

УДК 621.454.2.046.4

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377131201686965>Р. В. Михальчишин¹, инженер-конструктор I категории

ПРИМЕНЕНИЕ АМПУЛИЗАЦИИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

En

Upper stages characteristics substantially influence the launch vehicles efficiency. They are intended for payload movement from base to reference orbit or to escape an interplanetary trajectory. The upper stage must have possibility to perform single or several manoeuvres with velocity and direction changing for this it is necessary to main engine ignition. Therefore, upper stages are important component of rocket and space technology and possess severe requirements of weight-dimension characteristics, multifunctional and reliability structure.

Ampoulization for propellant compartment with intermediate dome of upper stage is considered in the article. Activity concept and structure difference upper stages comparative analysis is performed. The set of measures aimed at ampoulization ensuring of upper stage is proposed and proved.

Calculation complex for confirming of requirement propellant components parameters for safety stage operation is performed. Filling system, operational technology features are given as well as filling propellant components parameters determination method is shown. Filling and draining operation reliability parameters are determined.

As a result, proposed structural, technological and calculated set of measures allows:

- to degrade «dry» stage weight substantially and consequently to increase injected payload mass from 5 to 60 % depending on target orbit parameters and payload weight;
- to increase reliability of filling and draining operation;
- to unify the stage.

Ua

Розглянуто використання ампулізації для паливного відсіку з проміжним днищем космічного ступеню. Виконаний аналіз модернізації космічного ступеню, визначені параметри тиску в порожнинах паливного відсіку та показники надійності заправочно-зливних робіт. Запропонований комплекс заходів, забезпечує значне збільшення виводжуваного корисного навантаження.

Введение

Большинство известных ракет-носителей (РН) одноразового использования выполнены по трехступенчатой схеме: две маршевых ступени, которые выводят полезный груз на опорную орбиту, и разгонный блок (или верхняя ступень), который предназначен для перемещения полезного груза

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное” имени М. К. Янгеля»

с опорной орбиты на целевую или направления его на отлетные и межпланетные траектории. Для реализации полетного задания разгонный блок (РБ) должен иметь возможность выполнять один или несколько маневров, связанных с изменением скорости полета, для чего в каждом случае предполагается включение маршевого двигателя. Поэтому, разгонные блоки являются важнейшей составной частью средств выведения и имеют жесткие требования по габаритно-массовым характеристикам, многофункциональности и надежности конструкции.

Постановка задачи

Цель настоящей работы – обоснование необходимости и целесообразности введения ампулизации верхних ступеней РН.

Практическая значимость состоит в существенном улучшении энергетических характеристик ступеней и ракет-носителей в целом, а также в повышении показателей надежности заправочно-сливных работ.

Новизна настоящей работы заключается в ампулизации топливной системы верхней ступени с промежуточным днищем. В данном случае конструкция сухой ступени имеет значительно меньший вес, поскольку в прочих ампулизованных верхних ступенях РН применяются более тяжелые шаровые баки. Но ампулизация топливной системы с промежуточным днищем требует более жестких условий поддержания необходимого диапазона температур компонентов топлива (КТ) и условий внешней среды, а также расчетной оценки возможных изменений давлений в полостях топливного отсека (ТО) для предотвращения его разрушения.

Ампулизация – комплекс конструктивно-технологических мероприятий, обеспечивающих хранение и транспортировку ракеты в заправленном состоянии, она имеет ряд преимуществ и недостатков[1].

Преимущества:

1. уменьшение веса ступени;
2. повышение надежности;
3. уменьшенное время предстартовой подготовки;
4. отсутствие на стартовой позиции системы заправки.

Недостатки:

1. наземная эксплуатация ступени в заправленном состоянии;
2. обеспечение необходимого температурно-влажностного режима при наземной эксплуатации ступени;
3. повышенные требования к технологии сборки ступени.

Методы и способы исследований

Для обеспечения ампулизации рассматриваемой в работе верхней ступени необходимо применение ряда конструктивных и технологических мероприятий. К конструктивным мероприятиям относятся:

- полная герметизация полостей ТО и магистралей для исключения контакта компонентов ракетного топлива путем применения только сварных соединений;
- полная изоляция от агрессивных компонентов и их паров маршевого и рулевых двигателей применением мембран, и уменьшение количества агрегатов, находящихся в полостях ТО;
- исключение влияния атмосферных факторов на ракету (колебание температуры, влажность, пыль и др.) путем применения транспортировочного контейнера.
- К технологическим мероприятиям относятся:
- надежный контроль герметичности сварных соединений;
- заправка ракеты компонентами топлива, насыщенными гелием (азотом) до равновесного состояния, что обеспечивает сохранение требуемого давления в полостях ТО при транспортировке, сборке и хранении в случае необходимости;
- контроль давления в полостях ТО и наличия паров окислителя и горючего в сухих отсеках ракеты и в контейнере.

Также, мероприятия по обеспечению ампулизации ступени подразделяют на внешние и внутренние. Внешние действия направлены на обеспечение и/или поддержание требуемого температурно-влажностного режима околоступенного пространства. Внутренние мероприятия позволяют хранить компоненты топлива в герметичных емкостях, заполненных на технической позиции, и обеспечивают в процессе транспортировки и предстартовой подготовки в емкостях требуемые давления и сохранность физико-химических свойств компонентов топлива.

Первой ампулизированной ракетой была ракета УР-100, принятая в эксплуатацию СССР в 1967 г. В настоящее время все ракеты стратегического назначения с ЖРД выполняются только ампулизированными. Кроме того, в качестве верхних ступеней РН применяют ампулизированные разгонные блоки [2].

На рис. 1 приведены разгонные блоки на компонентах АТ+НДМГ: *а* – «Кречет» разработки ГП «КБ «Южное»; *б* – «Фрегат» разработки НПО Лавочкина, РФ; *в* – «Бриз-М» разработки ГКНПЦ им. Хруничева, РФ; стоит отметить, что для них всех характерно применение шаровых мембранных баков, что приводит к утяжелению конструкции.

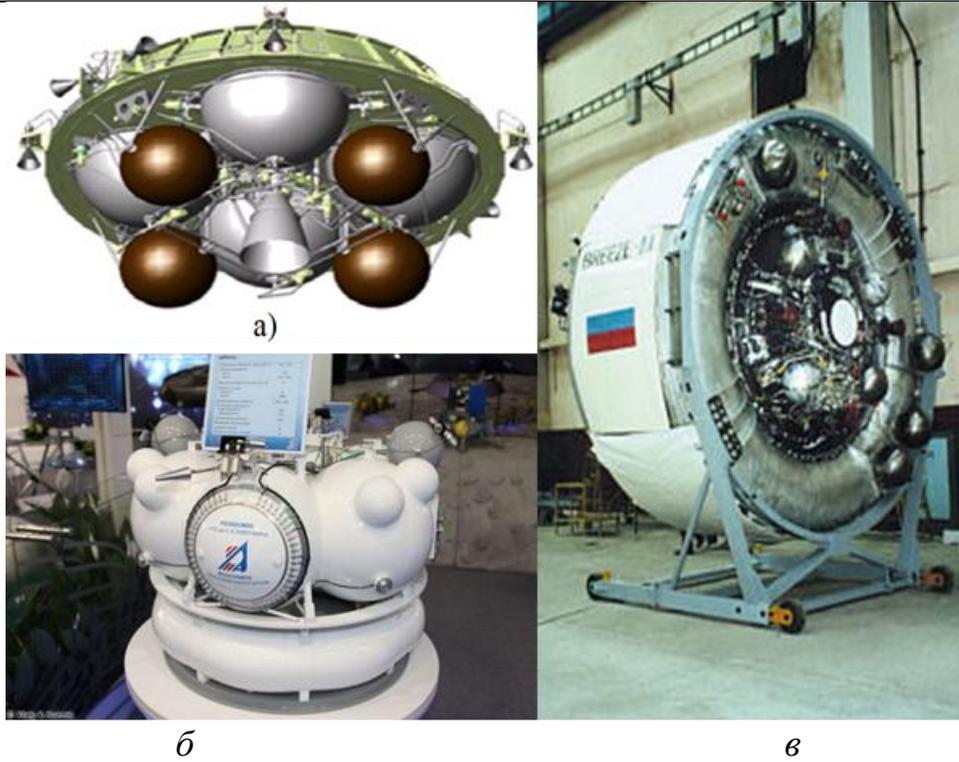


Рис. 1. Ампулизованные разгонные блоки на высококипящих КТ

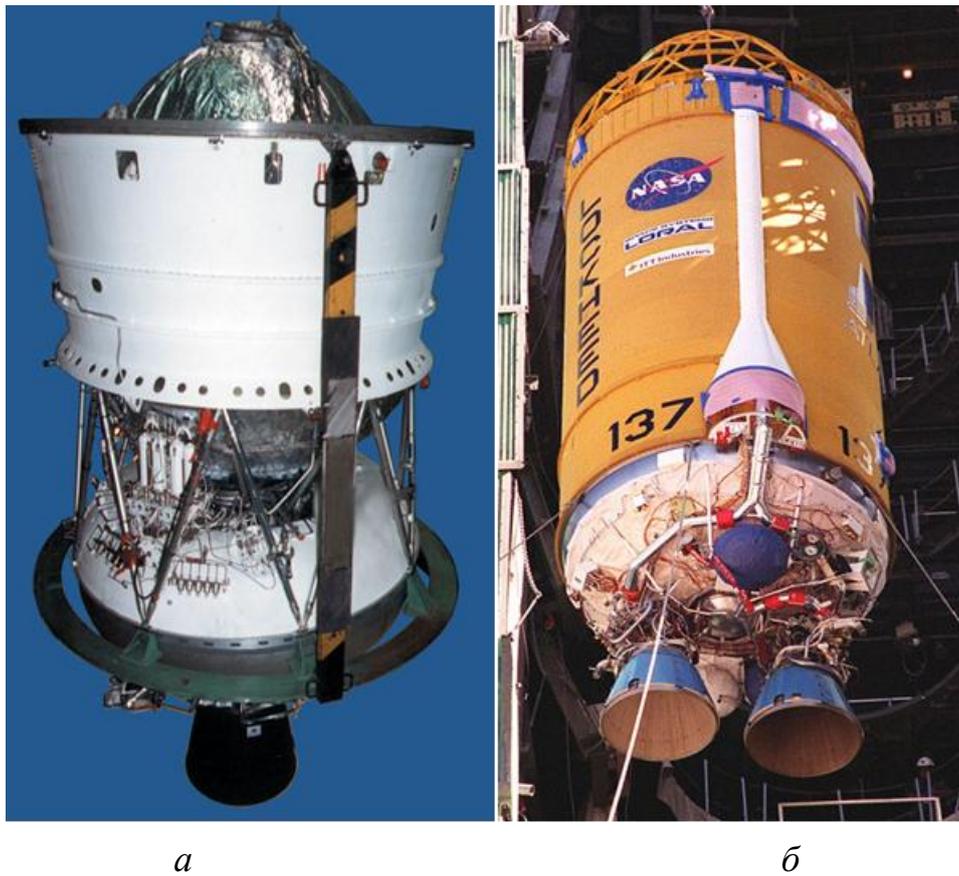


Рис. 2. Разгонные блоки на низкокипящих КТ

Так же на рис. 2 представлены разгонные блоки на других КТ: *а* - «Блок ДМ» полуампулизированный, полукриогенный, разработанный РКК «Энергия», РФ; *б* – «Центавр-G» криогенный разгонный блок компании *Aerojet Rocketdyne*, США.

Анализ применения ампулизации

В настоящей статье рассматривается применение ампулизации для верхней ступени разработки ГП «КБ «Южное». Это космическая ступень на компонентах АТ+НДМГ с тягой маршевого двигателя (МД) 7916 кгс, удельным импульсом 330 с, массой 1656 кг и возможностью трехкратного включения МД [3].

В табл. 1 приведено сравнение основных характеристик упомянутых выше разгонных блоков и верхней ступени.

Таблица 1.

Основные характеристики разгонных блоков

Разгонный блок	Кречет	Фрегат	Бриз-М	Верхняя ступень	ДМ	Центавр-G
Компоненты топлива	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	O ₂ +РГ1	O ₂ +H ₂
Масса (без КТ), кг	185	970	1600	1656	3420	2700
Масса КТ	500	5235	19800	8910	15100	16507
Тяга двигателя в пустоте, кгс	450	1960	2000	7916	8550	10100
Удельный импульс тяги в пустоте, с	322,5	326	328,6	330	361	444
Время работы в полете, с	до 350	до 877	до 1511	до 469	до 600	до 470

Для количественного сравнения разгонных блоков проведен анализ по четырем параметрам: тяга, удельный импульс, время работы и масса сухой конструкции. На рис. 3 представлен результат сравнения основных характеристик РБ, из которого мы видим, что верхняя ступень имеет наилучшее соотношение основных показателей эффективности.

Для реализации всех технических требований, поставленных перед верхней ступенью, на схеме присутствует большое количество магистралей и сложных конструктивных элементов (рис. 4). Это приводит к плотной и достаточно сложной компоновке (рис. 5).

В состав штатного варианта системы заправки/слива входят: полости окислителя и горючего 6, 10 ТО, заправочно-сливные магистрали, магистрали резервного слива, заправочные клапаны 15, 16, трубопроводы управляющего давления, пироклапаны резервного слива 13, 14, дренажные клапаны 11, 12, дренажные трубопроводы, дискретные сигнализаторы уровня заправки 3, 7, датчики давления в полостях ТО 1, 2, 4, 5, платы интерфейсов систем окислителя 17 и горючего 18.

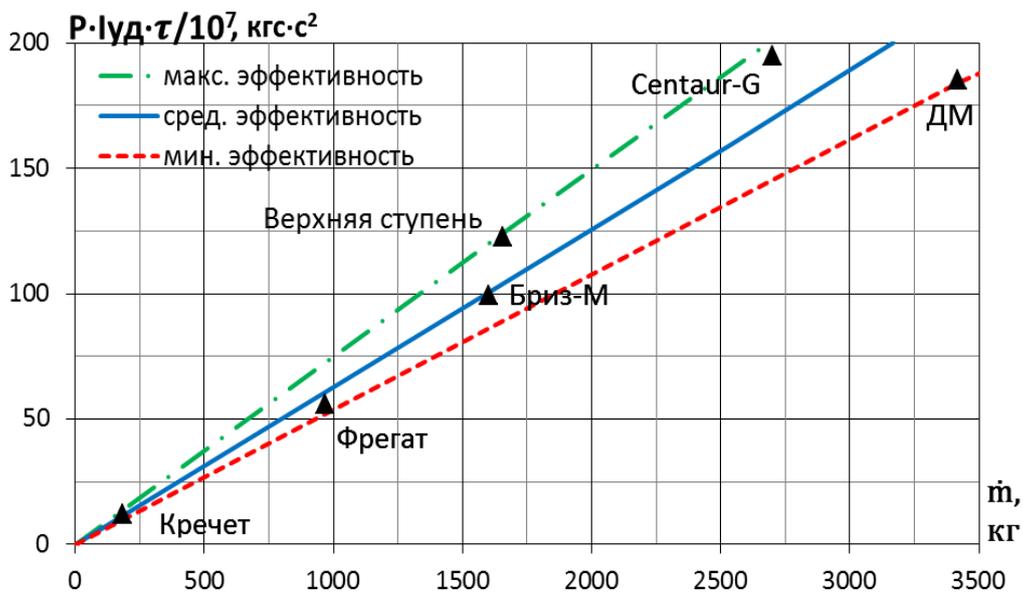


Рис. 3. Сравнение основных характеристик разгонных блоков

На рис. 4 представлен штатный вариант пневмогидравлической схемы (ПГС) заправки/слива КТ.

Анализ применения ампулизации этого варианта:

- поскольку заправка проводится на техническом комплексе – требование автоматической расстыковки коммуникаций РН и наземных средств отсутствует;
- возможность заправлять ТО перед началом проведения электропроверок позволяет применить механические отжимные клапаны и исключить более тяжелые пневматические с магистралями подачи управляющего давления;
- механические элементы имеют более высокую надежность, следовательно, не требуют резервирования;
- заправка верхней ступени проводится перед сборкой РН, это позволяет дублировать заправочные расходомеры весовым контролем, и как следствие, исключаются дискретные сигнализаторы уровня;
- ампулизация, а также средства поддержания необходимого температурно-влажностного режима околоступенного пространства позволяют увеличить длительность заправки и заменить магистрали $Dy22$ на $Dy14$.

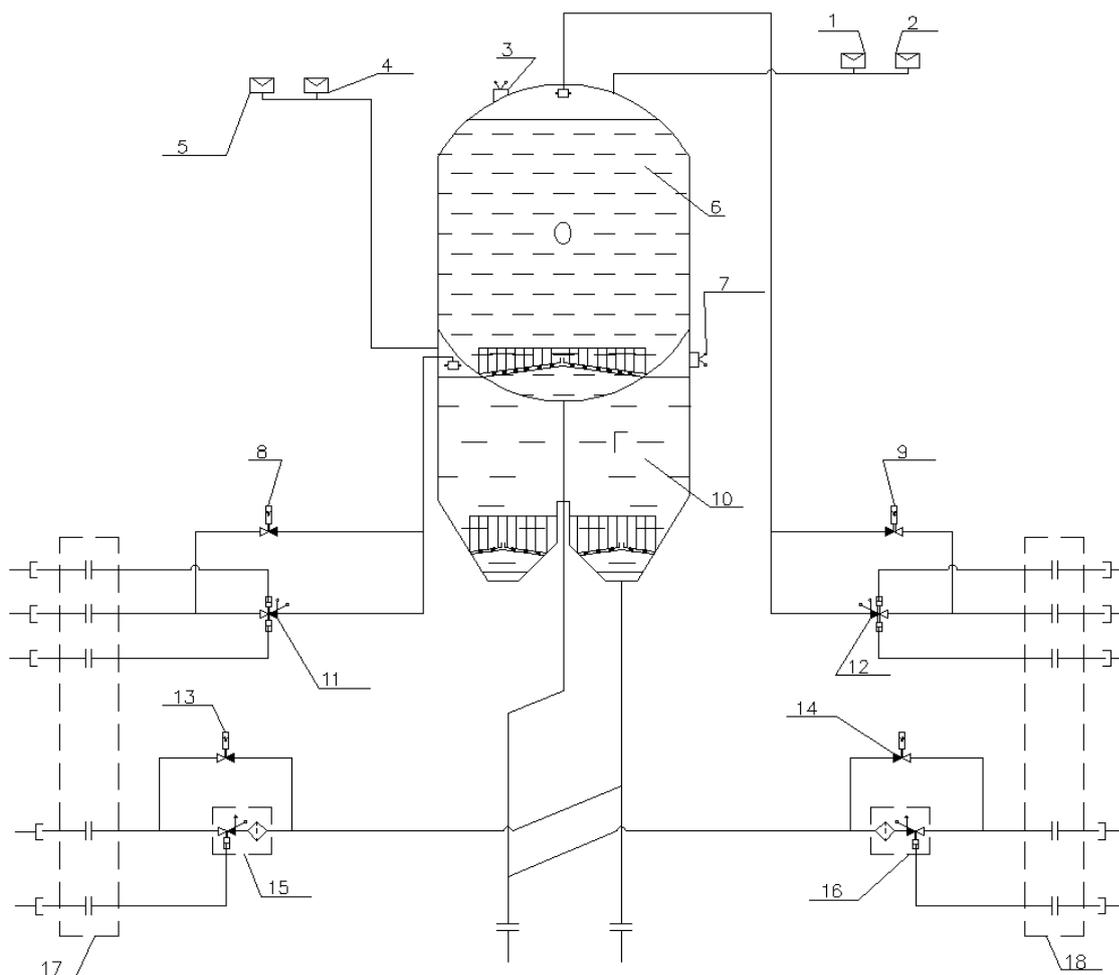


Рис. 4. Верхня ступень. Штатний варіант системи заправки/слива

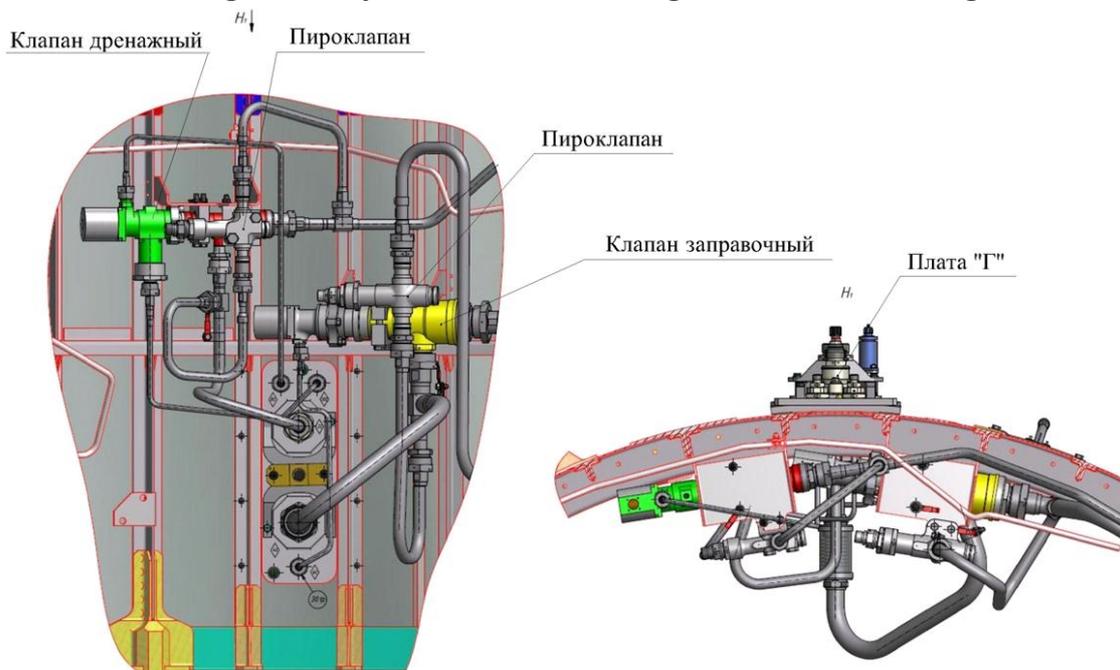


Рис. 5. Конструкція магістралей системи заправки горючим

На рис. 6 представлен ампулизованный вариант схемы ПГС заправки/слива КТ. В ее состав входят: полости ТО окислителя и горючего 6, 8 заправочно-сливные магистрали, заправочные отжимные клапаны 9, 10, дренажные отжимные клапаны 1, 2, дренажные трубопроводы и датчики давления в полостях ТО 3, 4, 5, 7.

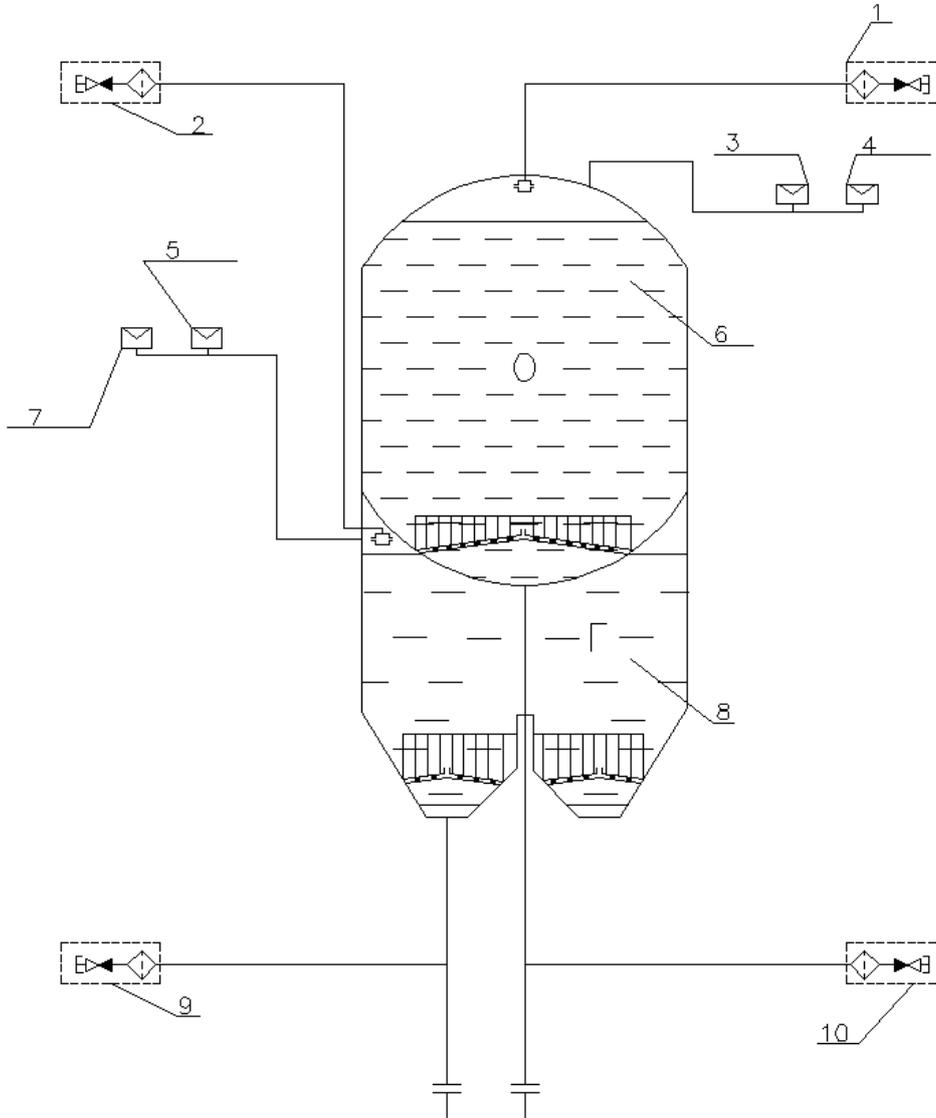


Рис. 6. Верхняя ступень. Ампулизованный вариант системы заправки/слива

Таблица 2.

Перечень исключенных элементов схемы ПГС

Наименование элементов	Изменение веса, кг
плата «О»	– 7,5
плата «Г»	– 7,5
заправочный клапан «О»	– 1,55
заправочный клапан «Г»	– 1,55
дренажный клапан «О»	– 1,3

Наименование элементов	Изменение веса, кг
дренажный клапан «Г»	– 1,3
пироклапан обводной линии заправки «О»	– 1
пироклапан обводной линии заправки «Г»	– 1
пироклапан обводной линии дренажа «О»	– 0,7
пироклапан обводной линии дренажа «Г»	– 0,7
трубопроводы	– 8
дискретные сигнализаторы уровня	– 6
Суммарный вес исключенных элементов	– 38,1

Таблица 3.

Перечень введенных элементов схемы ПГС

Наименование элементов	Изменение веса, кг
отжимной заправочный клапан «О»	+ 1,2
отжимной заправочный клапан «Г»	+ 1,2
отжимной дренажный клапан «О»	+ 1,2
отжимной дренажный клапан «Г»	+ 1,2
трубопроводы	+ 2,5
Суммарный вес введенных элементов	+ 7,3

В соответствии с анализом модификации ампулизации верхней ступени, приведены перечни исключенных и введенных элементов схемы ПГС в табл. 2, табл. 3. Приведенные мероприятия позволяют снизить «сухой» вес ступени и увеличить вес выводимой полезной нагрузки на 32,2 кг.

Определения диапазонов изменения давления в полостях ТО на всех этапах эксплуатации. Изменение давления в газовых объемах полостей топливного отсека верхней ступени во время заправки, наземной эксплуатации ступеней в заправленном состоянии и предстартовых операций определяется массообменными процессами (растворение и выделение газов, восстановление и конденсация паров компонентов) с учетом изменения температуры компонентов и газов в свободных объемах полостей топливного отсека [4].

Величины давлений паров компонентов топлива в полостях окислителя и горючего третьих ступеней РН для каждого из этапов эксплуатации определяются по формуле:

$$Q = H_G C_A^* F \left(1 - \frac{8}{\pi^2} \sum_{n=0}^{\infty} \frac{1}{(2n+1)^2} \exp \left[-\frac{\pi^2}{4} (2n+1)^2 \tau \right] \right), \quad (1)$$

где H_G – высота газовой «подушки»;

C_A^* – мольная плотность насыщенных паров компонента в газовой фазе;

F – площадь зеркала жидкости в баке;

τ – расчетное время.

Расчет концентрации гелия и азота в компонентах топлива для каждого из этапов проводился по общей формуле

$$C_i = C_{i-1} + \Delta C_p + \Delta C_t. \quad (2)$$

Расчет изменения концентрации за счет изменения температуры

$$\Delta C_t = \frac{\gamma_i}{\gamma_{i-1}} \cdot C_{i-1} - C_{i-1} \Delta C = \frac{\gamma_i}{\gamma_{i-1}} \cdot C_i - C_i, \quad (3)$$

где γ – плотность компонента, кг/м³;

C_i – текущая концентрация газа в КТ, г/дм³;

Поскольку температура КТ преимущественно растет, то эта составляющая отрицательна.

Расчет изменения концентрации за счет давления

$$\Delta C_p = \frac{\beta \cdot k \cdot F \cdot t \cdot (\xi \cdot P - C_i)}{V_3 - V_{3y}}, \quad (4)$$

где β – коэффициент массообмена, м/с;

k – коэффициент, учитывающий колебания зеркала жидкости при полете РН;

F – площадь свободной поверхности жидкости, м². В паузах между включениями маршевого двигателя третьей ступени используется площадь внутренней поверхности полости. При этом коэффициент k не учитывается.

t – продолжительность этапа;

ξ – коэффициент растворимости газа в КТ (коэффициент Генри), кг/(м³ кгс/см²);

P – парциальное давление газа, кгс/см²;

V_{3y} – объем заборного устройства, м³.

V_3 – объем компонента в ТО, м³ [5].

Диапазон температур, а также расчетные значения парциальных и полных давлений газов в полостях топливных отсеков, равновесных концентраций гелия и азота в компонентах топлива приведены в табл. 4. Результаты расчетов подтверждают правильно выбранные начальные давления в полостях ТО и технологию работ со ступенью.

Таблица 4.

Параметры давления в полостях ТО при эксплуатации
заправленной ступени

Этап	Температура КТ, °С		Полость «О»				Полость «Г»			
			Ps, кгс/см ²		Рполн, кгс/см ²		Ps, кгс/см ²		Рполн, кгс/см ²	
	min	max	min	max	max	min	max	max	min	max
Окончание заправки	15	18	0,78	0,89	3,9	4,1	0,13	0,14	1,9	2,1

Системы та процеси керування

Этап	Температура КТ, °С		Полость «О»				Полость «Г»			
			Ps, кгс/см ²		Рполн, кгс/см ²		Ps, кгс/см ²		Рполн, кгс/см ²	
	min	max	min	max	max	min	max	max	min	max
Начало вывоза ступени из ЗНС	15	18	0,78	0,89	3,9	4,1	0,13	0,14	1,9	2,1
Окончание транспортировки	10	24	0,61	1,18	3,7	4,3	0,10	0,20	1,7	2,3
Отвод БО	15	16	0,78	0,81	3,9	4,0	0,13	0,13	1,9	2,0
КП	14	16	0,74	0,81	3,9	4,0	0,12	0,13	1,9	2,0
Задержка пуска	12	18	0,67	0,89	3,8	4,1	0,11	0,14	1,8	2,1
Полет верхней ступени (до включения СН)	9	25	0,59	1,24	3,7	4,4	0,09	0,21	1,7	2,3

Оценки вероятности безотказной работы операции заправки/слива. В качестве показателя надежности используется значение вероятности ее безотказной работы. Вероятность безотказной работы операции заправки/слива определялась по формуле:

$$P_{з/с} = \prod_{i=1}^m P_{i(\cdot)}, \quad (5)$$

где $P_{i(\cdot)}$ – вероятности безотказной работы подсистем (или их элементов), определяющих надежность работы элементов, задействованных на рассматриваемом этапе работы;

m – количество подсистем (или их элементов), задействованных на рассматриваемом этапе [6].

На рис. 7, рис. 8 представлены структурные схемы надежности операции заправки/слива для базового и ампулированного вариантов соответственно.

$$P_{з\text{анр}} = P_{зск}^2 \cdot P_{бви}^2 \cdot P_{дк}^2 \cdot \left[1 - (1 - P_{дд})^2\right]^2 \cdot P_{п}^2 = 0,99985, \quad (6)$$

Вероятность безотказной работы при заправке полостей ТО штатного варианта верхней ступени на стартовой позиции составит не менее 0,99985.

$$P_{з\text{анр}} = P_{озк}^2 \cdot P_{одк}^2 \cdot \left[1 - (1 - P_{дд})^2\right]^2 = 0,9999932. \quad (7)$$

Вероятность безотказной работы при заправке полостей ТО ампулированного варианта верхней ступени составит не менее 0,9999932. Та-

ким образом, вероятность безотказной работы ампулизированного варианта на два порядка выше.

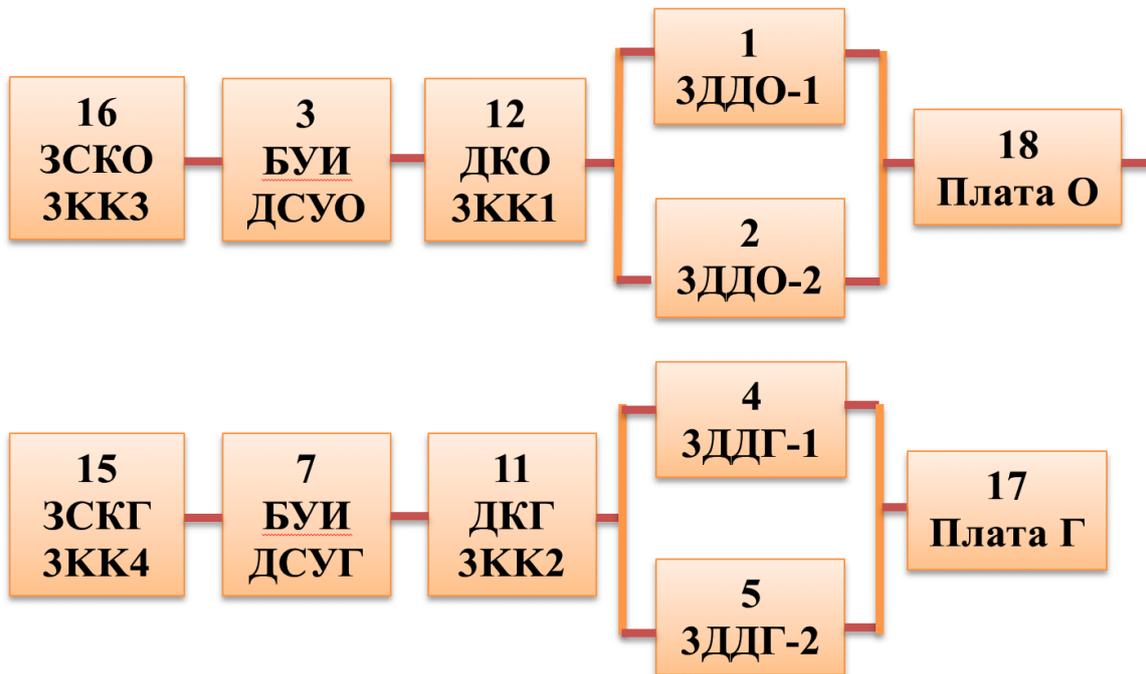


Рис. 7. Структурная схема надежности операции заправки/слива для штатного варианта верхней ступени

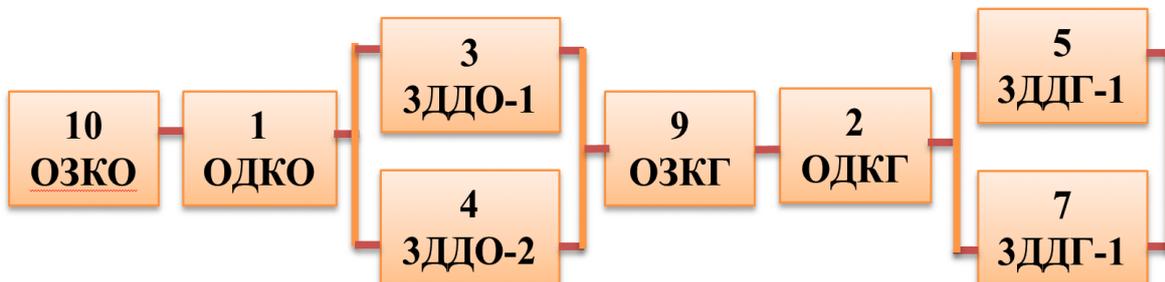


Рис. 8. Структурная схема надежности операции заправки/слива для ампулизированного варианта верхней ступени

$$P_{\text{зап}} = P_{\text{ЗСК}}^2 \cdot P_{\text{БУИ}}^2 \cdot P_{\text{ДК}}^2 \cdot [1 - (1 - P_{\text{ДД}})^2]^2 \cdot P_{\text{П}}^2 = 0,99985, \quad (6)$$

Выводы

Обзор существующих разгонных блоков показал что, предложенная верхняя ступень является конкурентоспособной и имеет некоторые преимущества по основным показателям эффективности.

Предложенный комплекс конструктивных, технологических и расчетных мероприятий, обеспечивающих ампулизацию, а также направленных на оптимизацию ступени, позволил:

- существенно уменьшить «сухой» вес ступени и, следовательно, увеличить вес выводимой полезной нагрузки от 5 до 64,4 % (в зависимости от параметров орбиты);
- повысить надежность заправочно-сливных работ;
- унифицировать ступени (заправленный разгонный блок можно использовать в составе других РН)
- подтвердить обеспечение работоспособности и безопасной эксплуатации ступени при предстартовой подготовке и в полете.

Список использованной литературы

1. *Львов А. И.* Конструкция, прочность и расчет систем ракет /А. И. Львов – М. : ВА им. Ф.Э.Дзержинского, 1980. – 38 с.
2. *Горбулин В. П.* Основные периоды и этапы развития ракетно-космической техники Украины / В. П. Горбулин, О. Ю. Колтачихина, Ю. А. Храмов // Наука та наукознавство. – 2014. – № 2. – С. 76 – 103.
3. Доработка конструкции и технология работ для обеспечения ампулизации ступеней с маршевым двигателем РД861К / CLT YZH ANL 001 00 Технический отчет ГП «КБ «Южное», 2016. – 82–103 с.
4. *Беляев Н. М.* Расчет пневмогидравлических систем ракет /Н. М. Беляев. – М. : Машиностроение, 1983. – 219 с.
5. *Кутателадзе С. С.* Основы теории теплообмена / С. С. Кутателадзе – Изд. 5-е, перераб. и доп. – М. : Атомиздат, 1979. – 416 с.
6. *Волков Е. Б.* Основные теории надежности ракетных двигателей / Е. Б. Волков, Р. С. Судаков, Т. А. Сырицын. – М.: Машиностроение, 1974. – 392.