

ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ГАЗА ДЛЯ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ

С целью выбора и обоснования перспективных путей совершенствования характеристик высокотемпературных систем наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей проведены экспериментальные и расчетные исследования осуществления наддува подачей высокотемпературного газа во внутританковое пространство в виде последовательности турбулентных вихревых колец (ТВК), характеризующихся значительной дальностью при невысокой начальной скорости движения.

Установлены режимы движения ТВК, характеризующиеся минимальными потерями «горячего» газа по пути движения ТВК, незначительной интенсивностью гидродинамического и тепломассообменного взаимодействия газа наддува с поверхностью компонента топлива (КТ) и высокой интенсивностью перемешивания свободного газового объема бака. Сформулированы методические рекомендации, позволяющие осуществлять рациональный выбор начальной скорости движения и геометрические характеристики ТВК.

С использованием апробированных методик определены сравнительные характеристики системы наддува с подачей газа в виде ТВК и традиционно используемой высокоскоростной затопленной струи, продемонстрировавшие возможность существенного (до 15 – 25 %) снижения расхода газа на наддув при его подаче в виде ТВК и уменьшения прогрева верхнего слоя КТ.

З метою вибору і обґрунтування перспективних шляхів вдосконалення характеристик високотемпературних систем наддуву паливних баків рухових установок ракет-носіїв проведено експериментальні і розрахункові дослідження здійснення наддуву подачею високотемпературного газу у внутрішньобаківий простір у вигляді послідовності турбулентних вихрових кілець (ТВК), що характеризуються значною дальністю при невисокій початковій швидкості руху.

Встановлено режими руху ТВК, що характеризуються мінімальними втратами «гарячого» газу по шляху руху ТВК, незначною інтенсивністю гідродинамічної і тепломасообмінної взаємодії газу наддуву з поверхнею компоненту палива (КП) і високою інтенсивністю перемішування вільного газового об'єму бака. Сформульовано методичні рекомендації, що дозволяють здійснювати раціональний вибір початкової швидкості руху і геометричні характеристики ТВК.

З використанням апробованих методик визначено порівняльні характеристики системи наддуву з подачею газу у вигляді ТВК і традиційно використаного високошвидкісного затопленого струменя, що продемонстрували можливість істотного (до 15 – 25 %) зниження витрати газу на наддув при його подачі у вигляді ТВК і зменшення прогрівання верхнього шару КП.

Experiments and calculations of pressurization by feeding a high-temperature gas into an intratank space in the form of the sequence of the turbulent vortex rings (TVRs) characterizing by a significant range at a moderate initial rate of motion are carried out for the purpose of the choice and the validity of ways for improving the characteristics of high-temperature systems for pressurization of the launch vehicle (LV) fuel-tank propulsion.

The TVRs motion conditions characterizing by minimal losses in a hot gas on the path of the TVRs motion, a moderate intensity of hydrodynamical and heat-mass exchange interactions between the gas pressurization and a high intensity of mixing a free gas volume of the tank are found.

Methodic recommendations are formulated allowing a rational choice of an initial speed of motion and the TVRs geometrical characteristics.

Comparative characteristics of the pressurization systems with gas feeding in the form of TVRs and a traditionally used high-speed submerged jet resulting in a significant reduction (up to 15-25%) of gas rate for pressurization in its feeding as TVRs and a decrease in a warm-up of the upper fuel-component layer are found using the approved techniques.

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами. Системы наддува (СН) топливных баков двигательных установок (ДУ) ракет-носителей (РН) предназначены для поддержания уровня давления в топливных баках (ТБ), требуемого для бескавитационной работы заборных устройств и двигателей, устойчивости тонкостенных конструкций баков. Тип и характеристики СН оказывают значительное влияние на конструктивную сложность ракеты и стартового комплекса, эффективность и полноту использования ограниченных бортовых запасов топлива, удобство и безопасность эксплуатации РН. Неудивительно, что они относятся к числу наиболее сложных систем (структурно и функционально). В связи с

© Ю.А. Митиков, Н.Ф. Свириденко, 2013

Техн. механика. – 2013. – № 1.

этим задача совершенствования СН является неизменно актуальной [1, 2].

Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья. Как показано в ряде работ последнего времени, например [2, 3], наиболее распространенные газобаллонные гелиевые СН баков ДУ, использующих компоненты топлива «жидкий кислород – керосин», исчерпали свои резервы и уже далеко не в полной мере отвечают современным требованиям. Одним из перспективных направлений совершенствования СН топливных баков ДУ на указанных компонентах топлива является использование в качестве рабочего тела высокотемпературного генераторного газа [3, 4]. Аналогичные СН с успехом использовались на межконтинентальных баллистических ракетах (МБР) разработки Государственного конструкторского бюро (ГКБ) «Южное» [5] и др. на компонентах топлива азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидрозин (НДМГ). Они обеспечивали конструктивную простоту как стартовой позиции, так и самого носителя (повышение надежности), минимальную стоимость обслуживания, повышение энергетических характеристик МБР.

Однако непосредственное заимствование этих разработок для РН, двигатели которых работают на жидком кислороде и керосине, не представляется возможным по многим причинам. Так, даже в достигнутом температурном диапазоне генераторного газа на входе в баки МБР до 1120 К в восстановительном генераторном газе на кислороде и керосине содержится до 5% сажи. Сажа отсутствует в продуктах сгорания при температурах ~ 1750 К (при равновесных процессах). При этой же температуре реализуется и максимальная газовая постоянная продуктов сгорания. Однако уже при температурах 1120 К температура верхнего алюминиевого днища бака получена на грани допустимой. Окислительный генераторный газ содержит конденсируемую фазу (вода, углекислота), которая крайне нежелательна в баке с криогенным окислителем. Основным методом борьбы с конденсацией является повышение температур газа на входе в бак и среднемассовой – в свободном объеме бака.

Характерной особенностью СН топливных баков ДУ МБР была подача высокотемпературного рабочего тела наддува во внутриваковокое пространство в виде высокоскоростной турбулентной струи, которая обеспечивала перемешивание газа в части свободного газового объема (СГО) бака. Для наддува баков большого удлинения $\bar{l}_\delta \approx 2,5 - 5,3$ современных РН и большей степени неизотермичности перспективного рабочего тела такой способ ввода не представляется возможным. Это обусловлено рядом обстоятельств:

– ограниченной дальностью более неизотермической струи высокотемпературного газа в стесненных условиях баков большого удлинения [6];

– интенсивным взаимодействием струи генераторного газа с поверхностью компонента топлива (КТ), сопровождающимся провалом давления в начальный период при значительных уровнях заполнения ТБ и последующим зависанием струи под действием силы Архимеда, приводящим в конечном итоге к перегреву верхнего днища бака [7];

– формированием устойчивой температурной стратификации газа в СГО

при достижении им относительной высоты $\frac{l_{\text{СГО}}}{D_\delta} > 1,5 - 2,0$ [8, 9] в процессе

опорожнения бака, где D_δ – диаметр бака, $l_{\text{СГО}}$ – высота СГО.

Формулирование целей статьи. Изложенное предопределяет необходимость поиска и реализации принципиально иных способов подачи высокотемпературного газа наддува в СГО ТБ, способных обеспечить:

– более высокую дальность подачи высокотемпературного газа в бак и эффективную температурную дестратификацию СГО баков больших удлинений;

– снижение потерь тепла в ограничивающие СГО поверхности по всему времени наддува.

Анализ различных аспектов этой проблемы [10] показал, что перспективным путём решения рассматриваемой задачи может являться подача высокотемпературного газа в бак в виде движущихся упорядоченных структур – турбулентных вихревых колец (ТВК), характерной особенностью которых является способность проходить значительные расстояния ($L \geq 20$ м) даже при относительно небольшой начальной скорости движения ($v_0 \leq 3$ м/с) [11]. Указанная особенность ТВК может позволить снизить интенсивность взаимодействия газа наддува с поверхностью КТ, в том числе при больших уровнях заполнения ТБ, обеспечить эффективное перемешивание СГО, добиться малых потерь тепла в стенки бака и, как следствие, уменьшения расхода газа на наддув ТБ [12].

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов. Для подтверждения перечисленных выше положений проводились эксперименты на установке, схема которой приведена на рис. 1.

Установка состояла из модельной цилиндрической ёмкости 1 из оргстекла диаметром 0,4 м и высотой обечайки ~ 1,1 м. На верхнем днище ёмкости размещались генератор вихревых колец 2 (ГВК), подогреватель воздуха 3, генератор дыма 4 для визуализации ТВК. Установка была снабжена ёмкостью со сжатым воздухом 6, редукторами 7 и 10, измерительными приборами и осветителем.

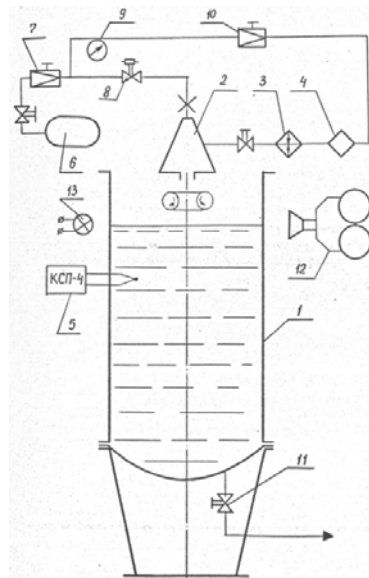


Рис. 1

Управление частотой и длительностью импульсов расхода воздуха на входе ГВК, обеспечивающих формирование и начальную скорость движения ТВК, осуществлялось с помощью электропневмоклапана (ЭПК) (на схеме не показан).

Регистрация процесса движения ТВК и их взаимодействия с поверхностью жидкости осуществлялась съёмкой кинокамерой «12 Конвас» с частотой 8 – 12 кадров/с.

При проведении экспериментальных исследований варьировались следующие режимные параметры:

- давление перед ЭПК ($0 \div 20 \cdot 10^5$ Н/м²);
- частота следования импульсов ($0 \div 20$ Гц);
- длительность импульса (0,011 с; 0,013 с; 0,020 с);

с; 0,020 с);

– высота свободного газового объёма ёмкости 1, измеряемая по её оси от выходного сечения ГВК 2 до свободной поверхности жидкости ($0 \div 1,1$ м).

Основные параметры ТВК (начальная скорость, скорость на участках дистанции, дальнобойность) определялись как экспериментально (по прохождению вихрем контрольного расстояния), так и расчётом по известным зависимостям для нестеснённого движения [11]. При этом под дальнобойностью ТВК понималось наибольшее расстояние, которое оно проходило по оси ёмкости до момента разрушения.

Эксперименты проведены в диапазоне изменения начальной скорости вертикального движения ТВК от 4,0 до 10 м/с и частотах их генерирования 8, 10 и 15 Гц.

Установлено, что стесняющее влияние стенок ёмкости на процесс формирования и распространения ТВК при отношении диаметра ёмкости к диаметру ТВК $D_0 / d_{ТВК} \geq 4$ отсутствует. При этом последовательно движущиеся ТВК являются более устойчивыми образованиями по сравнению с одиночными и характеризуются меньшими потерями газа в окружающую среду (см. рис. 2, где представлено теневое изображение последовательно движущихся ТВК). С увеличением частоты свыше 5 – 8 Гц из последовательно движущихся ТВК формируется устойчивый вихревой «столб», длина которого возрастает с увеличением массы газа в ТВК и его начальной скорости.

Как и в работах [10, 12], отмечено, что при $f = 10 - 20$ Гц достигается максимальная протяжённость вихревого «столба». При этом размеры ТВК практически не изменяются в процессе движения, что свидетельствует о воз-

можности переноса ими высокотемпературного газа на значительные расстояния без существенных потерь в окружающую среду.

Относительно взаимодействия ТВК с поверхностью жидкости из анализа кинограмм выявлено наличие специфических особенностей этого процесса, состоящих в следующем:

- при приближении ТВК к поверхности жидкости происходит скачкообразное уменьшение нормальной скорости его движения, что обуславливает существенное (в 4 – 5 раз) уменьшение деформации поверхности от воздействия ТВК по сравнению с воздействием струи с аналогичными значениями дальнобойности и расхода (см. рис. 3 а и 3 б соответственно);

- уменьшение нормальной скорости движения ТВК сопровождается увеличением радиуса кольцевой оси вихря, т. е. его растеканием вдоль поверхности жидкости (см. рис. 4) под действием силы Жуковского Н. Е. [11];

- разрушение ТВК в процессе растекания происходит таким образом, что между поверхностью жидкости и «горячим» газом ядра вихря формируется подслоя из

«холодного» газа, находящегося в атмосфере ТВК;

- наличие «холодного» подслоя способствует уменьшению интенсивности тепломассообменных процессов между газом наддува и поверхностью жидкости.

Указанные особенности позволяют с высокой степенью достоверности полагать, что при подаче газа наддува в режиме ТВК в свободном газовом объёме ТВ будут доминировать свободноконвективные течения с характер-



Рис. 2

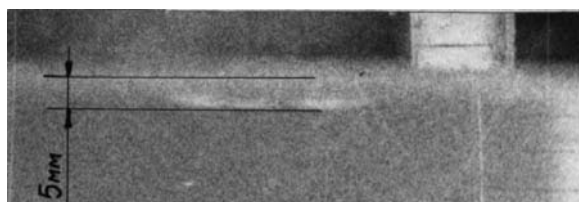
ными для этого режима низкими коэффициентами теплоотдачи от газа наддува к ограничивающим СГО поверхностям, определяемыми критериальной зависимостью [1]

$$Nu = 0,13(Pr \cdot Gr)^{0,33}. \quad (1)$$

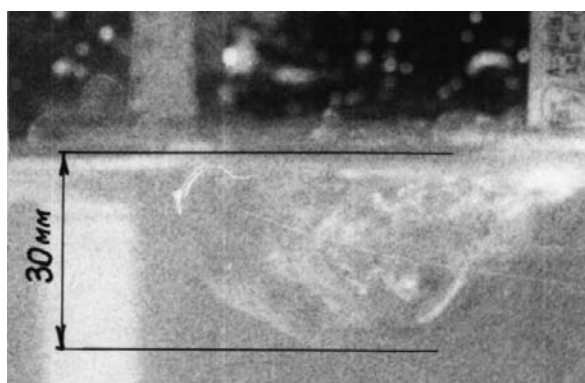
Отмечено также, что периодическое воздействие ТВК на поверхность жидкости приводит к образованию на ней коротких гравитационных волн. Механизм их возбуждения носит резонансный характер, т. е. волны, возникшие при ударах ТВК, подпитываются энергией растекающихся вихревых колец. Характерная особенность этих волн состоит в том, что они возбуждают циркуляционные течения жидкости в её приповерхностном слое толщиной порядка длины волны (λ), которая связана со скоростью их движения U_B соотношением [13]

$$\lambda = \frac{2\pi \cdot U_B^2}{n_x g}, \quad (2)$$

где n_x – продольная перегрузка; g – ускорение свободного падения на поверхности Земли, м/с².



а)



б)

Рис. 3

Оценки показывают, что при скорости волны, составляющей $\sim 0,5$ м/с, её длина, а значит и глубина перемешивания жидкости составит $\sim 0,04$ м, что

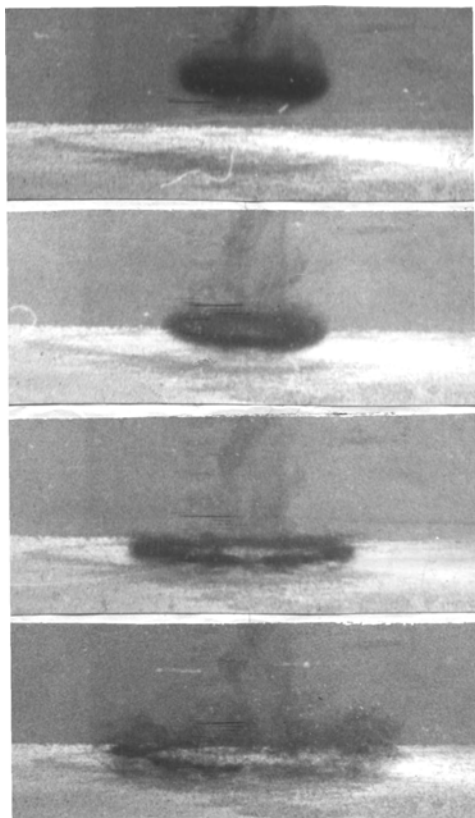


Рис. 4

приведёт к уменьшению максимальной температуры поверхности жидкости и, как следствие, скорости её испарения при подаче высокотемпературного газа на наддув ТБ в режиме ТВК.

В целом результаты проведенных экспериментов и их анализ позволяют сделать заключение о перспективности рассматриваемого способа подачи высокотемпературного газа наддува в СГО топливных баков РН. При этом для достижения максимального положительного эффекта начальную скорость движения ТВК необходимо выбирать, исходя, с одной стороны, из условия достижения дальности подачи газа наддува, соизмеримой с длиной ТБ и обеспечивающей максимальную интенсивность перемешивания СГО, а с другой – из условия отсутствия разрушения поверхности топлива, сопровождающегося ростом потерь тепла газом.

В первом случае начальная скорость ТВК (без учёта тормозящего действия архимедовой силы) определится соотношением [11]

$$U_0 = \frac{L_{\max}^3 \nu_{\text{ГН}}}{1000 R_0^4}, \quad (3)$$

где L_{\max} – максимальная высота СГО топливного бака, м; R_0 – начальный радиус ТВК, м; $\nu_{\text{ГН}}$ – кинематическая вязкость газа наддува, $\text{м}^2/\text{с}$.

Значение критической скорости ТВК, натекающего на поверхность топлива, при которой происходит нарушение её сплошности, может быть получено из баланса сил (аэродинамической и поверхностного натяжения) в виде соотношения

$$U_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{34}{\rho_{\text{ГН}}} (n_x g \rho_{\text{КТ}} \sigma)^{1/2}}, \quad (4)$$

где σ – коэффициент поверхностного натяжения компонента топлива, Н/м; $\rho_{\text{ГН}}$ – плотность газа наддува, $\text{кг}/\text{м}^3$; $\rho_{\text{КТ}}$ – плотность верхних слоёв КТ в баке, $\text{кг}/\text{м}^3$.

Принимая во внимание, что оценки скорости ТВК по соотношениям (3), (4) являются предельными, рациональное значение начальной скорости ТВК лежит в диапазоне

$$\frac{L_{\max}^3 v_{\text{ГН}}}{1000R_0^4} \leq U_0 < \sqrt{\frac{34}{\rho_{\text{ГН}}}} (n_x g \rho_{\text{КТ}} \sigma)^{1/2}. \quad (5)$$

При выборе рациональных, с точки зрения эффективного перемешивания СГО, параметров ТВК из высокотемпературного газа наддува целесообразно использовать зависимость изменения степени температурной неоднородности перемешиваемой в ограниченном объёме среды $\frac{\Delta T}{\bar{T}}$, где \bar{T} – средняя температура газа в СГО, а ΔT – отклонение температуры в локальных зонах СГО от среднего значения, от кратности циркуляции $K_{\text{ц}}$, инициируемой движением ТВК и газа наддува после их разрушения [14].

Полученное с использованием указанной зависимости соотношение для определения текущей кратности циркуляции в процессе опорожнения ТБ РН имеет вид

$$K_{\text{цт}} = \frac{\pi}{2\dot{Q}_{\text{КТ}}} \cdot \frac{D_{\text{Б}}^2 d_{\text{ТВК}}^2 U_{\text{ТВК}} \cdot f}{3(D_{\text{Б}}^2 - d_{\text{ТВК}}^2)U_{\text{ТВК}} + 2d_{\text{ТВК}}^3 \cdot f} \cdot l_n \frac{H_{\text{Т}}}{H_0}, \quad (6)$$

где $\dot{Q}_{\text{КТ}}$ – расход КТ из бака, м³/с; $D_{\text{Б}}$ – диаметр топливного бака, м; $d_{\text{ТВК}}$ – диаметр ТВК, м; $U_{\text{ТВК}}$ – скорость движения ТВК, м/с; f – частота следования ТВК, с⁻¹; H_0 – начальная высота СГО, м; $H_{\text{Т}}$ – текущая высота СГО, м.

Выражение для оценки степени температурной неоднородности газовой среды в СГО топливного бака РН имеет вид [14]

$$\frac{\Delta T}{\bar{T}} = \exp \left[- \left(\frac{K_{\text{цт}}}{2,6} \right)^2 \right]. \quad (7)$$

Соотношения (3) – (7) позволяют осуществлять выбор основных режимных параметров и характеристик ТВК, обеспечивающих значительное улучшение энергомассовых показателей систем наддува ТБ РН.

Результаты расчётных оценок основных характеристик газовой среды в СГО (давления \bar{P} и температуры \bar{T}) в процессе опорожнения бака диаметром $D_{\text{Б}} = 3$ м с относительным удлинением $\bar{l} \approx 3,5$, заполненным высококипящим КТ с начальным объёмом газовой подушки $V_{\text{п}} \approx 0,5$ м³, который наддувается генераторным газом ($T_{\text{Г}} = 780$ К), вводимым в СГО в режимах высокоскоростной струи с расходом $\dot{m} = 0,8$ кг/с и последовательности ТВК ($\dot{m} = 0,65$ кг/с), полученные с использованием апробированных источников [1, 8, 15], приведены на графиках рис. 5.

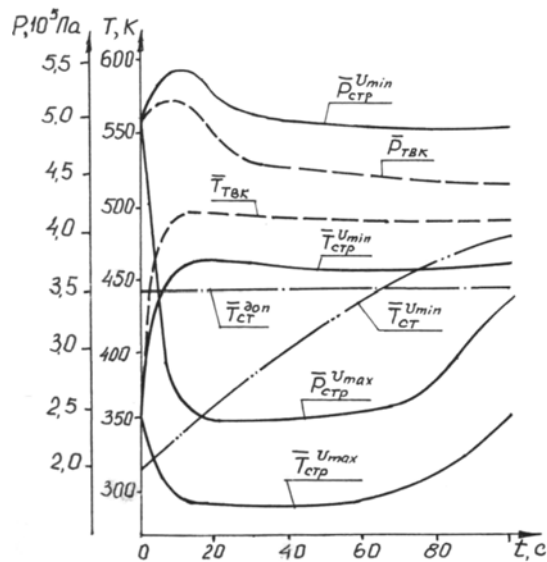


Рис. 5

При этом при расчётах струйного режима подачи газа наддува (СТР) рассмотрены два предельных случая, соответствующие:

- подаче газа со скоростью U_{\min} , обеспечивающей отсутствие разрушения поверхности КТ;
- подаче газа со скоростью U_{\max} , обеспечивающей максимальную дальность струи в стеснённых условиях внутрибакового пространства.

Как следует из полученных данных, в случае малой скорости ввода струи давление в СГО ($\bar{P}_{\text{стр}}^{U_{\min}}$) изменяется незначительно, однако наблюдается значительное повышение температуры верхнего днища бака ($\bar{T}_{\text{СТ}}^{U_{\min}}$) и превышение ею максимально допустимого значения ($\bar{T}_{\text{СТ}}^{\text{дон}}$) на $\sim 25\%$.

Ввод струи со скоростью U_{\max} обуславливает значительный провал по давлению в СГО ($\bar{P}_{\text{стр}}^{U_{\max}}$), вызванный внедрением газа наддува в жидкость.

Средняя температура газа в СГО ($\bar{T}_{\text{стр}}^{U_{\max}}$) невелика, поскольку в процессе взаимодействия газа наддува с КТ происходит его интенсивное охлаждение.

Результаты расчёта средних по объёму СГО значений давления и температуры при подаче газа наддува в режиме ТВК ($\bar{P}_{\text{ТВК}}$ и $\bar{T}_{\text{ТВК}}$) приведены на рис. 5 в виде их зависимостей изменения от времени в процессе опорожнения бака. Как видно из приведенных результатов, режим ввода высокотемпературного газа в виде ТВК в сопоставимых условиях позволяет сэкономить до 15 % газа наддува. Причем, с ростом температуры вводимого газа эффективность предложенного способа будет только расти, а с определенного момента подача газа в бак в виде ТВК становится единственно возможным способом.

На рис. 6 приведены результаты расчёта прогрева компонента топлива для подачи газа наддува в режиме струи со скоростью $U_{\text{стр}}^{\text{max}}$ и в виде последовательности ТВК, обуславливающей существенное (более чем в ~ 2 раза) снижение абсолютной величины прогрева поверхностного слоя топлива как по температуре поверхности, так и по интегральному теплоступлению в

него в процессе опорожнения ТБ.

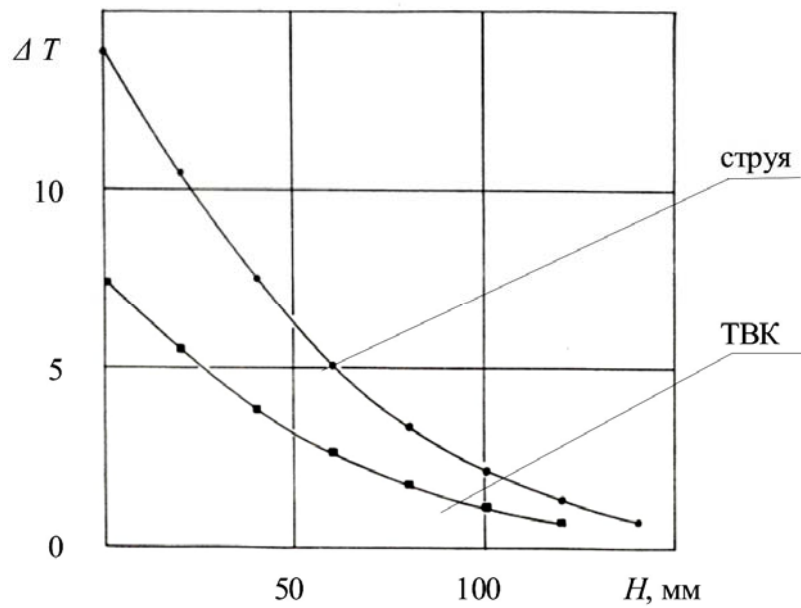


Рис. 6

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении. В целом результаты проведенных исследований позволяют сделать однозначный вывод о перспективности высокотемпературных систем наддува топливных баков двигательных установок с подачей рабочего тела в топливные баки в режиме последовательности турбулентных вихревых колец, обеспечивающих:

- требуемую дальность подачи газа наддува в стеснённых условиях внутрибакового пространства;
- минимальные деформации и прогрев поверхности топлива;
- эффективное выравнивание температуры газа в свободном объёме топливного бака;
- минимальные потери тепла, привносимого газом наддува в граничные поверхности;
- повышение работоспособности газа в свободном газовом объёме и, как следствие, энергомассовых характеристик системы питания двигательной установки и ракеты-носителя в целом.

Исследования целесообразно продолжить в направлении выбора оптимальной конструкции генератора вихревых колец применительно к условиям двигательных установок ракет-носителей, изучения взаимодействия естественного контура циркуляции топлива в баке под действием аэродинамического нагрева его стенок с короткими гравитационными волнами, возникающими при взаимодействии ТВК с поверхностью топлива.

1. *Беляев Н. М.* Системы наддува топливных баков ракет / *Н. М. Беляев.* – М. : Машиностроение. – 1976. – 335 с.
2. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов / *Ю. А. Митиков, В. А. Антонов, М. Л. Волошин, А. И. Логвиненко* // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2012. – № 3 (90). – С. 30 – 36.

3. Митиков Ю. А. Генераторный наддув бака с РГ-1 ракеты-носителя / Ю. А. Митиков // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – № 4/8 (58). – С. 6–9.
4. Митиков Ю. О. Підвищення ефективності генераторної системи наддування бака з рідким киснем / Ю. О. Митиков, М. В. Тиха // Космічна наука і технологія. – 2012. – Т.18, № 5. – С. 24–28.
5. Призваны временем. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / под общей ред. С. Н. Конюхова. – Д. : Арт-пресс, 2004. – 230 с.
6. Митиков Ю. А. Определение коэффициентов стеснения неизотермических турбулентных струй / Ю. А. Митиков, С. А. Куда // Проектирование сложных технических систем : Сб. науч. тр. – Киев : Наук думка, 1989. – С.153–155.
7. Митиков Ю. А. Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива [Текст] / Ю. А. Митиков, Г. М. Иваницкий // Холодильная техника и технология. – 2012. – № 2 (136). – С. 18–25.
8. Козлов А. А. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок / А. А. Козлов, В. Н. Новиков, Е. В. Соловьев. – М. : Машиностроение. – 1988. – 352 с.
9. Кендл Д. Влияние перемешивания в подушке на характеристики системы наддува / Д. Кендл // ВРТ. – 1971. – №6. – С. 22–25.
10. Будник В. С. Обобщенный энергетический подход к организации тепломассообменных процессов в свободном газовом объеме топливных баков жидкостных ракет / В. С. Будник, Ю. Ф. Даниев, Н. Ф. Свириденко // Техническая механика – 1998. – Вып. 7. – С. 98–106.
11. Тарасов В. Ф. Экспериментальное исследование переноса примеси турбулентным вихревым кольцом [Текст] / В. Ф. Тарасов, В. И. Якушев // ПМТФ. – 1974. – №1. – С. 130–136.
12. Митиков Ю. А. Использование вихревых колец для наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей / Ю. А. Митиков // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – №5/7 (59). – С.30–35.
13. Лаврентьев М. А. Проблемы гидродинамики и их математические модели / М. А. Лаврентьев, Б. В. Шабат. – М. : Наука, 1973. – 416 с.
14. Васильцов Э. А. Аппараты для перемещения жидких сред // Э. А. Васильцов, В. Т. Ушакова. – Л. : Машиностроение, 1979. – 262 с.
15. Мосейко В. А. Стратификация жидкости при нагреве сверху / В. А. Мосейко // Проектирование сложных технических систем : Сб. науч. тр. – Киев : Наук думка, 1989. – С.47–51.

Днепропетровский национальный университет
им. Олеся Гончара,

Институт технической механики
НАН Украины и ГКА Украины,
Днепропетровск

Получено 27.02.13,
в окончательном варианте 01.03.13