

## ПРОГРАММА РАСЧЕТА НАГРУЗОК В КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**А. П. Кравчуновский**✉, **Р. А. Пряничников**, **С. А. Зоммер**

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

*Для проведения предварительной оценки прочности конструкции космического аппарата разработаны алгоритм и программа расчета механических нагрузок. Алгоритм разработан с целью проведения одновременного расчета нагрузок сразу по нескольким расчетным случаям. В настоящей работе объектом исследования был выбран алгоритм расчета внутренних усилий для упругодеформированной балки. В рамках предварительной оценки такой алгоритм может быть использован для расчета внутренних усилий, возникающих в конструкции космического аппарата на этапе наземной эксплуатации и на участке выведения. С целью обеспечения функциональности на основе алгоритма разработана компьютерная программа, обеспечивающая проведение автоматизированного расчета нагрузок в конструкции космического аппарата с возможностью вывода данных в формате, удобном для их последующего использования. Для оценки корректности результатов, полученных при расчете в программе, они сравнивались с результатами аналитического решения аналогичной задачи. В ходе проверки было выявлено совпадение результатов, полученных в программе и аналитическим методом.*

*Ключевые слова:* космический аппарат, расчет нагрузок, экспериментальная отработка, участок выведения.

### Введение

Расчетно-аналитическая часть работ в процессе проектирования космического аппарата (КА) имеет ключевое значение [1]. На стадии разработки проектной конструкторской документации изделия происходит разработка и анализ его материального и электронного макетов [2]. Если говорить о механической части проектирования КА, то здесь основной задачей является обеспечение его статической и динамической прочности, которая подтверждается расчетным и экспериментальными методами [3–9]. Для решения этой задачи в настоящее время широкое применение находит метод конечных элементов (МКЭ) [3; 8], реализованный в различных программных пакетах. МКЭ позволяет получить решение с достаточной точностью, но при этом необходимо, чтобы расчетная модель наиболее полно представляла механические и массогабаритные характеристики реального объекта. Следовательно, применение МКЭ оправдано, когда проект КА уже имеет достаточно высокую степень проработки. Однако,

предварительная оценка прочности разрабатываемого изделия требуется уже на начальном этапе проектирования, когда известен только состав КА и распределение масс по конструкции. В данном случае применение МКЭ не обосновано, поэтому применяется упрощенная расчетная модель.

### 1. Описание расчетной модели

Конструкция КА имитируется абсолютно жесткой балкой с распределенными по длине сосредоточенными силами:

$$P_i = m_i \cdot 9,81 \text{ м/с}^2,$$

где  $m_i$  – масса  $i$ -го конструктивного элемента (или составной части (СЧ)).

Действующие нагрузки сводятся в общем случае к осевым и перерезывающим силам и изгибающему моменту [10].

В применяемой расчетной схеме положение каждой силы определяется одной координатой, которая соответствует положению центра масс каждой выбранной СЧ. Разбиение КА на СЧ должно выполняться таким образом, чтобы суммарная масса всех СЧ соответствовала общей массе КА, и при этом обеспечивалось требуемое положение центра масс КА.

✉ kravchunovskiyap@iss-reshetnev.ru

$$Q(x) = \sum_1^n P_i^y(x); \quad P_i^y(x) = \begin{cases} 0; & x < x_i; \\ P_i; & x \geq x_i; \end{cases} \quad (1)$$

$$N(x) = \sum_1^n P_i^x(x); \quad P_i^x(x) = \begin{cases} 0; & x < x_i; \\ P_i; & x \geq x_i; \end{cases} \quad (2)$$

$$M(x) = \int_0^x Q(x) dx. \quad (3)$$

Существующие варианты реализации такой расчетной схемы могут быть применены для решения широкого круга задач, где допустима замена реального объекта рассмотренной выше расчетной моделью. Однако они позволяют решить лишь основную узкую задачу – по формулам, заложенным в алгоритме, вычислить внутренние усилия  $M$ ,  $N$ ,  $Q$  и не позволяют учесть ряд дополнительных параметров, которые могут повлиять на результат при решении специальных задач. Чтобы учесть их нужно неоднократно провести один и тот же расчет, варьируя одним параметром, что увеличивает время расчета и усложняет получение конечного результата.

## 2. Область применения

Описанная расчетная схема применяется для расчета нагрузок, возникающих в конструкции КА на этапе наземной эксплуатации и на участке выведения. Под нагрузками следует понимать осевые силы, перерезывающие силы и изгибающие моменты. Указанные силовые факторы контролируются в определенных сечениях, называемых контрольными. Контрольные сечения располагаются перпендикулярно оси КА и обычно совпадают с плоскостями стыка СЧ. Расчетные нагрузки всегда больше эксплуатационных, поэтому проектирование КА гарантирует прочность конструкции на всех этапах его наземной эксплуатации, а также на участке выведения, когда нагрузки на КА приходят от ракеты-носителя (РН).

В процессе наземной эксплуатации с КА проводятся различные технологические операции, такие как перегрузка крановым средством, транспортирование, кантование и т. п. [3]. Рассматриваемая расчетная схема позволяет также определить нагрузки, приходящиеся от КА на технологическое оборудование, которое проектируется в дальнейшем с учетом этих нагрузок (реакций), и обеспечивает безопасное транспортирование КА.

## 3. Реализация расчетной модели

Процесс расчета сопровождается трудностями, связанными с необходимостью рассматри-

вать несколько расчетных случаев с различными исходными данными. Так, например, требуется провести расчет нагрузок КА, заправленного топливом и незаправленного, с учетом технологического оборудования и без учета такового, с различным положением транспортных опор и т. д. Все это требует от расчетчика постоянного контроля многочисленных параметров. В таких условиях ошибки неизбежны. Для того чтобы их избежать, представляется рациональным выполнять этот контроль в автоматическом режиме. С этой целью разработана программа, предназначенная для расчета нагрузок в конструкции КА [11]. В основе программы заложен алгоритм, адаптированный для проведения автоматизированного расчета нагрузок в конструкции космического аппарата на этапе его наземной эксплуатации и на участке выведения.

Для удовлетворения заявленным требованиям в разработанном алгоритме программы реализованы следующие возможности:

- проводить расчет реакций для всех случаев наземной эксплуатации КА;
- проводить расчет внутренних силовых факторов ( $M$ ,  $N$ ,  $Q$ ) в требуемых сечениях КА (как при наземной эксплуатации, так и на участке выведения);
- выводить файл формата *.docx* с результатами расчетов и эпюрами внутренних силовых факторов.

В программе реализованы три расчетные схемы, отличающиеся граничными условиями:

- «Консоль» – схема с жесткой заделкой на одном конце балки;
- «Двухопорная-1» – схема с двумя шарнирными опорами, одна из которых не допускает поступательного перемещения балки в каждом из трех взаимно перпендикулярных направлений, а вторая – в двух, лежащих в плоскости, перпендикулярной оси балки;
- «Двухопорная-2» – схема с двумя опорами, одна из которых не допускает поступательного перемещения балки в каждом из трех взаимно перпендикулярных направлений и вращательного перемещения вокруг одной из поперечных осей, а вторая – вдоль этой оси.

Три указанные схемы позволяют описать все операции этапа наземной эксплуатации КА и состояние КА на участке выведения.

## 4. Описание возможностей программы

Интерфейс программы представлен двумя рабочими окнами. Первое окно появляется сразу после запуска программы и представляет собой совокупность полей для ввода исходных данных (рис. 1).

Сечение	Идентификатор	ДРМ	Масса, кг	Расстояние, м	3М
Сечение 1		<input checked="" type="checkbox"/>	51,626	3,8960	<input type="checkbox"/>
Сечение 2	Д-Д	<input type="checkbox"/>	0	3,8210	<input type="checkbox"/>
Сечение 3	Передняя опора	<input type="checkbox"/>	0	3,7950	<input type="checkbox"/>
Сечение 4		<input checked="" type="checkbox"/>	133,2	3,0675	<input type="checkbox"/>
Сечение 5		<input checked="" type="checkbox"/>	313,0	2,5535	<input type="checkbox"/>
Сечение 6		<input checked="" type="checkbox"/>	262,68	2,5483	<input type="checkbox"/>
Сечение 7		<input checked="" type="checkbox"/>	144,6	2,2250	<input type="checkbox"/>
Сечение 8	Г-Г	<input type="checkbox"/>	0	1,9305	<input type="checkbox"/>
Сечение 9		<input checked="" type="checkbox"/>	23,13	1,9208	<input type="checkbox"/>
Сечение 10		<input checked="" type="checkbox"/>	40,166	1,7905	<input checked="" type="checkbox"/>
Сечение 11		<input checked="" type="checkbox"/>	190,53	1,4077	<input type="checkbox"/>
Сечение 12	В-В	<input type="checkbox"/>	0	1,3150	<input type="checkbox"/>
Сечение 13		<input checked="" type="checkbox"/>	72,18	1,2787	<input type="checkbox"/>
Сечение 14		<input checked="" type="checkbox"/>	381,736	0,9562	<input type="checkbox"/>
Сечение 15	Б-Б	<input type="checkbox"/>	0	0,5435	<input type="checkbox"/>
Сечение 16	А-А	<input type="checkbox"/>	0	0,3955	<input type="checkbox"/>
Сечение 17		<input checked="" type="checkbox"/>	20,32	0,3205	<input type="checkbox"/>
Сечение 18	А0-А0	<input type="checkbox"/>	0	0,2455	<input type="checkbox"/>
Сечение 19		<input type="checkbox"/>	210	0,0455	<input type="checkbox"/>
Сечение 20	Задняя опора	<input type="checkbox"/>	0	0	<input type="checkbox"/>

Рис. 1. Окно ввода исходных данных

В окне предлагается выбрать количество сечений, в которых требуется задать или проконтролировать нагрузки, задать известное распределение масс и расположение транспортничных

опор. В программе реализована возможность учета дополнительной распределенной массы (ДРМ) по нескольким сечениям для тех случаев, когда учитывать ее в одном сечении некорректно, а также возможность учета массы заправки КА топливом. После проведения расчета появляется возможность посмотреть эпюры нагрузок и оценить корректность введенных данных (рис. 2).

Переход во второе окно программы (рис. 3) осуществляется нажатием соответствующей кнопки.

Здесь пользователь формирует расчетные случаи, т. е. указывает идентификатор расчетного случая, необходимые коэффициенты перегрузок, расчетную схему (их реализовано три) и необходимость учета массы заправки КА топливом для каждого отдельного расчетного случая. Для того чтобы вывести результаты расчета в файл, пользователю нужно сформировать таблицы, заполнив пустые поля текущего рабочего окна. Таблицы должны содержать названия контрольных сечений и нагрузки в этих сечениях. При нажатии кнопки «Вывод» сформированные таблицы будут автоматически вставлены во вновь созданный документ в формате *.docx*.

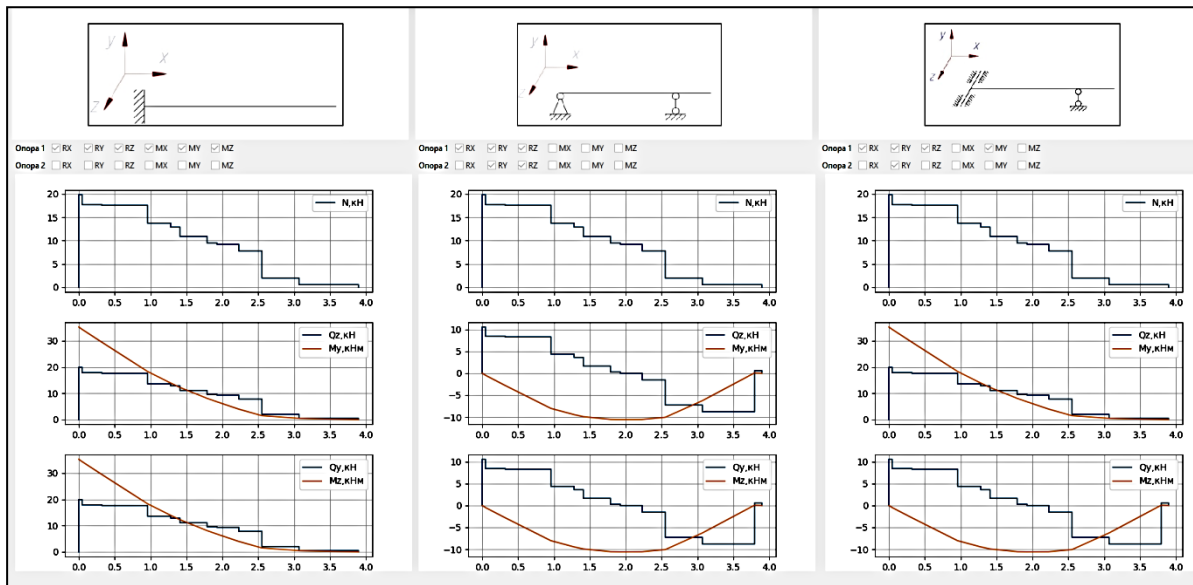


Рис. 2. Контрольные эпюры

Реакции	Идентификатор	Значение
1	MNQ	1-4
2	MNQ	1,4
3	MNQ	2,3

Рис. 3. Окно для создания расчетных случаев

### 5. Верификация расчетной модели

Для оценки корректности результатов, полученных в программе, следует сравнить их с результатами аналитического решения аналогичной задачи [12]. Для реализации такой проверки были проанализированы следующие расчетные схемы.

1) Консольная схема (рис. 4).

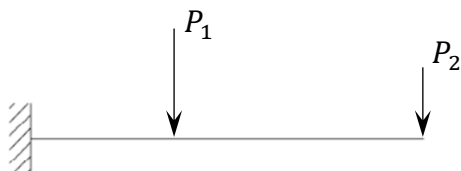


Рис. 4. Консольная схема закрепления

Балка закреплена консольно, нагружена двумя сосредоточенными силами  $P_1 = 1,96$  кН и  $P_2 = 0,49$  кН. Перерезывающие силы, осевые силы и моменты рассчитываются по формулам (1) – (3). В соответствии с полученными значениями были построены соответствующие эпюры (рис. 5).

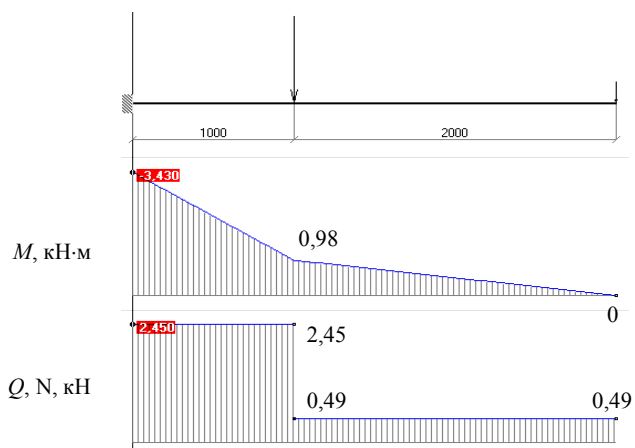


Рис. 5. Эпюры моментов и поперечных сил

2) Двухопорная схема (рис. 6).

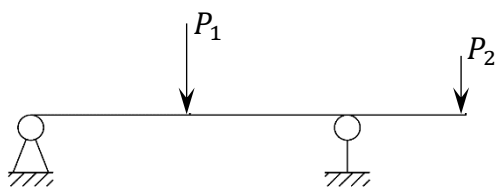


Рис. 6. Двухопорная схема закрепления

Балка установлена на две опоры, нагружена двумя сосредоточенными силами  $P_1 = 1,96$  кН и  $P_2 = 0,49$  кН. Перерезывающие силы, осевые силы и моменты рассчитываются по формулам (1) – (3). В соответствии с полученными значениями были построены соответствующие эпюры (рис. 7).

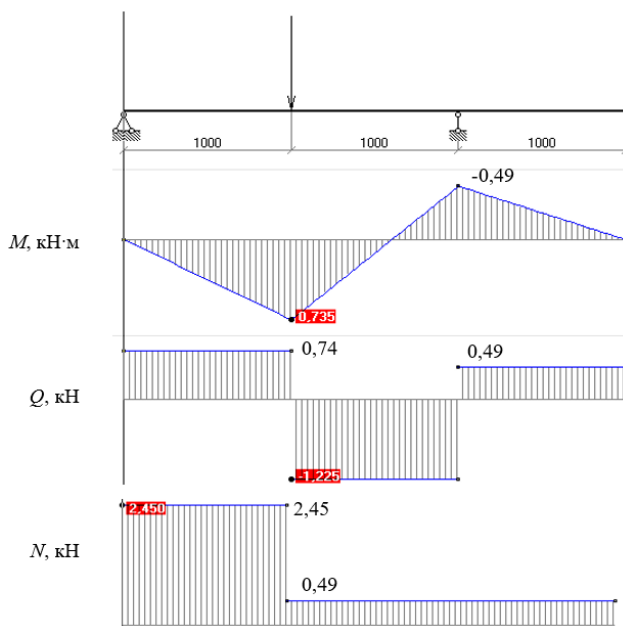


Рис. 7. Эпюры моментов и перерезывающих/осевых сил

Аналогичные задачи были решены с помощью разработанной программы. Получены следующие результаты (рис. 8 и 9). Эпюры осевых сил для двухопорной и консольной схем аналогичны.

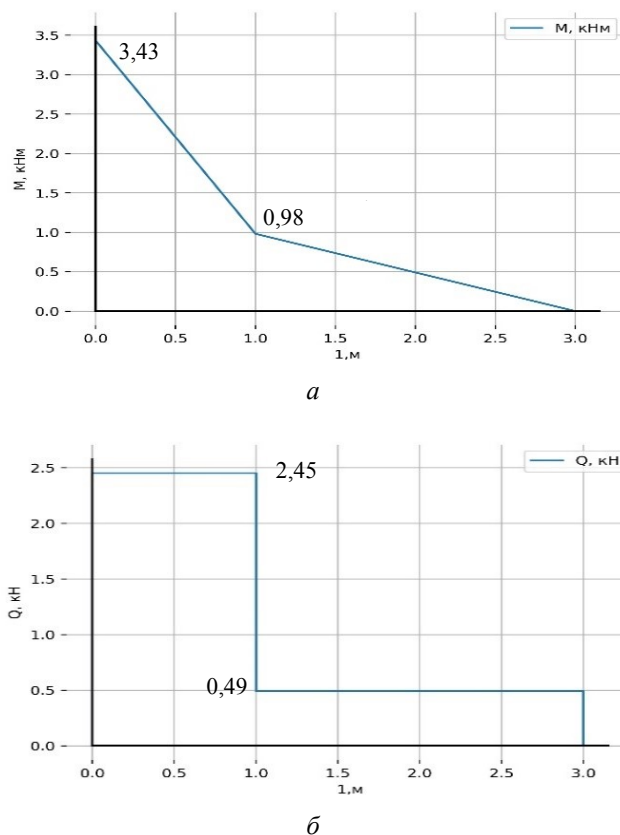


Рис. 8. Эпюры для схемы с консольным закреплением: «а» – моментов, «б» – поперечных сил

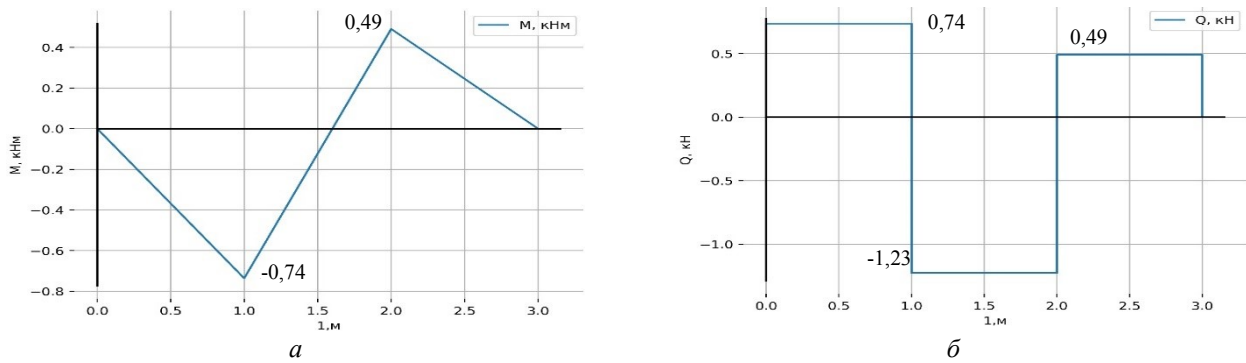


Рис. 9. Эпюры для двухопорной схемы: «а» – моментов, «б» – поперечных сил

## Заключение

В ходе проверки было выявлено совпадение результатов, полученных в программе и аналитическим методом. Это указывает на корректность ал-

горитма, заложенного в программе. Следовательно, программа может использоваться для решения более сложных задач (в рамках расчета внешних нагрузок на КА при транспортировании и на участке выведения).

## Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосм. ун-т., 2011. 488 с.
- [2] ГОСТ 2.103–2013. Единая система конструкторской документации. Стадии разработки. М. : Стандартинформ, 2015. 10 с.
- [3] ГОСТ Р 56514-2015. Нормы прочности автоматических космических аппаратов.
- [4] Ткаченко С. И., Ткаченко О. А., Самсонов В. Н. Методы экспериментальной отработки прочности конструкций летательных аппаратов : учеб. пособие. Самара : СГАУ, 2007. 255 с.
- [5] Коновалов Д. Р., Платонов А. О. Методы экспериментальной отработки прочности конструкций летательных аппаратов // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. СибГУ. 2021. С. 483–484.
- [6] Костин В. А., Валитова Н. Л. Теория и практика прочностной отработки конструкций летательных аппаратов : монография. Казань : КНИТУ-КАИ, 2014. 140 с.
- [7] Русаков А. В. Расчетно-экспериментальное обеспечение надежности элементов конструкций космических летательных аппаратов на этапе проектирования : автореф. дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.03. Самара. 2000. 18 с.
- [8] ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook // ESA-ESTEC Requirements and Standards Division. Noordwijk. The Netherlands. 2013.
- [9] Москвичев В. В., Лепихин А. М., Буров А. Е., Доронин С. В., Москвичев Е. В. Расчетно-экспериментальная оценка прочности и предельных состояний композитных конструкций космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 3. С. 140–148. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-140-148.
- [10] Тестоедов Н. А. Особенности статических испытаний космических аппаратов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. 2008. № 1 (18). С. 91–94.
- [11] Кравчуновский А. П., Зоммер С. А., Пряничников Р. А. Программа расчета нагрузок в конструкции космического аппарата : свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021663252. 2021.
- [12] Беляев Н. М. Соппротивление материалов. М. : Наука, 1976. 608 с.

## PROGRAM FOR CALCULATING THE LOADS GENERATED IN SPACECRAFT STRUCTURE

**A. P. Kravchunovsky, R. A. Pryanichnikov, S. A. Zommer**  
JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

*An algorithm as well as a program for calculating mechanical loads in spacecraft structure are developed in the frame of its preliminary strength assessment. The algorithm was developed with*

*the aim of calculating loads of several design cases simultaneously. The main object for study of this paper was an algorithm for calculating internal forces for a bending beam. As part of a preliminary assessment, such an algorithm can be used to calculate the responses, which are appeared in the spacecraft structure during its ground and flight operations. In order to provide an effective use of developed algorithm, a computer program has been written. This program provides an automated calculation of loads in the spacecraft structure with the ability to output data in a format which convenient for its further use. Such parameters as geometrical data, mass properties of the spacecraft, its test and launch conditions, qualification factors and safety coefficients are initial data to start the calculation. To verify the results obtained with the program, they were compared with the results of the analytical solution of a similar problem. From the check it was revealed, that they are coincide.*

*Keywords: spacecraft, load analysis, testing, launch.*

## References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)
- [2] *GOST 2.103-2013. Edinaya sistema konstruktorskoj dokumentacii. Stadii razrabotki* [GOST 2.103-2013. Unified system of design documentation. Development stages]. Moscow, Standinform, 2015, 10 p. (In Russian)
- [3] *GOST R 56514-2015. Normy prochnosti avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [GOST R 56514-2015. The norms of the strength of automatic spacecraft]. (In Russian)
- [4] Tkachenko S. I., Tkachenko O. A., Samsonov V. N. *Metody eksperimental'noj otrabotki prochnosti konstrukcij letatel'nyh apparatov* [Methods of experimental working out of the strength of aircraft designs]. Samara, SGAU, 2007, 255 p. (In Russian)
- [5] Konovalov D. R., Platonov A. O. *Metody eksperimental'noj otrabotki prochnosti konstrukcij letatel'nyh apparatov* [Methods of experimental working out of the strength of aircraft designs] // Reshetnev readings : materials of the XXV International scientific-practical conference. Krasnoyarsk, SibGU, 2021, pp. 483–484. (In Russian)
- [6] Kostin V. A., Valitova N. L. *Teoriya i praktika prochnostnoj otrabotki konstrukcij letatel'nyh apparatov* [Theory and practice of strength testing of aircraft designs]. Kazan, KNITU-KAI, 2014, 140 p. (In Russian)
- [7] Rusakov A. V. *Raschetno-eksperimental'noe obespechenie nadezhnosti elementov konstrukcij kosmicheskikh letatel'nyh apparatov na etape proektirovaniya* [Calculating and experimental support for the reliability of elements of space aircraft designs at the design stage] : Abstract of a thesis. Samara, 2000, 18 p. (In Russian)
- [8] ECSS-E-HB-32-26A. Space engineering. Spacecraft mechanical loads analysis handbook // ESA-ESTEC Requirements and Standards Division. Noordwijk, The Netherlands, 2013.
- [9] Moskvichev V. V., Lepikhin A. M., Burov A. E., Doronin S. V., Moskvichev E. V. Calculation and experimental assessment of the strength and limit states of composite structures for spacecraft // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 3, pp. 140–148. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-140-148. (In Russian)
- [10] Testoyedov N. A. *Osobennosti staticheskikh ispytaniy kosmicheskikh apparatov* [Features of static testing of spacecraft] // Bulletin Siberian State Aerospace University named Academician M. F. Reshetneva, 2008, no. 1 (18), pp. 91–94. (In Russian)
- [11] Kravchinovsky A. P., Zommer S. A., Gicanikniki R. A. *Programma rascheta nagruzok v konstrukcii kosmicheskogo apparata* [The program for calculating loads in the design of the spacecraft] : Certificate of state registration of programs for computer, no. 2021663252, 2021.
- [12] Belyaev N. M. *Soprotivlenie materialov* [Resistance of materials]. Moscow, Science, 1976, 608 p. (In Russian)

## Сведения об авторах

*Зоммер Семен Андреевич* – инженер-конструктор 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2019 году. Область научных интересов: конструкции космических аппаратов. ORCID: 0000-0002-6248-7665

*Кравчуновский Антон Павлович* – инженер 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий име-

ни академика М. Ф. Решетнёва в 2020 году. Область научных интересов: анализ конструкции космического аппарата по прочности и динамике.

ORCID: 0000-0001-6038-1392

*Пряничников Роман Андреевич* – инженер 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2019 году. Область научных интересов: устройства исполнительной автоматики космических аппаратов.

ORCID: 0000-0002-9395-1694