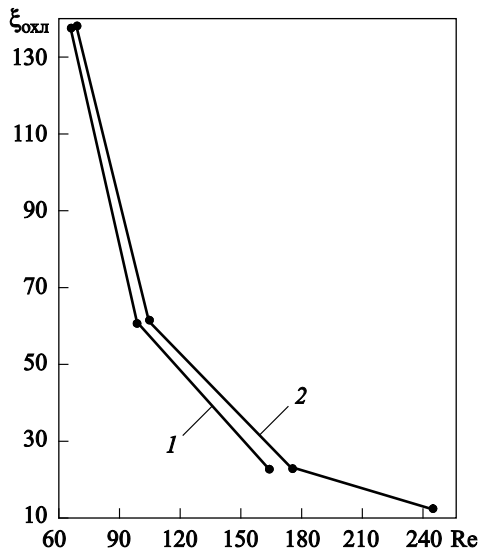
$$(\rho u)_{\text{охл}} = \frac{\dot{m}_{\text{охл}}}{4f_{\text{охл}}}$$

Проходную площадь течения рассчитывали по формуле  $f_{\text{охл}} = (t_p - \delta_p)h_p n_p$ , где  $n_p = L/t_p$ .

Коэффициент гидравлического сопротивления  $\xi_{\text{охл}}$  определяли по общепринятой зависимости

$$\xi_{\text{охл}} = \frac{2\Delta p_{\text{охл}} \rho_{\text{охл}} d_{\Gamma}}{(\rho u)_{\text{охл}}^2 l},$$

где длину пути  $l$  течения охладителя на каждой четверти окружности вычисляли по среднему диаметру тракта. Результаты гидравлических испытаний представлены на рис. 6.



**Рис. 6.** Зависимость коэффициента гидравлического сопротивления от режима течения охладителя и его нагрева:  
 1 —  $\alpha_0 = 0,52$ ; 2 —  $\alpha_0 = 0,86$

Анализ ТГХ испытуемого ДР-тракта в исследованном диапазоне параметров показывает их существенную качественную и количественную зависимость от режима течения охладителя и режима его нагрева, последнее особенно заметно влияет на число Нуссельта. Эту зависимость можно объяснить фактором возникающего пленочного кипения с вероятным режимом кризиса кипения, что подтверждается расчетной температурой стенки, когда превышение температурного напора между стенкой и охладителем больше критического в несколько раз, а также и самой достаточно низкой величиной  $Nu_{охл.эф.}$

**Выводы.** В результате проведенного исследования установлено, что использованный метод охлаждения работоспособен, так как обеспечивает надежную теплозащиту конструкции камеры сгорания. Следовательно, технология ДР может быть предложена к реализации при создании трактов охлаждения ЭСУ.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Пелевин Ф.В., Пономарев А.В., Семенов П.Ю. Рекуперативный теплообменный аппарат с пористым металлом для ЖРД. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2015, № 66, с. 74–81.
- [2] Зубков Н.Н. Оребрение труб теплообменных аппаратов подрезанием и отгибкой поверхностных слоев. *Новости теплоснабжения*, 2005, № 4, с. 51–53.

- [3] Zoubkov N.N. (РФ), Ovtchinnikov A.I. (РФ). *Method and apparatus producing a surface with alternating ridges and depressions*. Pat. 5775187 USA, Int. Cl. B23B 17/00. № 545640. 1998.
- [4] Попов И.А., Щелчков А.В., Зубков Н.Н., Лэй Р.А., Гортышов Ю.Ф. Теплоотдача при кипении различных жидкостей на микроструктурированных поверхностях. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2014, № 4, с. 49–53.
- [5] Пелевин Ф.В., Авраамов Н.И., Орлин С.А., Синцов А.Л. Эффективность теплообмена в пористых элементах конструкций жидкостных ракетных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 4. DOI: 10.18698/2308-6033-2013-4-698
- [6] Ягодников Д.А., Антонов Ю.В., Ворожеева О.А., Масальский Н.Л., Новиков А.О., Чертков К.О. Экспериментальное исследование рабочего процесса газогенератора кислород-метанового ракетного двигателя. *Инженерный вестник*, 2014, № 10. URL: <http://engsi.ru/doc/739755.html>
- [7] Трусов Б.Г. Программная система моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, № 1, с. 21. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-1-31
- [8] Кудрявцев В.М., ред. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*. 4-е изд. В 2 т. Т. 2. Москва, Высшая школа, 1993, 703 с.
- [9] Григорьев Е.З., Мейлихов И.С., ред. *Физические величины*. Москва, Энергоатомиздат, 1991, 1000 с.

Статья поступила в редакцию 26.08.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Александренков В.П., Зубков Н.Н., Ягодников Д.А., Ирьянов Н.Я. Экспериментальное исследование теплогидравлических характеристик трактов охлаждения камер сгорания с предельными параметрами оребрения энергосиловых установок. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 10.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1545>

**Александренков Владислав Петрович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [aleks@bmstu.ru](mailto:aleks@bmstu.ru)

**Зубков Николай Николаевич** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Инструментальная техника и технологии» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [zoubkovn@bmstu.ru](mailto:zoubkovn@bmstu.ru)

**Ирьянов Николай Яковлевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

**Сухов Алексей Васильевич** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

**Ягодников Дмитрий Алексеевич** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [daj@bmstu.ru](mailto:daj@bmstu.ru)

## Experimental study of thermal-hydraulic characteristics of combustion chamber cooling channels with critical propulsion plant ribbing parameters

© V.P. Aleksandrenkov, N.N. Zubkov, D.A. Yagodnikov, N.Ya. Iryanov, A.V. Sukhov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The article presents results of an experimental investigation studying thermal-hydraulic characteristics of combustion chamber cooling channels found in thermal propulsion plants characterised by a critically high ribbing level generated via deformational cutting technique. We show that these channels are operationally efficient when it comes to cooling high-temperature propulsion plant structures and provide reliable thermal shielding for said structures even in the case of film boil occurring in the coolant.*

**Keywords:** circular cooling channel, combustion chamber ribbing, deformational cutting, rotational flow, thermal-hydraulic characteristics.

### REFERENCES

- [1] Pelevin F.V., Ponomarev A.V., Semenov P.Yu. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2015, no. 66, pp. 74–81.
- [2] Zubkov N.N. *Novosti teplosnabzheniya — Heat Supply News*, 2005, no. 4, pp. 51–53.
- [3] Zoubkov N.N. (RU), Ovtchinnikov A.I. (RU). *Method and apparatus producing a surface with alternating ridges and depressions*. Pat. 5775187 USA, Int. Cl. B23B 17/00, no. 545640, 1998.
- [4] Popov I.A., Shchelchikov A.V., Zubkov N.N., Ley R.A., Gortyshov Yu.F. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika — Russian Aeronautics*, 2014, no. 4, pp. 49–53.
- [5] Pelevin F.V., Avraamov N.I., Orlin S.A., Sintsov A.L. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, no. 4. DOI: 10.18698/2308-6033-2013-4-698
- [6] Yagodnikov D.A., Antonov Yu.V., Vorozheeva O.A., Masalskiy N.L., Novikov A.O., Chertkov K.O. *Inzhenernyy vestnik — Engineering Bulletin*, 2014, no. 10. Available at: <http://engsi.ru/doc/739755.html>
- [7] Trusov B.G. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, no. 1, pp. 21. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-1-31
- [8] Kudryavtsev V.M., ed. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Foundations of liquid rocket engine theory and parameter calculation]. In 2 vols. Vol. 2. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1993, 703 p.
- [9] Grigorev E.Z., Meylikhov I.S., ed. *Fizicheskie velichiny* [Physical quantities]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1991, 1000 p.

**Aleksandrenkov V.P.**, Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: [aleks@bmstu.ru](mailto:aleks@bmstu.ru)

**Zubkov N.N.**, Dr. Sci. (Eng.), Professor, Department of Tooling Equipment and Technologies, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: [zoubkovn@bmstu.ru](mailto:zoubkovn@bmstu.ru)

**Yagodnikov D.A.**, Dr. Sci. (Eng.), Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: [daj@bmstu.ru](mailto:daj@bmstu.ru)

**Iryanov N.Ya.**, Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University.

**Sukhov A.V.**, Dr. Sci. (Eng.), Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University.