

**ANALYSIS OF THE RESULTS OF PHYSICAL MODELING
OF THE PARAMETERS OF THE PRESSURIZATION SYSTEMS OF FUEL
TANKS OF PROPULSION SYSTEMS**

**АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ
СИСТЕМ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК**

Yurii O. Mitikov

mitikov@ya.ua

ORCID: 0000-0002-9923-0433

Ю. А. Митиков,

канд. техн. наук, доц.

Oles Gonchar Dnipropetrovsk National University, Dnipropetrovsk

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, г. Днепропетровск

Abstract. A possible approach of the approximation modeling of the parameters of the pressurization system has been discussed. This approach is the easiest for implementation. Providing equal pressure, as well as equal pressurization period, is used as the method base in both the modeled and the full-scale tanks. The aim of the study is to analyze the applicability of the obtained results for the physical modeling of the actual system. Particular attention is paid to the selection of the modeling scale. Using full-scale materials for tank walls and the pressurization gas makes performance of tests much easier. The assessment of accuracy of the obtained recommendations was carried out by the multiple increase of the contributing factors. The gas reserve is determined to be ~10–15 %. Directions of further studies on the ways to improve the considered method are stated. It is proved to be reasonable to specify the approaches to the geometry of the device of the hot pressurization gas input into a tank taking into account overloading (the impact of buoyancy force), roughness of tank walls and the size of the tank reinforcement (heat removal intensity).

Keywords: physical modeling; parameters of pressurization systems; gas thermodynamics inside of a fuel tank; analysis of the results; possibilities of the methodology improving.

Аннотация. Проведен анализ результатов моделирования параметров систем наддува топливных баков ракет-носителей. Моделирование базируется на равенстве давлений газа в натурном и модельном баках. Подход обеспечивает запас газа наддува до 10...15 %. Определены пути совершенствования методики.

Ключевые слова: физическое моделирование; параметры систем наддува; термодинамика газа внутри бака; анализ результатов; направления совершенствования методики.

Анотація. Проведено аналіз результатів моделювання параметрів систем наддування паливних баків ракет-носіїв. Моделювання базується на рівності тисків газу в натурному і модельному баках. Підхід забезпечує запас газу наддування до 10...15 %. Визначено шляхи вдосконалення методики.

Ключові слова: фізичне моделювання; параметри систем наддування; термодинаміка газу в баку; аналіз результатів; напрямки вдосконалення методики.

REFERENCES

- [1] Belyaev N.M. *Sistemy nadduva toplivnykh bakov raket* [Pressurization systems of the missile fuel tanks]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 335 p.
- [2] Kendl D. Vliyanie peremeshivaniya na kharakteristiki sistemy nadduva [Impact of mixing on the pressurization system characteristics]. *Voprosy raketnoy tekhniki – Rocket technology issues*, 1971, no. 6, pp. 22–25.
- [3] Kozlov A.A., Novikov V.N., Solovov E.V. *Sistemy pitaniya i upravleniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelnnykh ustanovok* [Feed and control systems of liquid rocket propulsion systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988. 352 p.
- [4] Glushko V.P. *Kosmonavtika* [Cosmonautics]. Moscow, Sov. Entsiklopediya Publ., 1985. 528 p.
- [5] Mitikov Yu.A. Gazoballonnye sistemy nadduva i rakety-nositeli novogo pokoleniya [Gas-cylinder pressurization systems and the carrier rockets of the new generation]. *Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoe vooruzhenie* [Space technology and missile arming], 2012, no. 1, pp. 179–185.

- [6] Mitikov Yu.A., Ivanitskiy G.M. Raschet parametrov sistemy nadduva s uchetom vzaimodeystviya strui gaza s komponentom topliva [Calculation of the parameters of the propulsion systems taking into account the interaction of the gas jet and the fuel component]. *Kholodilna tekhnika i tekhnologiya – Refrigeration engineering and technology*, 2012, no. 3. pp. 46–50.
- [7] Moseyko V.A., Logvinenko A.I., Mitikov Yu.A. Osnovy modelirovaniya parametrov PGS raket [Basics of modeling of the parameters of the PGS rockets]. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika – Rocket and space technology*, 1983, ser.1, issue 4, pp. 44–53.
- [8] Mitikov Yu.A., Antonov V.A., Voloshin M.L., Logvinenko A.I. Puti povysheniya nadezhnosti i bezopasnosti ekspluatatsii raketnykh kompleksov [Ways to improve the reliability and safety of the rocket system operation]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace engineering and technology*, 2012, no. 3, issue 90, pp. 87–90.
- [9] Degtyarev A.V., Kushnarev A.P. Raketa kosmicheskogo naznacheniya sverkhmalogo klassa [Space rocket of the ultra-low class]. *Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoe vooruzhenie* [Space technology and missile arming], 2014, no. 1, pp. 14–20.
- [10] Logvinenko A.I. Gas-generation pressurization system experimental development method of the LV propellant tanks. *Acta Astronautica*, 2009, AA 3161, no. 64, pp. 84–87.
- [11] Ring Elliot. *Rocket Propellant and Pressurization Systems*. Prentice Hall., Inc., Englewood Cliffs, N.J., 1964. 404 p.

ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

Для наддува топливных баков двигательных установок (ДУ) ракет разного назначения известны самые разнообразные системы – генераторные, газобаллонные, испарительные, парогазовые, химические и др. [1]. Однако для ракет-носителей (РН) наибольшее распространение сегодня получают гелиевые газобаллонные системы наддува (СН) [5, 8]. Они не нуждаются в большом объеме дорогостоящей экспериментальной отработки, в высокой квалификации проектантов систем питания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), что является основным аргументом их популярности в мире. При этом пневмогидравлические системы, основу которых составляют газобаллонные СН, являются наиболее сложными и дорогостоящими частями ракеты-носителя после ЖРД [9].

В настоящее время более десяти стран в мире, включая Украину, имеют замкнутый цикл производства космической техники. Активная жизнь спутников и других космических объектов уже доведена до 15–20 лет. В связи с этим общее количество запусков РН в мире имеет тенденцию к сокращению. Так, всеми странами мира на протяжении последних пяти лет осуществлялось всего 75–80 запусков РН в год. А, например, в 1982 г. только один Советский Союз провел 80 пусков и только одного типа РН «Космос» [4].

Существенно увеличивается конкуренция на рынке предоставления пусковых услуг. Очевидно, что побеждать в этой борьбе будет тот, кто обеспечит меньшую цену выведения 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту при общепринятой надежности. В связи с этим в ракетно-космической технике рассматриваются подходы, сложившиеся в этой отрасли в период стремления государств выйти в космос любой ценой и за бюджетные средства.

К настоящему времени известны перспективные конструктивно простые способы наддува. Их внедрению препятствует потребность в полномасштабной наземной отработке. По финансовым и временным затратам она сопоставима с разработкой нового ЖРД. К тому же в ряде стран отсутствуют соответствующие стенды, которые позволяют проводить имитацию ряда основных влияющих факторов полетных условий (перегрузка, колебания баков, аэродинамический нагрев стенок баков и т. д.). Выходом из данной ситуации было бы проведение отработки перспективных СН на существенно уменьшенных моделях баков с учетом хотя бы основных требований теории моделирования с последующей однозначной трактовкой полученных результатов.

АНАЛИЗ ПОСЛЕДНИХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИКАЦИЙ

Изучение технической литературы, включая патенты, по интересующей нас проблеме приводит к неутешительному заключению, что классическое физическое моделирование параметров современных СН невозможно [7]. Такой вывод получен по причине одновременного протекания внутри баков в полете целого ряда разнородных явлений теплового (достигнут уровень температур газа наддува на входе в тонкостенные алюминиевые баки до 1120 К), газодинамического, гидравлического, массообменного характера. В силу сложности, дороговизны испытаний и, соответственно, малоизученности процессов, протекающих внутри топливных баков на активном участке траектории полета РН, данной проблеме посвящено крайне мало исследований.

Известны отдельные рекомендации для цилиндрических баков по оценке прогрета топлива при боковом теплоотводе, по продувкам устройств ввода

газа наддува в баки на моделях, по приближенному пересчету полученных результатов на натуре соответственно по числам Релея и Рейнольдса [2, 4, 11]. Комплексный характер, по нашему мнению, носят лишь два труда [7, 10], разделенные временем почти в тридцать лет.

ЦЕЛЮЮ РАБОТЫ является анализ применимости метода приближенного физического моделирования параметров СН, в котором за основу берется постоянство давлений газа в модельном и натурном баках, а также равенство времен работы систем. Данный подход является наиболее конструктивным в реализации. Целью работы также является качественная оценка точности полученных результатов и формулирование направлений дальнейших исследований по совершенствованию рассмотренного метода моделирования.

ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА

Не вызывает сомнений, что модельный бак, на котором планируется проведение исследований и в конечном итоге подтверждение требуемых параметров выбранной СН, должен быть геометрически подобен натурному. Это касается и его внутреннего подкрепления со всеми внутрибаковыми элементами. Основопологающим и наиболее ответственным моментом в данном вопросе является выбор линейного масштаба моделирования n . Естественно, чем меньше модельный бак, тем быстрее его можно изготовить и проще организовать испытания с воздействием на него основных влияющих факторов. Однако, понимая, что речь идет о приближенном моделировании, тут необходим тщательный анализ. Ведь чем дальше мы уходим от реальных условий, тем меньше в данном случае степень доверия к полученным результатам.

Далее, при выборе диаметра модельного бака d_m в первую очередь необходимо учитывать наличие на заводах-изготовителях оснастки для производства наиболее трудоемких силовых элементов – шпангоутов. Речь в данном случае идет о современных несущих тонкостенных топливных баках и турбонасосных системах подачи топлива в двигатель. В противном случае процесс изготовления модельного бака может быть крайне дорогостоящим (индивидуальная оснастка) и занять больше времени, чем отпущено на разработку всего ракетного комплекса.

Для иллюстрации можно привести пример выбора диаметра первой днепропетровской баллистической ракеты Р-12 (дальность 2000 км, диаметр 1652 мм, не свойственный нашему менталитету). Главному конструктору М.К. Янгелю пришлось отказаться от существующих на тот момент времени канонов в проектировании, пойти на определенные усложнения конструкции (повышенное удлинение ракеты, бак окислителя из двух частей с клапаном

перелива и др.) ради использования имеющейся в наличии оснастки от Фау-2 (дальность 300 км).

С другой стороны, на уменьшенной модели должны протекать все те процессы, что и на натуре. Однако с уменьшением масштаба моделирования необходимо уменьшать и величины влияющих факторов, в том числе величину удельного теплового потока в стенку бака. На штатном баке, например с жидким кислородом, в натуральных условиях реализуется на его вертикальной стенке режим пузырькового кипения. По сравнению с режимом свободной конвекции он приводит к повышенному теплосъему со стенки и в конечном итоге большему прогреву верхнего слоя топлива в баке. Это в свою очередь уже требует принятия конструктивных мер – повышения давления газа в баке в конце работы ДУ для обеспечения бескавитационной работы (потребные давления, сплошность и температура компонентов) высокооборотных центробежных насосов на прогретом топливе.

Существенно упрощает организацию физического моделирования стремление использовать натурные газ наддува, компонент топлива, материал обечаек бака и технологию их изготовления [6]. Наиболее плодотворным является подход к приближенному моделированию, согласно которому давления газа в модельном и натурном баках по времени работы СН должны быть равны, т.е. $P(\tau)_н = P(\tau)_м$ и соответственно $\dot{P}(\tau)_н = \dot{P}(\tau)_м$. Это позволяет использовать на модели разрабатываемые для данной двигательной установки агрегаты автоматики, средства измерения, уникальные штатные сигнализаторы давлений, что также существенно упрощает и удешевляет проведение физического моделирования.

Определенным недостатком данного подхода является то, что процессы внутри бака имеют ярко выраженный нестационарный характер, а влияние числа Фурье (Fo) остается за рамками рассмотрения. Однако равенство чисел Fo вообще соблюсти крайне сложно в задачах подобного рода. Приведем пример. Масштаб моделирования $n = 3,1$. При работе штатной СН 140 с, периодическом дросселировании ДУ (изменение расхода топлива из бака по определенному закону), выходе теплообменника газа наддува на режим 25 с (расход газа из баллонов в общем случае убывающий с поддерживающими скачками) «сжать» все динамические процессы в ~ 10 раз и провести адекватное испытание за 14 с практически невозможно.

Основопологающим для определения режимов модельной отработки параметров СН является уравнение термодинамики тел переменной массы. Применительно к скорости изменения давления газа в баке по времени наддува для самого простого случая (без работы предохранительного клапана, возможных химических реакций в свободном объеме бака, конденсации составляющих газ наддува и т. п.) оно имеет вид [7]

$$\dot{P} = \frac{k_{\Sigma} - 1}{V} \left[\frac{k_i}{k_i - 1} \dot{m}_i R_i T_i + \frac{k_s}{k_s - 1} \dot{m}_s R_s T_s - \frac{k_{\Sigma}}{k_{\Sigma} - 1} P \dot{V} + \frac{\dot{k}_{\Sigma}}{(k_{\Sigma} + 1)^2} P V - S_w \alpha_w (T - T_w) - S_s \alpha_s (T - T_s) \right],$$

где k_{Σ}, k_i, k_s – показатель адиабаты смеси газа наддува в свободном объеме бака, вводимого газа и паров топлива в баке соответственно; V, \dot{V} – текущий свободный объем газа в баке и расход топлива из бака; \dot{m}_i, \dot{m}_s – расход газа на наддув бака и приход паров топлива в свободный объем бака соответственно; S_w, S_s – граничные поверхности свободного объема бака и поверхности топлива; T, T_i, T_s – среднemasсовая температура газа в баке, на входе в бак и испаряющихся паров топлива соответственно; R_i, R_s – газовые постоянные газа наддува и паров топлива соответственно; α_w, α_s – коэффициенты теплоотдачи от газа наддува в стенки бака и поверхность топлива в баке.

Для получения основных соотношений параметров модели и натуре примем упрощающие допущения:

теплообмен газа наддува в свободном объеме бака с граничными поверхностями определяется законами естественной конвекции;

внутреннее силовое подкрепление (размеры вафли, шпангоуты) штатного и модельного бака подобно; материал стенок бака, компонент топлива, газ наддува и его температура на входе в бак по времени работы ДУ на натуре и модели одинаковы;

прогрев верхнего слоя топлива определяется аэродинамическим тепловым потоком.

Приняв во внимание, что $\dot{V}_m = \dot{V}_n / n^3$ и $\dot{P}_m = \dot{P}_n$, приравняв полученное выражение для натуральных условий и модельных после несложных преобразований с учетом принятых выше упрощающих допущений ($k_m = k_n, R_m = R_n, T_{im} = T_{in}$ и др.), можно получить основные режимы для модельной отработки. Результаты получаются следующими. Запас газа и его секундный расход на модели должны быть в n^3 раз меньше, чем на натуре, также как и секундный расход компонента из бака. Толщина стенки модельного бака и удельный внешний (аэродинамический) тепловой поток к ней должны быть в n раз меньше, чем в штатных условиях.

Проанализируем полученные соотношения. При равенстве давлений газа в баках и температур газа на входе в баки толщина стенки модельного бака не может быть в n раз меньше натурной стенки по условиям прочности. Фактически она получается такая же. К чему это приводит на модельных испытаниях? Внешний тепловой поток через стенку к топливу и газу на модели будет меньше, а тепловые потери от газа наддува в свободном объеме бака в более толстую стенку будут больше. В итоге среднemasсовая температура топлива и газа в баке на модели, а с ней и давление газа должны быть меньше. При этом, чем больше величина масштаба моделирования, тем указанные различия увеличиваются.

Снижение внешнего теплового потока в стенку бака в n раз не гарантирует протекания тех же физических процессов, что и на натурном баке – пузырьковое кипение в пограничном слое на вертикальной стенке в недогретом большом объеме жидкости. Далее, при изготовлении модельного бака по той же технологии, что и натурного, количество центров парообразования на единице поверхности получается аналогичным. При прочих равных условиях этот момент приводит на модели к повышенному прогреву верхнего слоя топлива. При этом перегрузка (выталкивающая сила на менее плотный пограничный слой при конвекции), присущая полетным условиям, никоим образом не учитывается.

Также за пределами рассмотрения остались и условия ввода горячего газа в модельный бак. При выводе соотношений лишь принималось, что интенсивность теплообмена газа с граничными поверхностями бака должна быть одинаковой. При формальном моделировании пересчеты геометрии устройства ввода газа в бак можно делать по числу Re [3]. Однако, как известно, физические процессы взаимодействия неизоотермической струи с поверхностью топлива моделируются по числу Вебера (We) или по безразмерной вязкости M .

Для оценки точности рассматриваемой методики физического моделирования был проведен существенно больший объем испытаний (с линейным масштабом $n = 3,1$) с увеличенными величинами влияющих факторов по сравнению с полученными рекомендациями. Так, скорость ввода горячего газа наддува в бак с жидким кислородом (кипящим) менялась в несколько десятков раз, его температура – до двух раз, внешний тепловой поток в стенки бака достигал натуральных значений. Влияния скорости ввода горячего газа наддува в диапазоне от 4 до 470 м/с на конечное давление газа в баке (удлинение $\sim 5,5$) в пределах точности поддержания режимных параметров не обнаружено. При этом на начальном периоде наддува влияние скорости ввода газа в бак на текущее давление газа в нем существенно и максимально. Повышение температуры газа на входе в бак приводит к прогнозируемому росту давления газа в баке, причем это влияние увеличивается по времени работы системы. Увеличение внешнего теплового потока в цилиндрические стенки бака приводило к возрастанию температуры верхнего слоя кислорода в нем.

Сравнение полученных результатов с натурными показало, что при соблюдении сформулированных требований к моделированию давление газа в натурном баке на момент выключения ДУ получено на 10...15 % выше, чем на модели. Иными

словами, на 10...15 % можно уменьшить запасы газа на борту РН по итогам модельной отработки. Однако тут надо отметить, что в силу параллельности проектирования всех систем ДУ не все выявленные запасы на этапе летных испытаний можно снять. Это сопряжено с необходимостью повторного дорогостоящего цикла отработки ряда узлов ДУ (бака, магистралей, температурных компенсаторов, агрегатов автоматики и т. п.), что далеко не всегда целесообразно. Поэтому уточнение подходов к моделированию параметров СН, которое позволит повысить точность результатов даже на несколько процентов, является весьма актуальной научно-технической задачей.

ВЫВОДЫ

1. Рассмотренная методика приближенного физического моделирования параметров СН позволяет в сжатые сроки разработки ракетного комплекса осуществить необходимую отработку на уменьшенной модели при приемлемой точности результатов, которые позволяют иметь определенные запасы по рабочему телу наддува.

2. Целесообразно совершенствовать предложенный подход в части учета нестационарности процессов в баке (критерий F_0), кипения жидкости на вертикальной цилиндрической стенке, ее шероховатости, подкрепления, особенностей ввода неизоотермического газа в бак в условиях действия продольной перегрузки.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] **Беляев, Н. М.** Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н. М. Беляев. – М. : Машиностроение, 1976. – 335 с.
- [2] **Кендл, Д.** Влияние перемешивания в подушке на характеристики системы наддува [Текст] / Д. Кендл // Вопросы ракетной техники. – 1971. – № 6. – С. 22–25.
- [3] **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.
- [4] Космонавтика [Текст] : энциклопедия / под ред. В. П. Глушко. – М. : Сов. энциклопедия, 1985. – 528 с.
- [5] **Митиков, Ю. А.** Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю. А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2012. – № 1. – С. 179–185.
- [6] **Митиков, Ю. А.** Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива [Текст] / Ю. А. Митиков, Г. М. Иваницкий // Холодильна техніка і технологія. – 2012. – № 3. – С. 46–50.
- [7] **Мосейко, В. А.** Основы моделирования параметров ПГС ракет [Текст] / В. А. Мосейко, А. И. Логвиненко, Ю. А. Митиков // Ракетно-космическая техника, ЦНТИ Поиск. – 1983. – Вып. 4. – С. 44–53.
- [8] 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.
- [9] Ракета космического назначения сверхмалого класса [Текст] / А. В. Дегтярев, А. П. Кушнарв [и др.] // Космическая техника. Ракетное вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2014. – № 1. – С. 14–20.
- [10] **Logvinenko, A. I.** Gas-generation pressurization system experimental development method of the LV propellant tanks [Text] / A. I. Logvinenko // Acta Astronautica. – 2009. – AA 3161. – № 64. – P. 84–87.
- [11] **Ring, Elliot.** Rocket Propellant and Pressurization Systems [Text] / Elliot Ring. – Prentice Hall., Inc., Englewood Cliffs, N.J. – 1964. – 404 p.

© Ю. О. Мітіков

Надійшла до редколегії 19.11.13

Статтю рекомендує до друку член редколегії Вісника НУК

д-р техн. наук, проф. *Б. Г. Тимошевський*

Статтю розміщено у Віснику НУК № 2, 2014