

УДК 621.642.1

Ю. А. МИТИКОВ

Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара, Украина

ПОДХОД К ФИЗИЧЕСКОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПРИ СТАРТЕ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Обсуждается новый подход к физическому моделированию параметров горячих систем наддува топливных баков в начале работы двигательной установки. Именно в это время реализуются наиболее интенсивные тепловые и массообменные процессы в баках. Их итог при нерегулируемом расходе газа на наддув – провал давления газа в баке первые 10 – 15 с работы системы. Решались две основные задачи. Первая - нахождение режимов наземной экспериментальной отработки системы наддува, обеспечивающих имитацию продольной перегрузки в начальный момент работы систем. Вторая - разработка методологии проведения испытаний в комплексе с общепринятыми. Получена зависимость, позволяющая учитывать продольную перегрузку при наземной отработке систем наддува путем установления потребной более низкой начальной температуры газа в свободном объеме бака.

Ключевые слова: физическое моделирование, параметры систем наддува, начальный участок работы, учет перегрузки, начальная температура газа в баке.

Состояние проблемы

Системы наддува (СН) топливных баков двигательных установок (ДУ) жидкостных ракет служат для обеспечения бескавитационной работы быстроходных центробежных насосов турбонасосного агрегата (до 70 тыс. об/мин) и поддержания давления газа в тонкостенных несущих алюминиевых баках на активном участке траектории полета для их устойчивости [1]. СН – наиболее сложная и наукоемкая часть пневмогидравлической системы современной ракеты-носителя (РН) [2]. При этом она является еще и наиболее дорогостоящей частью РН [3] после ее жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Одним из путей повышения характеристик СН является применение рабочих тел наддува с все более высокой температурой [4]. От холодных СН (температура газа на входе в бак приблизительно соответствует температуре топлива) в ракетном двигателестроении пришли к высокотемпературным генераторным. Например, для наддува бака горючего межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) 18М (более известной как «Сатана») используется генераторный газ с температурой на входе в алюминиевый бак ~ 1120 К. И это далеко не предел [4]. Особо следует отметить, что высокотемпературные СН генераторным газом применялись только в Советском Союзе.

Анализ последних исследований и публикаций

У разработчиков СН не вызывает сомнений, что высокотемпературный газ (как правило, генераторный) необходимо вводить с определенной скоростью от верхнего днища бака к зеркалу вдоль его продольной оси. Этим приемом обеспечивается перемешивание газа в части свободного объема бака и снижение максимальной температуры газа в его верхней части. Одновременно достигается и приемлемый температурный режим верхнего алюминиевого днища бака.

Для увеличения эффективности РН используют максимальную заправку баков топливом [5]. Поэтому срез устройства ввода высокотемпературного газа (как правило, генераторный газ с большим содержанием паров компонента, до 95%) находится непосредственно у поверхности топлива. С учетом вышесказанного, в начале работы СН (наиболее напряженный момент времени работы ДУ – выход на режим и старт РН) реализуются интенсивные тепломассообменные процессы в зоне взаимодействия струи газа наддува с компонентом топлива [6]. Центральная часть струи внедряется в жидкую фазу. Если наддув ведется генераторным газом, то происходит конденсация части паров из состава вводимого газа наддува, в том числе и эжектированных в струю из свободного объема бака [7]. Описанные процессы сопровождаются резким падением давления газа в баках, глубина которого в ряде случаев

является недопустимой. Далее, по мере опускания уровня топлива, интенсивность указанных процессов заметно падает. Соответственно, растет средне-массовая температура газа в свободном объеме бака, а вместе с ней и давление газа в нем.

В общем случае расчет процессов взаимодействия высокотемпературной струи газа с поверхностью топлива крайне затруднен. Поэтому потребный расход газа на наддув и его скорость ввода в бак уточняют на этапе наземной экспериментальной отработки. Когда провал давления газа в баке в первые секунды работы ДУ критичен, на практике используют увеличение потребного расхода газа на наддув бака. Это приводит к возрастанию расхода газа наддува в периферийной (не внедряющейся в топливо части струи).

Обратная сторона такого простого технического решения заключается в следующем. Приблизительно к середине времени работы ДУ давление газа в баке достигает настройки предохранительного клапана. Клапан приоткрывается и часть газа наддува (добавленная для уменьшения провала давления) стравливается за борт носителя. Причем, сброс рабочего тела наддува может продолжаться до конца полета ступени. С одной стороны, ухудшается весовая сводка РН. С другой стороны, повышается температура газа у верхнего днища бака, самого верхнего днища бака и предохранительного клапана, через который сбрасывается горячий газ. Температуры алюминиевых конструкций могут достичь критических значений по условиям прочности. Такова цена конструктивно простой нерегулируемой (по расходу) генераторной системы наддува.

Однако при летных испытаниях поведение давления газа в баке, температуры газа у верхнего днища бака и самого днища заметно меняются. Провал давления газа в баке реализуется меньше, рост температуры газа у верхнего днища и давления газа в баке начинается раньше и происходит интенсивнее. Соответственно, предохранительный клапан бака открывается раньше и дольше находится под протоком горячего газа. Температура верхнего днища бака и предохранительного клапана могут попасть в критическую зону. Получается, что расход газа на наддув по итогам наземной отработки увеличен напрасно. Более того, именно увеличение расхода газа и привело к негативным последствиям. Появляется насущная необходимость перенастройки СН на меньший расход газа для наддува, возможно, и с последующим подтверждением его при дополнительной наземной отработке. Однако в разгар начала успешной эксплуатации носителя это не всегда уместно.

Для примера приведем сравнение указанных параметров при наземной отработке СН бака с жид-

ким кислородом ДУ I ступени РН «Зенит» на модели (масштаб моделирования 1:3,1) горячим гелием и при натурной эксплуатации. На момент окончания работы ДУ температура верхнего днища бака и температура газа в верхней его части в полете реализуются стабильно выше на ~ 70 К. И это при средне-массовой температуре гелия на входе в бак всего ~ 500 К. Также заметны существенные отличия в поведении давления и температуры газа (у верхнего днища) в баках в начальный момент времени работы СН (рис).

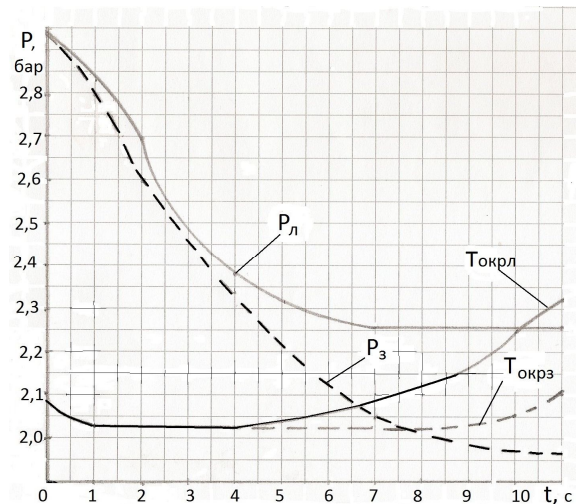


Рис. Изменением параметров газа в баке при летных испытаниях (индекс «л») и наземных (индекс «з»):

P — давление газа в баке;

T_{окр} — температура газа окружающая струю в баке (замер у его верхнего днища)

В настоящее время решение сформулированной проблемы происходит по двум основным направлениям. Первое — это определение параметров неизотермической струи в свободном объеме бака с учетом основных влияющих факторов (стесненные условия, продольная перегрузка) [8]. Второе направление — перенос модельных экспериментальных данных на натурные условия [9, 10]. Оба направления находятся в стадии разработки. Наиболее перспективным в сегодняшней ситуации мы считаем использование теории моделирования.

Цель и задачи исследования

Обеспечение при наземной отработке условий, максимально приближенных к летным, позволит получить реальный провал давления газа в баке в начале работы СН. Следовательно, появляется возможность обоснованно подойти к величине расхода газа на наддув бака. В ряде случаев, как и в приведенном на рисунке, может оказаться, что нет необходимости увеличения указанного расхода. В свою

очередь, это обеспечивает улучшение весовой сводки РН, снижение температурной нагрузки на верхнее днище и предохранительный клапан. Также реалистичность наземной отработки позволит упростить использование перспективных высокотемпературных нерегулируемых СН.

Целью исследований является разработка подходов к физическому моделированию процессов внутри топливных баков в начальный момент работы СН при вводе высокотемпературной струи газа наддува вдоль продольной оси бака.

Задачами исследований является нахождение режимов наземной экспериментальной отработки СН, обеспечивающих имитацию продольной перегрузки в начальный момент работы системы. На базе полученных результатов также важной задачей является разработка методологии проведения испытаний в комплексе с общепринятыми.

Результаты исследований

Рассмотрим наиболее распространенный случай – отработка СН и экспериментальный поиск оптимальной скорости ввода горячего газа проводится на уменьшенной модели. Использование уменьшенных моделей топливных баков до сих пор позволяло имитировать основные влияющие факторы, включая аэродинамический нагрев и колебания баков по траектории, но не перегрузку.

Будем считать, что температура газа на входе в модельный и натуральный баки одинакова [10]. Для упрощения примем, что плотность газа в баке и в струе является только функцией температуры при прочих равных условиях. Соотношение основных параметров натуре и модели заимствуем из работы [10] (см. таблицу).

Таблица
Расчетное соотношение параметров натуре и модели

№ п/п	Наименование параметра	Расчетное соотношение параметров
1	Линейные размеры	$L_m = L_n/n;$ $D_m = D_n/n$
2	Время работы СН	$\tau_m = \tau_n$
3	Температура газа наддува на входе в бак	$T_{ом} = T_{он} = T_o$
4	Расход газа на наддув	$\dot{m}_{ом} = \dot{m}_{он} / n^3$

Газовые течения в баках в общем случае принято моделировать по критерию Рейнольдса [1]. В рассматриваемом нами случае в начальный момент времени работы СН свободная поверхность топлива

находится практически у среза устройства ввода газа. Тогда осевая скорость газа w_x при встрече с поверхностью топлива равна входной скорости газа в бак w_o (до 5 - 8 калибров у неизотермических струй). Из формального равенства чисел Рейнольдса на модели и натуре вытекает, что $w_n = w_m / n$.

Другими словами, скорость взаимодействия струи горячего газа с поверхностью топлива, а с ней и интенсивность тепломассообменных процессов в зоне внедрения, должны отличаться друг от друга в n раз. Очевидно, что такой подход не обеспечивает идентичность физических процессов, характерных для начального участка работы СН.

В общем случае (разные газы основного и предпускового наддувов, заметное давление насыщенных паров топлива и др.) для обеспечения процессов одинаковой интенсивности взаимодействия струи газа наддува с поверхностью топлива на модели и натуре моделирования должно вестись по равенству либо критических динамических напоров на поверхности, либо по числу Вебера [7].

Упростим задачу. Примем давление насыщенных паров топлива в баке пренебрежимо малым, а предпусковой наддув и основной проводится однородным газом (гелием). Горячий газ вводится строго вдоль продольной оси бака. Тогда плотность газа в баке и в струе является функцией температуры и давления при прочих равных условиях. В этом случае нам необходимо обеспечивать одинаковые скорости взаимодействия фаз ($w_x = w_o$).

Попытаемся определить необходимые условия для физического моделирования влияния продольной перегрузки в земных условиях в начале работы СН. Принимаем, что наддув баков производится одинаковым рабочим телом (гелием) с одинаковой температурой в наземных и летных условиях.

В соответствии с принятым подходом необходимо обеспечить равенство на уровне топлива скоростей на оси струи вводимого в бак газа в земных условиях $w_{хз}$ и в полете $w_{хл}$.

Воспользуемся наиболее простой и наглядной зависимостью для осевой скорости неизотермического газа для случая его вертикального ввода [11]

$$w_x = w_o m k_n \sqrt{F_o} / x,$$

где m – коэффициент, учитывающий условия ввода газа (в нашем случае – осесимметричная струя);

F_o – площадь выходного сечения устройства ввода газа в бак;

$k_n = f(Ar_x)$ – коэффициент неизотермичности условий ввода газа.

По условиям постановки задачи $F_{O3} = F_{Oл} = F_0$, $T_{O3} = T_{Oл} = T_0$, $w_{O3} = w_{Oл} = w_0$. Для начального участка струи, как известно, $w_x = w_0$. Тогда можно получить числа Архимеда для условий выпускного сечения газопровода для земных и летных условий

$$Ar_{O3} = \frac{g\Delta t_{O3}\sqrt{F_0}}{v_0^2 T_{Oкрз}} \text{ и } Ar_{Oл} = \frac{n_x g\Delta t_{Oл}\sqrt{F_0}}{v_0^2 T_{Oкрл}} - \text{числа}$$

Архимеда для земных и летных условий соответственно;

$\Delta t_{O3} = T_0 - T_{Oкрз}$ – разность температур газа между входной в бак и средней в свободном объеме бака при испытаниях на земле;

F_0 – площадь проходного сечения газопровода;

n_x – осевая перегрузка;

$\Delta t_{Oл} = T_0 - T_{Oкрл}$ – разность температур газа между входной в бак и средней в свободном объеме бака при летных испытаниях.

После несложных преобразований, приравняв $Ar_{O3} = Ar_{Oл}$, получаем

$$T_0 / T_{Oкрз} - 1 = n_x (T_0 / T_{Oкрл} - 1),$$

$$\text{откуда } T_{Oкрз} = \frac{T_0}{1 + n_x (T_0 / T_{Oкрл} - 1)}.$$

Пока струя добивает до поверхности топлива и перемешивает газ в свободном объеме температуру $T_{Oкрл}$ без потери точности можно принять равной температуре верхнего слоя топлива в баке $T_{всГ}$

$$T_{Oкрз} = \frac{T_0}{1 + n_x (T_0 / T_{всГ} - 1)}. \quad (1)$$

Таким образом, для начального участка струи и пока струя добивает до зеркала топлива (интенсивно перемешивает газ в свободном объеме бака), зная среднюю температуру газа на входе в бак, осевую перегрузку носителя, температуру зеркала топлива можно получить искомую температуру газа в баке для наземной отработки параметров СН с учетом полетной перегрузки.

Оценим потребную начальную температуру газа в баке с жидким кислородом при наддуве его нагреваемым в теплообменнике гелием применительно к ИРН «Зенит». Примем следующие исходные данные по результатам летных испытаний. Средняя температура гелия на входе в бак за первые десять секунд полета составляет $\sim 370\text{К}$, осевая пе-

регрузка $\sim 1,7$, температура верхнего слоя кислорода в баке – 92К . В соответствии с полученной нами зависимостью (1) потребная начальная температура газа в баке получается равной $\sim 60\text{К}$. Более холодная (плотная) среда в баке на начало испытаний обеспечит большую выталкивающую силу на струю вводимого горячего газа. Это соответствует физическому смыслу. Обеспечить такую температуру среды в свободном объеме модельного бака возможно, например, заправляя в него переохлажденный до нужной температуры азот.

Посмотрим, как ситуация с моделированием будет выглядеть для основного участка струи, когда $w_0 > w_x$. Воспользуемся наглядной зависимостью [11] для скорости на оси неизотермической струи применительно к ее основному участку

$$w_x = w_0 m \frac{\sqrt{F_0}}{x} \sqrt{1 - 2,5 Ar_x},$$

где x – расстояние от среза газопровода до уровня топлива по оси струи.

Соблюдая принятый подход $w_{хл} = w_{хз}$ после несложных преобразований получаем

$$T_{Oкрз} = T_0 - (T_0 - T_{Oкрл}) \frac{T_{Oкрз}}{T_{Oкрл}} n_x. \quad (2)$$

Подставим в полученную зависимость данные летных испытаний. Получаем, что следующие за начальным участком струи десять секунд работы СН температуру газа в свободном объеме бака надо поддерживать на уровне $\sim 45\text{К}$. Это также соответствует физическому смыслу – с ростом температуры гелия на входе в бак и перегрузки возрастающую выталкивающую силу нужно имитировать более холодной (плотной) средой. Однако технически это вряд ли можно достичь без существенных усложнений экспериментальной установки.

Проведенные исследования позволяют принять следующую методологию экспериментальной наземной отработки параметров СН с учетом действия продольной перегрузки. На модельной установке в свободном объеме бака на момент включения горячего наддува устанавливаем температуру газа в соответствии с зависимостью (1). Определяем фактический провал давления газа в баке. Если он в пределах допустимого, то дальнейшие расчеты параметров СН (давление и среднemasсовая температура газа в баке и пр.) проводим по полученным параметрам давления, температуры газа с учетом принятого расхода и температуры газа на наддув по известным методикам, например, [12] (погрешность на уровне 10%). Определяем, попадает ли расчетная

величина давления газа в баке в настройку предохранительного клапана. Если расчетное давление газа в баке меньше давления настройки предохранительного клапана на протяжении всего времени полета и обеспечивает потребный уровень, то считаем расход на наддув бака принятым. Если попадаем в настройку предохранительного клапана, то расход на наддув уменьшаем. Повторяем эксперимент и далее методом последовательных приближений определяем потребный расход на наддув, отвечающим всем предъявляемым требованиям.

Анализ полученной зависимости (1) показывает, что теоретически для той же цели возможны варианты использования более плотного газа в баке в начальный момент работы СН или более горячего газа на входе в бак.

Таким образом, использование полученной зависимости позволяет обеспечить при наземной отработке такую же выталкивающую силу на высокотемпературную струю газа наддува, что и в полете. Это приближает испытания на земле к летным в вопросе определения фактической величины провала давления газа в баке в начальный момент работы ДУ. Использование предложенной методологии в большинстве случаев не приведет к необходимости увеличения расхода газа на наддув бака по сравнению с расчетным вариантом (по среднеинтегральным параметрам). Это, в свою очередь, уменьшит объем отработки, улучшит весовую сводку носителя, снизит тепловую нагрузку на верхнее днище бака и его предохранительный клапан. Для подтверждения предлагаемого подхода к имитации перегрузки для условий наддува баков высокотемпературным газом необходимо провести наземные модельные экспериментальные исследования.

Выводы

Впервые рассмотрен один из возможных подходов к физическому моделированию процессов, происходящих внутри топливных баков в начальный момент работы СН при вводе высокотемпературной струи газа наддува вдоль продольной оси бака. Получена количественная зависимость, позволяющая учитывать величину продольной перегрузки при наземной отработке СН. Она увязывает потребную температуру газа в свободном объеме бака при наземной отработке, с температурой вводимого газа, и продольной перегрузкой. Имитировать продольную перегрузку можно как понижая начальную температуру газа в баке при наземной отработке, так и повышая температуру газа на входе в бак. Возможен и комбинированный способ. Предложенный подход в перспективе может позволить исключить

дополнительные испытания и корректировки по итогам начала летной эксплуатации РН.

Литература

1. Козлов, А. А. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок [Текст] / А. А. Козлов, В. Н. Новиков, Е. В. Соловьев. – М. : Машиностроение, 1988. – 352 с.
2. Titan II Airframe. Stage II Autogenous Pressurization System [Electronic resource]. – Access mode: <http://titan2icbm.org/titanD.html>. – 16.05.2015.
3. Ракета космического назначения сверхмалого класса [Текст] / А. В. Дегтярев, А. П. Кушнарев, А. Д. Попов [и др.] // Космическая техника. Ракетное вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2014. – № 1. – С. 14 – 20.
4. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов [Текст] / Ю. А. Митиков, В. А. Антонов, М. Л. Волошин, А. И. Логвиненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С. 87 – 90.
5. Teissir, A. Liquid Helium Storage for Ariane V Main Stage Oxygen Tank Pressurization [Text] / A. Teissir // 31st AIAA/ASME/SAE/ASEF Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego. – 1995. – P. AIAA 95-2956.
6. Митиков, Ю. А. Генераторный наддув бака с РГ-1 ракеты-носителя [Текст] / Ю. А. Митиков // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2012. – № 4/8 (58). – С. 6 – 9.
7. Митиков, Ю. А. Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива [Текст] / Ю. А. Митиков, Г. М. Иванецкий // Холодильна техніка і технологія. – 2012. – № 2. – С. 46 – 50.
8. Митиков, Ю. А. Определение коэффициентов стеснения для неизотермических турбулентных струй [Текст] / Ю. А. Митиков, С. А. Куда // Проектирование сложных технических систем : сб. науч. тр. ИТМ АН УССР. – Киев : Наукова думка, 1989. – С. 153 – 155.
9. Митиков, Ю. А. Оптимизация скорости ввода горячего гелия в бак с кислородом [Текст] / Ю. А. Митиков, С. А. Куда // Вісник НТУ «ХП». – 2012. – № 34. – С. 9 – 16.
10. Митиков, Ю. А. Анализ результатов физического моделирования параметров систем наддува топливных баков двигательных установок [Электронный ресурс] / Ю. А. Митиков // Вісник Національного університету кораблебудування : електрон. наук. вид. / Нац. ун-т кораблебудування ім. адм. Макарова. – 2014. – № 2. – Режим доступа: <http://evn.nuos.edu.ua/article/view/40329/36508>. – 16.05.2015.
11. Еланский, И. И. Вентиляция и отопление гальванических цехов машиностроительных предприятий [Текст] / И. И. Еланский. – М. : Машиностроение, 1989. – 152 с.

12. Митиков, Ю. А. Расчетно-экспериментальное исследование системы сверххолодного наддува [Текст] / Ю. А. Митиков // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2012. – Т. XIII. – С. 61 – 69.

Поступила в редакцію 16.08.2015, рассмотрена на редколлегии 14.10.2015

ПІДХІД ДО ФІЗИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМ НАДДУВАННЯ ПАЛИВНИХ БАКІВ РУШІЙНИХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСІЇВ

Ю. О. Митіков

Обговорюється новий підхід до фізичного моделювання параметрів гарячих систем наддування паливних баків на початку роботи рушійної установки. Саме в цей час реалізуються найбільш інтенсивні теплові та масообмінні процеси в баках. Їх підсумок при нерегульованій витраті газу на наддування - провал тиску газу в баку перші 10 - 15 с роботи системи. Вирішувалися дві основні задачі. Перша - знаходження режимів наземного експериментального відпрацювання системи наддування, що забезпечують імітацію поздовжнього перевантаження в початковий момент роботи системи. Друга - розробка методології проведення випробувань в комплексі з загальноприйнятими. Отримано залежність, що дозволяє враховувати поздовжнє перевантаження при наземному відпрацюванні систем наддування шляхом встановлення потрібної більш низької початкової температури газу у вільному об'єму баку.

Ключові слова: фізичне моделювання, параметри систем наддування, початкова ділянка роботи, облік перевантаження, початкова температура газу в баку.

APPROACH OF ROCKET ENGINE FUEL TANK HIGH TEMPERATURE PRESSURIZATION SYSTEM PARAMETER PHYSICAL MODELLING DURING ROCKET LAUNCH

Yu. A. Mitikov

Pressurization gas with high temperature is input into fuel tank with noticeable speed along tank longitudinal axis. Complex processes occur in the tank during system launch. A stream is injected into the fuel. Gas pressure in the tank decreases. There are no known methodologies to perform calculations for this initial state. Needed gas consumption for pressurization is found experimentally during modelling on land. It is being increased until proper value is found. A significant difference between 'on land' and actual (during rocket flight) results is observed both for gas pressure inside tank, gas temperature near upper tank bottom, and upper tank bottom temperature itself. One of possible physical modelling methodologies was investigated. It takes into account the longitudinal overload influence. A dependency for the stream initial state was found for the first time. It allows to consider longitudinal overload during 'on land' pressurization system tests. This dependency coordinates needed gas temperature in free tank volume during 'on land' test with both input gas temperature, longitudinal overload and forecasted (accepted) gas temperature inside tank during normal operation. Longitudinal overload can be emulated via decreasing initial gas temperature inside tank during 'on land' tests, as well as increasing gas temperature during inputting it into the tank.

Key words: physical modelling, pressurization system parameters, initial system state, overload consideration, initial gas temperature inside the tank.

Митиков Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, зав. каф. Двигателестроения, Днепропетровский национальный университета им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: mitikov@ua.ua.