

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ПО ИЗВЛЕЧЕНИЮ ГАРАНТИЙНОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА В БАКАХ ОТРАБОТАВШЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТ НОСИТЕЛЕЙ

А.М. Бапышев^{1,3*}, Г.Т. Ермолдина^{1,2}, В.И. Трушляков⁴, А.У. Утегенова^{2,3},
К.М. Мырзабеков³, К.Ж. Абильдаева⁵

¹Казахский национальный университет имени аль-Фараби, пр. аль-Фараби, 71, Алматы, Казахстан

²Институт информационных и вычислительных технологий, ул. Курмангазы, 29, Алматы, Казахстан

³Алматинский университет энергетики и связи им. Г.Даукеева,
ул. Байтурсынова, 126/1, Алматы, Казахстан

⁴Омский государственный технический университет, пр. Мира, 11, Омск, Россия

⁵Филиал ВОСХОД МАИ, ул. Гагарина, 5, Байконур, Казахстан

Аннотация

Остатки гарантийного топлива представляют собой дополнительные запасы компонентов ракетного топлива в ракетных блоках ступени ракет космического назначения (РКН), предназначенные для компенсации возмущающих факторов, действующих в полете на РКН, и характеризуются канцерогенным и мутагенным действием на окружающую среду. Для решения проблемы снижения техногенной нагрузки предлагается метод извлечения гарантийного запаса топлива (ГЗТ) в баках отработавшей ступени (ОС) РКН. Метод основан на генерации теплоты за счет сгорания сжиженного пропана и паров кислорода непосредственно в топливных баках. Величина теплоты определяется из условия испарения жидких остатков кислорода и керосина. Авторами разработана методика извлечения ГЗТ в баках отработавшей ступени в полном объеме. Предложенный метод позволит использовать остатки топлива для управляемого спуска отработавшей ступени.

Ключевые слова: газификация, отработавшая ступень, теплоноситель, гарантийный запас топлива, ракетаноситель.

1. Введение

Эксплуатируемые РКН и не вырабатываемые ГЗТ в баках ОС в настоящее время представляют собой опасность для жизни и деятельности человека, потому что используют ядовитые и взрывоопасные компоненты ракетного топлива (КРТ), а безопасность РКН относительно низкая. В разные годы, согласно статистике, от 5 до 10% всех пусков РКН завершались аварийно. В итоге таких аварий происходит засорение территорий местности остатками конструкций и загрязнение окрестности проливами не выработанных ГЗТ.

Первая проблемная ситуация имеет международный уровень и сейчас для разработчиков

РКН определены конкретные требования к организационным и проектно-конструкторским мероприятиям, позволяющим снизить поступление в защищаемые окрестности околоземного космического пространства взрывоопасного крупноразмерного космического мусора, так сказать ОС, в том числе к последствиям при неуправляемом падении в атмосферу [1–2].

Вторая проблемная ситуация связана с наличием районов падения (РП) ОС хвостового отсека и головного обтекателя на территории страны. Дальнейшее развитие РН, например, в США, идет в направлении спасения нижних ОС для их повторного использования, что приводит к резкому снижению площадей РП. Следует отметить, что существующие РП в США, ЕС,

*Ответственный автор

E-mail: ako-bapyshev@mail.ru (А.М. Бапышев)

Японии, Индии находятся в акваториях Мирового океана, где вопросы с выделением РП стоят менее остро, чем в России и Казахстане.

В статье рассматривается метод извлечения гарантийного запаса топлива [3] в баках горючего (Г) и окислителя (О) ОС РН для управляемого спуска ОС после отделения от РН в выделенный участок падения с точностью, не превышающей размеры выделенного оптимального участка.

2. Постановка задачи

Общая постановка задачи при разработке метода по извлечению ГЗТ включает следующее:

- необходимо рассмотреть схему подачи теплоты в баки ОС РН, основанную на получении теплоты непосредственно в баках, что приводит к отсутствию теплотерь в газогенераторах;

- в качестве газогенерирующего состава предлагается рассмотреть в баке Г – сжиженный пропан, размещаемый в автономной емкости на борту ступени РН, в баке О – пары кислорода, находящиеся в баке О;

- взрывобезопасность процесса предлагается обеспечить дозированной подачей пропана в бак О и дозированной подачей паров кислорода и газа пропана в бак Г;

- дополнительно учитывается применение более низкой температуры пропана и кислорода по сравнению с температурой газов теплоносителя, что приведет к упрощению конструкции системы ввода;

- появляется возможность управлять скоростью горения в баках за счет регулирования массового расхода газа пропана и паров кислорода [4].

Предлагаемый метод может являться основной частью активной бортовой системы спуска (рис. 1), предназначенной для утилизации ГЗТ при совершении дополнительных маневров, с применением гибридных ракетных двигателей или сопел сброса [5].

2.1. Методика извлечения гарантийного запаса топлива в баках ОС РН

Схему извлечения ГЗТ в баках ОС РН поясняет последовательность действия (рис. 2).

На рис. 3 приведена предлагаемая схема размещения системы испарения в конструкции ОС ступени РН. Емкость с сжиженным пропаном размещается в межбаковом отсеке.

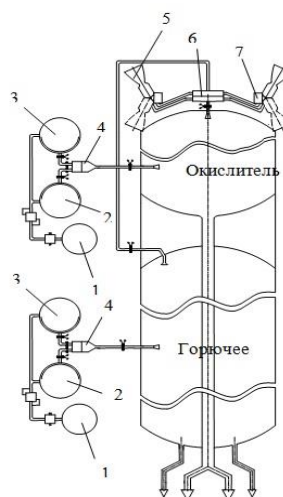


Рис. 1. Варианты подачи теплоносителя в баки отделяющейся части и сброс продуктов испарения из баков: 1 – емкость с окислителем; 2 – емкость с горючим; 2 – жидкостной газогенератор; 4 – баллон с газом наддува; 5 – газореактивный двигатель (ГРД) или сопла сброса; 6 – приводы качания камер ГРД; 7 – смесительный коллектор.

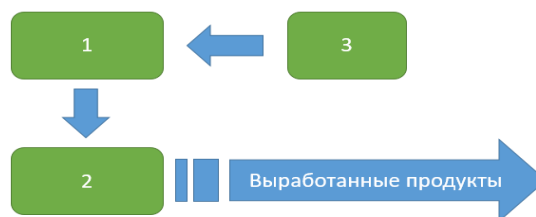


Рис. 2. Общая схема извлечения ГЗТ в баках ОС РН: 1 – система получения теплоносителя; 2 – топливные баки РКН; 3 – система управления работой средств газификации

В баке О с остатками жидкого кислорода при температуре близкой к кипению, давление паров кислорода достаточно высоко, чтобы поддерживать горение поступающего в бак горючего газа. Для испарения остатков жидкого кислорода предлагается использовать горение пропана, т.к. пропан при температурах близких к комнатной сжижается при невысоком давлении (~ 16 атм).

Для нагрева керосина в баке Г до его испарения предложено использовать горение в самом баке Г подводимых туда пропана (из баллона) и эквивалентного ему количества газообразного кислорода, полученного в результате испарения из бака О.

Функционирование системы испарения осуществляется следующим образом: после выключения маршевого ЖРД 1 в баках О и Г остаются жидкие невыработываемые остатки

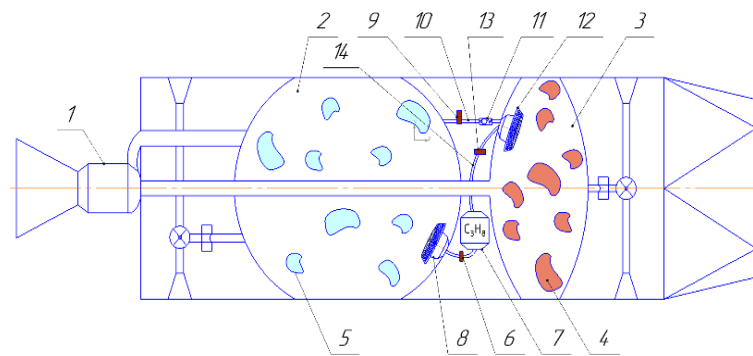


Рис. 3. Схема размещения системы испарения на ОС РН: 1 – маршевый ЖРД; 2 – бак О; 3 – бак Г; 4 – жидкие остатки керосина; 5 – жидкие остатки кислорода; 6 – управляемый клапан на трубопроводе подачи пропана в бак О; 7 – емкость с сжиженным пропаном; 8 – система зажигания в баке О; 9 – управляемый клапан на трубопроводе 10 подачи смеси «пары кислорода + газ наддува гелий» из бака О в бак Г; 11 – управляемый клапан на магистрали 10; 12 – система зажигания в баке Г; 13 – управляемый клапан на трубопроводе; 14 – подачи пропана в бак Г.

КРТ 4,5 и, соответственно, газ наддува гелий и пары КРТ. После выключения ЖРД наступает состояние невесомости, происходит разрушение свободной поверхности КРТ, остатки КРТ в виде газожидкостной смеси находятся в случайных граничных условиях [4].

По команде из системы управления открывается управляемый клапан 6 и пропан из емкости 7 с секундным массовым расходом $\dot{m}_{pr}^{ox}(\tau)$ подается в систему зажигания и горения 8 в баке О, где он смешивается с парами кислорода, зажигается и начинается процесс диффузного горения по аналогии с горением факела в воздушной среде.

Для обеспечения подачи паров кислорода и газа наддува гелия из бака О в бак Г через магистраль 10, снабженную управляемым клапаном 9, предлагается обеспечить превышение давления в баке О над давлением в баке Г, т.е. $p_{ox1} > p_{ker1}$.

При достижении этого условия одновременно с подачей в бак Г паров кислорода и гелия осуществляется подача пропана из емкости 7 через трубопровод 14 и управляющий клапан 13 в систему зажигания и горения 12 в баке Г. Количество продуктов испарения из бака О (паров кислорода и газа наддува гелия) в бак Г определяют из условия нагрева газа наддува гелия и жидких остатков керосина и до его испарения при сжигании соответствующего количества пропана. После достижения этого условия подача продуктов испарения из бака О и пропана в бак Г прекращается и начинается их подача в систему утилизации (ЖРД или газореактивные сопла сброса).

Сброс продуктов испарения из бака Г (пары керосина и газ наддува гелия) осуществляет-

ся при достижении заданного давления сразу же в систему утилизации. Система испарения прекращает функционирование. Процесс испарения прекращается.

Недостатком использования газа пропана для испарения жидких остатков кислорода и керосина является необходимость нагрева парогазовой смеси от минус 180 °С до температуры горения газа пропана (-35 °С), что требует мощных теплонагревателей, соответственно, объемов и масс [6-8].

3. Результаты исследования

Эффективность процесса газификации ГЗТ определяется работоспособностью генераторного газа. На рис. 4 представлена диаграмма, характеризующая перепад температуры горения продуктов сгорания газогенератора (ГГ) при разных значениях параметра избытка окислителя. Как пример приведены

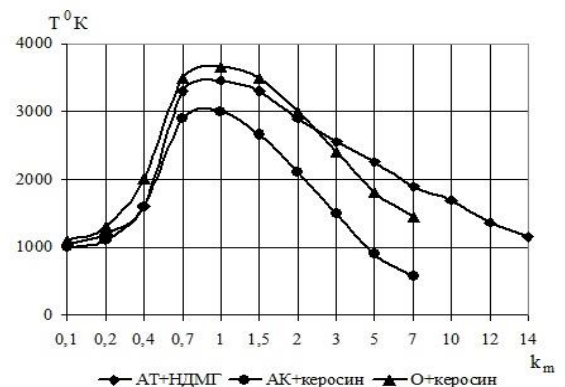


Рис. 4. Диаграмма перепад Т горения продуктов сгорания ГГ при разных параметрах избытка окислителя.

топливные пары: несимметричный диметилгидразин + азотный тетраоксид, керосин + авиакеросин, керосин+O₂.

Как видно из диаграммы (рис. 4), максимальный комплекс RT наблюдается при параметре избытка окислителя $k_m \approx 0,7 \div 1,5$.

Область оптимальных температурных показателей системы газификации не разрешает использовать лояльный ГГ. Таким образом, наиболее желательно применять ГГ с избытком окислителя $k_m \approx 0,1 \div 0,6$ и $k_m \approx 10 \div 14$, также для восстановительного и окислительного ГГ. Температурный объем ограничен параметром, в соответствии с температурно-прочностными качествами применяемых материалов для процесса системы газификации.

Согласно теоретико-экспериментальным данным, в таблицах 1 и 2 приведен состав продуктов сгорания на основе топливной пары НДМГ+АТ.

Как следует из приведенных данных, весовое содержание CO₂ и H₂O для ЖГГ с избытком окислителя $k_m \approx 0,1 \div 0,6$ составляет менее 10%, для ЖГГ с избытком окислителя $k_m \approx 10 \div 14$ составляет 15÷18%, что необходимо для расчета лучистой составляющей при теплообмене.

Проведенный обзор существующих ГГ показал способ их использования в работах газификации ГЗТ в баках ОС РКН, однако это будет не допустимо, т.к. теплоемкость и химический состав получаемого ГГ не подходит требованиям, предъявляемым к нему. В связи с этим необходимо создать топливо для ГГ, вырабатывающего ТН, питание которого будет достаточно для газификации всего ГЗТ, а получаемый в результате из бака газ возможно будет применять в качестве активного ракетного

топлива, в то же время состав топлива для ГГ должен поддерживать заданную скорость и принцип горения ГГ в ГРД.

3.1. Обсуждение результатов

Полученные предварительные результаты по возможности использования методики испарения ГЗТ показывают целесообразность дальнейшего исследования этого направления, в частности:

- проведение экспериментальных исследований процессов горения пропана в баках ОС РН;
- решение вопросов по оценке массы газа пропана при наличии разброса величин ГЗТ после выключения ЖРД;
- разработку эффективной системы утилизации продуктов испарения и системы сброса остатков продуктов испарения после завершения миссии (завершения маневров ОС РН).

3. Заключение

Предложенный метод извлечения гарантийного запаса топлива отработавшей ступени ракет носителей позволяет обеспечить требования пожаро взрывобезопасности нижних ОС при существенно меньших затратах масс в сравнении с подачей теплоносителя в баки ступени РН. Для обеспечения возможностей реализации извлеченных продуктов испарения, например, для увода ОС с орбиты, управления на атмосферном участке увода ОС необходима разработка системы утилизации, например, газореактивных сопел сброса, модернизации ЖРД.

Таблица 1. Экспериментальные данные состава продуктов сгорания

k _m	R	T	Весовой состав, %												
	Дж/кгК	°К	CO ₂	CO	H ₂ O	CH ₄	C ₂ H ₄	H ₂	N ₂	NH ₃	HCN	C ₂ H ₈ N ₂	CH ₃ NH ₃	C _{тв}	
0	286	890	0	0,34	-	38,4	1,35	1,5	29,5	6,94	6,93	6,29	1,17	5,55	
0,15	283	1030	0,47	9,65	2,89	28,4	1,3	2,23	37,5	10	-	-	2,66	4,77	
0,21	282	1120	1,08	15,3	3,67	24,4	1	3	33,7	8,95	-	2,21	2,9	3,85	

Таблица 2. Результаты термодинамического расчета состава продуктов сгорания

k _m	R	T	Состав продуктов сгорания в парциальных давлениях						
	Дж/кгК	°К	CO ₂	N ₂	H ₂ O	O ₂	NO ₂	NO	
10	270,4	1683	5,86	11,49	11,72	12,74	6,49	14,69	
12	266,7	1354	5,15	10,09	10,30	12,12	10,58	14,76	
14	250,8	1146	4,63	9,08	9,26	11,17	15,0	13,83	

Благодарность

Исследования проведены при поддержке Комитета науки Министерства образования и науки Республики Казахстан в рамках гранта № AP09258759 «Разработка модели информационно-прогностической системы определения районов запуска и падений ракет-носителей сверхлегкого класса с учетом требований экологической безопасности», которые послужат основой разработки перспективных РН и позволят отработать проектные параметры РН для управляемого спуска отработавших ступеней.

Литература

- [1]. Лесняк И.Ю., Дронь М.М., Жариков К.И., Лаврук С.А. Моделирование процессов тепло- и массообмена при испарении жидких остатков топлива в баках ракет в условиях их пассивного полета // В мире научных открытий. – 2015. – №12.1(72). – С.369-379.
- [2]. Суйменбаев Б.Т., Трушляков В.И., Ермолдина Г.Т., Суйменбаева Ж.Б., Батышев А.М. Разработка бизнес-процессов информационно-аналитических систем космодрома Байконур и проектирование ракет-носителей для экологической безопасности Совершенствование в зонах воздействия отработанных ступеней // Известия Национальной академии наук Республики Казахстан. Физико-математическая серия. – 2019. – Т.1, №323. – С.5-13.
- [3]. Жариков К.И. Исследования процесса газификации компонентов топлива в баках ступеней ракет космического назначения // Динамика систем, механизмов и машин. – 2014. – № 2. – С.224-227.
- [4]. Белькова М.Е. Исследование газогенерирующих смесей для газификации остатков ракетного топлива в баках ступени ракеты // Труды XXXVIII акад. чтений по космонавт.; под общ. ред. А.К. Медведевой. – М. Комиссия РАН по разраб. науч. наследия пионеров освоен. космич. простр., 2014. – С.50-51.
- [5]. Урбанский В.А. Разработка бортовой системы испарения невырабатываемых остатков топлива в баках ракет-носителей // Материалы XII Всероссийской научной конференции «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли», посвященной памяти главного конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова, Омск, Россия, 2018. – С.116-122.

- [6]. Белькова М.Е. Газификация жидких остатков компонентов ракетных топлив: газогенерирующие композиции // Труды VI Общеросс. молодеж. науч.-техн. конф. – СПб.: Вестник БГТУ. – 2014. – №21. – С.14-15.
- [7]. Титов Б.А., Рычков С.А. Уменьшение размеров районов падения отработавших блоков ракеты-носителя типа «Союз» при преднамеренном членении их конструкции // Вестник СГАУ. – 2007. – №1. – С.90-97.
- [8]. Кузнецов Ю.Л., Украинцев Д.С. Анализ влияния схемы полета ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. – 2016. – Т.15, №1. – С.73-80.

References

- [1]. Lesnyak IYu, Dron MM, Zharikov KI, Lavruk SA (2016) In the world scientific discoveries [V mire nauchnyh otkrytij] 12.1(72):369-379. (In Russian)
- [2]. Suimenbayev BT, Trushlyakov VI, Yermoldina GT, Suimenbayeva ZhB, Bapyshev AM (2019) News of The National Academy of Sciences of The Republic of Kazakhstan. Physico-Mathematical Series [Izvestiya Nacional'noj akademii nauk Respubliki Kazakhstan. Fiziko-matematicheskaya seriya] 1(323):5-13. (in Russian) DOI:10.32014/2019.2518-1726.1
- [3]. Zharikov KI (2014) Dynamics of systems, mechanisms and machines [Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin] 2:224-227. (In Russian)
- [4]. Belkova ME (2014) Investigation of gas generating mixtures for gasification of rocket fuel residues in rocket stage tanks. Proceedings of XXXVIII acad. astronaut readings; under total ed. A.K. Medvedeva, Omsk, Russia. P.1-13. (In Russian)
- [5]. Urban VA (2018) Development of an onboard system for the evaporation of unusable fuel residues in launch vehicle tanks [Razrabotka bortovoj sistemy ispareniya nevyrabatyvaemyh ostatkov topliva v bakah raket-nositelej] Proceedings of the XII All-Russian Scientific Conference «Problems of development, manufacture and operation of rocket and space technology and training of engineering personnel for the aerospace industry», dedicated to the memory of the chief designer of the Polet software A.S. Klinyshkova, Omsk, Russia. P.116-122. (in Russian)
- [6]. Belkova ME (2014) Development of an onboard system for the evaporation of unusable fuel

residues in the tanks of launch vehicles. Proceedings of the XII All-Russian scientific conference «Problems of development, manufacture and operation of rocket and space technology and training of engineering personnel for the aerospace industry», dedicated to the memory of the chief designer of the Polet software A.S. Klynyshkov, Omsk, Russia. P.116-122 (In Russian)

- [7]. Titov BA, Rychkov SA (2007) Vestnik SNAU [Vestnik SGAU] 1:90-97. (In Russian)
- [8]. Kuznetsov YuL, Ukraintsev DS (2016) Aircraft and Space Rocket Engineering 15(1):73-80. (in Russian) DOI:10.18287/2412-7329-2016-15-1-73-80

Зымыран тасымалдаушының өтелген сатысының багіндегі отынның кепілдік қорын жою әдісін әзірлеу

А.М. Бапышев^{1,3}, Г.Т. Ермолдина^{1,2}, В.И. Трушляков⁴, А.У. Утегенова^{2,3}, К.М. Мырзабеков³, К.Ж. Абильдаева⁵

¹әл-Фараби атындағы Қазақ ұлттық университеті, әл-Фараби даңғ., 71, Алматы, Қазақстан

²Ақпараттық және есептуіш технологиялар институты, Құрманғазы к., 29, Алматы, Қазақстан

³Алматы энергетика және байланыс университеті, Байтұрсынов к., 126/1, Алматы, Қазақстан

⁴Омбы мемлекеттік техникалық университеті, Мира даңғ., 11, Омбы, Ресей

⁵ВОСХОД МАИ филиалы, Гагарин к., 5, Байқоңыр, Қазақстан

Аңдатпа

Кепілдендірілген отын қалдықтары ға-рыштық зымырандардың (ҒЗ) сатысының зымыран блоктарындағы отын компоненттерінің қосымша қорын білдіреді, ҒЗ-да ұшу кезінде әсер ететін алаңдататын факторларды өтеуге арналған және қоршаған ортаға канцерогендік және мутагендік әсерлерімен сипатталады. Техногендік жүктемені азайту мәселесін шешу үшін ҒЗ өтелген сатысының цистерналарында кепілдік берілген отын қорын (КОҚ) алу әдісі ұсынылады. Әдіс сұйытылған пропан мен оттегі буының тікелей жанармай цистерналарында жануы есебінен жылудың пайда болуына негізделген. Жылу мөлшері оттегі мен керосиннің сұйық қалдықтарының булану жағдайынан анықталады. Авторлар толық көлемде пайдаланылған

кезеңнің цистерналарында КОҚ алу техникасын әзірледі. Ұсынылған әдіс қалған отынды жұмсалған кезеңнің бақыланатын түсуі үшін пайдалануға мүмкіндік береді.

Кілт сөздер: газдандыру, өтелген саты, салқындату сұйықтығы, кепілдендірілген отынмен қамтамасыз ету, зымыран тасушы.

Development of a method for extracting a guaranteed fuel supply in the tanks of the spent stage of launch vehicles

А.М. Bapyshev^{1,3}, G.T. Yermoldina^{1,2}, V.I. Trushlyakov⁴, A.U. Utegenova^{2,3}, K.M. Myrzabekov³, K.Zh. Abildayeva⁵

¹Al-Farabi Kazakh National University, 71 al-Farabi ave., Almaty, Kazakhstan

²Institute of Information and Computing Technologies, 29 Kurmangazy st., Almaty, Kazakhstan

³Almaty University of Energy and Communications named after G.Daukeeva, 126/1 Baitursynov st., Almaty, Kazakhstan

⁴Omsk State Technical University, 11 Mira ave., Omsk, Russia

⁵Branch VOSKHOD MAI, 5 Gagarina str., Baikonur, Kazakhstan

Abstract

Remains of guaranteed fuel represent the additional stocks of propellant components in the rocket blocks of the stage of launch vehicles (ILV), designed to compensate for the disturbing factors acting in flight on the LV, and are characterized by carcinogenic and mutagenic effects on the environment. To solve the problem of reducing the technogenic load, a method is proposed for extracting a guaranteed reserve of fuel in the tanks of the worked off stage of launch vehicle. The method is based on the generation of heat due to the combustion of liquefied propane and oxygen vapor directly in fuel tanks. The amount of heat is determined from the condition of evaporation of liquid residues of oxygen and kerosene. The authors have developed a method for extracting the guaranteed fuel reserve in the tanks of the worked off stage in full. The proposed method will make it possible to use the remaining fuel for the controlled descent of the worked off stage.

Keywords: gasification, worked off stage, coolant, guaranteed fuel reserve, launch vehicle.