

УДК 621.454

Ю.А. Митиков, Е.Ю. Любарский

*Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара*

## **АНАЛИЗ ПУТЕЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТ НА ВЫСОКОКИПЯЩИХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА**

Проведено аналіз шляхів вдосконалення конструкцій реалізованих систем наддування паливних баків рушійних установок ракет на висококиплячих компонентах палива. Показано, що тип систем наддування багато в чому формує як конструктивну складність ракети (а, значить, і її надійність і вартість), так і структуру стартової позиції, стендової випробувальної бази, багато в чому і виробничих потужностей. Виявлено основні тенденції розвитку систем наддування. Знайдено прогресивні рішення, які можуть з успіхом використовуватися в сучасних рушійних установках. Сформульовані проблеми і невирішені питання, що перешкоджають їх подальшому застосуванню в ракетно-космічній техніці.

**Ключові слова:** *системи наддування, висококиплячі компоненти палива, ракети дальньої дії.*

Проведен анализ путей совершенствования конструкций реализованных систем наддува топливных баков двигательных установок ракет на высококипящих компонентах топлива. Показано, что тип систем наддува во многом формирует как конструктивную сложность ракеты (а, значит, и ее надёжность и стоимость), так и структуру стартовой позиции, стендовой испытательной базы, во многом и производственных мощностей. Выявлены основные тенденции развития систем наддува. Найдены прогрессивные решения, которые могут с успехом использоваться в современных двигательных установках. Сформулированы проблемы и нерешенные вопросы, препятствующие их дальнейшему применению в ракетно-космической технике.

**Ключевые слова:** *системы наддува, высококипящие компоненты топлива, ракеты дальнего действия.*

The ways to enhance the constructions of the embodied systems of fuel-tank pressurization within the missile propulsion system based on high-boiling fuel components have been analyzed. The type of supercharging systems has been shown to largely shape the constructive complexity of the missile (and, therefore, its reliability and worth), and the structure of the leading position, bench test basis, in many ways, and the production output. The main tendencies of the pressurization systems' development have been revealed. Progressive solutions that can be successfully used in modern propulsion systems have been found. Problems and unsettled issues that prevent their further application in rocket and space technology have been formulated.

**Keywords:** *pressurization systems, high-boiling fuel components, long-range missiles.*

**Введение.** В настоящее время в качестве топлива жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) ракет-носителей (РН) наибольшее распространение нашли жидкий кислород и керосин (РГ-1). Эта топливная пара имеет ряд преимуществ – высокая энергетическая способность, дешевизна, нетоксичность, большой положительный опыт эксплуатации. Однако ей присущи и недостатки. Криогенный компонент существенно усложняет и удорожает инфраструктуру космодрома.

На самой РН появляются сложные, дополнительные системы (захолаживания, компенсирования линейных удлинений, например). Керосин имеет низкую теплоемкость, что приводит при охлаждении камеры сгорания к ряду существенных усложнений – пояса завес, заградительное охлаждение. Гелиевые системы наддува (СН) ЖРД, работающих по схеме с дожиганием окислительного газа, крайне неэффективны в силу слабого подогрева гелия.

Неудивителен интерес проектантов ракетно-космической техники к высококипящим и экологически чистым компонентам (например, перекись водорода). Для стимуляции этого интереса Европейское космическое агентство даже объявило тендер на разработку двигателей на перекиси водорода [1].

**Цель исследований.** В силу своей специфики (связи со стартовой позицией) СН занимают особое место среди других систем ракетного комплекса. Значимость СН определяется не только тем, что их масса может достигать до 7% конечной массы ступени [2]. Тип СН во многом формирует как конструктивную сложность ракеты (а, значит, и ее надёжность и стоимость), так и структуру стартовой позиции, стендовой испытательной базы, во многом и производственных мощностей. Это происходит из-за того, что рассматриваемые системы, в общем случае, потребляют из указанных мест значительные уникальные ресурсы – различные рабочие тела наддува с жесткими требованиями подавлению, расходу, температуре и чистоте. Естественно, такая ситуация (ряд дополнительных систем) находит свое отражение и в показателях надежности, стоимости, сроках разработки всего ракетно-космического комплекса [3]. Особо следует подчеркнуть, что современная ПГСР, включающая в себя такие основные составляющие как системы предпускового и полетного наддувов, является самой дорогостоящей частью ракеты, после современного ЖРД.

Целью проведенных исследования является выявление прогрессивных тенденций, технических решений, отвечающих требованиям сегодняшнего дня в проблематике наддува на основании анализа мирового опыта совершенствования СН баков ракет на высококипящих компонентах топлива.

**Изложение основного материала.** На своей первой ракете Р-11 (горючее Т-1, окислитель АК-20И, пусковое горючее ТГ-02), разрабатываемой по постановлению Совета Министров СССР от 4.12.1950 г., М.К. Янгель реализовал ряд перспективных решений [4]. В первую очередь, это касалось СН топливных баков, которые впоследствии его КБ планомерно доводило до идеала. Если на прототипе данной ракеты (Wasserfal, Германия, 1943г)

использовалась азотная газобаллонная вытеснительная система (дополнительный компонент азот), то на Р-11 была применена автономная (не связанная со стартом) горячая твёрдотопливная, таящая и сегодня ряд технических проблем. Но этот шаг позволял существенно упростить и удешевить РК путём исключения из его состава азотодобывающую станцию с обслуживающим её боевым расчетом, облегчить ракету, убрав из её конструкции баллоны высокого давления.



Рис.1. Ракета Р-11 на старте

В итоге ракета Р-11 получилась легче аналога Р-1 (Фау-2) в 2,5 раза при той же дальности, надёжнее, проще в обслуживании, технологичнее и существенно дешевле. При проектировании и отработке ракеты Р-11 была прочувствована проблематика горячих СН топливных баков. Это дало возможность последовательно развивать данное направление в последующих разработках.

В чём заключалась эта проблематика применительно к внутрибаковым процессам? Первое, далеко не чистые продукты сгорания ПАДов ( $C(s)$ , Pb,  $MgO$ ,  $TiO_2$ ) [5]. Далее, в горячих пороховых газах содержалось до 20% паров воды, часть которых при остывании внутри бака могла конденсироваться, уменьшая количество газа наддува в баке. При этом увеличиваются прогревы топлива и конструкции бака (для стальных баков Р-11 последнее не так важно).

Сложнейшие вопросы нестационарных тепловых и массообменных процессов в баках ракет при их горячем наддуве, которые в достаточном объёме и на требуемом уровне не изучены и к сегодняшнему дню, были решены конструктивным путём. Например, загрязнение конденсированными продуктами сгорания верхнего слоя топлива и его повышенный прогрев были выведены из рассмотрения путем незначительного увеличения остатков незабора топлива. Это в свою очередь, позволило отказаться от заборных устройств, требующих длительной отработки.

Сугубо положительный результат разработки ракеты Р-11 позволил Правительству Советского Союза выпустить постановление о проектировании очередной БРДД Р-12 на высококипящих компонентах топлива (горючее ТМ-185, окислитель АК-27, пусковое горючее ТГ-02) на дальность 2000 км [6]. В нее были привнесены уже апробированные на Р-11 прогрессивные технические решения, в том числе и по СН. Так, из состава двигателя РД-214 был исключён жидкий азот для СН (а со стартовой позиции - добывающая и сжижающая азотная станция с личным составом). Такая азотная СН уже была апробирована в ДУ РД-103 БРДД Р-5. Впоследствии она была реализована в ДУ РД-107 и РД-108 МБР Р-7. В дальнейшем она не использовалась в силу неэффективности.

Для БРДД Р-12 рассматривался ряд СН. Но лучшие результаты показала СН бака окислителя продуктами разложения перекиси водорода (~780К), которая использовалась в ДУ для привода турбины [2]. Проблемные вопросы перегрева несущего верхнего днища бака (из-за конденсации паров воды) были решены конструктивным путем (экидистантной установкой фальшднища) [7].

В 1959г началось проектирование II ступени Р-12 (последующее название РН «Космос») под готовый, но временно не востребуемый ЖРД РД-119. Впервые в практике КБ «Южное» было использовано топливо жидкий кислород (переохлажденный) и НДМГ. ДУ этой ступени выполнена по схеме без дожигания восстановительного генераторного газа [6], получаемого путем термического разложения НДМГ. Баки II ступени наддували автономными системами – испарённым кислородом и генераторным газом, балластированным горючим, что не требовало доработок существующего шахтного старта.

В дальнейших разработках днепровских ракет применялись автономные системы полётного наддува [21]: скоростным напором воздуха, газогенераторные, смесевые, высокотемпературные газогенераторные (главный конструктор – М.И. Галась, разработчики – М.Л. Волошин, В.А. Антонов, В.Н. Кудерский, В.А. Мосейко). При использовании генераторного газа с температурой ~ 1300К на входе в баки горючего возникли проблемы с перегревом верхних днищ баков. В настоящее время известны и более простые решения данного вопроса.

Также в практику двигателестроения были внедрены и автономные системы предпускового наддува, так называемые химические (специальным образом организованный впрыск самовоспламеняющихся компонентов топлива в свободные объёмы баков, ведущий исполнитель – Кудерский В.Н.). Для работы СН массово использовалась пиро- и гидроавтоматика.

Новаторские решения потребовали значительной концентрации усилий разработчиков СН, привлечения ведущих научных организаций страны, большого объёма комплексных уникальных экспериментальных исследований. Внедрение эффективных автономных СН дало возможность существенно упростить стартовую позицию, свести к минимуму обслуживающий персонал за счёт размещения всех ресурсов для старта и полёта ракеты на борту МБР.



Рис.2 ЖРД РД-119 второй ступени РН 11К63 (РН «Космос»)

Рассмотрим БРДД для подводных лодок. На первой ракете, разработанной и сданной на вооружение КБ им. академика В.П. Макеева, была использована турбонасосная система подачи компонентов в ДУ. Она состояла из двух блоков - основного и рулевого; оба выполнялись по схеме «без дожигания». Наддув бака окислителя осуществлялся выхлопными газами турбины основного блока (окислительный газ). Наддув бака горючего — выхлопными газами от турбины рулевого блока (восстановительный газ). Турбонасосная система подачи позволила создать очень экономичную систему наддува баков и по сравнению с вытеснительной системой подачи, использованной на первой отечественной морской ракете Р-11ФМ, обеспечила малые массовые затраты на пневмогидравлическую систему подачи в целом.

Предложенная принципиальная схема СН оказалась настолько эффективной, что с рядом усовершенствований, учитывающих особенности ЖРД и ракеты в целом, подобного типа системы были внедрены на маршевых ступенях ракет РСМ-25, РСМ-40, РСМ-54 (рис.3).

Предложенная принципиальная схема СН оказалась настолько эффективной, что с рядом усовершенствований, учитывающих особенности ЖРД и ракеты в целом, подобного типа системы были внедрены на маршевых ступенях ракет РСМ-25, РСМ-40, РСМ-54 (рис.3).

Предложенная принципиальная схема СН оказалась настолько эффективной, что с рядом усовершенствований, учитывающих особенности ЖРД и ракеты в целом, подобного типа системы были внедрены на маршевых ступенях ракет РСМ-25, РСМ-40, РСМ-54 (рис.3).

Для решения задачи наддува бака потребовалось внедрить принципиально новый способ наддува с предварительным охлаждением генераторного газа. Для реализации такого способа наддува были разработаны и внедрены оригинальные, высокоэффективные теплообменники,



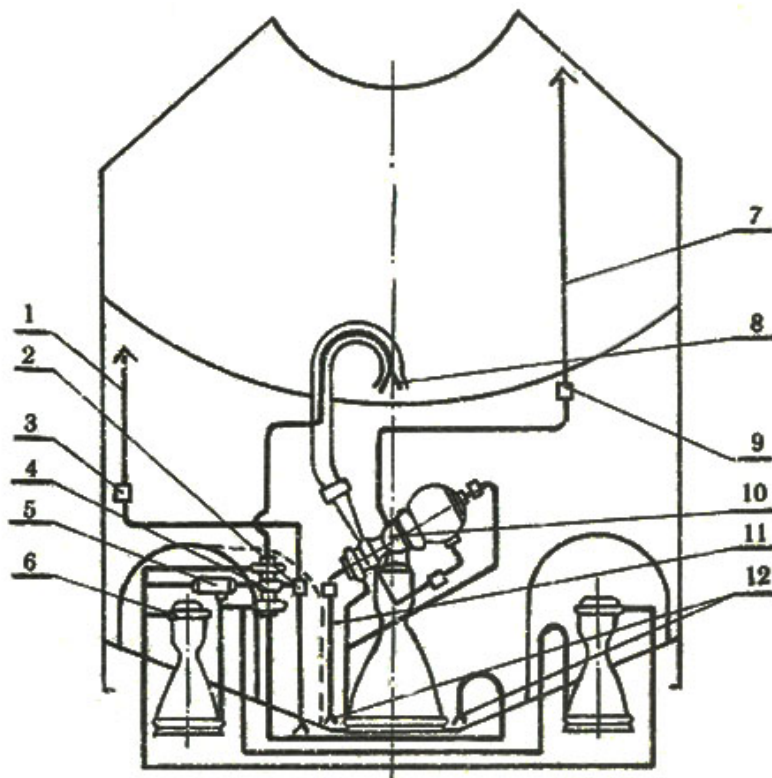


Рис.3 Типовая пневмогидравлическая схема ДУ морской ракеты

- 1 - Труба наддува бака горючего; 2 - теплообменник; 3 - клапан наддува бака горючего; 4 - газовая турбина ТНА рулевых двигателей; 5 - газогенератор ТНА рулевого двигателя; 6 - рулевые двигатели; 7 - турбина наддува бака окислителя; 8 - заборные устройства бака окислителя; 9 - регулятор наддува бака окислителя; 10 - газовод ТНА основного двигателя; 11 - выхлопная труба ТНА рулевого двигателя; 12 - заборные устройства горючего основного и рулевых сепараторы-фазоразделители, работающие в широком диапазоне изменения расхода газа, и устройства для подачи конденсата на вход двигателя.

сепараторы-фазоразделители, работающие в широком диапазоне изменения расхода газа, и устройства для подачи конденсата на вход двигателя.

Рассмотрим СН американских и европейских МБР и РН на высококипящих компонентах топлива. Для наддува топливных баков ДУ I ступени РН "Титан-2" используется теплообменник, в который поступает отработанный турбинный газ и, отдавая свою теплоту четырехокси азота (она отбирается за насосом ТНА), охлаждается и поступает в бак горючего (аэрозин-50). В свою очередь, образовавшиеся газообразные продукты четырехокси азота идут на наддув бака окислителя ( $N_2O_4$ ).

Для наддува керосинового бака БРДД "Блю Стрик" применяли газообразный азот, полученный путем испарения жидкого азота в теплообменнике, расположенном в выхлопном патрубке ТНА одного из двух ЖРД ДУ.

Баки первой ступени РН "Ариан" наддувались продуктами сгорания, отобранными из ЖГГ всех четырех ЖРД ступени; температура продуктов сгорания, поступающих в баки, равна 675К, а их давление - 0,4 МПа.

**Выводы.** Проведенный анализ совершенствования СН топливных баков ДУ на высококипящих компонентах топлива отечественных и зарубежных БРДД, МБР и РН (наземных и морских) показал следующую одинаковую картину. Практически с первых разработок во всех странах, разрабатывающих

БРДД и МБР, стали внедряться автономные СН, не потребляющие ресурсов со старта, исключая человеческий фактор при обслуживании в экстремальных условиях. Внедрены такие эффективные СН как паровые, смесевые, генераторные, химические, высокотемпературные. Их отличительной чертой является минимальный вес, простота конструкции, минимальное количество регулировок. СН использовали пиро- и гидроавтоматику. Последние поколения жидкостных МБР Советского Союза имели на борту все ресурсы для запуска и последующей работы ДУ.

В связи с выходом частных фирм США, Китая и других стран на рынок пусковых услуг, возрастания конкуренции в этом сегменте рынка, следует ожидать переход от тяжелых и ненадежных гелиевых СН [9] на конструктивно простые, легкие, не усложняющие стартовую позицию паровые, генераторные, химические СН и их комбинации. Последние имеют большой положительный опыт проектирования, отработки и эксплуатации.

#### Библиографические ссылки:

1. SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Van Peter B. de Selding — January 8, 2016.
2. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет.— М.: Машиностроение, 1976. – 335 с.
3. Nieroski J.S., Friedland E.I. Analysis of the Cost of Production of Liquid Rocket Engines. AIAA Paper № 65-533. – 1965. – p.26 – 29.
4. Баллистическая ракета малой дальности Р-11, Р-11М (8К11) SS-1B "Scud A" [Электронный ресурс] /режим доступа: [www.kap-yar.ru/index.php?pg=224](http://www.kap-yar.ru/index.php?pg=224)
5. Ваулин С.Д., Валеева О.В., Ковин С.Г. Низкотемпературные твердотопливные газогенераторы. Уч. пособ. Миасс: ГРЦ КБ им. академика В.П. Макеева. – 1997. – 268 с.
6. Призваны временем. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное», под общей ред. С.Н.Конюхова.— Д.: Арт-пресс.—2004. – 230с.
7. Митиков Ю.А., В.А. Антонов, М.Л. Волошин, А.И. Логвиненко. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С.30 – 36.
8. Алексеев В.Д., Гладков Б.А., Телицын Ю.С., Феофилактов В.И. Основные тенденции развития и совершенствования двигательных установок и их систем для морских ракет на жидком топливе //Ракетно-космическая техника: сб. науч.-техн. ст. ФГУП «ГРЦ им. академика В.П. Макеева», Миасс. – 2004. – сер. XIV, вып. 1(50), ч.1. – С.35 – 64.
9. Митиков Ю.А., Масляный Н.В., Гонтарев Ю.К., Андриевский М.В. Проектирование газобаллонных систем наддува баков двигательных установок ракет-носителей. Проблемы и пути их решения// Проблемы высокотемпературной техники. – 2014. – №1. – С.120 –129.

*Надійшла до редколегії 10.06.2017*