

## Моделирование процесса заполнения топливных магистралей жидкостных ракетных двигательных установок разгонных блоков в условиях полета

© Н.В. Диесперов<sup>1</sup>, А.Р. Полянский<sup>2</sup>, В.Б. Сапожников<sup>2</sup>

<sup>1</sup>КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, Москва, 121309, Российская Федерация

<sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

*Предложена математическая модель для оценки параметров процесса заполнения топливных магистралей жидкостных ракетных двигательных установок разгонных блоков после их частичного вакуумирования в условиях полета. Данная проблема возникает, в частности, при подготовке к запуску двигателей разгонных блоков. Изначально, на этапе пассивного участка полета, когда разгонный блок закреплен на верхней ступени ракеты-носителя, участок топливной магистрали перед входом в двигатели заполнен консервационным газом. До того как разгонный блок отделяется от ракеты-носителя, при подготовке к запуску двигателей, консервационный газ удаляется, однако состояние полного вакуума в топливной магистрали не достигается и в ней остается разреженный газ при низком давлении. Когда открывается запорный клапан на входе в магистраль и распространяется фронт компонента топлива, этот газ сжимается, в результате чего давление в расходной магистрали резко возрастает и, теоретически, может привести к ее разрушению. Поэтому дать оценку пульсаций давления в данном процессе — важная инженерная задача, которую необходимо решать на ранних этапах проектирования.*

**Ключевые слова:** математическая модель, расходная магистраль, пульсации давления, компонент топлива, разгонный блок, консервационный газ

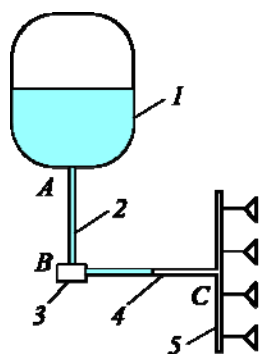
**Введение.** При проектировании изделий ракетно-космической техники большое внимание уделяется совершенствованию жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) разгонных блоков (РБ) [1, 2]. Существует целый класс задач по оценке параметров гидродинамических процессов в топливных магистралях ЖРДУ [3–7]. Такие процессы происходят в топливных магистралях при резком изменении состояния среды — запуске и останове двигателя, при изменении режима его работы и т. д. Вследствие этого возникает пульсация давления, что в одних случаях может привести к его резкому повышению в магистрали и, теоретически, к ее разрушению, а в других — к падению давления, кавитации, повышению газосодержания на входе в двигатель. Для предотвращения подобных проблем необходимы инструменты инженерной оценки параметров гидродинамических процессов в топливных магистралях ЖРДУ [8–12]. Такая оценка должна помогать находить значения максимальных и минимальных давлений с целью их сравнения с допустимыми значениями, заданными

техническими условиями на узлы и агрегаты пневмогидравлической системы подачи.

Цель данной работы — представить модель, позволяющую провести оценку пульсаций давления в газовых полостях топливной магистрали ЖРДУ на этапе подготовки к запуску маршевого двигателя (МД). Процесс начинается на активном участке полета, когда РБ еще не отделился от ракеты-носителя. Компонент топлива начинает заполнять магистрали питания с консервационным газом, которые идут от топливного бака к двигателям. Поскольку консервационный газ уплотнится под действием поступающего компонента топлива, давление в газовой полости магистрали начнет возрастать и, теоретически, может превысить допустимые пределы.

Актуальность и практическая значимость рассматриваемой проблемы состоит в том, что по результатам исследований в рамках предложенной модели была решена задача адаптации имеющегося РБ к решению новых задач. В связи с этим потребовалось изменить топливные магистрали и, соответственно, провести дополнительные расчеты.

**Постановка задачи.** При упрощенной постановке задачи выбирается фрагмент топливной системы, начинающийся от топливного бака и заканчивающийся перед входом в маршевый двигатель. Он состоит из двух участков магистрали —  $AB$  и  $BC$ , показанных на рис. 1. На каждом из них расположены некоторые агрегаты пневмогидравлической системы подачи. Эти участки



**Рис. 1.** Пневмогидравлическая схема двигательной установки:

1 — топливный бак; 2 — участок  $AB$ , изначально заполненный компонентом топлива; 3 — разделительный электропневмоклапан; 4 — участок  $BC$ , изначально заполненный консервационным газом; 5 — блок двигателей

разделяет электропневмоклапан, закрытый в начальный момент времени. Участок  $AB$  изначально заполнен компонентом топлива (КТ), участок  $BC$  — консервационным газом. Кроме того, в этот же момент времени открывается электропневмоклапан, расположенный в точке  $B$ , и КТ начинает поступать в участок  $BC$ . Под давлением поступающего КТ консервационный газ постепенно сжимается, что повышает давление в полости магистрали, заполненной консервационным газом. В рассматриваемой задаче требуется оценить пиковое значение давления в газовой полости магистрали с целью его сравнения с допустимым давлением с точки зрения прочности конструкции магистрали питания, т. е. с так называемым давлением опрессовки.

В реальных системах, как правило, от точки  $B$  отходят несколько магистралей к связкам двигателей, и задача несколько усложняется, но суть модели не меняется. Предполагается, что имеет место адиабатический процесс, поэтому уравнение энергии можно заменить уравнением адиабаты.

**Математическая модель.** Уравнения для описания рассматриваемого процесса выводятся на основании уравнения количества движения, записанного с учетом инерционности столба, уравнения энергии и уравнения неразрывности.

Уравнение движения КТ для участков  $AB$  (до электропневмоклапана) и  $BC$  (после электропневмоклапана) приведено ниже:  
на участке  $AB$

$$P_{AB} = P_0 - (1 + \zeta_{AB}) \frac{|\dot{G}_{AB}| \dot{G}_{AB}}{2\rho F_{AB}^2} - \frac{L_{AB}}{F_{AB}} \frac{d\dot{G}_{AB}}{d\tau},$$

где знак модуля учитывает направление потока КТ, в связи с физикой процесса движение КТ будет отражать колебательный характер;  
на участке  $BC$

$$P_1 = P_{AB} - \frac{x}{F_{BC}} \frac{d\dot{G}_{BC}}{d\tau};$$

$$\dot{G}_{AB} = \dot{G}_{BC},$$

откуда следует, что

$$\frac{d\dot{G}_{BC}}{d\tau} = \frac{P_0 - P_1 - (1 + \zeta_{AB}) \frac{4|\dot{G}_{AB}| \dot{G}_{AB}}{2\rho F_{AB}^2}}{\left( \frac{2L_{AB}}{F_{AB}} + \frac{x}{F_{BC}} \right)}. \quad (1)$$

Здесь  $P_{AB}$  — давление в точке  $B$  (на стыке магистралей от бака до электропневмоклапана и от электропневмоклапана к магистралям блоков двигателей);  $P_0$  — давление в баке;  $\zeta_{AB}$  — коэффициент сопротивления магистрали  $AB$ ;  $\dot{G}_{AB}$  — расход КТ в магистрали от бака до электропневмоклапана);  $\rho$  — плотность КТ;  $F_{AB}$  — площадь сечения магистрали  $AB$  (от бака до электропневмоклапана);  $L_{AB}$  — длина участка магистрали питания от бака до электропневмоклапана;  $P_1$  — давление консервационного газа перед фронтом жидкости, заполняющей магистраль  $BC$ ;  $x$  — координата фронта жидкости в заполняемой магистрали от электропневмоклапана до блоков двигателей, отсчитываемая от точки  $B$  (электропневмоклапана);  $F_{BC}$  — площадь сечения

магистрالی от электропневмоклапана до блоков двигателей;  $\dot{G}_{BC}$  — расход КТ через магистраль от электропневмоклапана до блоков двигателей;  $\tau$  — время.

Изменение давления консервационного газа перед фронтом движения жидкости рассчитывается по зависимости

$$\frac{dP_1}{d\tau} = \frac{k P_1}{L_{BC} - x} \frac{dx}{d\tau}, \quad (2)$$

где  $k$  — показатель адиабаты.

Данное соотношение получается дифференцированием по времени уравнения энергии, записанного для адиабатического процесса

$$PV^k = \text{const},$$

при условии, что объем консервационного газа перед фронтом движения жидкости  $V_1 = (L_{BC} - x)F_{BC}$ .

Положение заполняющего трубопровод фронта КТ рассчитывается на основании уравнения неразрывности

$$\frac{dM}{d\tau} = \dot{G}_{BC},$$

где  $M$  — масса КТ в трубопроводе за электропневмоклапаном, кг.

Пусть объем КТ в трубопроводе за электропневмоклапаном будет обозначен  $V_{11}$ .

$$\text{Поскольку } \frac{dM}{d\tau} = \frac{d(\rho V_{11})}{d\tau} = \rho \frac{dV_{11}}{d\tau} + V_{11} \frac{d\rho}{d\tau} = \rho F_{BC} \frac{dx}{d\tau} + V_{11} \frac{d\rho}{dP_1} \frac{dP_1}{d\tau},$$

$$\text{а } \frac{d\rho}{dP_1} = \frac{1}{a^2}, \text{ то}$$

$$\rho F_{BC} \frac{dx}{d\tau} + F_{BC} x \frac{1}{a^2} \frac{k P_1}{L_{BC} - x} \frac{dx}{d\tau} = \dot{G}_{BC}. \quad (3)$$

После упрощения выражения (3) получаем уравнение

$$\frac{dx}{d\tau} = \frac{\dot{G}_{BC}}{1 + \frac{\rho F_{BC} k x}{(L_{BC} - x) \rho a^2}}, \quad (4)$$

где  $L_{BC}$  — длина участка магистрали от электропневмоклапана до блоков двигателей, м;  $a$  — скорость звука в КТ, м/с.

Для решения системы уравнений (1), (2), (4) численным методом применяется явная схема Эйлера, с учетом которой система разностных уравнений запишется следующим образом:

$$\frac{G_{BC}^{n+1} - G_{BC}^n}{\Delta\tau} = \frac{P_0^n - P_1^n - (1 + \zeta) \frac{4|\dot{G}_{BC}| \dot{G}_{BC}}{2\rho F_{AB}^2}}{\frac{2L}{F_{AB}} + \frac{x^n}{F_{BC}}}; \quad (5)$$

$$\frac{x^{n+1} - x^n}{\Delta\tau} = \frac{\frac{\dot{G}_{BC}^{n+1}}{\rho F_{BC}}}{1 + \frac{x P_1^n k}{(L_{BC} - x_n) \rho a^2}}; \quad (6)$$

$$P^{n+1} = P^n \frac{L - x^n}{L - x^{n+1}}, \quad (7)$$

где  $n$  — номер шага по времени;  $\Delta\tau$  — шаг по времени;  $\zeta$  — коэффициент местного гидравлического сопротивления.

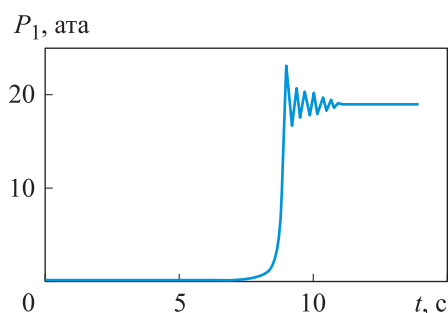
Численное решение системы разностных уравнений (5)–(7) позволяет получить изменения основных термодинамических параметров среды в топливных магистралях. Общие исходные данные для расчетов приведены ниже:

Расчетное время, с .....	14
Давление, кгс/см <sup>2</sup> :	
в баке под мембраной .....	19
в магистрали питания в начальный момент .....	0,03
Плотность КТ, кг/м <sup>3</sup> .....	1500
Скорость звука в КТ, м/с .....	1000
Длина трубопровода, м:	
от выхода из бака до клапана .....	6
от клапана до блока двигателей .....	13
Диаметр трубопровода, мм:	
от выхода из бака до клапана .....	22
от клапана до блока двигателей .....	22
Постоянная адиабаты .....	1,4

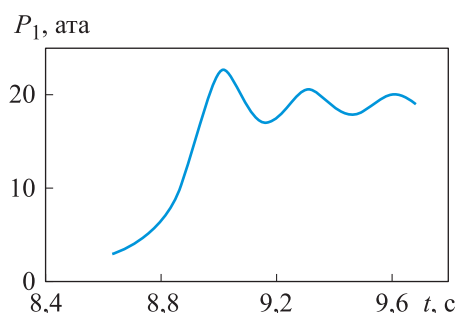
Для расчета падения давления на элементах расходных магистралей использовались следующие исходные данные:

	$\zeta$	Диаметр, мм
Жиклер .....	1,5	6,5
Электропневмоклапан .....	4,7	14
Фильтр .....	0,5	16

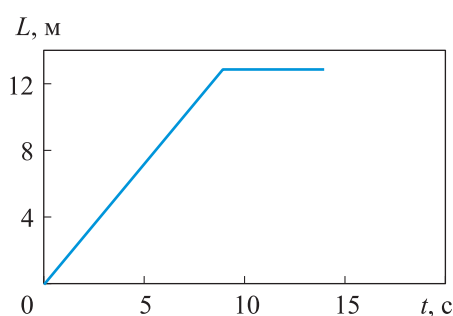
**Результаты расчетов.** Представленная модель позволила получить изменения основных термодинамических параметров в магистрали питания, качественное поведение и количественное значение которых достаточно близки к значениям реальных параметров, приведенных на рис. 2–4.



**Рис. 2.** Изменение давления в трубопроводе питания высокого давления перед двигателями при заполнении магистрали после вакуумирования



**Рис. 3.** Пиковые значения давления в трубопроводе питания высокого давления перед двигателями при заполнении магистрали после вакуумирования



**Рис. 4.** Изменение положения фронта КТ в трубопроводе питания высокого давления перед двигателями магистрали после вакуумирования

В газовой полости магистрали питания давление очень быстро возрастает с консервационного значения 0,03 ата до значения 23 ата (см. рис. 2), что сопоставимо со значениями давления опрессовки. В окрестности максимума амплитуда изменения давления в магистрали достаточно велика (см. рис. 3), что, в свою очередь, свидетельствует о необходимости проведения оценок данного процесса в рамках предварительного проектирования. Изменение положения фронта компонента топлива от времени в трубопроводе питания высокого давления перед двигателями магистрали после вакуумирования показано на рис. 4.

**Заключение.** Предложенная в работе модель заполнения компонентом топлива магистрали, наполненной консервационным газом, не требует специализированного ПО и может быть реализована на

любом ПК. Расчеты данной задачи выполнены при исходных данных, сопоставимых с реальными. Полученные результаты показали, что максимальная амплитуда пульсаций в магистрали реализуется в окрестности пикового давления, которое оказывается в целом ниже давления опрессовки и находится в пределах допуска.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Александров А.А., Хартов В.В., Новиков Ю.М., Крылов В.И., Ягодников Д.А. Современное состояние и перспективы разработки капиллярных топливозаборных устройств из комбинированных пористо-сетчатых материалов для космических аппаратов с длительным сроком активного существования. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2015, № 6 (105), с. 130–142.
- [2] Новиков А.В., Ягодников Д.А., Лоханов И.В. и др. Материальное и методическое обеспечение исследования гидродинамических процессов в топливных баках с капиллярными системами отбора криогенных компонентов. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 35/1, с. 36–42.
- [3] Медведев А.А. *Инновационные подходы при создании ракетно-космической техники. Унификация как проектный параметр управления эффективностью*. 2-е изд. Москва, Доброе слово и Ко, 2020, 398 с.
- [4] Мухамедов Л.П. *Основы проектирования транспортных космических систем*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 266 с.
- [5] Лисейкин В.А., Моисеев Н.Ф., Сайдов Г.Г., Фролов О.П.. Основы теории испытаний. Экспериментальная отработка ракетно-космической техники. В.К. Чванов, ред. Москва, Машиностроение–Полет / Виарт Плюс, 2015, 265 с.
- [6] Сапожников В.Б., Корольков А.В. Математическое моделирование процесса опорожнения топливного бака летательного аппарата в условиях орбитального полета. *Международная научная конференция «Физико-математические проблемы создания новой техники (PhysMathTech – 2014), посвященная 50-летию юбилею Научно-учебного комплекса «Фундаментальные науки» МГТУ им. Н.Э. Баумана 17–19 ноября 2014 год* [Physical and Mathematical Problems of Advanced Technology Development: Abstracts of International Scientific Conference, BMSTU, Moscow, 17–19 November 2014]. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, с. 80–81.
- [7] Кучкин В.Н., Кучкин К.В., Сайдов Г.Г. *Теоретические основы разработки испытательного оборудования для ракетно-космической техники*. Москва, Машиностроение / Машиностроение–Полет, 2014, 359 с.
- [8] Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В. *Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006, 376 с.
- [9] Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А. *Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД*. Москва, Машиностроение, 1987, 248 с.
- [10] Челомей В.Н., ред. *Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями*. Москва, Машиностроение, 1978, 240 с.
- [11] Беляев Н.М. *Система наддува топливных баков ракет*. Москва, Машиностроение, 1976, 336 с.
- [12] Сапожников В.Б., Полянский А.Р., Корольков А.В., Константинов С.Б., Александров Л.Г. Экспериментальная оценка невырабатываемых остатков

топлива в баках с внутрибаковыми устройствами капиллярного типа для двигательных установок космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 12.  
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1941>

Статья поступила в редакцию 03.07.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Диеперов Н.В., Полянский А.Р., Сапожников В.Б. Моделирование процесса заполнения топливных магистралей жидкостных ракетных двигательных установок разгонных блоков в условиях полета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 10. EDN FRLIXS

**Диеперов Николай Вадимович** — ведущий инженер-конструктор ГКНПЦ им. М.В. Хруничева; автор семи научных публикаций. Область научных интересов: внутрибаковые процессы и пневмогидравлические системы ракет-носителей и разгонных блоков. e-mail: [ig\\_3@mail.ru](mailto:ig_3@mail.ru)

**Полянский Александр Ромилович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 90 научных публикаций. Область научных интересов: гидрогазодинамика течений в энергетических установках. e-mail: [korolev100-rd@mail.ru](mailto:korolev100-rd@mail.ru)

**Сапожников Владимир Борисович** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор около 250 научных публикаций. Область научных интересов: гидродинамика в топливных баках и пневмогидравлических системах двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. e-mail: [sapojnikov47@mail.ru](mailto:sapojnikov47@mail.ru)



## **Simulating the process of filling the fuel lines of the upper stages liquid rocket propulsion systems under flight conditions**

© N.V. Diesperov<sup>1</sup>, A.R. Polyanskiy<sup>2</sup>, V.B. Sapozhnikov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Salyut Design Bureau, Khrunichev State Research and Production Space Center, Moscow, 121309, Russian Federation

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

*The paper proposes a mathematical model to assess parameters of the fuel lines filling process in the upper stage liquid rocket propulsion systems after partial vacuumization under the flight conditions. This problem arises, in particular, in preparation to igniting the upper stage engine. The upper stage is initially positioned on the launch vehicle at the flight passive stage. The fuel line section before entering the engines is filled with the preservative gas. Before the upper stage separation from the launch vehicle, the preservation gas is removed in preparation for engine start. However, complete vacuum in the fuel line is not achieved, and the low pressure rarefied gas stays in the line. With the shut-off valve open at the line inlet and the spreading fuel component front, this gas is compressing. It results in a radical increase in pressure in the supply line, which theoretically could lead to its destruction. Therefore, assessing pressure pulsations in this process is an important engineering problem that should be solved at the early design stages.*

**Keywords:** *mathematical model, supply line, pressure pulsations, fuel component, upper stage, preservation gas*

### REFERENCES

- [1] Aleksandrov A.A., Khartov V.V., Novikov Yu.M., Krylov V.I., Yagodnikov D.A. Sovremennoe sostoyanie i perspektivy razrabotki kapillyarnykh toplivozabornykh ustroystv iz kombinirovannykh poristo-setchatykh materialov dlya kosmicheskikh apparatov s dlitelnyim srokom aktivnogo ispolzovaniya [Current state and prospects of capillary fuel-intake units made of combined porous metals-mesh for long lifetime spacecraft]. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2015, no. 6 (105), pp. 130–142.
- [2] Novikov A.V., Yagodnikov D.A., Lokhanov I.V. et al. Materialnoe i metodicheskoe obespechenie issledovaniya gidrodinamicheskikh protsessov v toplivnykh bakakh s kapillyarnymi sistemami otbora kriogennykh komponentov [Material and methodological support for study of the hydrodynamic processes in fuel tanks with capillary systems for selection of the cryogenic components]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina — Bulletin of Lavochkin Association*, 2017, no. 35/1, pp. 36–42.
- [3] Medvedev A.A. *Innovatsionnye podkhody pri sozdanii raketno-kosmicheskoy tekhniki. Unifikatsiya kak proektnyi parametr upravleniya effektivnostyu*. [Innovative approaches to creation of the rocket and space systems. Unification as a design parameter in performance management]. 2nd ed. Moscow, Dobroe Slovo i Ko Publ., 2020, 398 p.
- [4] Mukhamedov L.P. *Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh sistem* [Fundamentals of designing the transport space systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, 266 p.

- [5] Liseykin V.A., Moiseev N.F., Saydov G.G., Frolov O.P. *Osnovy teorii ispytaniy. Eksperimentalnaya otrabotka raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Fundamentals of the testing theory. Experimental development of the rocket and space systems]. V.K. Chvanov, ed. Moscow, Mashinostroenie–Polet/Viart Plus Publ., 2015, 265 p.
- [6] Sapozhnikov V.B., Korolkov A.V. Matematicheskoe modelirovanie protsessa oporozhneniya toplivnogo baka letatel'nogo apparata v usloviyakh orbital'nogo poleta [Mathematical simulation of the process of emptying the flying vehicle fuel tank under the orbital flight conditions]. In: *Physical and Mathematical Problems of Advanced Technology Development: Abstracts of International Scientific Conference, BMSTU, Moscow, 17–19 November 2014*. Moscow, BMSTU Publ., pp. 80–81.
- [7] Kuchkin V.N., Kuchkin K.V., Saydov G.G. *Teoreticheskie osnovy razrabotki ispytatelnogo oborudovaniya dlya raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Theoretical foundations for developing test equipment for the rocket and space technology]. Moscow, Mashinostroenie/Mashinostroenie–Polet Publ., 2014, 359 p.
- [8] Kolesnikov K.S., Kokushkin V.V., Borzykh S.V., Pankova N.V. *Raschet i proektirovanie sistem razdeleniya stupeney rakety* [Computation and design of the rocket stage separation systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2006, 376 p.
- [9] Polukhin D.A., Oreshchenko V.M., Morozov V.A. *Otrabotka pnevmogidrosistem dvigatelnykh ustanovok raket-nositeley i kosmicheskikh apparatov s ZhRD* [Development of pneumatic hydraulic systems of the launch vehicles and spacecraft propulsion systems with the liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ, 1987, 248 p.
- [10] Chelomey V.N., ed. *Pnevmogidravlicheskie sistemy dvigatelnykh ustanovok s zhidkostnymi raketnymi dvigatelyami* [Pneumohydraulic systems of propulsion systems with the liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1978, 240 p.
- [11] Belyaev N.M. *Sistema nadduva toplivnykh bakov raket* [Pressurization system of the rocket fuel tanks]. Moscow, Mashinostroenie, 1976, 336 p.
- [12] Sapozhnikov V.B., Polyanskiy A.R., Korolkov A.V., Konstantinov S.B., Aleksandrov L.G. Eksperimentalnaya otsenka nevyrabatyvaemykh ostatkov topliva v bakakh s vnutribakavyemymi ustroystvami kapillyarnogo tipa dlya dvigatelnykh ustanovok kosmicheskikh apparatov [Experimental estimation of residual propellant in the fuel tanks with inert tank capillary devices for the spacecraft propulsion systems]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, iss. 12. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1941>

**Diesperov N.V.**, Leading Design Engineer, Khrunichev State Research and Production Space Center; author of seven scientific publications. Research interests: intra-tank processes and pneumohydraulic systems of the launch vehicles and upper stages.  
e-mail: ig\_3@mail.ru

**Polyanskiy A.R.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of over 90 scientific publications. Research interests: flow hydrogasdynamics in the power plants.  
e-mail: korolev100-rd@mail.ru

**Sapozhnikov V.B.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University; author of over 250 scientific publications. Research interests: hydrodynamics in fuel tanks and pneumohydraulic systems of propulsion systems of the liquid-propellant rocket engines. e-mail: sapojnikov47@mail.ru