

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕИЗОТЕРМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Предложен методический подход к выбору основных параметров неизотермических систем наддува топливных баков ракет-носителей при генерировании в свободном газовом объеме мощных акустических полей.

Запропонований методичний підхід до вибору основних параметрів неизотермічних систем наддування паливних баків ракет-носіїв при генеруванні у вільному газовому обсязі потужних акустичних полів.

The methodical approach to the choice of the main parameters of nonisothermic pressurization systems of the LV fuel tanks in generating powerful acoustic fields in the free gas volume is proposed.

Система наддува топливного бака (ТБ) предназначена для поддержания в его свободном газовом объеме (СГО) давления, обеспечивающего устойчивость тонкостенной конструкции бака и необходимые по условиям эксплуатации на различных этапах полета ракеты-носителя (РН) параметры компонента топлива (КТ).

В настоящее время наибольшее распространение получили неизотермические системы наддува, осуществляемого подачей в СГО нагретого газа [1, 2]. Это позволяет уменьшить расход газа на наддув, но сопровождается существенными потерями его работоспособности вследствие стратификации и увеличения тепловых потоков в ограничивающие СГО поверхности. Снижение потерь достигается перемешиванием СГО, осуществляемым преимущественно путем подачи газа наддува в виде высокоскоростной струи [1 – 3]. Однако ограниченность дальнобойности стесненной струи нагретого газа и сопутствующая интенсификация ее тепломасообменного взаимодействия с поверхностью жидкого компонента топлива (особенно при значительных уровнях заполнения ТБ) существенно ограничивают возможности этого метода. В связи с этим задача рациональной организации тепломассообменных процессов в СГО, обеспечивающей существенное снижение непроизводительных потерь работоспособности нагретым газом наддува, по-прежнему актуальна.

Анализ опыта разработки неизотермических систем наддува (СН), выполненный при их рассмотрении как систем синергетических, показал возможность уменьшения скорости возрастания энтропии в СГО путем соответствующего управления потоками вещества и энергии, обеспечивающего формирование низкоскоростных дальнобойных течений газа наддува и, как следствие, снижение тепловых потоков в ограничивающие СГО поверхности [4].

Значительный в этом плане интерес представляют крупномасштабные акустические течения, характеризующиеся значительной дальнобойностью при малой скорости перемещения газа, которые могут быть получены при генерировании в СГО акустических полей путем преобразования кинетической энергии струи газа наддува в энергию акустических колебаний.

Условие формирования таких течений в синергетически активной среде СГО обеспечивается введением в него от внешнего источника потока энергии, интенсивность которого определяется соотношением [4]

$$I_a \geq \frac{6\eta}{L} \left( 1 + \frac{2}{9} \frac{\rho_1 g \beta n_x L^4}{\eta a} \text{grad } T \right) V_k^2, \text{ Вт/м}^2, \quad (1)$$

где  $\eta$  – коэффициент вязкости газа в СГО;  $\rho_1$  – плотность газа наддува;  $L$  – толщина стратифицированного слоя;  $\beta$  – коэффициент объемного расширения газа наддува;  $n_x$  – осевая перегрузка;  $g$  – ускорение свободного падения;  $T$  – температура стратифицированного газа в СГО;  $V_k$  – скорость возникающего конвективного движения газа в СГО.

Для характерных значений указанных параметров акустическое течение в СГО наддуваемого нагретым газом топливного бака возникает при  $I_a \geq 1000 - 10000 \text{ Вт/м}^2$  (150 – 160 дБ).

Крупномасштабные акустические течения классифицируют по их виду: течения рэлеевского типа в поле стоячей волны и течения экартового типа в поле бегущей волны конечной амплитуды. Анализ архитектурно-акустических характеристик внутреннего пространства ТБ современных РН позволяет сделать вывод о том, что в случае околоосевой локализации достаточно мощного звукового пучка в килогерцовом диапазоне частот наиболее вероятным будет развитие в орбренном внутреннем пространстве цилиндрической емкости акустического течения экартового типа [5].

Особенностью течения является наличие разрыва длиной  $l_p$ , т.е. расстояния от источника звука, на котором происходит формирование крутого пилообразного переднего фронта волны в процессе нелинейного искажения ее профиля с последующим установлением медленно затухающего течения экартового типа, подпитываемого импульсом акустической силы на пути распространения звукового пучка. Как показано в [5], протяженность длины разрыва

$$l_p < \frac{c_0^{5/2} \cdot \rho_0^{1/2}}{L \sqrt{2} (1+n) f \cdot I_a^{1/2}}, \text{ м}, \quad (2)$$

где  $c_0$  – скорость звука в невозмущенной среде СГО;  $\rho_0$  – плотность газовой среды в СГО;  $f$  – частота акустических колебаний;  $I_a$  – интенсивность звука;  $n$  – показатель полинтропы газовой среды СГО.

Время установления акустического течения составляет  $\tau \approx 1 \text{ с}$ .

Начальная скорость экартового течения определяется выражением [6]

$$V_{0|x=l_p} = 29,2 \cdot I_a^{1,5} \cdot r_a^2 \frac{f(1+n)}{\rho_0^{0,5} \cdot c_0^{0,5} \cdot \eta \cdot (1+\delta)^3}, \text{ м/с}, \quad (3)$$

где  $r_a$  – радиус акустического пучка;  $\eta$  – коэффициент динамической вязкости газовой среды в СГО;  $\delta$  – безразмерная координата

$$\delta = \frac{\pi}{2\sqrt{2}} V_{\text{ист}} \sqrt{\frac{c_0 \cdot \rho_0}{I_a}}, \quad (4)$$

где  $V_{\text{ист}}$  – скорость истечения газа наддува из акустического газовода в направлении оси топливного бака.

Для генерирования мощных акустических полей в СГО топливных баков

РН могут быть использованы излучатели, работа которых основана на модуляции высокоскоростной струи газа наддува: динамические и статические сирены [7]. Хотя достоинством динамических сирен является [6] высокий КПД (~ 80 %) и высокая мощность (до десятков кВт), однако очевидно, что для применения в системах наддува предпочтительны газоструйные акустические излучатели без подвижных частей. Их КПД составляет ~ 18 – 25 % при максимально достижимом уровне интенсивности звука  $I_a = 175 - 180$  дБ [7]. Следует, однако, иметь в виду, что стержневые газоструйные излучатели являются точечными источниками звука, в связи с чем для формирования однонаправленного вдоль оси бака звукового пучка необходимо использовать специальные рефлекторы (эллиптические, параболические и т.п.).

Таким образом, из изложенного выше следует, что при работе акустического газовода в СГО будет формироваться течение газа наддува, являющееся суперпозицией экартового течения с начальной скоростью  $V_0$  и течения затопленной струи, истекающей из газовода со скоростью

$$V_0' = V_{\text{стр}} \sqrt{1 - \eta^*}, \quad (5)$$

где  $V_{\text{стр}}$  – скорость газа на входе в акустический излучатель;  $\eta^*$  – КПД акустического излучателя.

Закон изменения скорости по оси затопленной струи с учетом действия архимедовой силы имеет вид [2]

$$V'(x) = V_0' \left[ \frac{6,6 \cdot r_0}{x \sqrt{n}} - \frac{n_x \cdot g \cdot x}{2(V_0')^2} (n - 1) \right], \text{ м/с}, \quad (6)$$

где  $n = \frac{T}{\bar{T}}$ ;  $T$  – температура газа наддува на выходе из акустического газовода;  $\bar{T}$  – средняя температура газа в СГО;  $r_0$  – начальный радиус струи.

Дальнобойность струи

$$L_{\text{max}}' = 1,47 \cdot V_0' \sqrt{\frac{r_0}{n^{0,5} (n - 1) \cdot n_x}}, \text{ м}. \quad (7)$$

Как отмечалось выше и показано в [5 – 8], течение экартового типа представляет собой регулярное движение газовой среды СГО, инициируемое и подпитываемое импульсом акустической силы на всем пути распространения звукового пучка, причем наиболее интенсивно на участке с пилообразной формой ударной волны, протяженность которого на порядок превышает характерные размеры топливных баков РН. С учетом изложенного, соотношения для определения скорости на оси струи газа наддува при ее распространении в СГО будут иметь вид:

$$V_{\Sigma}(x) = \begin{cases} V_0' & \text{при } x < l_p, \\ V'(x) + V_0 & \text{при } l_p < x < L_{\text{max}}', \\ V_0 & \text{при } x > L_{\text{max}}' \end{cases} \quad (8)$$

Соотношения (2) – (8) позволяют определять структуру и параметры

потока газа наддува в СГО бака, обеспечивающего минимальные потери тепла в ограничивающие его поверхность жидкого компонента топлива и стенки ТБ.

Задача определения тепловых потоков из СГО в жидкий компонент топлива относится к классу сопряженных, когда решения необходимо отыскивать на подвижной, деформируемой с возможностью разрушения поверхности раздела «газ – жидкость». Однако очевидно, что минимальные потоки тепла из СГО в находящийся в ТБ компонент топлива будут соответствовать скорости натекания газа наддува на поверхность жидкости, выбранной из условия ее неразрушения [2, 4]

$$V_{\Sigma|_{x=H_{\text{сго}}}} < \sqrt{\frac{34}{\rho_1} (n_x \cdot g \cdot \rho_{\text{жс}} \cdot \sigma_{\text{жс}})^{0,5}}, \text{ м/с}, \quad (9)$$

где  $H_{\text{сго}}$  – высота свободного газового объема ТБ;  $\rho_{\text{жс}}, \sigma_{\text{жс}}$  – плотность и коэффициент поверхностного натяжения компонента топлива в ТБ.

Что касается выбора параметров течения газа наддува в СГО с точки зрения обеспечения эффективного перемешивания последнего, то рациональное решение этой задачи является важным этапом проектирования СН при определении требуемого количества газа наддува. Методы подобных расчетов, приведенные в [1 – 3, 9], характеризуются значительной сложностью и недостаточно эффективны на этапе предварительного выбора условий подачи газа наддува в СГО.

В то же время известно, что степень однородности перемешиваемой в емкости среды зависит от кратности ее циркуляции  $K_{\text{ц}}$ , т.е. «количества объемов среды, проходящих через поперечное сечение емкости (в одном направлении) под действием перемешивающего механизма» [10].

Определяя, в соответствии с указанным подходом, кратность циркуляции газа в свободном газовом объеме как соотношение объемного расхода циркуляции к текущему объему СГО, выражение для определения текущего значения  $K_{\text{ц}}$  можно записать в виде:

$$K_{\text{ц}} = \frac{4r_a^2 \cdot V_{\Sigma}}{D_{\text{б}}^2 \cdot H_{\text{сго}|_{t=\tau}} \cdot \tau}, \quad (10)$$

где  $H_{\text{сго}|_{t=\tau}}$  – высота СГО в момент времени  $t = \tau$

$$H_{\text{сго}|_{t=\tau}} = H_{\text{сго}_0} + \frac{4\dot{Q}_{\text{жс}}}{\pi D_{\text{б}}^2} \cdot \tau, \quad (11)$$

где  $\dot{Q}_{\text{жс}}$  – расход компонента топлива из бака.

Соответствующий уровень неравномерности температурного поля в СГО определяется выражением [10]

$$\frac{\Delta T}{\bar{T}} = \exp \left[ - \left( \frac{K_{\text{ц}}}{2,6} \right)^2 \right], \quad (12)$$

где  $\bar{T}$  – средняя температура газа в СГО.

Выражения (9) – (12) позволяют выбрать параметры акустического тече-

ния, обеспечивающие заданный уровень температурной однородности газовой среды и, следовательно, минимизировать непроизводительные потери тепла (и работоспособности) газа наддува [2, 11].

Одним из путей уменьшения непроизводительных затрат бортовых энергоресурсов на обеспечение работы неизотермических систем наддува ТБ является использование аккумулируемого в поверхностном слое компонента топлива низкопотенциального тепла, плотность потока энергии в котором превышает аналогичный показатель хвостовой части котла тепловой электростанции [12], для дополнительного подогрева СГО.

В традиционных неизотермических СН такой греющий тепловой поток генерируется в виде потока пара за счет необратимого превращения эксергии топлива, расходуемого на получение газа наддува, в энергию [12].

При наличии в СГО мощного акустического поля наряду с указанным выше реализуется принципиально иной механизм генерации греющего потока тепла, когда поток эксергии акустического поля, воздействуя на поверхность жидкости, осуществляет функцию теплового насоса [4, 6, 7]. При этом в течение полупериода разрежения в звуковой волне часть жидкости из поверхностного слоя с температурой  $T_3$  испаряется. В течение следующего полупериода пар подвергается адиабатическому сжатию с нагревом до температуры  $T_2$  и последующим выносом в СГО, где происходит его смешение с основной массой газа, заканчивающееся установлением равновесной температуры  $\bar{T}$ .

Условие выгоды использования акустической интенсификации греющего СГО теплового потока из прогретого поверхностного слоя КТ может быть получено из эксергетического баланса, включающего:

- эксергию тепла, поступающего в СГО с газом наддува;
- эксергию акустического поля;
- эксергию греющего теплового потока;
- потери эксергии, обусловленные смешением потока пара и газа в СГО.

Такое условное разделение по признаку причинной обусловленности результатов одновременно протекающих необратимых явлений оправдано тем, что они происходят в различных местах СГО.

В соответствии с указанным подходом, выражения, определяющие поток эксергии СГО, при работе традиционной и рассматриваемой систем наддува будут иметь следующий вид [12, 13]:

- при струйном наддуве СГО нагретым газом

$$\dot{E}_c = \dot{m}_{ж0} \cdot H \cdot \eta_n \left( 1 - \frac{T_\infty}{\bar{T}} \right), \text{ Вт/м}^2; \quad (12)$$

- при наличии мощного акустического поля в СГО

$$\begin{aligned} \dot{E}_c = & \left[ \dot{m}_0 \cdot H \cdot \eta_n \left( 1 - \frac{T_\infty}{\bar{T}} \right) - \frac{N_a}{\eta^*} \right] + N_a \frac{T_2}{T_2 - T_3} \left( 1 - \frac{T_\infty}{\bar{T}} \right) - \\ & - (\dot{m}_n + \dot{m}_0) \cdot \left( R_n \bar{m}_n \ln \frac{P}{P_n} + R_z \bar{m}_0 \ln \frac{P}{P_z} \right) T_\infty, \text{ Вт/м}^2. \end{aligned} \quad (13)$$

Здесь  $\dot{m}_{ж_0}, \dot{m}_0$  – расходы топлива на генерирование газа наддува в традиционной и рассматриваемой СН, соответственно;  $H$  – теплотворная способность топлива;  $\eta_n$  – КПД, учитывающий местные потери тепла до входа в СГО;  $T_\infty, \bar{T}$  – температуры окружающей среды и СГО, соответственно;  $N_a$  – мощность акустического поля;  $\dot{m}_n$  – массовый расход пара;  $R_n$  – газовая постоянная пара;  $R_2$  – газовая постоянная газа наддува;  $P_n, P_2$  – парциальные давления пара и газа наддува, соответственно;  $\bar{m}_n = \frac{\dot{m}_n}{\dot{m}_n + \dot{m}_0}$  – относительный массовый расход пара;  $\bar{m}_0 = \frac{\dot{m}_0}{\dot{m}_n + \dot{m}_0}$  – относительный массовый расход газа наддува.

В правой части (13) разность первых двух членов определяет эксергию газа наддува, непосредственно вносимую в свободный газовый объем; второй член определяет эксергию потока пара и третий член – эксергию смешения потока пара с основной массой газа, находящегося в СГО.

Условием выгодности целенаправленной интенсификации генерирования греющего потока тепла акустическим полем является равенство работоспособностей свободных газовых объемов сравниваемых систем при уменьшении затрат топлива для непосредственного производства газа наддува, т.е.

$$\dot{E}_0 = \dot{E}_a, \quad (14)$$

$$\Delta\dot{m} = \dot{m}_{ж_0} - \dot{m}_0 > 0. \quad (15)$$

Из (12) – (15) следует

$$\Delta\dot{m} = \frac{N_a}{H \cdot \eta_n} \left[ \frac{T_2}{T_2 - T_3} - \frac{1}{\eta^* \left(1 - \frac{T_\infty}{\bar{T}}\right)} \right] - \frac{T_\infty}{H \cdot \eta_n \left(1 - \frac{T_\infty}{\bar{T}}\right)} \times \left( R_n \dot{m}_n \ln \frac{P}{P_n} + R_2 \dot{m}_0 \ln \frac{P}{P_2} \right). \quad (16)$$

Полагая  $T_\infty \cong 0$  и учитывая, что в акустическом поле пар претерпевает адиабатическое сжатие, т. е., что

$$T_2 = T_3 \cdot \left( \frac{P + \tilde{P}_{a_0}}{P - \tilde{P}_{a_0}} \right)^{\frac{k_n - 1}{k_n}}, \quad (17)$$

где  $k_n$  – показатель адиабаты пара;  $\tilde{P}_{a_0}$  – эффективное (действующее) значение амплитуды давления акустической волны, из (16) можно получить, что

$$\Delta \dot{m} = \frac{N_a}{H \cdot \eta_n} \left( \frac{1}{1 - \left( \frac{P - \sqrt{I_a \cdot \rho_1 \cdot c_0}}{P + \sqrt{I_a \cdot \rho_2 \cdot c_0}} \right)^{\frac{k_n - 1}{k_n}}} - \frac{1}{\eta^*} \right). \quad (18)$$

В выражении (18) учтено, что для плоской акустической волны [7]

$$\tilde{P}_{a_0} = \sqrt{I_a \cdot \rho_1 \cdot c_0}. \quad (19)$$

Таким образом, условием эффективности акустического генерирования греющего теплового потока будет соотношение

$$\left( \frac{P - \sqrt{I_a \cdot \rho_1 \cdot c_0}}{P + \sqrt{I_a \cdot \rho_1 \cdot c_0}} \right)^{\frac{k_n - 1}{k_n}} > 1 - \eta^*. \quad (20)$$

При этом скорость испарения с озвучиваемой поверхности жидкости может быть определена по эмпирическому выражению [6]

$$\dot{m}_{\text{исп}} = (N_a - 140) \cdot \dot{m}_{\text{исп}_0}, \quad (21)$$

где  $\dot{m}_{\text{исп}_0}$  – скорость испарения в отсутствие акустического поля;  $N_a$  – уровень звукового давления, дБ.

Таким образом использование явлений, обусловленных генерированием в СГО мощных акустических полей, может быть эффективным методом улучшения энергетических характеристик неизотермических систем наддува ТБ ракет-носителей за счет:

- формирования низкоскоростных дальнобойных течений, интенсифицирующих перемешивание стратифицированной газовой среды в СГО и обеспечивающих уменьшение потерь тепла в ограничивающие его поверхности;
- утилизации низкопотенциального тепла, аккумулируемого в поверхностном слое компонента топлива, путем трансформации его в греющий СГО поток тепла;
- уменьшения температуры поверхностного слоя компонента топлива и, как следствие, остатков незабора.

Расчетные оценки основных характеристик неизотермической системы наддува топливного бака РН, выполненные для характерных значений геометрических характеристик бака и параметров компонента топлива и газа наддува, подтвердили принципиальную возможность 20 – 30 % снижения расхода газа при генерировании в СГО акустического пучка с интенсивностью звука 160 – 170 дБ, направленного вдоль оси бака. При этом отмечен более стабильный, чем при традиционном струйном наддуве, характер изменения давления в процессе опорожнения бака.

В заключение отметим возможность оптимизации энергетической эффективности рассматриваемой СН путем варьирования распределением энергии газа наддува по каскадам ее преобразования во внутриваковом пространстве в зависимости от конкретных характеристик компонентов топлива, газа над-

дува, конструктивных особенностей газоввода, акустического излучателя ТБ и условий эксплуатации РН.

1. *Беляев Н. М.* Системы наддува топливных баков ракет / *Н. М. Беляев.* – М. : Машиностроение, 1976. – 336 с.
2. *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.
3. *Кендел Д. В.* Влияние перемешивания в подушке на характеристики системы наддува баков / *Д. В. Кендел* // Вопросы ракетной техники. – 1971. – № 6. – С. 22 – 25.
4. *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. 96 – 106.
5. *Козлов Е. В.* Перемешивание стратифицированного газа в емкости с жидкостью в акустическом поле конечной амплитуды / *Е. В. Козлов* // Гидродинамика и тепломассообмен в многофазных потоках. – Харьков, ХАИ, 1989. – С. 92 – 99.
6. *Новицкий Б. Г.* Применение акустических колебаний в химико-технологических процессах / *Б. Г. Новицкий.* – М. : Химия, 1983. – 192 с.
7. Ультразвук. Маленькая энциклопедия / Глав. ред. *И. П. Голямина.* – М. : Советская энциклопедия, 1979. – 400 с.
8. *Руденко О. В.* Теоретические основы нелинейной акустики / *О. В. Руденко, С. И. Солуян.* – М. : Наука, 1975. – 288 с.
9. *Дрегалин А. Ф.* Математическое моделирование высокотемпературных процессов в энергоустановках / *А. Ф. Дрегалин, И. А. Зенуков, В. Г. Крюков, В. И. Наумов.* – Казань : Изд. Казанского университета, 1985. – 264 с.
10. *Васильцов Э. А.* Аппараты для перемешивания жидких сред / *Э. А. Васильцов, В. Г. Ушаков.* – Л. : Машиностроение, 1979. – 272 с.
11. *Мотулевич В. П.* Исследование струйного вдува газа в емкость / *В. П. Мотулевич, Э. Д. Сергиевский, А. А. Козлов и др.* // Изд. ВУЗов. Авиационная техника. – 1988. – № 1. – С. 60 – 63.
12. *Янтовский Е. И.* Потоки энергии и эсэргии / *Е. И. Янтовский.* – М. : Наука, 1988. – 144 с.
13. *Шаргут Л.* Эсэргия / *Л. Шаргут, Р. Петела.* – М. : Энергия, 1968. – 280 с.
14. *Варшавский И. Л.* Об организации многокаскадных систем преобразования энергии / *И. Л. Варшавский, А. С. Куценко, И. В. Стрелков* // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – 1978. – Вып. 44. – С. 117 – 119.

Институт технической механики  
НАН Украины и НКА Украины,  
ГП «Конструкторское бюро «Южное»  
им. академика М. К. Янгеля»,  
г. Днепропетровск

Получено 20.07.10,  
в окончательном варианте 02.02.11