

УДК 629.78

Исследование процесса раскрытия антенного контура

А.В. Крылов

Несмотря на достигнутые значительные успехи в области проектирования трансформируемых космических конструкций, важной остается задача обеспечения надежного их раскрытия. Наземная отработка развертывания таких систем не в полной мере подтверждает работоспособность элементов конструкции, поэтому динамика раскрытия в реальных условиях может анализироваться только методами математического моделирования. При моделировании развертывания космических конструкций целесообразно использовать возможности современных пакетов анализа динамики механических систем, таких как EULER или MSC.Adams. Процесс раскрытия многозвенной замкнутой космической конструкции рассмотрен на примере кольцевой антенны типа складного антенного контура. Приведен общий подход к построению математических моделей для анализа процесса развертывания таких конструкций, рассмотрены особенности свободного раскрытия данной системы. Результаты проведенных расчетов необходимы в качестве исходных данных при разработке конструкции и элементов, обеспечивающих раскрытие.

Ключевые слова: трансформируемые космические конструкции, моделирование развертывания космических конструкций.

Investigation of the antenna deployment behavior

A.V. Krylov

Despite the fact that significant advances in the design of transformable space structures are achieved, the problem of their reliable deployment remains topical. Ground testing of the deployment of such systems is not sufficiently adequate to ensure working efficiency of design elements. Therefore, the deployment dynamics can be analyzed only by means of mathematical modeling. In this study, modern software packages like EULER or MSC.Adams designed for the analysis of the dynamics of mechanical systems are proposed to use. The process of deploying a multilink closed space structure is demonstrated with a folding ring-type antenna. A general approach to the construction of mathematical models for the analysis of the deployment of such structures is presented. Specific features of the free deployment of the system are considered. The results of the calculations are needed as an input to the design and development of the components that provide the deployment.

Keywords: transformable space structures, simulation of deployment of space structures.



КРЫЛОВ
Алексей Владимирович
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

KRYLOV
Aleksey Vladimirovich
(Moscow, Russian Federation,
Bauman Moscow State
Technical University)

В настоящее время перспективы развития радиоастрономии, солнечной энергетики, космической связи, исследования земной поверхности и других планет из космоса зависят от возможности вывода в космос крупногабаритных конструкций. В России и за рубежом ведутся исследования, направленные на создание в космосе конструкций различного класса, которые имеют большие размеры в том или ином измерении: космические телескопы и антенны, энергетические и научные платформы, крупногабаритные солнечные батареи и т. д. [1–3]. Одним из важных и бурно развивающихся направлений в области создания крупногабаритных космических конструкций является разработка раскрывающихся панелей солнечных батарей, а также антенн, устанавливаемых на космических аппаратах различного назначения [4, 5].

Создание больших космических конструкций сопряжено с решением ряда сложных технических и механических проблем, обусловленных уникальностью объектов, характерной особенностью которых является обеспечение необходимой жесткости при больших габаритных размерах и весьма ограниченной массе силового каркаса. Как правило, такие конструкции доставляются на космические орбиты в сложенном транспортном состоянии и дальнейшее приведение их в рабочее положение связано с реализацией процесса раскрытия. Реализация раскрытия трансформируемых систем сопряжена с решением трудных задач механики конструкций. Несмотря на достигнутые значительные успехи в области проектирования таких конструкций, важной остается задача обеспечения плавного и надежного раскрытия трансформируемых крупногабаритных конструкций, состоящих из десятков, сотен и даже тысяч взаимосвязанных между собой элементов, при гарантированном обеспечении их последующего функционирования.

Особое место среди создаваемых в настоящее время крупногабаритных трансформируемых космических систем занимают многозвенные конструкции такие как AstroMesh [6, 7], Sunflower [8], LDR [9], раскрытие которых происходит автоматически при срабатывании механизма расчехловки за счет первоначальной

накопленной упругой энергии пружин, расположенных в шарнирных соединениях. Особенность этих конструкций заключается в технологичности, компактности при транспортировке, большом отношении объемов в раскрытом и сложенном состояниях, скорости раскрытия (единицы секунд), малой массе при значительных размерах и в тоже время большой площади рабочей поверхности в раскрытом состоянии. Элементы таких конструкций могут быть выполнены как из металла, так и из композиционного материала. Основным элементом этих конструкций, определяющим в конечном счете их характеристики, является несущий силовой каркас. Именно он обеспечивает минимальные габариты в сложенном положении и высокую жесткость конструкции в раскрытом рабочем состоянии.

Процесс раскрытия силового каркаса — наиболее ответственный этап эксплуатации, на котором к конструкции каркаса предъявляется множество жестких требований, основными из которых являются следующие:

- 1) процесс раскрытия каркаса должен быть упорядоченным;
- 2) должно обеспечиваться отсутствие резких рывков элементов каркаса и значительных ударных нагрузок в соединениях элементов;
- 3) необходимо обеспечение отсутствия соударений элементов каркаса между собой и с элементами конструкции космического аппарата;
- 4) принятие каркасом устойчивой рабочей формы должно происходить в течении нескольких минут с момента процесса раскрытия.

Примером подобных конструкций являются кольцевые антенны типа антенного контура, представляющего собой многозвенную конструкцию с упругими шарнирами, содержащими упоры, которая обеспечивает раскрытие из сложенного положения, образование и поддержание формы плоского многоугольника с диаметром описанной окружности 20 м.

Отдельное звено контура — профилированная прямоугольная панель 590×230 мм, отштампованная из листа АМг-6 толщиной 0,8 мм.

Упругие шарниры — связанные подвижной осью петли, закрепленные на соединяемых панелях. В пазах петель на оси установлены цилинд-

рические пружины кручения, стремящиеся развернуть панели. На петлях предусмотрены упоры, ограничивающие углы разворота смежных панелей таким образом, что после установки шарниров на упоры из звеньев контура образуется плоский правильный многоугольник. В этом положении пружины создают на упорах остаточные моменты, фиксирующие положение шарниров на упорах.

Контур укладывается в контейнере в виде двух пакетов, соединенных замыкающей панелью. Контейнер состоит из трех отсеков, в двух крайних отсеках, скошенных под углом 160° друг другу, помещается по 51 панели контура, замыкающая панель укладывается на средний отсек (рис. 1). Для предупреждения самопроизвольного выхода контура из контейнера последний закрывается крышкой, прикрепляемой к нему с помощью пироболтов и состоящей из двух упругих створок, обеспечивающих самостоятельное отделение и отлет крышки от контейнера после срабатывания пироболтов.

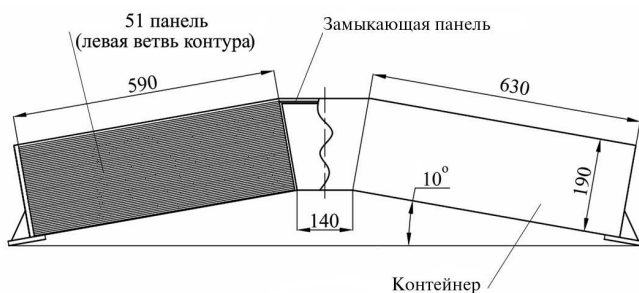


Рис. 1. Укладка антенного контура в контейнере

После сброса крышки под действием пружин в шарнирах контура происходит взаимный разворот панелей и вследствие этого раскрытие контура, сопровождающееся увеличением его периметра (рис. 2). Такой способ раскрытия называется свободным (отсутствуют дополнительные связи, определяющие процесс раскрытия — привода, тросики, тормоза и т. п.). В конце разворота смежных панелей происходит удар упоров друг о друга, при котором теряется значительная часть кинетической энергии движения контура, что ведет к затуханию процесса раскрытия и принятию контуром заданной формы. Окончательная форма, принятая контуром, должна представлять собой плоский правильный многоугольник с диаметром опи-

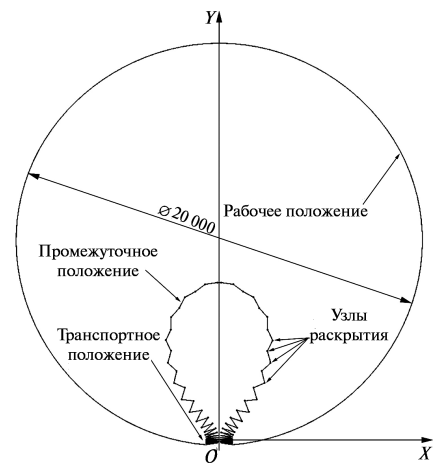


Рис. 2. Схема раскрытия антенного контура

санной окружности 20 м. Отклонения геометрии контура от заданной формы не должны превышать 2 м — в плоскости контура и 1,5 м — из его плоскости.

Поддержание контуром формы в раскрытом состоянии при действии на контур, развернутый на орбите, эксплуатационных нагрузок (гравитационных, центробежных аэродинамических и других), способность восстанавливать форму после проведения с космическим аппаратом, на котором установлен контур, различных динамических операций, определяется жесткостными свойствами контура, которые, главным образом, зависят от таких, например, факторов, как моментная характеристика пружин, жесткость шарнирных узлов и панелей.

Оценка работоспособности антенного контура раскрываться и принимать необходимую рабочую форму путем испытаний полноразмерной конструкции в наземных условиях сопряжена с рядом принципиальных трудностей, обусловленных невозможностью одновременно устранить влияние силы тяжести и сил сопротивления среды, существенно искажающих картину раскрытия. Так, например, при попытке раскрыть на гладкой поверхности контур, снабженный роликами, силы трения качения оказываются сравнимыми по величине с раскрывающими силами контура, что делает невозможным полное его раскрытие. Раскрытие контура, обезвешенного в водной среде, происходит очень медленно и сопровождается искажениями промежуточных форм, вызванными большим сопротивлением жидкости. Использование в испытаниях уменьшенных

моделей контура требует ответа на вопрос о правомерности переноса результатов испытаний на реальную конструкцию и в лучшем случае позволяет лишь косвенно судить о ее работоспособности в орбитальных условиях функционирования.

Поэтому математическое моделирование процесса раскрытия данной конструкции является важным этапом ее проектирования, поскольку дает представление:

- 1) о наглядной оценке характера (упорядоченности) свободного раскрытия контура;
- 2) скорости и продолжительности раскрытия;
- 3) формах промежуточных положений.

Для определения этих характеристик целесообразно использовать возможности современных пакетов моделирования динамики механических систем, таких как EULER или MSC.Adams. Наиболее простой, но в то же время достаточно хорошо учитывающей особенности конструкции расчетной схемой, является система абсолютно твердых тел, связанных между собой шарнирными узлами, влияние трения в которых пренебрежимо мало. Массы и моменты инерции твердых тел принимаются равными массам и моментам инерции реальных элементов конструкции. Под шарнирным узлом здесь понимается не только шарнирное соединение, допускающее относительное вращение смежных звеньев, но и пружины кручения, накапливающие в процессе укладки изделия в транспортное положение необходимую для последующего его развертывания энергию, которые являются составной частью каждого шарнирного узла. При определенном относительном положении смежных звеньев во время раскрытия на них накладываются связи, ограничивающие их взаимное угловое смещение. Техническое исполнение связей может быть самым разным: различного рода упоры или фиксаторы. Реальные физические процессы, протекающие во время установки элементов на упоры или фиксаторы, достаточно сложны. Простейшая модель таких устройств может быть представлена в виде упругого и демпфирующего элементов (рис. 3) с соответствующими характеристиками [10].

При моделировании процесса раскрытия антенного контура принимались следующие допущения: процесс раскрытия контура происходит в одной плоскости, панели считаются одинаковыми по геометрическим, массовым, моментно-инерционным характеристикам (за исключением замыкающей панели), моментные характеристики пружин всех узлов раскрытия одинаковы.

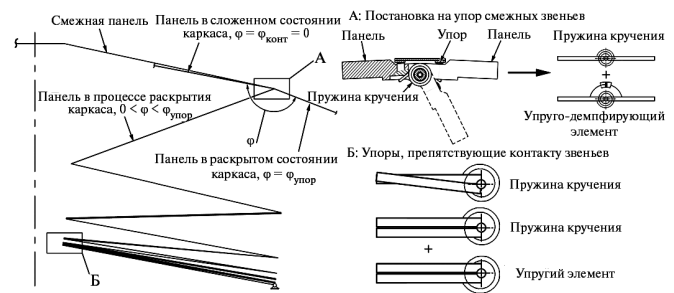


Рис. 3. Моделирование упоров

Пружины кручения, расположенные в узлах раскрытия и отвечающие за развертывание звеньев конструкции, моделируются упругими элементами. Силовая характеристика каждого упругого элемента (зависимость момента от угла раскрытия) определяется следующим соотношением:

$$M_i(\varphi_i) = c_{пр_i} (\varphi_{закр_i} - \varphi_i),$$

где $c_{пр_i}$ — коэффициент жесткости i -й пружины кручения; $\varphi_{закр_i}$ — предварительный угол закрутки i -й пружины кручения; φ_i — текущий угол раскрытия i -го звена.

Когда угол раскрытия смежных звеньев достигает определенного значения $\varphi_{упор_i}$, соответствующего их рабочему положению, происходит постановка звеньев на упоры с последующей фиксацией. Постановка на упор и фиксация моделируется упруго-диссипативным элементом и описывается следующей зависимостью момента от угла раскрытия и угловой скорости:

$$M_{упор_i}(\varphi_i, \omega_i) = \begin{cases} 0 & \text{при } \varphi_i < \varphi_{упор_i}; \\ c_{упор_i}(\varphi_i - \varphi_{упор_i}) + \mu_{упор_i} \omega_i & \text{при } \varphi_i \geq \varphi_{упор_i}. \end{cases}$$

Здесь ω_i — относительная угловая скорость смежных звеньев; $c_{упор_i}$ — коэффициент жест-

кости i -го упруго-диссипативного элемента; $\varphi_{\text{упор}_i}$ — угол раскрытия, при котором происходит постановка i -го звена на упор; $\mu_{\text{упор}_i}$ — коэффициент вязкого демпфирования i -го упруго-диссипативного элемента.

В процессе движения смежные звенья системы могут совершать вращение навстречу друг другу и соприкоснуться. В модели предусмотрены упоры, препятствующие контакту звеньев. Они представлены упругими элементами с нелинейной зависимостью момента от угла раскрытия:

$$M_{\text{конт}_i}(\varphi_i) = \begin{cases} 0 & \text{при } \varphi_i > \varphi_{\text{конт}_i}; \\ c_{\text{конт}_i}(\varphi_i - \varphi_{\text{конт}_i}) & \text{при } \varphi_i \leq \varphi_{\text{конт}_i}, \end{cases}$$

где $c_{\text{конт}_i}$ — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; $\varphi_{\text{конт}_i}$ — значение угла раскрытия i -го звена, при котором происходит контактное взаимодействие между смежными звеньями.

В результате проведенных расчетов было определено, что в интервале времени раскрытия $t = 3,02 \dots 3,18$ с происходит сближение левой и правой ветвей контура с последующим взаимопрокиновением (рис. 4), что явно противоречит реальной картине раскрытия, поскольку при этом должно произойти соударение двух ветвей контура, которое не может быть обеспечено в результате расчетов по принятым допущениям.

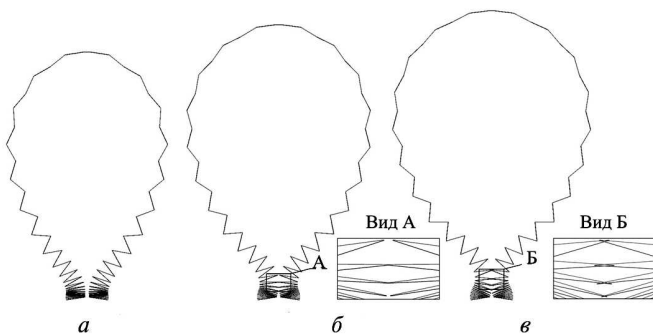


Рис. 4. Этапы раскрытия антенного контура:

$a - t = 2,71$ с; $b - t = 3,02$; $в - t = 3,18$ с

Будем считать, что левая и правая ветвь антенного контура раскрываются симметрично, тогда контактное взаимодействие ветвей контура можно смоделировать упругим элементом с нелинейной силовой характеристикой:

$$F_{\text{конт}_i}(x_i) = \begin{cases} 0 & \text{при } x_i > 0; \\ k_{\text{конт}_i} x_i & \text{при } x_i \leq 0, \end{cases}$$

где $k_{\text{конт}_i}$ — коэффициент жесткости i -го упругого элемента; x_i — расстояние i -го узла раскрытия до плоскости симметрии контура (рис. 5).

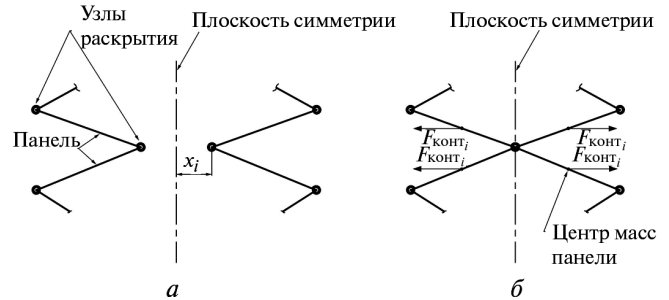


Рис. 5. Расчетная схема контактного взаимодействия ветвей антенного контура:

a — нет контакта; b — есть контакт

В результате проведенных расчетов с учетом контактного взаимодействия ветвей антенного контура получены следующие характеристики: время принятия рабочего положения антенным контуром; формы промежуточных положений контура во время раскрытия; зависимость углов раскрытия и угловых скоростей звеньев антенного контура от времени. Данные характеристики необходимы для проведения расчета по определению напряженно-деформированного состояния элементов конструкции антенного контура. На рисунке 6 показаны промежуточные формы раскрытия контура. В момент времени $t = 44,53$ с контур принимает рабочее положение, после чего он начинает со-

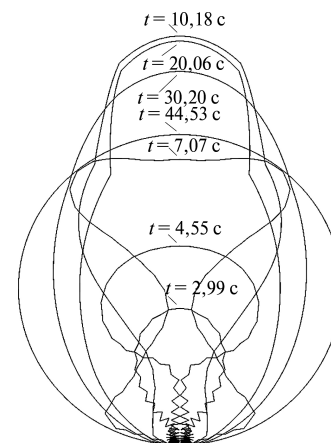


Рис. 6. Промежуточные формы раскрытия антенного контура

вершать затухающие колебания относительно этого положения.

В целом результаты численного моделирования раскрытия антенного контура, основанные на принятых допущениях, выявили следующие особенности свободного раскрытия данной системы:

1) быстрое движение верхней части контура в начале раскрытия может сопровождаться ее взаимодействием с отлетающей от контейнера крышкой. Чтобы избежать соударения, необходимо уменьшить коэффициент жесткости узлов раскрытия. Однако в этом случае конструкция не будет сохранять свою форму в рабочем положении при функционировании в орбитальных условиях;

2) в процессе раскрытия может происходить соударение элементов контура друг с другом, что необходимо исключить при штатном раскрытии;

3) для обеспечения управляемого раскрытия антенного контура необходимо в его конструкции предусмотреть электромеханические приводы и систему тросовой синхронизации, что несомненно усложнит и увеличит массу конструкции.

Литература

[1] Зимин В.Н., Сдобников А.Н. Особенности моделирования динамики крупногабаритных трансформируемых космических конструкций. *Решетневские чтения: материалы XIV Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева* (10 — 12 ноября 2010, г. Красноярск). В 2 ч. Ч. 1. Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, Красноярск, 2010, с. 58—59.

[2] Бей Н.А., Зимин В.Н. Трансформируемые антенны больших размеров для геостационарных космических аппаратов. *Антенны*, 2005, вып. 10(101), с. 24—27.

[3] Зимин В.Н. Моделирование динамики раскрытия космических конструкций ферменного типа. *Полет*, 2008, № 10, с. 42—48.

[4] Георгиев А.Ф., Девятков С.В., Романов А.В., Сергиевский С.А., Хитров И.В., Шесняк С.С. Проектирование и расчет крупногабаритных раскрывающихся конструкций с помощью программных комплексов MSC.Software. *CADmaster*, 2009, № 2-3(47-48), с. 28—38.

[5] Пономарев С.В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов. *Вестник Томского государственного университета. Математика и механика*. 2011, № 4(16), с. 110—119.

[6] Thomson M.W. *The AstroMesh deployable reflector. 6-th International Mobile Satellite Conference*. Ottawa, 1999. June, pp. 230—233.

[7] Thomson M.W. AstroMesh deployable reflectors for KU-and KA-band commercial satellites. *AIAA Papers*, 2002, no. 2032, pp. 1—9.

[8] Tibert A.G., Pellegrino S. Furlable reflector concept for small satellites. *AIAA Papers*, 2001, no. 1261, pp. 1—11.

[9] Shintate K., Terada K., Usui M., Tsujihata A., Miyasaka A. Large Deployable Reflector (LDR). *Journal of the National Institute of Information and Communications Technology*, 2003, vol. 50, no. 3/4, 2003, pp. 33—39.

[10] Крылов А.В., Чурилин С.А. Моделирование раскрытия солнечных батарей различных конфигураций. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1, с. 106—112.

References

[1] Zimin V.N., Sdobnikov A.N. *Osobennosti modelirovaniia dinamiki krupnogabaritnykh transformiruemykh kosmicheskikh konstrukttsii* [Details of modeling the dynamics of large space structures transformed]. *Reshetnevskie chteniia: materialy 14 Mezhdunarodnoi nauchnoi konferentsii, posviashchennoi pamiati general'nogo konstruktora raketno-kosmicheskikh sistem akademika M.F. Reshetneva* [Reshetnev readings: 14 International scientific conference dedicated to the general designer of space rocket systems M.F. Reshetnev]. Krasnoarsk, 10 — 12 November 2010, pt. 1, Sibsau publ., pp. 58—59.

[2] Bei N.A., Zimin V.N. Transformiruemye anteny bol'shikh razmerov dlia geostatsionarnykh kosmicheskikh apparatov [Transformable larger antenna for geostationary satellites]. *Antenny* [Antennas]. 2005, issue 10(101), pp. 24—27.

[3] Zimin V.N. Modelirovanie dinamiki raskrytiia kosmicheskikh konstrukttsii fermennogo tipa [Space Frame Deploy Dynamics Modeling]. *Polet* [Flight]. 2008, no. 10, pp. 42—48.

[4] Georgiev A.F., Deviatov S.V., Romanov A.V., Sergievskii S.A., Khitrov I.V., Shchesniak S.S. *Proektirovanie i raschet krupnogabaritnykh raskryvaiushchikhsia konstrukttsii s pomoshch'iu programnykh kompleksov MSC.Software* [Engineering and design of large-scale pull-down structures with software systems MSC.Software]. *CADmaster*, 2009, no. 2-3(47-48), pp. 28—38.

[5] Ponomarev S.V. Transformiruemye reflektory antenn kosmicheskikh apparatov [Transformable reflectors of spacecraft antennas]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mehanika* [Bulletin of the Tomsk State University. Mathematics and Mechanics]. 2011, no. 4(16), pp. 110—119.

[6] Thomson M.W. The AstroMesh deployable reflector. *6-th International Mobile Satellite Conference*. Ottawa, 1999, pp. 230—233.

[7] Thomson M.W. AstroMesh deployable reflectors for KU-and KA-band commercial satellites. *AIAA Papers*, 2002, no. 2032, pp. 1—9.

[8] Tibert A.G., Pellegrino S. Furlable reflector concept for small satellites. *AIAA Papers*, 2001, no. 1261, pp. 1—11.

[9] Shintate K., Terada K., Usui M., Tsujihata A., Miyasaka A. Large Deployable Reflector (LDR). *Journal of the National Institute of Information and Communications Technology*, 2003, vol. 50, no. 3/4, 2003, pp. 33—39.

[10] Krylov A.V., Churilin S.A. Modelirovanie raskrytiia solnechnykh batarei razlichnykh konfiguratsii [Simulation disclosure solar different configurations]. *Vestnik MGTU im. N.E. Bauman. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering]. 2011, no. 1, pp. 106—112.

Статья поступила в редакцию 03.07.2013

Информация об авторе

КРЫЛОВ Алексей Владимирович (Москва) — ассистент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: sm11@sm.bmstu.ru).

Information about the author

KRYLOV Aleksey Vladimirovich (Moscow) — Assistant of «Spacecrafts and Launch Vehicles» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: sm11@sm.bmstu.ru).