
УДК 629.7.036.5

Ю. А. Митиков

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СВЕРХХОЛОДНОЙ СИСТЕМЫ НАДДУВА ТОПЛИВНОГО БАКА С КЕРОСИНОМ

Исследуется гелиевая газобаллонная сверххолодная система наддува бака углеводородным горючим ракеты-носителя. Разработана методика математического моделирования ее параметров с учетом сжимаемости гелия, увеличения площади проходного сечения дозирующих расход элементов, теплообменных процессов в баллонах, топливном баке. Определены основные влияющие факторы на параметры давления газа в баке — расход гелия, начальные температуры конструкции бака и топлива в нем, величины аэродинамического теплового потока в стенки бака.

Ключевые слова: гелиевая сверххолодная система наддува, математическое моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время, когда на мировом рынке оказания пусковых услуг идет коммерческая борьба за каждый пуск, происходит пересмотр подходов к проектированию как всего ракетно-космического комплекса, так и его составляющих. В полной мере это касается и гелиевых пневмогидравлических систем подачи (ПГСП) компонентов топлива, которые после ЖРД являются самой дорогой частью космического носителя [2]. Как никогда остро сегодня стоит двуединый вопрос о требуемой надежности и об экономической эффективности принимаемых решений.

Специалисты Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» провели глубокую модернизацию систем наддува (СН) баков с углеводородным горючим I и II ступени РН «Зенит» [4]. Эти системы по-

лучили название сверххолодных СН. Как известно [1], холодными принято называть системы, у которых температура газа наддува на входе в бак приблизительно соответствует температуре топлива в нем. В предложенной системе используется гелий, температура которого на входе в бак в среднем по времени пуска на 200 К холоднее топлива. Назвать такую систему иначе, чем сверххолодная, достаточно сложно. Она конструктивно существенно проще, легче, дешевле по сравнению с повсеместно применяемыми горячими СН. Она не имеет теплообменника ЖРД с его уникальным теплоносителем — окислительным генераторным газом. Именно это позволяет проводить в полном объеме максимально приближенную к полетным условиям наземную отработку.

ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

Рассмотрим дизайн модернизированной системы наддува (см. рис. 1). Как видно, предложен-

© Ю. А. МИТИКОВ, 2015

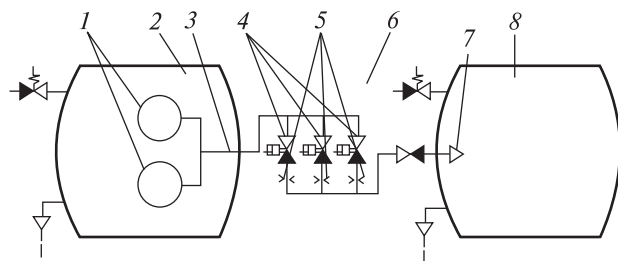


Рис. 1. Принципиальная схема системы сверххолодного наддува бака с углеводородным горючим (см. текст)

ная система достаточно проста. Она состоит из баллонов 1 с гелием, размещенных в баке 2 с жидким кислородом. По магистрали наддува 3 гелий через межбаковый отсек 6 и последовательно открывающиеся агрегаты автоматики 4 с дозирующими расход элементами (жиклерами) 5 наикратчайшим путем через специальное устройство ввода 7 поступает в свободный объем бака 8 с углеводородным горючим. Гелий с криогенной температурой в количестве нескольких десятков килограммов, попав вовнутрь многотонного бака нормальной температуры, совершает термодинамическую работу выдавливания топлива. Одновременно он в результате теплообмена с конструкцией и компонентом топлива, масса которого измеряется десятками тонн, нагревается и создает потребное давление газа в баке.

Учитывая важную особенность предложенной системы, а именно короткие магистрали наддува, в данном случае предоставляется возможность обеспечить критическое истечение гелия из баллонов в бак практически на протяжении всей работы СН. Именно этот важный момент позволяет рассматривать возможность создания методики математического моделирования параметров предложенной сверххолодной СН — и в баллонах с гелием, и в свободном объеме бака горючего по времени работы.

Цели работы:

- создание методики математического моделирования параметров новейшей сверххолодной СН гелием бака с углеводородным горючим типа керосин с учетом теплообменных процессов в баллонах с гелием и баке с горючим;

- определение основных влияющих факторов на параметры предложенной СН и возможности на них воздействия.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАДДУВА

В результате расчетов должны определяться по времени работы СН давление газа в баллонах, его температура, температура конструкции баллонов, расход гелия на наддув, давление гелия в баке, его среднemasсовая температура, температура конструкции бака.

Примем традиционные для такого класса задач допущения:

- начальные температуры гелия в баллоне, его конструкции и окружающего баллон жидкого кислорода равны;
- предпусковой наддув бака с горючим проводился гелием;
- теплообмен между газом и конструкцией коротких магистралей наддува равен нулю, т. е. температура гелия в баллоне и на входе в бак одинакова;
- испарением и конденсацией паров керосина в баке пренебрегаем, так как наддув производится переохлажденным относительно топлива газом;
- истечение гелия из баллонов в бак критическое, т. е. давление газа в баке не оказывает влияния на расход гелия из баллонов.

В качестве исходных данных должны быть известны начальное давление гелия в баллонах, начальное давление гелия в баке, поверхности горючего в баке, температура конструкции бака, начальный свободный объем газа в баке. Также должны быть заданы расход горючего из бака по времени, массивы зависимостей теплофизических свойств гелия, материалов баллонов, бака от температуры.

Создаваемая методика должна учитывать сжимаемость гелия при криогенных температурах, теплообмен между гелием, стенкой баллона и жидким кислородом, а также между газом в баке, его стенками с учетом аэродинамического нагрева в полете и поверхностью горючего в баке.

Дифференцируя по времени работы СН уравнение для внутренней энергии газа в баллоне и

применяя первое начало термодинамики с учетом $V_6 = \text{const}$ и $k = \text{const}$ (V_6 — внутренний объем баллонов, k — показатель адиабаты гелия) можно получить величину изменения давления газа в баллонах:

$$\dot{P}_6 = \frac{z(k-1)}{V_6} \cdot \left[\dot{Q}_6 + \frac{k\dot{m}_6 RT_6}{k-1} \right] + \frac{\dot{z}}{z} P_6,$$

где z — коэффициент сжимаемости гелия, \dot{Q}_6 — тепловой поток от конструкции баллона к газу, \dot{m}_6 — расход гелия из баллонов, R — газовая постоянная гелия, T_6 — температура гелия в баллонах, P_6 — абсолютное давление гелия в баллонах, в Па.

Вспользуемся для определения коэффициента сжимаемости гелия z апробированной зависимостью [5] (погрешность 1 % в диапазоне температур гелия 50—323 К и давлений 1—200 бар):

$$z = (0.14 \cdot 10^{-5} / T_6 + 5 \cdot 10^{-10}) \cdot P_6 + 0.97.$$

Тепловой поток от конструкции баллонов к газу внутри них равен

$$\dot{Q}_6 = F_6 \alpha_6 (T_{w6} - T_6) = \frac{\text{Nu} \cdot \lambda(T_6) \cdot F_6}{d_6} (T_{w6} - T_6),$$

где F_6 — внутренняя поверхность приведенного баллона, α_6 — коэффициент теплоотдачи от газа в баллоне к его конструкции, T_{w6} — средняя температура конструкции баллона, Nu — число Нуссельта для газа внутри баллона, $\lambda(T_6)$ — коэффициент теплопроводности газа, d_6 — приведенный диаметр баллонов.

Зависимость для определения числа Нуссельта получена в работе [5] для различных газов (гелий, азот, воздух, аргон) в широком диапазоне изменения давлений 1—300 Па и температуры газа 100—420 К:

$$\text{Nu} = 0.1(\text{Gr} \cdot \text{Pr})^{0.33}.$$

Здесь Gr, Pr — числа Грасгофа и Прандтля соответственно.

Тепловой поток от жидкого кислорода в баке к конструкции баллона представим в виде

$$\dot{Q}_{6н} = \text{Nu}_н \lambda_н F_6 (T_н - T_{w6}) / d_6,$$

где $\text{Nu}_н$ — число Нуссельта для кислорода с наружной стороны баллона, $\lambda_н$ — коэффициент

теплопроводности жидкого кислорода, $T_н$ — температура жидкого кислорода.

Для определения $\text{Nu}_н$ воспользуемся зависимостью для условий теплоотдачи при свободной конвекции [3]:

$$\text{Nu}_н = 0.135(\text{Gr} \cdot \text{Pr})_н^{0.33}.$$

Здесь $(\text{Gr} \cdot \text{Pr})$ — произведение чисел Грасгофа и Прандтля для жидкого кислорода — среды, окружающей баллоны и отдающей им тепло.

Из уравнения теплового баланса для стенки баллона можно получить

$$T_{w6} = (\dot{Q}_{6н} - \dot{Q}_6) / [c_6(t)m_{w6}],$$

где $c_6(t)$ — удельная теплоемкость материала баллона, m_{w6} масса баллонов.

Для критического истечения секундный расход гелия из баллонов равен [5]

$$\dot{m}_6 = \frac{2.28 P_6 f_{ж}}{(zRT_6[1 + 5.2\xi_{ж}])^{0.5}},$$

где $f_{ж}$ — площадь проходного сечения жиклера, $\xi_{ж}$ — коэффициент гидравлического сопротивления жиклера.

Далее начинаем математическое моделирование параметров газа в баке. Изменение давления газа в топливном баке имеет вид

$$\dot{P} = \frac{k-1}{V} \cdot \left[\dot{Q}_\Sigma + \frac{k}{k-1} RT\dot{m}_6 - \frac{k}{k-1} P\dot{V} \right],$$

где V — текущий свободный объем газа в баке, \dot{Q}_Σ — суммарный тепловой поток к газу от граничных поверхностей в баке, T — текущая среднemasсовая температура газа в баке, \dot{V} — секундный расход топлива из бака (или увеличение свободного объема газа в баке).

Баланс тепловых потоков к газу наддува в баке при отсутствии испарения и конденсации паров топлива, а также химических реакций в свободном объеме бака имеет вид

$$\dot{Q}_\Sigma = \dot{Q}_ж + \dot{Q}_w,$$

где $\dot{Q}_ж$ — тепловой поток от компонента топлива к газу наддува, \dot{Q}_w — тепловой поток от стенок бака к газу наддува.

Тепловые потоки от стенки бака и от свободной поверхности топлива в баке к газу наддува

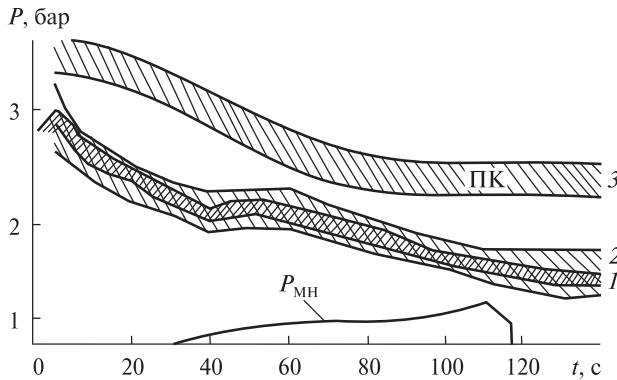


Рис. 2. Диапазоны изменения давления в баках горючего с момента старта: 1 — эксперимент, 2 — расчет, 3 — давление настройки предохранительного клапана бака горючего (ПК)

определяются из известных зависимостей теплоотдачи при естественной конвекции [3].

Из уравнения теплового баланса для стенки бака можно получить ее текущую температуру

$$T_{wi} = \frac{\alpha_w T \Delta\tau + q_{\text{аэр}} \Delta\tau + c_w \rho_w \delta_w T_{w(i-1)}}{\alpha_w \Delta\tau + c_w \rho_w \delta_w},$$

где α_w — коэффициент теплоотдачи от стенки бака к газу наддува, $\Delta\tau$ — шаг интегрирования, $q_{\text{аэр}}$ — удельный аэродинамический поток в стенку бака в полете, c_w, ρ_w, δ_w — удельная теплоемкость, плотность и толщина стенки бака.

Текущая среднemasсовая температура газа в баке определяется из уравнения состояния идеального газа:

$$T = PV / Rm,$$

где m — текущая масса газа в баке.

Приведенная система уравнений решается любым методом приближенных вычислений, например методом Эйлера с шагом интегрирования 0.1 с.

Разработанная методика расчета параметров СН позволяет выявить основные влияющие факторы на величину давления газа в баке. В первую очередь это расход гелия на наддув. Далее нужно отметить начальные значения температур конструкции бака и верхнего слоя топлива в нем, величину внешнего теплового потока в стенку бака. Последний фактор помимо повышения температуры стенки бака способствует (с уче-

том действия продольной перегрузки в полете) выносу на поверхность топлива его подогретых слоев из теплового пристеночного пограничного слоя.

Сравнение результатов моделирования параметров СН по разработанной методике с экспериментальными данными показывает следующее. Без экспериментального уточнения коэффициентов теплоотдачи от газа в граничные поверхности (учет влияния конкретного устройства ввода газа в бак) расхождение по величине давления газа в баке не превышает 7 % в начальный момент времени работы СН и 5 % в конце. С уточненными указанными коэффициентами и экспериментально определенными коэффициентами гидросопротивления жиклеров расхождение снижаются до 5 % в начале и 3 % в конце работы СН.

На рис. 2 приведено сравнение результатов моделирования по предложенной методике с экспериментальными данными по шести натурным испытаниям РН «Зенит» по интегральной характеристике — давлению газа в свободном объеме бака горючего I ступени носителя.

Как видно, сходимость результатов расчетов с экспериментом более чем удовлетворительная на протяжении всего времени работы ДУ. Особо необходимо отметить, что математическое моделирование параметров сверххолодной СН проводилось еще на этапе проектирования РН.

ВЫВОДЫ

Разработана методика математического моделирования параметров внедренной на РН «Зенит» гелиевой газобаллонной сверххолодной системы наддува баков с углеводородным горючим. Выявлены основные влияющие факторы на параметры СН — расход на наддув, начальные температуры конструкции бака и топлива в нем, величина аэродинамического теплового потока в стенку бака. Сходимость результатов расчетов с натурными данными вполне удовлетворительная на протяжении всего времени работы ДУ.

1. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет. — М.: Машиностроение, 1976. — 335 с.
2. Дегтярев А. В., Кушнарев А. П. Ракета космического назначения сверхмалого класса // Космич. техн. Ра-

- кет. вооружение: сб. науч.-техн. ст. — 2014. — № 1. — С. 14—20.
3. Кутателадзе С. С. Основы теории теплообмена. — М.: Наука, 1970. — 338 с.
 4. Пат. 51806 Україна, МПК В64D 37/00. Спосіб наддування паливного баку ракети / Б. О. Шевченко, Ю. О. Мітїков, А. І. Логвиненко. — Власник ДП «КБ «Південне» — № 200203979; Заявл. 29.04.02; Опубл. 15.08.02. — 5 с.
 5. Присняков В. Ф., Галась М. И., Мосейко В. А. и др. Определение параметров газа при опорожнении емкости с учетом сжимаемости и сопротивления магистрали // Проблемы высокотемпературной техники: Сб. науч. тр. — Днепропетровск: Днепропетровский нац. ун-т им. Олеся Гончара, 1981.

Стаття надійшла до редакції 13.08.15

Ю. О. Мітїков

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ НАДХОЛОДНОЇ СИСТЕМИ НАДДУВАННЯ ПАЛИВНОГО БАКА З ГАСОМ

Досліджується гелієва газобалонна надхолодна система наддування бака вуглеводневим паливом ракети-носія. Розроблено методику математичного моделювання її параметрів з урахуванням стискуваності гелію, збільшення

площі прохідного перерізу елементів, що дозують розхід, теплообмінних процесів у балонах, паливному баку. Визначено основні фактори, що впливають на параметри тиску газу у баку — розхід гелію, початкові температури конструкції бака і палива в ньому, величини аеродинамічного теплового потоку у стінки бака.

Ключові слова: гелієва надхолодна система наддування, математичне моделювання.

Yu. A. Mitikov

Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnipropetrovsk

KEROSENE FUEL TANK SUPER-COLD PRESSURIZATION SYSTEM PARAMETERS MATHEMATICAL MODELING

The subject studies is helium gas-cylinders super-cold fuel tank pressurization system with rocket hydrocarbon fuel. A mathematical modeling methodology which takes into account both compressibility of helium, flow dosing elements flow section square enlargement, and heat transfer processes inside gas cylinders and fuel tanks has been developed. Main influencing factors on helium pressure inside fuel tank were determined — helium consumption, initial temperatures of tank and its fuel, the values of aero dynamic heat flow into tank walls.

Key words: super-cold helium pressurization system, mathematical modeling methodology.