

## ВЕНТИЛЬ ДЛЯ ДВУХФАЗНОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

**З. А. Юдина✉, М. И. Синиченко, А. П. Ладыгин,  
Ф. К. Синьковский, А. Д. Кузнецов**

*АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»,  
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация*

*На данный момент в космической промышленности актуальной задачей является увеличение эффективности теплоотвода системы терморегулирования космического аппарата. Такую задачу наиболее успешно решает двухфазная система терморегулирования. Надежное функционирование данной системы обеспечивается, в том числе, применением надежных элементов арматуры трубопроводов, способных работать в условиях высокого давления (4,8 МПа) в агрессивной среде (аммиак). В данной работе представлены результаты разработки и испытаний вентиля заправочного и вентиля проходного для двухфазной системы терморегулирования космического аппарата. Описаны и подробно рассмотрены технические решения, принятые для соответствия конструкции техническим требованиям: герметичность посадки клапана на седло корпуса в условиях давления 4,8 МПа, циклы срабатывания (160 открытий/закрытий). Приведены критерии выбора момента затяжки клапана в условиях давления. Описана отработка посадки типа «металл по металлу». Приведены результаты квалификационных испытаний. Описана проблема отработки режимов сварки торцевых многослойных швов для обеспечения необходимой герметичности конструкции. Совокупность примененных конструкторско-технологических решений и результаты наземной квалификации позволяют утверждать, что разработанные устройства исполнительной автоматики являются уникальными по сочетанию технических характеристик, таких как герметичность, ресурс, устойчивость к работе в агрессивных средах.*

*Ключевые слова: устройство исполнительной автоматики, вентиль, двухфазная система терморегулирования.*

### Введение

Рост энерговооруженности космических аппаратов (КА) (25 кВт и более) приводит к необходимости применения средств обеспечения термостатирования с большими удельными характеристиками, чем традиционно применяемые системы, построенные на основе монофазного контура с жидким теплоносителем и тепловыми трубами.

Для таких перспективных КА рациональным решением является применение систем терморегулирования с двухфазным жидкостным контуром (СТР с ДФК). Данная система позволяет обеспечить большую эффективность теплоотвода и тепловую мощность (при меньших массовых характеристиках) за счет использования тепловой энергии фазового перехода теплоносителя [1–4].

Одним из важнейших элементов СТР с ДФК, обеспечивающих регулирование расхода теплоносителя и заправку системы, является запорная и регулирующая арматура (вентили, клапаны регуляторы и т. д.).

Учитывая, что выход из строя любого из этих устройств приводит к отказу всей системы терморегулирования и невозможности выполнения КА целевой задачи, обеспечение надежности их функционирования является актуальной задачей [5].

В данной статье идет речь об СТР с ДФК, в которой в качестве рабочей жидкости используется жидкий аммиак. В связи с тем, что данный теплоноситель является агрессивной средой, для безопасной работы с ним подходит ограниченное количество типов уплотнений, обеспечивающих требуемую герметичность в заданном диапазоне температур и давлений при многократном использовании вентиля (циклы открытия/закрытия). Поскольку существующие разработки не отвеча-

✉ u-z-a@yandex.ru

ли всем требованиям, необходимым для работы в составе современных СТР с высокой энергооборуженностью, то возникла необходимость в разработке новых устройств запорной арматуры трубопроводов с требуемыми характеристиками. Несоответствие существующих разработок связано, прежде всего, с их эксплуатацией в среде ЛЗТК-2, не являющейся агрессивной средой.

## 1. Вентили для СТР с ДФК

В данной статье рассмотрены основные проблемы, возникающие при разработке двух устройств СТР с ДФК, которые были вновь спроектированы для перспективного КА с тепловыделением 25 кВт:

1. Вентиль запорный, предназначенный для заправки магистралей СТР с ДФК (вентиль № 1);

2. Вентиль проходной, предназначенный для интеграции в СТР с ДФК для обеспечения перекрытия магистралей СТР (вентиль № 2).

В табл. 1 приведены требования к различным параметрам, которые предъявлялись при разработке данных устройств. Также в табл. 1 представлены характеристики используемого ранее вентиля аналогичного назначения с похожим принципом работы, но для монофазной СТР.

Таблица 1

Основные требования при разработке вентиля

Требование	Вентиль № 1	Вентиль № 2	Вентиль, используемый в СТР ранее
Назначение	запорный	проходной	запорный
Диапазон рабочего давления, МПа	от 0 до 4,8	от 0 до 4,8	от 0,06 до 0,9
Суммарная негерметичность, л·мкм рт.ст./с	не более $7,36 \cdot 10^{-4}$		$1 \cdot 10^{-3}$
Допустимая негерметичность посадки клапана в закрытом положении в диапазоне рабочего давления, л·мкм рт.ст./с	не более 0,206		не более 0,5
Гидравлическое сопротивление по жидкому аммиаку при температуре 20 °С	не более $2,94 \cdot 10^5$ Па при расходе аммиака 30 г/с	не более 8825 Па при расходе аммиака 61 г/с	требование не предъявляется
Масса, кг	не более 0,5	не более 0,6	не более 0,35
Теплоноситель	аммиак жидкий особой чистоты		ЛЗТК-2
Давление в магистрали СТР, МПа	4,8		0,9
Рабочий диапазон температуры теплоносителя, °С	от –30 до +80		от –100 до +70
Прочность	работоспособность при 7,2 МПа		требование не предъявляется
Ресурс работы (циклы открытия/закрытия)	не менее 160		не менее 100
Количество контуров герметизации	3	1	2
Управление	ручное		

Как видно из табл. 1, конструктивные параметры ранее используемых в СТР вентилях уступают проектируемым по ресурсу работы, требованиям герметичности и допустимому диапазону рабочего давления. Кроме того, некоторые требования, такие как прочность и гидравлическое сопротивление, не предъявлялись вовсе. Очевидно, что существующие вентили не способны обеспечить требуемые параметры для перспективных спутниковых платформ, использующих в своем составе СТР с ДФК.

Модернизация существующей конструкции маловероятна, поскольку для вновь проектируемых вентилях предполагается работа в агрессивной среде, что накладывает определенные ограничения при выборе принципа герметизации конструкции (необходимость использования соединения «металл по металлу»).

Стоит отметить, что трудность проектирования новых вентилях состоит в совокупности предъявляемых требований (длительный ресурс, высокое давление, высокие показатели герметич-

ности, агрессивная среда), поскольку данная задача ранее не стояла перед разработчиками.

Целью данной работы является раскрытие трудностей, связанных с проектированием подобных устройств.

Были проанализированы известные конструкции ручных вентилях, предназначенные для изоляции и соединения участков жидкостной системы терморегулирования космических аппаратов с химически агрессивным теплоносителем.

Так, например, в запорном устройстве [6], состоящим из клапана с эластичным уплотнением, штока с шаровой опорой и седла, причем на шаровой опоре выполнен срез, а на внутренней поверхности клапана выполнен выступ. Данный способ самоустановки клапана не подходит при обеспечении безопасной работы с химически агрессивной жидкостью, так как неизвестны или недоступны эластичные уплотнения, обладающие способностью сохранять герметизирующие свойства при контакте с химически агрессивной жидкостью в заданном диапазоне температур и давлений после выполнения минимально необходимого количества посадок клапана на седло.

В конструкции вентиля [7], содержащего корпус, бугель, запорный орган со штоком, шпindel, соединенный с буглем ходовой резьбой, муфту, соединяющую шток со шпинделем через промежуточный элемент, промежуточный элемент выполнен в виде стакана из антифрикционного материала, охватывающего головку шпинделя. Герметичность подвижного сопряжения штока с корпусом обеспечивается сальником. В этом прототипе сальник не пригоден для уплотнения от протечки химически агрессивной жидкости. Промежуточный элемент со стаканом из антифрикционного материала внутри увели-

чивает габариты и массу вентиля, что неприемлемо для устройств в составе космических аппаратов.

В вентиле [8] запорный элемент поджат пружиной к штоку, расположенному в направляющей втулке с возможностью осевого перемещения. Герметичность подвижного сопряжения штока с корпусом обеспечивается эластичными кольцами. В данном прототипе пружина не может быть использована для обеспечения обратного хода штока при открывании вентиля, так как она создает дополнительное гидравлическое сопротивление и увеличивает габариты и массу вентиля, что неприемлемо для устройств в составе космических аппаратов. Также неприемлема герметизация с помощью эластичных уплотнений.

Анализ известных конструкций показал, что существующие разработки не способны обеспечить всех требований, предъявляемых к конструкции вентилях для работы в СТР с ДФК в соответствии с приведенными в табл. 1 требованиями.

Таким образом, было необходимо создать конструкцию, обеспечивающую требуемый уровень как суммарной внешней герметичности вентиля при его функционировании, так и герметичности посадки клапана на седло при заданном количестве циклов открытия-закрытия без вышеперечисленных недостатков.

Конструктивный состав вновь разработанных вентилях представлен на рис. 1 и 2. Конструктивно вентили отличаются друг от друга лишь формой корпуса, которая обусловлена их назначением в СТР. У вентиля, изображенного на рис. 2, отсутствуют два дополнительных контура герметизации, необходимых для вентиля заправочного. Данный момент будет рассмотрен далее более подробно.

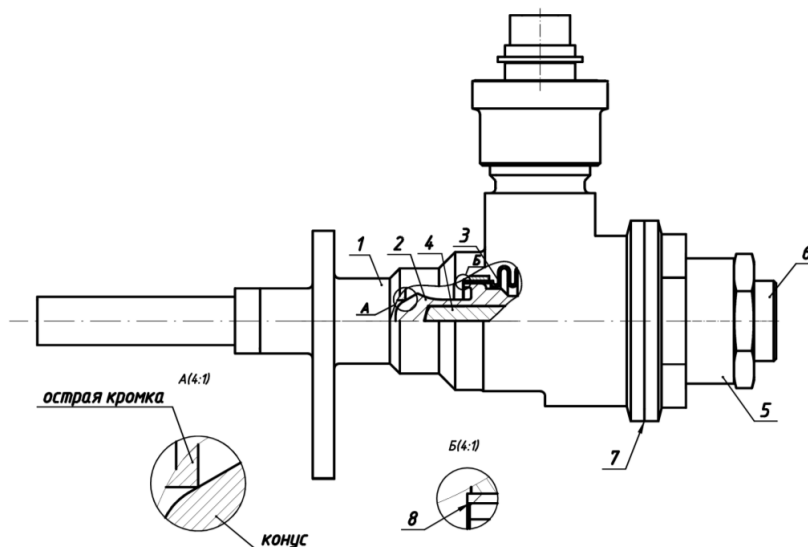


Рис. 1. Вентиль № 1 заправочный: 1 – корпус; 2 – клапан; 3 – сильфон; 4 – стержень; 5 – втулка резьбовая; 6 – ручка; 7 – сварной шов; 8 – электронно-лучевая сварка многослойного торцевого шва (выносной элемент Б)

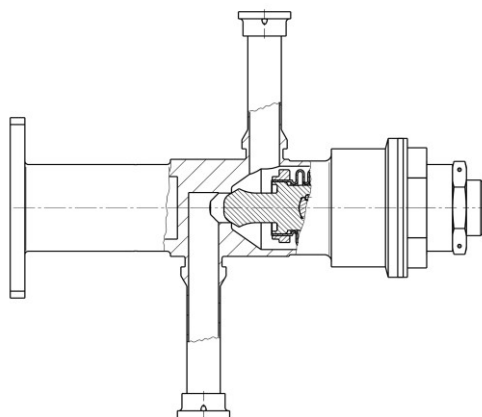


Рис. 2. Вентиль № 2 проходной

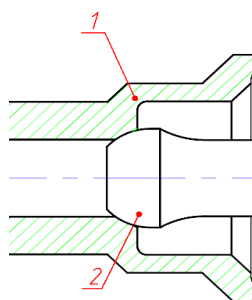


Рис. 3. Посадка клапана по типу «конус-шар»: 1 – корпус; 2 – клапан

Среди всех требований к конструкции представленных вентилях можно выделить основную задачу – обеспечение высоких значений герметичности при значительном ресурсе работы в условиях агрессивной среды (аммиак) высокого давления. Ниже приведены основные конструкторские решения и методы, которые были применены при проектировании данных устройств.

## 2. Обеспечение герметичности посадки клапана на седло корпуса в условиях давления 4,8 МПа

Герметичность внутренней полости вентиля обеспечивает сильфон (3), привариваемый торцевым многослойным швом (8, выносной элемент Б, рис. 1) к остальным деталям, входящим в сборку. Наличие сварных соединений (8) препятствует герметичной посадке клапана (2) на седло корпуса (1), поскольку даже незначительные смещения оси ввиду температурных деформаций могут привести к неправильному функционированию вентиля. Применение подвижного соединения для деталей (2) и (4) с помощью штифтов обеспечивает самоустановку клапана (2) на седло корпуса (1). Неподвижность данного соединения при закрытии вентиля обеспечивается оптимальным выбором угла касания клапана с седлом корпуса. Данное решение позволяет компенсировать несоосность конструкции, что обеспечивает ее герметичность.

## 3. Выбор момента затяжки вентиля с учетом всех особенностей эксплуатации и его проверка при многократных циклах срабатывания (160) в диапазоне рабочего давления от 0 до 4,8 МПа

При расчете были учтены следующие факторы: трение в резьбе, трение на торце гайки, давление, оказываемое на внутреннюю полость вентиля, обеспечение необходимого смятия седла корпуса при посадке на него клапана с учетом прочности резьбового соединения деталей (5) и (6), обеспечение необходимого ресурса [9; 10].

## 4. Отработка посадки клапана на корпус по типу «металл по металлу»

Выбор посадки типа «острая кромка-конус» был обусловлен работой в агрессивной среде (аммиак). Все металлы выбирались в соответствии с их коррозионной стойкостью при работе в этой среде [11].

Для того, чтобы момент, прикладываемый к ручке (6) при закрытии вентиля, был достаточным для создания герметичного соединения, была выбрана посадка клапана на седло по типу «острая кромка-конус». На этапе лабораторно-отрабаточных испытаний (ЛОИ), была выбрана посадка клапана, изображенная на рис. 3 по типу «шар-конус», регламентируемая ОСТ [12]. При полученной площади контакта требовался больший, чем в посадке «острая кромка-конус», момент затяжки, а усилие, происходящее от такого момента, превышало прочность резьбового соединения деталей (5) и (6). Кроме того, при посадке «шар-конус» площадь контактирующей поверхности относительно большая, что приводит к ее износу. Данное обстоятельство препятствует герметичной посадке клапана и образованию недолговечного соединения. Посадка по типу «острая кромка-конус» имеет необходимую площадь контакта для формирования посадочного места клапана на корпусе с рассчитанным моментом затяжки на ручке (6). При этом такой площади контакта недостаточно для образования рисок и царапин, нарушающих герметичность [13].

## 5. Отработка режимов сварки торцевых многослойных швов для обеспечения необходимой герметичности конструкции

Для обеспечения герметичности внутренней полости вентиля был выбран сильфон (3), входящий в состав сильфонного узла и интегри-

руемый в него посредством торцевого многослойного шва (8). Сильфон является покупным элементом, для подтверждения качества которого была проведена рентгеновская 3D томография с целью выявления структуры, определения геометрических параметров и нахождения дефектов в образцах. Размеры сильфона могут варьироваться в рамках ГОСТ Р 55019-2012. Для компенсации варьированности длины сильфона предусмотрен допуск на толщину кромки корпуса под сварку со стороны сварного соединения (7). В рамках ЛОИ были подобраны режимы для сварных соединений, входящих в конструкцию вентиля. Они обеспечивают необходимую герметичность конструкции. Качество каждого

сварного соединения подтверждают образцы-свидетели.

Унифицированная конструкция вентиля (рис. 1 и 2) позволила разработать для них типовой технологический процесс, что значительно ускорило этап отработки конструкции.

Все конструктивные и технологические решения для данных узлов обеспечивают необходимые технические характеристики. На данный момент завершён этап квалификационных испытаний, во время которых вентили подвергались проверкам прочности, герметичности, гидравлического сопротивления, механическим, термовакuumным и ресурсным испытаниям. Результаты представлены в табл. 2 и 3.

Таблица 2

Технические характеристики вентиля № 1 по результатам квалификационных испытаний после воздействия всех нагрузок согласно программе испытаний

Название характеристики	Фактическое значение	Требование
Суммарная негерметичность, л.мкм рт.ст./с	$6,9 \cdot 10^{-5}$	не более $7,36 \cdot 10^{-4}$
Герметичность посадки клапана, л.мкм рт.ст./с	$1,3 \cdot 10^{-5}$	не более $2,06 \cdot 10^{-1}$
Гидравлическое сопротивление, Па	$3,7 \cdot 10^4$	не более $2,94 \cdot 10^5$
Ресурс, циклов «открытие-закрытие»	180	не менее 160
Масса, кг	0,48	не более 0,5

Таблица 3

Технические характеристики вентиля № 2 по результатам квалификационных испытаний после воздействия всех нагрузок согласно программе испытаний

Название характеристики	Фактическое значение	Требование
Суммарная негерметичность, л.мкм рт.ст./с	$1,35 \cdot 10^{-6}$	не более $7,36 \cdot 10^{-4}$
Герметичность посадки клапана, л.мкм рт.ст./с	$3 \cdot 10^{-5}$	не более $2,06 \cdot 10^{-1}$
Гидравлическое сопротивление, Па	980	не более 8825
Ресурс, циклов «открытие-закрытие»	180	не менее 160
Масса, кг	0,54	не более 0,6

## Заключение

Благодаря применению вышеперечисленных конструкторских решений были разработаны два вентиля (заправочный и проходной) с техническими характеристиками, соответствующими требованиям, предъявляемым к работе современных платформ КА, в состав которых входит СТР с ДФК. Все характеристики были подтверждены в ходе наземной экспериментальной отработки.

Очевидно, что полученные требования значительно превосходят параметры ранее ис-

пользуемых конструкций, которые указаны в табл. 1.

Результаты наземной квалификации позволяют утверждать, что разработанные устройства исполнительной автоматики имеют проектные запасы и могут быть успешно применены в перспективных КА. Полученные результаты усовершенствуют известные конструкторско-технологические решения по устройствам исполнительной автоматики. Создание надежной СТР с ДФК без таких устройств не представляется возможным.

## Список литературы

- [1] Nesterov D., Dmitriev G. Investigation of loop heat pipe oscillating behavior using numerical simulation // Heat Pipe and Technology. 2015. vol. 6. issue 1–2. pp. 25–49. doi: 10.1615/HeatPipeScieTech.2015012224.
- [2] Ley W., Wittman K., Hallmann W. Handbook of Space Technology, 2009. 884 p.
- [3] Sarafin T. P., Larson W. J. Spacecraft structures and mechanisms. From Concept to Launch, 2007. 850 p.
- [4] Технология производства космических аппаратов : учеб. / Н. А. Тестоедов, М. М. Михнев, А. Е. Михнев [и др.] ; Федер. агентство по образованию, Сиб. гос. аэрокосм. ун-т им. М. Ф. Решетнева, ОАО «Информ. спутниковые системы» им. М. Ф. Решетнева. Красноярск : СибГАУ, 2009. 349 с.
- [5] Надежность КА в современной среде // Новости космонавтики. 2014. Т. 24. № 2 (373). С. 56–69.
- [6] А.С. № 4 21838 (СССР). Самоустанавливающееся запорное устройство / Пасынков Р. А., Кухаренко В. А. – заявл. 06.03.1972 ; опубл. 30.03.1974. Бюл. № 12.
- [7] Баранов А. А., Куршин А. П., Канищев Б. Э., Кожухов В. Б., Лавренкин Ю. А. Вентиль. Пат. № 2105219 Российская Федерация, 2005. Бюл. № 4.
- [8] Барышников Р. С., Майоров В. Д., Макарьянц М. В., Фролов А. В., Юркин А. И. Вентиль заправочный. Пат. № 2554673 Российская Федерация, 2015. Бюл. № 18.
- [9] ГОСТ 19749-84. Соединения неподвижные разъемные пневмогидросистем. Издательство стандартов, 1986. 22 с.
- [10] Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Иосилевич Г. Б. Расчет на прочность деталей машин. М. : Машиностроение, 1993. 640 с.
- [11] Материаловедение : учеб. для вузов / Б. Н. Арзамасов [и др.]. 7-е изд. М. : Из-во МГТК, 2005. 648 с.
- [12] ОСТ 92-8656-75. Ниппели. Конструкция и размеры, 1980. 4 с.
- [13] Frankel M. Facility Piping Systems Handbook, 2010. 800 с.

## VALVE FOR TWO-PHASE FLUID LOOP

**Z. A. Yudina, M. I. Sinichenko, A. P. Ladigin,  
F. K. Sin'kovskiy, A. D. Kuznetsov**

*JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation*

*Improvement of heat transfer efficiency of the spacecraft thermal control subsystem constitutes a relevant problem for today space industry. Two phase thermal control system presents the most suitable solution for this problem. Implementation of reliable thermal control loop elements constitutes one of the major prerequisites for reliability of thermal control systems featuring the operating pressure of 4.8 MPa and ammonia as heat fluid. This paper presents the design and test results of manual valve and fill and drain valve to be operated within the spacecraft two phase thermal control subsystem. The paper provides considerations and detailed description of the technical solutions adopted to ensure compliance with the specification requirements such as operating pressure and plug seat leak tightness under the operating pressure and 160 open/close cycles. Valve plug torque selection criteria are described. The employed design and technical solutions as well as qualification test results have proven that the units designed feature outstanding combination of performances such as leak tightness, life cycle with ammonia as heat fluid.*

*Keywords: automatics, valve, two-phase fluid loop.*

## References

- [1] Nesterov D., Dmitriev G. Investigation of loop heat pipe oscillating behavior using numerical simulation // Heat Pipe and Technology, 2015, vol. 6, issue 1–2, pp. 25–49. doi: 10.1615/HeatPipeScieTech.2015012224.
- [2] Ley W., Wittman K., Hallmann W. Handbook of Space Technology, 2009, 884 p.
- [3] Sarafin T. P., Larson W. J. Spacecraft structures and mechanisms. From Concept to Launch, 2007, 850 p.
- [4] Testoyedov N. A., Mikhnev M. M., Mikhnev A. E. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Technology of spacecraft production]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2009, 352 p. (In Russian)

- [5] *Nadezhnost' KA v sovremennoj srede* [Spacecraft reliability in the modern environment]. *Novosti kosmonavтики*, 2014, vol. 24, no. 2 (373), pp. 56–69. (In Russian)
- [6] Pasyukov R. A., Kukharev V. A. *Samoustannavlivayushcheesya zapornoe ustroystv* [Self-aligning locking device]. Patent USSR 421838, 1974.
- [7] Baranov A. A., Kurshin A. P., Kanishchev B. E., Kozhukhov V. B., Lavrenkin Yu. A. *Ventil'* [Valve]. Patent RU 2105219, 2005, bulletin no. 4.
- [8] Baryshnikov R. S., Mayorov V. D., Makar'yants M. V., Frolov A. V., Yurkin A. I. *Ventil' zapravochnyy* [Fill and drain valve]. Patent RU 2554673, 2015, bulletin no. 18.
- [9] *GOST 19749-84. Soedineniya nepodvizhnye raz'emnye pnevmogidrosistem* [State Standard 19749-84. Connections are not movable detachable pneumatic hydraulic systems]. Moscow, Standartinform Publ., 1986, 22 p. (In Russian)
- [10] Birger I. A., Shorr B. F., Ioshilevich G. B. *Raschet na prochnost' detaley mashin* [Strength calculation of machine parts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993, 640 p. (In Russian)
- [11] Arzamasov B. N. *Materialovedenie* [Materials science]. Moscow, MGTK Publ., 2005, 648 p. (In Russian)
- [12] *OST 92-8656-75. Nippeli. Konstruktsiya i razmery* [Industry Standard 92-8656-75. Union. Design and dimensions]. Moscow, Standartinform Publ., 1980, 4 p. (In Russian)
- [13] Frankel M. *Facility Piping Systems Handbook*. McGraw-Hill, 2010, 800 p.

## Сведения об авторах

*Кузнецов Артем Дмитриевич* – инженер-конструктор 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Самарский государственный аэрокосмический университет им. С. П. Королева в 2017 году. Область научных интересов: аддитивные технологии, оптимизация конструкций.

*Ладыгин Андрей Петрович* – начальник отдела АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2004 году. Область научных интересов: разработка и исследование работы агрегатов системы терморегулирования космического аппарата.

*Синиченко Михаил Иванович* – заместитель начальника отдела АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Томский государственный политехнический университет в 1977 году. Область научных интересов: разработка и исследование работы агрегатов системы терморегулирования космического аппарата.

*Синьковский Федор Константинович* – кандидат технических наук, заместитель директора – главный конструктор отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирскую аэрокосмическую академию в 1997 году. Область научных интересов: композиционные материалы, крупногабаритные трансформируемые механические системы, конструкция космического аппарата.

*Юдина Зоя Алексеевна* – инженер-конструктор 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончила Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2017 году. Область научных интересов: разработка и исследование работы агрегатов системы терморегулирования космического аппарата.