

3. **Разыграев А. П.** Основы управления полетом космических аппаратов / А. П. Разыграев. – М. : Машиностроение, 1977. – 472 с.

4. **Раушенбах Б. В.** Управление ориентацией космических аппаратов / Б. В. Раушенбах, Е. Н. Токарь. – М. : Наука, 1974. – 600 с.

Надійшла до редколегії 05.03.2017

УДК 621.454

Ю. А. Митиков, К. А. Татаринев

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АНАЛИЗ ПУТЕЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Осуществлен анализ конструкций реализованных систем наддува топливных баков двигательных установок ракет-носителей. Выявлены основные тенденции совершенствования систем наддува. Найдены прогрессивные решения, сформулированы проблемы и нерешенные вопросы, препятствующие их дальнейшему применению в ракетно-космической технике. Первая часть исследования посвящена системам наддува баков с жидким кислородом от первой баллистической ракеты ФАУ-2 до ракеты-носителя «Зенит».

Ключевые слова: ракеты-носители, баки с жидким кислородом, системы наддува, пути совершенствования.

Здійснено аналіз конструкцій реалізованих систем наддування паливних баків рушійних установок ракет-носіїв. Виявлено основні тенденції вдосконалення систем наддування. Знайдено прогресивні рішення, сформульовано проблеми і невирішені питання, які перешкоджають їх подальшому застосуванню в ракетно-космічній техніці. Перша частина дослідження присвячена системам наддування баків з рідким киснем від першої балістичної ракети Фау-2 до ракети-носія «Зеніт».

Ключові слова: ракети-носії, баки з рідким киснем, системи наддування, шляхи вдосконалення.

The analysis of the constructions of the implemented systems of pressurization of fuel tanks of propulsion systems of launch vehicles is carried out. The basic tendencies of perfection of systems of pressurization are revealed. Progressive solutions have been found, problems and unresolved issues have been formulated that prevent their further application in rocket and space technology. The first part of the study is devoted to systems of pressurization of tanks with liquid oxygen from the first ballistic missile Fay-2 to the rocket "Zenit".

Keywords: rockets, tanks with liquid oxygen, pressurization systems, ways of improvement.

Введение. Системы наддува (СН) топливных баков двигательных установок (ДУ) входят в состав ПГС подачи топлива в ракетные двигатели и являются на сегодняшний день одними из наиболее сложных и наукоемких частей ракет-носителей (РН) [3; 5; 9]. В силу своей специфики (связи со стартовой позицией – потребление рабочих тел наддува) они занимают особое место среди других систем ракетного комплекса (РК). Их значимость определяется не только тем, что масса СН может достигать до 7 % конечной массы ступени [3]. Тип СН во многом формирует как конструкцию ДУ и РН [9] (а, значит, их надёжность и стоимость), так и структуру стартовой позиции [2],

объем, время предстартовой подготовки, численность и квалификацию персонала космодрома, стендовой испытательной базы, во многом и производственных мощностей, объем (стоимость) наземной и летной отработки. Неудивительно, что современные ПГСР компонентов топлива в двигатель являются еще и самыми дорогими частями РН после ЖРД [6].

Анализ последних исследований и публикаций. Процессы, происходящие внутри топливных баков на активном участке траектории полета, сложны и малоизучены. Для проведения отработки СН на полномасштабных баках нужны мощные стенды, которых в большинстве стран мира нет [9]. Поэтому неудивительно, что сегодня наиболее распространены гелиевые СН, не требующие большого объема отработки и высокой квалификации проектантов [9].

Однако эти СН существенно усложняют стартовую позицию. В качестве примера приведем фактические данные последствий использования гелия на одной из лучших РН «Зенит». Вся система газоснабжения этой РН на космодроме «Байконур» включает в себя 1266 баллонов высокого давления по 500 л каждый (давлением до 350 атм.), свыше 3000 единиц пневмоаппаратуры, несколько десятков километров трубопроводов [2]. При этом только за последние пять лет зафиксировано 6 отказов РН по вине гелиевых систем. Это существенно больше, чем отказов ЖРД, которые существенно сложнее.

Цель исследований. С позиций современных требований к системам РК и с учетом прогноза на обозримое будущее осуществлен анализ путей совершенствования конструкций СН топливных баков ДУ как РН, так и МБР, использующих низкокипящие и высококипящие компоненты топлива. Особое внимание уделено выявлению прогрессивных тенденций конструирования СН. Сформулированы проблемы, сдерживающие их дальнейшее развитие.

Изложения основного материала. Уже на первой баллистической ракете Фау-2 (кипящий жидкий кислород и 76 % этиловый спирт, рабочее тело турбины – продукты разложения перекиси водорода) разработчиком ДУ доктором В. Тиллем даже по сегодняшним меркам был реализован ряд прогрессивных решений. Апробированные на ракете Фау-2 подходы затем с успехом использовались в практике мирового двигателестроения вплоть до середины 60-х годов прошлого столетия – в ДУ ракет Р-1, Р-2, Р-12, Redstone, Vanguard, Atlas, Saturn-1, Saturn-V и др.

Среди прогрессивных решений, примененных в СН топливных баков ДУ Фау-2, необходимо выделить следующие. В первую очередь, это наддув подвешенного теплоизолированного бака окислителя испаренным и подогретым в теплообменнике ДУ кислородом (автономная система) [3]. Рабочее тело теплообменника – продукты разложения перекиси водорода после турбины ДУ [3]. На входе в подвешенный бак, покрытый теплоизоляцией, температура газообразного кислорода обеспечивалась невысокой ($t_{\text{ном}} \sim 370$ К). В данном случае отношение номинальной температуры газа наддува на входе в бак к температуре заправленного топлива (коэффициент неизотермичности) составлял $\theta \leq 4,1$. Теплообменник выходил на режим по температуре за ~ 20 с, а ДУ работала всего ~ 64 с. Все это вместе взятое не приводило к заметному прогреву верхнего слоя жидкого кислорода в полете и увеличению его тепловых остатков.

После старта для наддува подвешенного верхнего бака горючего использовалась комбинированная СН. В начале полета наддув организован скоростным напором воздуха (автономная система, $\theta_{\text{max}} \leq 3,0$), а вне атмосферного участка – сжатым азотом (неавтономная система, $\theta_{\text{max}} \approx 1$). При

Как известно, в продуктах сгорания газогенераторов при указанной температуре, помимо паров основного компонента, содержится до 5 % конденсируемой фазы. В восстановительном газе это сажа. Однако следует отметить, что указанные величины конденсата являются расчетными в рамках распространенной модели равновесных процессов. Для реальных процессов в зависимости от условий эти значения существенно меньше [3].

Важно подчеркнуть, что при автономной наземной, огневой, летно-конструкторской отработке, учебных пусках влияния возможной конденсированной фазы на работу внутрибаковых устройств, преднасосов и каких-либо других агрегатов ДУ не зафиксировано.

Также следует отразить, что баки I и II ступеней данной МБР заправляли переохлажденным кислородом с температурой на входе в баки ~ 70 К. В дальнейшем на протяжении многих лет жидкий кислород с такой низкой температурой, насколько нам известно, в ракетной технике не использовался. Только в самое последнее время интерес к такому кислороду появился у фирм США (SpaceX) для доведения имеющихся РН до уровня тяжелых.

В общем случае, переохлажденный на несколько градусов кислород применяется на практике редко в силу усложнения и удорожания стартового комплекса [2]. Это либо «лечебный» вариант при недостатке топлива (энергетики), либо при использовании в составе РН ранее отработанного ЖРД на таком кислороде (например, НК-33 от Н-1 для РН Antares).

Таким образом, в ДУ МБР Р-9А для обеспечения наддува применялось лишь одно дополнительное рабочее тело на этапе предпускового наддува.

В двигательной установке НК-15 (в дальнейшем – НК-33) РН Н-1ЛЗ (лунной пилотируемой) на всех ступенях носителя применялись подвесные шарообразные топливные баки. Важно отметить, что из условий компоновки конических отсеков баки окислителя были нижними (большие габариты баков окислителя, например бак окислителя I ступени имел диаметр 14 м). Такое техническое решение из-за небольшого вклада столба жидкого кислорода в обеспечение потребного давления на входе в двигатель (для его бескавитационной работы) требовало повышенного давления газа в баках с переохлажденным кислородом. По причине особой секретности лунной темы и ее провала большая часть документации после закрытия программы была уничтожена. Поэтому в открытых источниках информации [12] нет достоверных данных по конструкции СН баков окислителя и горючего РН Н-1ЛЗ.

Уровень представлений о протекании сложных и взаимосвязанных внутрибаковых процессов, который существовал в начале шестидесятых годов прошлого столетия, подталкивал проектантов СН не к проблемным решениям. Тем более что проектирование велось в крайне сжатые сроки. Ключ к пониманию логики выбора СН лежит в конструкции двигательной установки РН.

ДУ I ступени Н-1 включала 30 двигателей, из них 26 запускались сразу на старте, 4 были резервными [4]. Управление вектором тяги осуществлялось по оппозитному принципу, выключением нужных пар двигателей. В полете при отказе любых ЖРД (до четырех) выключались противоположные ЖРД и включались резервные. Использование турбинного окислительного генераторного газа для наддува при вероятностной работе каждого ЖРД является проблематичным.

Поэтому, вероятнее всего, баки с переохлажденным кислородом наддували комбинированным способом [11]. В специальном устройстве сжигались при низкой температуре жидкий кислород и пусковое горючее, получая практически

пары кислорода ($T_{\text{пс}} \approx 420 \text{ K}$, $\theta_{\text{max}} \approx 5$). Для уменьшения возможности их конденсации в бак добавляли гелий с температурой окружающей среды ($\theta_{\text{max}} \approx 3$). Его вводили в свободный объем бака под специально размещенную перфорированную перегородку ниже места ввода паров кислорода.

Для уменьшения прогрева верхнего слоя переохлажденного кислорода (уменьшения тепловых остатков) газообразный кислород подавали в бак с небольшой скоростью через достаточно сложное устройство.

Для наддува верхних баков горючего на всех ступенях использовался сжатый гелий [11] с температурой окружающей среды ($\theta \approx 1$), т. к. восстановительного генераторного газа в составе маршевой ДУ не было. Предпусковой наддув всех топливных баков ДУ проводили гелием с температурой окружающей среды со стартовой позиции.

Таким образом, в СН топливных баков ДУ НК-15 (потом – НК-33) носителя Н-1ЛЗ использовался сжатый гелий с температурой окружающей среды для предпускового наддува и зарядки баллонов систем полетного наддува.

Двигательная установка МА-2 (главный инженер К.Д. Боссард, фирма «Боссард», позже Rocketdyne) «полуступенчатой» ракеты США Atlas-D, спроектированной как боевой, а со временем доработанной под носитель, использовала компоненты топлива жидкий кислород и керосин. Маршевый двигатель LR-105, как и два стартовых LR-89, работали по схеме без дожигания восстановительного генераторного газа. Баки с совмещенным днищем без подкрепления изготавливались из нержавеющей стали толщиной $\sim 1 \text{ мм}$ у нижнего шпангоута бака окислителя и $\sim 0,2 \text{ мм}$ – у верхнего шпангоута. Это обеспечило существенную экономию массы отсека, оснастки, средств и времени.

Предпусковой наддув баков производили гелием с температурой окружающей среды со стартовой позиции. Полетный наддув топливных баков первые $\sim 130 \text{ с}$ работы ЖРД осуществлялся гелием, подогретым в теплообменнике ДУ (теплоноситель – генераторный газ после турбины $\sim 850 \text{ K}$). Далее ($\sim 180 \text{ с}$) по времени работы ДУ требуемое давление газа в баке окислителя (верхнем) поддерживалось за счет кипения верхнего слоя кислорода («самонаддув»), в баке горючего – за счет расширения ранее введенного в бак гелия [2].

Особо следует отметить, что на МБР Atlas-D впервые была апробирована идея так называемого «самонаддува» (кипение верхнего слоя). Ее несомненными достоинствами являются эталонная конструктивная простота (не требуется ни одного дополнительного элемента и трубопровода) и 100 % надёжность. Исследования показали и недостатки этой, безусловно, перспективной системы, применяемой в «чистом» виде – большие остатки незабора топлива.

На I ступени американской лунной пилотируемой РН Saturn-V применялись несущие цилиндрические топливные баки ДУ, состоящие из пяти автономных ЖРД F-1 (разработчик North American Rockwell, Rocketdyne). ЖРД работали по схеме без дожигания восстановительного газа. Бак с окислителем наддували по фирменному рецепту В. Фон Брауна – испаренным и подогретым кислородом в теплообменнике ДУ до температуры $\sim 520 \text{ K}$ ($\theta \leq 5,8$).

Для наддува бака горючего использовали гелий, который размещали в баллонах, расположенных в баке с кипящим кислородом (снижение массы системы хранения гелия). Далее гелий нагревали в специальном теплообменнике ДУ (теплоноситель – отработанный после турбины восстановительный

генераторний газ). Среднемассовая температура гелия на входе в бак горячего была на уровне 900 К ($\theta \sim 3,4$).

Особо следует подчеркнуть, что каждый из пяти ЖРД F-1 в полете не дросселировался. Следовательно, высокая температура и расход теплоносителя в теплообменниках были постоянными. Дросселирование всей ДУ перед разделением ступеней осуществлялось одновременным выключением четырех периферийных двигателей. Через несколько секунд выключали и центральный ЖРД. Предпусковой наддув баков носителя осуществляли гелием из наземных источников с температурой окружающей среды. Таким образом, СН баков I ступени РН Saturn-V потребляли два дополнительных рабочих тела со старта – «холодный» гелий для заправки баллонов бака горячего, и «теплый» гелий для предпускового наддува баков.

Выводы. Комплексный анализ известных конструктивных схем показал следующее. Вся история проектирования СН топливных баков ДУ пронизана стремлением повышения их характеристик, надежности путем упрощения конструкции и ее обслуживания, в первую очередь, за счет сведения к минимуму связей со стартом. Вершиной этого направления следует считать азотнокислотные МБР КБ «Южное» последнего и предпоследнего поколений. Все ресурсы для запуска ЖРД и его работы в полете были на борту. При этом температура газа наддува на входе в алюминиевые баки, предварительно разогретые горячим химическим наддувом (горение в свободных объемах баков), достигла значений 1100–1300 К.

Аналогичной по уровню СН можно считать и последнюю кислородную МБР Советского Союза Р-9, у которой рабочее тело наддува вырабатывалось в полете также из основных компонентов топлива в газогенераторах и теплообменниках-испарителях. Единственной связью со стартом по линии ДУ был предпусковой наддув всех топливных баков газом из подземных хранилищ.

В результате комплексного анализа выявлены из реализованных СН наиболее эффективные и конструктивно простые способы наддува баков с кислородом – испаренным в теплообменнике ДУ кислородом (Фау-2, F-1, РД-119, РД-111, РД-462 и др.), восстановительным ТТГГ одновременно двух баков ДУ БР Р-11, «самонаддув» (кипение верхнего слоя окислителя, Atlas-D, Titan-I, Titan-II). Последний способ наддува, использованный на американских МБР фрагментарно, является эталоном конструктивной простоты. Для его функционирования не нужен ни один дополнительный элемент. Определены и проблемные вопросы, препятствующие их дальнейшему применению.

Библиографические ссылки

1. Американские оперативно-тактические ракеты / Авиация и космонавтика. – 1996. – № 09.
2. Бармин И. В. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники / И. В. Бармин. – М. : Полиграфикс РПК, 2005 (книга 1). – 420 с.
3. Беляев Н. М. Системы наддува баков ракет / Н. М. Беляев. – М. : Машиностроение, 1976. – 335 с.
4. Борисов В. А. Жидкостной ракетный двигатель НК-33 : электр. учеб. пособ. / В. А. Борисов, А. М. Жижкин, В. С. Мелентьев. – С. : СГАУ. – 2011.
5. Двигательные установки ракет на жидком топливе / под ред. Э. Ринга. – М. : Мир, 1966. – 404 с.
6. Дегтярев А. В. Ракета космического назначения сверхмалого класса / А. В. Дегтярев, А. П. Кушнарев, Д. А. Попов и др. // Космическая техника. Ракетное

вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2014. – № 1. – С. 14–20.

7. Межконтинентальные баллистические ракеты семейства Atlas [Электронный ресурс]. – Режим доступа : [rufor.org.showthread.php?t=19570](http://rufor.org/showthread.php?t=19570).

8. Митиков Ю. А. 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.

9. Митиков Ю. А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения / Ю. А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение : сб. науч.-техн. ст. ГКБ «Южное». – 2012. – № 1. – С. 179–185.

10. Ракетные системы РВСН. От Р-1 – к Тополю-М. 1946 – 2006 гг. // Сборник материалов о развитии ракетного оружия в СССР и РФ / Сост. Г. И. Смирнов. – Смоленск, 2006. – 446 с.

11. Системы наддува баков РН // Новости космонавтики [Электронный ресурс]. – Режим доступа : novosti-kosmonavтики.ru/forum/forum13/topic13794.

12. Уманский С. П. Ракеты-носители. Космодромы / С. П. Уманский. – М. : Рестарт+, 2001. – 216 с.

13. Челомей В. Н. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями / В. Н. Челомей, Д. А. Полухин, Н. Н. Миркин и др. – М. : Машиностроение, 1978. – 238 с.

Надійшла до редколегії 30.06.2017

УДК 629.78

М. П. Олейник, А. М. Кулабухов

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АЛГОРИТМ ОРГАНИЗАЦИИ МЕЖСПУТНИКОВОЙ ОПТИЧЕСКОЙ ЛИНИИ СВЯЗИ МЕЖДУ НИЗКООРБИТАЛЬНЫМИ СПУТНИКАМИ ДЗЗ

Предложен алгоритм организации МОЛС для низкоорбитальных спутников ДЗЗ. Преимуществом данного алгоритма является то, что на этапе поиска и захвата лазерного излучения не используются дополнительные источники радиоизлучения в качестве обратной связи.

Ключевые слова: межспутниковая оптическая связь, информационная сеть, расходимость оптического излучения.

Запропоновано алгоритм організації МОЛЗ для низькоорбітальних супутників ДЗЗ. Перевагою даного алгоритму є те, що на етапі пошуку і захоплення лазерного випромінювання не використовуються додаткові джерела радіовипромінювання в якості зворотного зв'язку.

Ключові слова: міжспутниковий оптичний зв'язок, інформаційна мережа, розбіжність оптичного випромінювання.

The algorithm of organization optical inter-satellite communication for low-Earth orbiting RS satellites was offered. The advantage of this approach is that in step Acquisition and pointing is not used radio sources as feedback.

Keywords: inter-satellite optical communication, information network, optical radiation divergence.