

УДК 629.78

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-80-92

Разработка модели утилизации космического мусора при сжигании в атмосфере

О.Г. Феоктистова¹, И.И. Туркина^{2,3}

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет), г. Москва, Россия

³НПО «Молния», г. Москва, Россия

Аннотация: В связи с увеличивающимся использованием космического пространства актуальной проблемой становится вопрос утилизации космического мусора (КМ). Из известных способов утилизации (с использованием солнечного паруса, сопротивления атмосферы, электродинамической тросовой системы, лазера, ионного потока, гравитационного уборщика, контактного метода) в статье акцентируется внимание на способе сжигания космического мусора в атмосфере Земли путем его зацепления специальным аппаратом для сбора космического мусора и выдачи импульса мусоросборщиком для схода с орбиты, имеющей определенные параметры. На основе методик расчета траекторий спуска объекта на внеатмосферном и атмосферном участках, а также теплового расчета разработана математическая модель в системе Mathcad для расчета времени, которое требуется для полного уничтожения космического мусора в атмосфере Земли. Проведен сравнительный анализ по накопленному тепловому потоку, а также по продолжительности и высоте, на которой сгорит космический мусор, содержащий алюминий либо такие тугоплавкие металлы, как титан и вольфрам. Определены и оценены высоты, оптимальные для сжигания КМ. Они приемлемы по критерию безопасности населения. В результате проведенного вычислительного эксперимента выявлено, что космический мусор из алюминиевого сплава массой 10 кг сгорает на высоте 94,9 км, из титана 17 кг сгорает на высоте 94,7 км, из вольфрама 73 кг сгорает на высоте 97,7 км. Таким образом, данная модель позволяет разделить существующие объекты космического мусора на те, которые смогут сгореть в атмосфере до достижения заданной высоты (не достигнув поверхности земли), и на те, к которым необходимо применять другие методы для очистки космического пространства от мусора.

Ключевые слова: космический мусор, вычислительная модель, траектория спуска, тепловой расчет, продолжительность сжигания.

Для цитирования: Феоктистова О.Г., Туркина И.И. Разработка модели утилизации космического мусора при сжигании в атмосфере // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 80–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-80-92

Development of a model for the disposal of space debris during combustion in the atmosphere

O.G. Feoktistova¹, I.I. Turkina^{2,3}

¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

²Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

³SPA "Molniya", Moscow, Russia

Abstract: Due to the increasing use of outer space, the issue of space debris disposal (SD) is becoming an urgent problem. Of the known disposal methods (using a solar sail, atmospheric resistance, electrodynamic cable system, laser, ion flow, gravitational cleaner, contact method), the article focuses on the method of burning up space debris in the Earth's atmosphere by engaging it with a special device for collecting SD and impulse emitting by a debris collector to deorbit with certain parameters. Based on the methodologies of computing the trajectories of the object descent via the extra-atmospheric and atmospheric areas, as well as heat calculation, a mathematical model was developed in the Mathcad system to calculate the timespan required for the complete

destruction of SD in the Earth's atmosphere. A comparative analysis was carried out on the accumulated heat flux, as well as on the duration and altitude at which SD, containing aluminum or refractory metals such as titanium and tungsten, will burn up. The altitudes optimal for burning up SD were determined and evaluated. They are acceptable according to the criterion of public safety. The conducted computational experiment revealed that SD made of an aluminum alloy weighing 10 kg burns up at an altitude of 94.9 km, a 17 kg titanium piece burns at an altitude of 94.7 km, a 73 kg tungsten piece does at an altitude of 97.7 km. Thus, this model allows us to classify the existing SD objects into those that can burn up in the atmosphere before reaching a given altitude (not reaching the Earth's surface), and those that require the employment of other methods to clean space from debris.

Key words: space debris, computational model, descent trajectory, heat calculation, duration of combustion.

For citation: Feoktistova, O.G. & Turkina, I.I. (2022). Development of a model for the disposal of space debris during combustion in the atmosphere. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 80–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-80-92

Введение

В начале выполнения программ освоения космоса казалось, что их реализация не может вызвать отрицательных экологических последствий. Но в последние годы стало понятно, что деятельность людей имеет весьма ощутимые негативные последствия. Характерной особенностью деятельности по освоению космического пространства является его засорение различными объектами. На протяжении последних 20 лет вес ежегодно выводимых на орбиту объектов составляет более 200 тонн. При этом каждый год образуется 600–700 объектов, являющихся космическим мусором.

Космический мусор представляет собой твердые отходы космической деятельности. Неработоспособные спутники, запущенные человечеством за 60 лет освоения космоса, ступени ракеты-носителя, фрагменты спутников после взрыва или столкновений, разгонные блоки – все это остается на орбитах Земли. По законодательству страна, которая вывела спутник, обязана убрать его по истечении срока службы, но пока это не представляется возможным.

Космический мусор (КМ) опасен как для работающих на околоземных орбитах космических аппаратов (КА), так и при падении на поверхность нашей планеты. Из-за больших скоростей обломок диаметром меньше 1 см может пробить противометеоритную защиту КА, а столкновение спутника с мусором больше 10 см в диаметре может привести к полному уничтожению КА. Количество обломков на орбитах растет в геометрической прогрессии (рис. 1) [1]. Увеличение количе-

ства мусора на орбите Земли может привести к катастрофическим последствиям.

На рис. 1 Total objects – общее количество объектов на орбите;

Fragmentation debris – мелкие обломки, возникшие в результате разрушения спутников;

Spacecraft – космические аппараты;

Mission-related debris – фрагменты, отделившиеся от космических аппаратов в результате штатной работы;

Rocket bodies – верхние ступени ракет.

Теория американского астроинженера Дональда Кесслера говорит о том, что в ближайшее время околоземное пространство будет настолько загружено мусором, который будет хаотично распространяться, а его количество увеличиваться, что выход в космос будет навсегда закрыт для человечества [2].

Благодаря космосу, который является двигателем прогресса, развиваются все технологии на Земле. Потеря выхода в околоземное пространство приведет к исчезновению телефонной связи, интернета, ТВ, навигации. Жизнь может остановиться в привычном для нас понимании.

Есть ряд способов утилизации, которыми возможно решить или хотя бы уменьшить проблему космического мусора, такие как солнечный парус, сопротивление атмосферы, электродинамическая тросовая система, лазер, ионный поток, гравитационный уборщик, контактный методы. У всех способов есть ряд достоинств и недостатков.

В настоящее время существует классификация космического мусора по размеру:

- *малый КМ* – это объекты меньше 1 см. Его количество невозможно определить, пото-

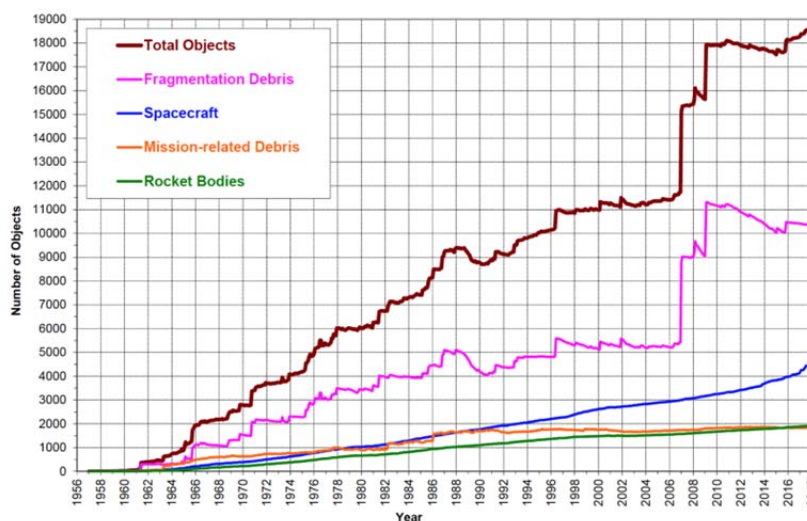


Рис. 1. Рост числа объектов космического мусора размером больше 10 сантиметров
Fig. 1. The increase of the space debris objects over 10 centimeters in size

му что его размер мал, скорость высокая, а траектория непредсказуема;

- *средний КМ* – диаметр поперечного сечения от 1 до 10 см. Столкновение с таким объектом приведет уже к серьезным повреждениям и пробоям спутника. Есть система его отслеживания. Например, траекторию МКС могут корректировать, если существует опасность столкновения с космическим мусором;
- *крупный КМ* – самая опасная и малочисленная группа. Столкновение с таким объектом влечет полное уничтожение работающего спутника или станции (МКС).

В данной работе более детально рассмотрен вариант сжигания космического мусора в атмосфере Земли путем его зацепления и выдачи импульса для схода с орбиты определенного размера.

Конструкция отработавшего аппарата состоит из различных элементов, которые в свою очередь выполнены из разных металлов. Это может быть как алюминий, сталь, так и тугоплавкие металлы, такие как титан и вольфрам. Соответственно, плавятся они при разных температурах, и не все части конструкции получится уничтожить в атмосфере Земли. Какие-то могут долететь до поверхности, что может повлечь катастрофические последствия для наземной инфраструктуры, природных объектов и обитателей планеты [3, 4].

Методика исследования

Поиск оптимальных решений проблемы удаления отработавших свой ресурс объектов космической деятельности невозможен без инженерных экспериментов, в том числе методов математического моделирования. Для расчета спуска космического мусора в атмосферу Земли разработана математическая модель (ММ) в среде Mathcad. Для примера в качестве абстрактного объекта взят шар из алюминия АМГ6 массой 10 кг как самого используемого материала. За исходные данные взято:

$g_0 = 9,80665 \text{ м/с}^2$ – среднее гравитационное ускорение;

$m = 10 \text{ кг}$ – масса мусора;

$H_\alpha = 450 \cdot 10^3 \text{ м}$ – высота апогея орбиты входа;

$H_\pi = -40 \cdot 10^3 \text{ м}$ – высота перигея орбиты входа;

$r_0 = 6371250 \text{ м}$ – средний радиус Земли;

$r_\varepsilon = 6378160 \text{ м}$ – экваториальный радиус Земли;

$V_{\text{кpo}} = \sqrt{g_0 \cdot r_0} = 7,9045 \cdot 10^3 \text{ м/с}$ – первая космическая скорость;

$H_{\text{входа}} = 100 \cdot 10^3 \text{ м}$ – условная граница входа в атмосферу.

Расчет внеатмосферного участка траектории спуска объекта

Для оценки времени полного уничтожения объекта необходимо провести расчет от его начального расположения до входа в атмосферу и последующего спуска.

Траектория орбитального перехода объекта КМ с основной орбиты в атмосферу Земли представлена на рис. 2.

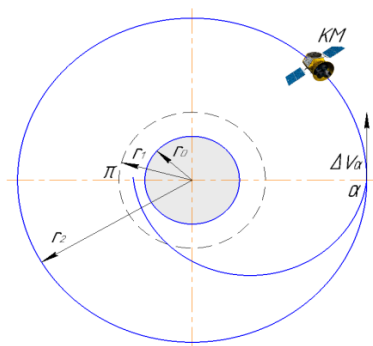


Рис. 2. Типовая схема орбитальных переходов
Fig. 2. Typical scheme of orbital transitions

Для расчета внеатмосферного участка необходимо определить ряд параметров по формулам (1)–(13) [5–11].

Безразмерная высота апогея:

$$\bar{r}_\alpha = \frac{H_\alpha + r_3}{r_0}. \quad (1)$$

Безразмерная высота перигея:

$$\bar{r}_\pi = \frac{H_\pi + r_3}{r_0}. \quad (2)$$

1. Расчет скорости в апогее и перигее

Безразмерная скорость в апогее и перигее:

$$\begin{aligned} \bar{V}_\alpha &= \sqrt{\frac{2 \cdot \bar{r}_\pi}{\bar{r}_\alpha \cdot (\bar{r}_\alpha + \bar{r}_\pi)}}; \\ \bar{V}_\pi &= \sqrt{\frac{2 \cdot \bar{r}_\alpha}{\bar{r}_\pi \cdot (\bar{r}_\alpha + \bar{r}_\pi)}}. \end{aligned} \quad (3)$$

Скорость в апогее и перигее:

$$V_\alpha = \bar{V}_\alpha \cdot V_{кр0}; \quad (4)$$

$$V_\pi = \bar{V}_\pi \cdot V_{кр0}. \quad (5)$$

2. Расчет тормозного импульса.

Безразмерный тормозной импульс:

$$\Delta \bar{V}_\alpha = \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_\alpha}} - \bar{V}_\alpha. \quad (6)$$

Тормозной импульс:

$$\Delta V_\alpha = \Delta \bar{V}_\alpha \cdot V_{кр0}. \quad (7)$$

Торможение, V уменьшается на $\Delta \bar{V}_\alpha$.
 $H_\pi = H_{\piвход}$

3. Расчет высоты перигея орбиты входа.

Коридор входа в атмосферу:

$$H_{\pi min} < H_{\piвход} < H_{\pi max}$$

(обеспечивается условием захвата атмосферой).

$$H_\pi = \frac{\bar{r}_\pi \cdot r_0 - r_3}{1000}. \quad (8)$$

4. Расчет скорости в перигее орбиты входа

$$\bar{V}_\pi = \sqrt{\frac{2 \cdot \bar{r}_\alpha}{\bar{r}_\pi \cdot (\bar{r}_\alpha + \bar{r}_\pi)}}. \quad (9)$$

В размерном виде:

$$V_\pi = \bar{V}_\pi \cdot V_{кр0}. \quad (10)$$

5. Расчет скорости входа в атмосферу и траекторного угла:

$$\bar{r}_{входа} = \frac{H_{входа} + r_3}{r_0}. \quad (11)$$

Скорость входа в атмосферу:

$$\bar{V}_{вход} = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{1}{\bar{r}_{входа}} - \frac{1}{\bar{r}_\alpha} \right) + \bar{V}_\alpha^2}. \quad (12)$$

Угол входа в атмосферу:

$$\theta_{\text{вход}} = -\frac{\pi}{2} + \arcsin \left(\frac{\bar{r}_\alpha \cdot \bar{V}_\alpha}{\bar{r}_{\text{вход}} \cdot \bar{V}_{\text{вход}}} \right). \quad (13)$$

Расчет траектории спуска объекта на атмосферном участке

Расчет траектории спуска объекта с орбиты может выполняться путем интегрирования системы дифференциальных уравнений (14) в сферической системе координат (рис. 3) [3, 4, 12, 13].

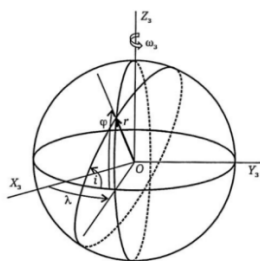


Рис. 3. Земная сферическая система координат
Fig. 3. The Earth's spherical coordinate system

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\sigma_x g_0 - g_r \sin \theta + \Delta \dot{V}_\omega; \\ \frac{d\theta}{dt} &= -\frac{g_r}{V} \left(1 - \frac{V^2}{g_r r} \right) \cos \theta + \Delta \dot{\theta}_\omega; \\ \frac{dr}{dt} &= V \sin \theta; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V}{r} \cos \theta; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V}{r \cos \varphi} \cos \theta, \end{aligned} \quad (14)$$

где θ – угол входа;

r – расстояние до центра Земли;

φ, λ – геоцентрическая широта и долгота;

i – наклонение орбиты.

Параметры, входящие в систему (14), можно определить с помощью формул (15)–(19).

$$g_r = g \cdot (r - r_3); \quad (15)$$

$$g_0 = g_0 \cdot (r - r_3). \quad (16)$$

Расстояние от центра Земли до поверхности эллипсоида:

$$r_3 = r_3 (1 - e_3^2 \sin^2 \varphi). \quad (17)$$

Квадрат эксцентриситета:

$$e_3^2 = 0,0033528. \quad (18)$$

σ_x – баллистический коэффициент (характеризует аэродинамическое торможение):

$$\sigma_x = \frac{C_x}{\frac{mg_0}{s}}, \quad (19)$$

где m – масса космического мусора;

s – площадь поперечного сечения;

$C_x = 0,5$ – коэффициент лобового сопротивления шара.

При начальных условиях:

$$V_0 = \bar{V}_{\text{вход}};$$

$$\theta_0 = \theta_{\text{вход}};$$

$$r_0 = h_0 + r_3;$$

$$\varphi_0 = 16,7^\circ;$$

$$\lambda_0 = -21^\circ.$$

Результаты серии экспериментов

Для подтверждения возможности утилизации КМ путем его зацепления специальным аппаратом для сбора космического мусора и выдачи импульса с его помощью для схода с орбиты определенного размера был проведен численный эксперимент.

По результатам интегрирования дифференциальных уравнений получаем значение времени движения до полного уничтожения, скорости объекта на каждом шаге интегрирования, угла наклона траектории, расстояния до центра Земли, геоцентрической широты и долготы. Далее сформирована таблица, которая представлена на рис. 4.

В таблице:

первый столбец – время;

второй – величина скорости;

третий – угол наклона траектории;

четвертый – величина радиус-вектора;

пятый – геоцентрическая широта;

шестой – геоцентрическая долгота.

	1	2	3	4	5	6
1	0	$7.9012 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4782 \cdot 10^6$	0.2915	-0.3665
2	0.4	$7.9014 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.478 \cdot 10^6$	0.292	-0.366
3	0.8	$7.9015 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4779 \cdot 10^6$	0.2924	-0.3655
4	1.2	$7.9016 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4778 \cdot 10^6$	0.2929	-0.365
5	1.6	$7.9017 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4777 \cdot 10^6$	0.2934	-0.3645
6	2	$7.9018 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4776 \cdot 10^6$	0.2939	-0.364
7	2.4	$7.902 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4775 \cdot 10^6$	0.2944	-0.3635
8	2.8	$7.9021 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4774 \cdot 10^6$	0.2949	-0.363
9	3.2	$7.9022 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4773 \cdot 10^6$	0.2954	-0.3624
10	3.6	$7.9023 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4772 \cdot 10^6$	0.2959	-0.3619
11	4	$7.9024 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4771 \cdot 10^6$	0.2963	-0.3614
12	4.4	$7.9026 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.477 \cdot 10^6$	0.2968	-0.3609
13	4.8	$7.9027 \cdot 10^3$	-0.0336	$6.4769 \cdot 10^6$	0.2973	-0.3604
14	5.2	$7.9028 \cdot 10^3$	-0.0335	$6.4768 \cdot 10^6$	0.2978	-0.3599
15	5.6	$7.9029 \cdot 10^3$	-0.0335	$6.4767 \cdot 10^6$	0.2983	-0.3594
16	6	$7.903 \cdot 10^3$	-0.0335	$6.4766 \cdot 10^6$	0.2988	...

Рис. 4. Фрагмент таблицы параметров траектории
Fig. 4. Fragment of the trajectory parameters table

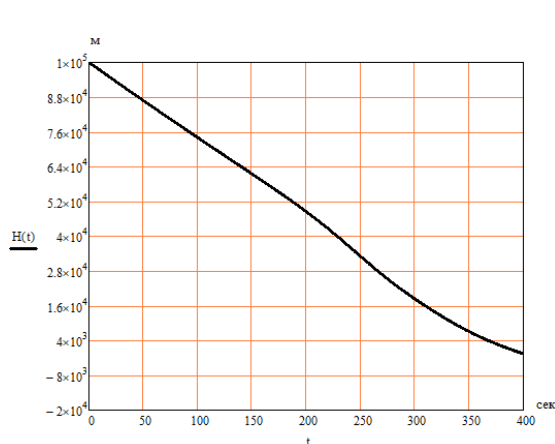


Рис. 5. График зависимости высоты объекта от поверхности Земли от времени

Fig. 5. Graph of the dependence of the object altitude from the Earth's surface on the timespan

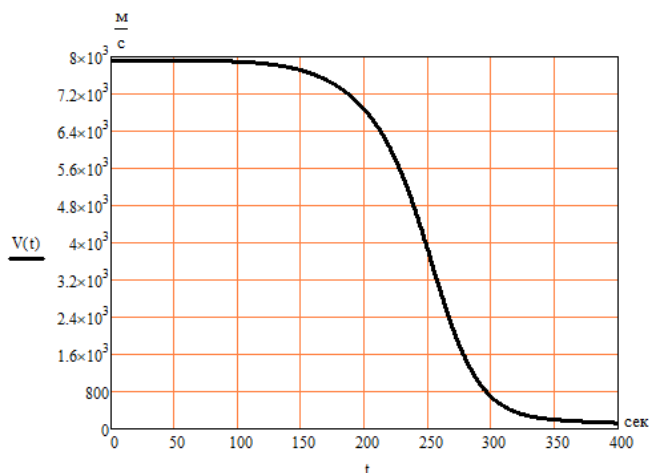


Рис. 6. График зависимости скорости объекта КМ от времени

Fig. 6. Graph of the dependence of SD object velocity on the timespan

Нахождение высоты в зависимости от радиус-вектора (r) и геоцентрической широты (φ):

$$H(t) = r(t) - r_3(1 - e_3^2 \sin^2 \varphi) \quad (20)$$

Используется система упрощенных уравнений, полученных при ряде допущений. К ним относятся:

- 1) планета имеет идеальную сферическую форму;
- 2) поле тяготения является центральным;
- 3) экваториальная скорость вращения планеты и окружающей ее атмосферы мала по сравнению со скоростью объекта;

4) высота, на которой начинается основной участок траектории входа в атмосферу, мала по сравнению с радиусом планеты (Земли);

5) температура атмосферы постоянна, откуда следует экспоненциальная зависимость плотности от высоты;

6) рассматривается плоское движение [3, 12].

Смоделирована траектория, и построены зависимости высоты объекта от поверхности Земли и его скорости от времени (рис. 5, 6).

Тепловой расчет

Встреча объекта, несущегося на сверхзвуковой скорости, с достаточно плотной газовой средой атмосферы Земли – это главная причина нагрева тела.

Перед телом, движущимся в газе со сверхзвуковой скоростью, формируется ударная волна. В ней происходит резкое, скачкообразное увеличение плотности, давления и скорости вещества. Газ нагревается при повышении давления, что влечет за собой повышение температуры. Другим физическим процессом, оказывающим большее влияние на сгорание тела, является аэродинамический нагрев. Происходит торможение молекул газа в тонком слое, прилегающем непосредственно к поверхности движущегося объекта. Температура тела растет из-за возрастания энергии хаотичного движения молекул. Тепло переносится в нагретом теле и с помощью теплопроводности, и с помощью излучения (рис. 7) [14].

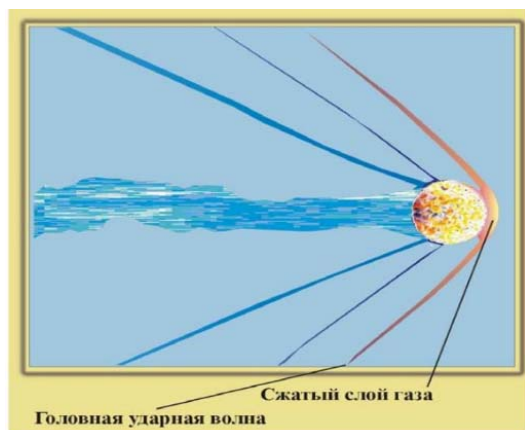


Рис. 7. Ударная волна
Fig. 7. Shock wave

Высвобождающаяся при торможении спускаемого аппарата в атмосфере энергия только в небольшой части (2 %) идет на его нагрев, большая же часть этой энергии нагревает окружающую воздушную среду и рассеивается в атмосфере. Данное явление представлено формулами (21)–(23) [15–23].

$$E_k = E_{\text{тепл}} + E_{\text{зв}} + E_{\text{св}}; \quad (21)$$

$$E_k = \frac{m \cdot V^2}{2} \rightarrow E_{\text{тепл}}; \quad (22)$$

$$E_{\text{п}} = m \cdot g \cdot h \rightarrow E_{\text{тепл}}, \quad (23)$$

где E_k , $E_{\text{п}}$ – кинетическая и потенциальная энергия;

$E_{\text{тепл}}$, $E_{\text{зв}}$, $E_{\text{св}}$ – тепловая, звуковая и световая энергия.

В результате численного эксперимента получены зависимости кинетической, потенциальной и тепловой энергии от времени, которые представлены на рис. 8–10.

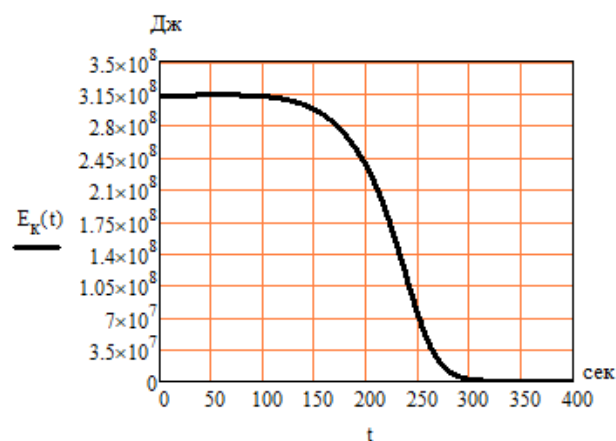


Рис. 8. График кинетической энергии
Fig. 8. Kinetic energy graph

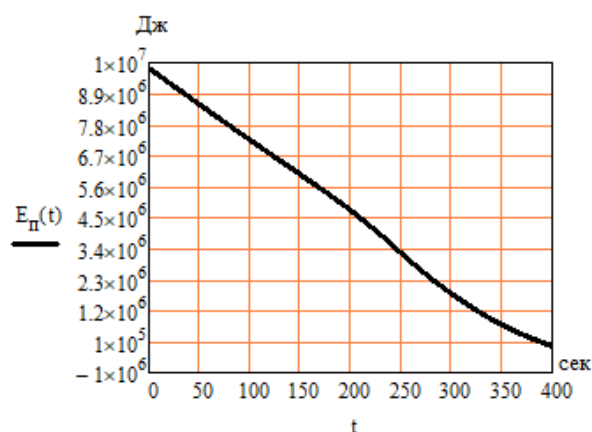


Рис. 9. График потенциальной энергии
Fig. 9. Potential energy graph

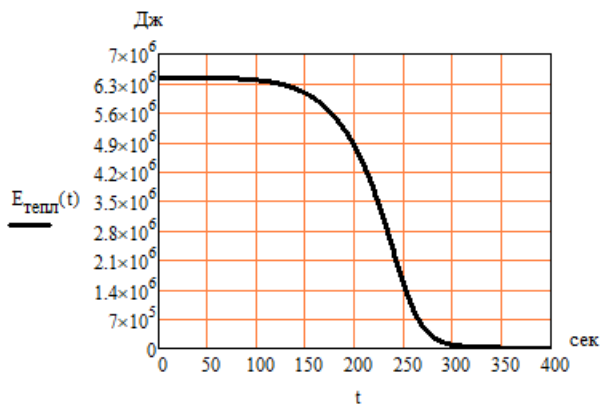


Рис. 10. График тепловой энергии
Fig. 10. Thermal energy graph

Для определения количества накопленного теплового потока воспользуемся формулой

$$Q = \int_0^t E_{\text{тепл}}(t) dt. \quad (24)$$

Зависимость теплового потока от времени представлена на рис. 11

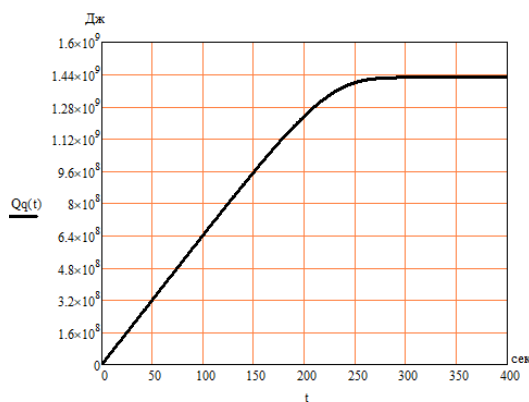


Рис. 11. График накопленного теплового потока
Fig. 11. Graph of the accumulated heat flux

Посчитано количество теплоты, необходимое для испарения 10 кг алюминия, по формуле

$$Q = c_{\text{ТВ}} \cdot m \cdot (T_{\text{пл}} - T_{\text{нач}}) + \lambda_{\text{ТВ}} \cdot m + c_{\text{ж}} \cdot m \cdot (T_{\text{кип}} - T_{\text{пл}}) + \lambda_{\text{ж}} \cdot m, \quad (25)$$

где $c_{\text{ТВ}}$ – удельная теплоемкость алюминия;
 $c_{\text{ж}}$ – удельная теплоемкость жидкого алюминия;

$T_{\text{нач}}$ – температура вхождения в атмосферу;

$T_{\text{пл}}$ – температура плавления алюминия;

$T_{\text{кип}}$ – температура кипения алюминия;

$\lambda_{\text{ТВ}}$ – удельная теплота плавления;

$\lambda_{\text{ж}}$ – удельная теплота парообразования [24].

С учетом полученных зависимостей была разработана программа для расчета времени, за которое накопленная энергия станет равной энергии, необходимой для испарения металла. На рис. 12 представлена подпрограмма, где показано количество накопленного теплового потока и расчет времени полного уничтожения мусора из алюминия.

Космический мусор может содержать элементы из таких тугоплавких металлов, как титан и вольфрам. Был проведен расчет времени утилизации мусора из этих металлов. Затем выполнен сравнительный анализ времени утилизации для алюминия, титана и вольфрама. Для более объективного результата расчет проводился по одинаковой объемной плотности [4].

При объеме $V = 3,7879 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$;

$$m_{Ti} = 17,08 \text{ кг.}$$

$Q_{\text{общ } Ti} = 2,191 \cdot 10^8 \text{ Дж}$, общее количество теплоты, необходимое на исчезновение мусора;

$$m_W = 72,9 \text{ кг;}$$

$$Q_{\text{общ } W} = 4,08 \cdot 10^8 \text{ Дж.}$$

По разработанной программе оценки времени для уничтожения КМ был проведен расчет для объектов из вольфрама и титана. Результат представлен на рис. 13, 14.

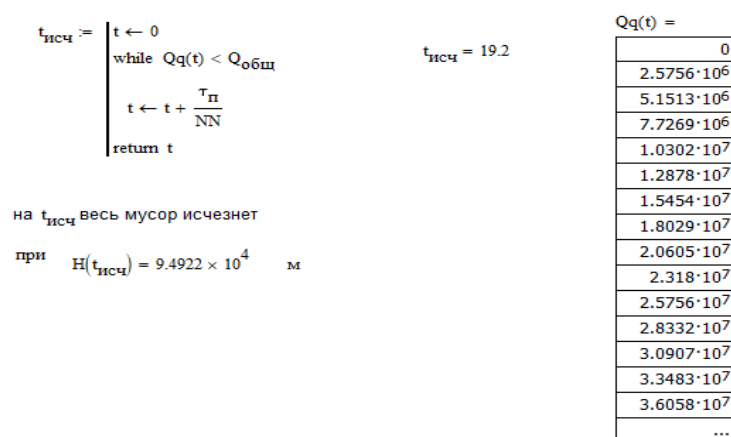


Рис. 12. Подпрограмма расчета времени полного уничтожения мусора из алюминия
Fig. 12. Sub-program of calculating the timespan for the complete destruction of aluminum debris

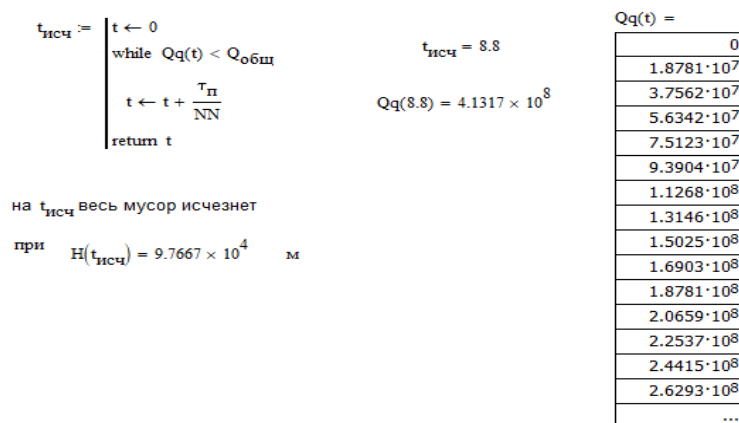


Рис. 13. Подпрограмма расчета времени полного уничтожения мусора из вольфрама
Fig. 13. Sub-program of calculating the timespan for the complete destruction of tungsten debris

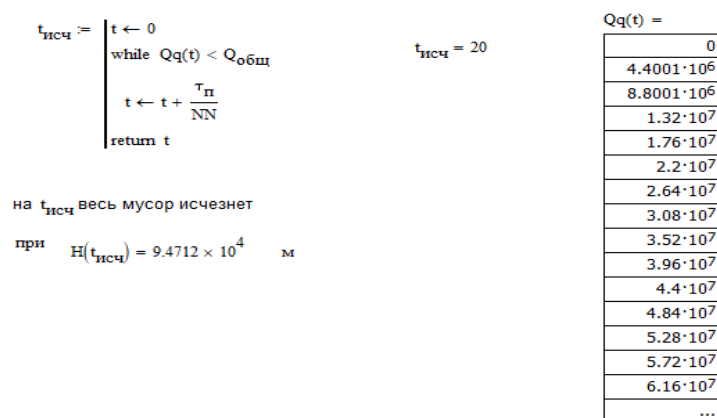


Рис. 14. Подпрограмма расчета времени полного уничтожения мусора из титана
Fig. 14. Sub-program of calculating the timespan for the complete destruction of titanium debris

Обсуждение полученных результатов

В результате серии вычислительных экспериментов было установлено следующее.

1. Предположительный космический мусор шарообразной формы массой 10 кг из алюминия уничтожится на высоте 94,9 км на 19,2 секунде.

2. Титан и вольфрам, будучи тугоплавкими металлами, исчезнут не намного позднее, а даже раньше. Вольфрам – быстрее всего на высоте 97,667 км на 8,8 секунде, тогда как титан – на высоте 94,712 км на 20 секунде.

3. Объясняется это следующим. Хотя удельная теплоемкость и удельная теплота плавления у вольфрама минимальные из трех металлов, но масса шара из него почти в 7 раз больше, чем у алюминия, и в 4 раза больше, чем у титана. Из-за этого $Q_{\text{общ } W} > Q_{\text{общ } Ti} > Q_{\text{общ } Al}$. Также из-за массы количество накопленного теплового потока у вольфрама максимально. Удельная теплоемкость и удельная теплота плавления влияют на скорость нагревания килограмма вещества. Следовательно, вольфрам быстрее нагревается, т. к. эти параметры у него минимальные.

4. Небольшие обломки отработавших спутников не долетят до поверхности Земли, тем самым не навредят окружающей среде.

Заключение

Для оценки утилизации космического мусора путем сгорания в атмосфере в зависимости от характеристик металла, из которого состоит объект, и начальных высотных скоростных характеристик, была разработана математическая модель спуска космического мусора в атмосфере Земли. Данная математическая модель позволяет оценить предельные размеры космического объекта, который может сгореть в атмосфере Земли, не достигнув ее поверхности. В качестве примера рассматриваются три объекта одинаковой объемной плотности и отличающиеся материалом: алюминиевый сплав, титан и вольфрам. В ре-

зультате проведенного вычислительного эксперимента выявлено, что космический мусор из алюминиевого сплава массой 10 кг сгорает на высоте 94,9 км, из титана 17 кг сгорает на высоте 94,7 км, из вольфрама 73 кг сгорает на высоте 97,7 км. Таким образом, данная модель позволяет разделить существующие объекты космического мусора на те, которые смогут сгореть в атмосфере до достижения заданной высоты (не достигнув поверхности земли), и на те, к которым необходимо применять другие методы для очистки космического пространства от мусора.

Список литературы

1. Кузнецов С. Мусорный пояс. Сколько обломков космических аппаратов находится на орбите и как их оттуда убрать [Электронный ресурс] // nplus1.ru. 2018. URL: <https://nplus1.ru/material/2018/04/03/space-debris> (дата обращения: 20.04.2022).
2. Ключников В.Ю. Синдром Кесслера: будет ли закрыта дорога в космос? // Воздушно-космическая сфера. 2021. № 4. С. 32–43. DOI: 10.30981/2587-7992-2021-109-4-32-43
3. Проектирование самолетов / Под ред. М.А. Погосяна. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
4. Yasuhiro A., Ryuta N., Makoto T. Development of bumper shield using low density materials // International Journal of Impact Engineering. 2001. Vol. 26, iss. 1-10. Pp. 13–19. DOI: 10.1016/S0734743X(01)00069-0
5. Белоконов И.В. Расчет баллистических характеристик движения космических аппаратов: учеб. пособие. Самара: Самар. аэрокосм. ун-т, 1994. 76 с.
6. Дугин Д.А. Перелетный модуль и спускаемый на Венеру аппарат // Политехнический молодежный журнал. 2017. № 8. С. 3. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-8-154
7. Гарбузов В.М. Аэромеханика: учебник для вузов / В.М. Гарбузов, А.Л. Ермаков, М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко. М.: Транспорт, 2000. 286 с.

8. **Константинов М.С.** Механика космического полета: учебник для вузов / М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перелыгин, В.К. Безвербый, под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1989. 406 с.

9. **Ярошевский В.А.** Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.

10. **Балк М.Б.** Элементы динамики космического полета. М.: Наука, 1965. 340 с.

11. **Мирер С.А.** Механика космического полета. Орбитальное движение: учеб. пособие. М.: Резолит, 2007. 108 с.

12. **Краснов Н.Ф.** Аэродинамика. В 2-х тт. Т. 1: Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1980. 496 с.

13. **Бочкарев А.Ф., Андреевский В.В., Белоконов В.М. и др.** Аэромеханика самолета: Динамика полета: учебник для авиационных вузов / Под ред. А.Ф. Бочкарева, В.В. Андреевского. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

14. **Макаров В.** Марсианский вертолет Ingenuity возвращается в точку своего первого вылета [Электронный ресурс] // Techinsider.ru. 2021. URL: <https://www.techinsider.ru/technologies/772493-marsianskiy-vertolet-ingenuity-vozvrashchaetsya-v-tochku-svoego-pervogo-vyleta/> (дата обращения: 04.04.2022).

15. **Федорченко Е.А., Никитин П.В.** Тепло- и массообмен на проницаемой поверхности системы тепловой защиты спускаемого космического аппарата малой формы [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2012. № 50. 21 с. URL: [chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcgclefindmkaj/https://trudymai.ru/upload/iblock/ce8/teplo_-i-massoobmen-na-pronitsaemoj-poverkhnosti-sistemy-teplovoy-zashchity-spuskaemogo-kosmicheskogo-apparata-maloy-formy.pdf?lang=ru&issue=50](https://trudymai.ru/upload/iblock/ce8/teplo_-i-massoobmen-na-pronitsaemoj-poverkhnosti-sistemy-teplovoy-zashchity-spuskaemogo-kosmicheskogo-apparata-maloy-formy.pdf?lang=ru&issue=50) (дата обращения: 04.04.2022).

16. **Сотник Е.В., Никитин П.В.** Катализ и излучение в системах тепловой защиты космических аппаратов. М.: Янус-К, 2013. 336 с.

17. **Полежаев Ю.В., Фролов Г.А.** Тепловое разрушение материалов: монография / Под ред. академика НАН Украины В.В. Скороходова. Киев: Из-во ИМП НАНУ, 2005. 288 с.

18. **Reznik S.V.** Thermal-vacuum tests of hollow composite rods intended for structures in space / S.V. Reznik, O.V. Denisov, P.V. Prosuntsov, V.P. Timoshenko, A.V. Shulyakovskii // Polymer Science. Series D. 2013. Vol. 6, no. 3. Pp. 242–245. DOI: 10.1134/S1995421213030192

19. **Бодня И.С., Тимошенко В.П.** Численное моделирование тепловых режимов передней кромки крыла возвращаемого космического аппарата // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. 2018. Т. 19, № 1. С. 7–21. DOI: 10.22363/2312-8143-2018-19-1-7-21

20. **Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б.** Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 390 с.

21. **Денисов О.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В.** Моделирование температурного состояния элементов композитных стержневых космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2008. № S. С. 183–192.

22. **Резник С.В., Калинин Д.Ю.** Моделирование тепловых режимов крупногабаритных космических конструкций: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 52 с.

23. **Lyndon B.** Handbook for designing MMOD Protection. Texas: NASA, 2009. 135 p.

24. **Кушнер В.С.** Материаловедение: учебник для вузов / В.С. Кушнер, А.С. Верещака, А.Г. Схиртладзе, Д.А. Негров, О.Ю. Бургонова, под ред. В.С. Кушнера. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2008. 232 с.

References

1. **Kuznetsov, S.** (2018). [*Garbage belt. How many pieces of spacecraft are in the orbit and how to remove them from there*]. nplus1.ru. Available at: <https://nplus1.ru/material/2018/04/03/space-debris> (accessed: 20.04.2022). (in Russian)

2. **Klyushnikov, V.Yu.** (2021). *Kessler's syndrome: will the road to space be closed?* Aerospace Sphere Journal, no. 4, pp. 32–43. (in Russian)
3. **Poghosyan, M.A.** (Ed.). (2018). [*Aircraft design*]. 5th ed., reprint and add. Moscow: Innovatsionnoye mashinostroyeniye, 864 p. (in Russian)
4. **Yasuhiro, A., Ryuta, N. & Makoto, T.** (2001). *Development of bumper shield using low density materials*. International Journal of Impact Engineering, vol. 26, issue 1-10, pp. 13–19. DOI: 10.1016/S0734743X(01)00069-0
5. **Belokonov, I.V.** (1994). [*Ballistic characteristics calculation of spacecraft motion: Textbook*]. Samara: Samarskiy aerokosmicheskiy universitet, 76 p. (in Russian)
6. **Dugin, D.A.** (2017). *Flight module and Venus entry vehicle*. Politechnical Student Journal, no. 8, p. 3. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-8-154 (in Russian)
7. **Garbuzov, V.M., Ermakov, A.L., Kublanov, M.S. & Tsipenko, V.G.** (2000). [*Aeromechanics: Studies for university students*]. Moscow: Transport, 286 p. (in Russian)
8. **Konstantinov, M.S., Kamenkov, Ye.F., Perelygin, B.P. & Bezverbyy, V.P.** (1989). [*Mechanics of space flight: Studies for higher education institutions*], in Mishin V.P. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 406 p. (in Russian)
9. **Yaroshevskiy, V.A.** (1988). [*Entry into the atmosphere of space aircraft*]. Moscow: Nauka, 336 p. (in Russian)
10. **Balk, M.B.** (1965). [*Elements of space flight dynamics*]. Moscow: Nauka, 340 p. (in Russian)
11. **Mirer, S.A.** (2007). [*Mechanics of space flight. Orbital motion: Textbook*]. Moscow: Rezonit, 108 p. (in Russian)
12. **Krasnov, N.F.** (1980). [*Aerodynamics. In 2 vols. Vol. 1: Fundamentals of theory. Airfoil and wing aerodynamics*]. 3rd ed., pererab. i dop. Moscow: Vysshaya shkola, 496 p. (in Russian)
13. **Bochkarev, A.F., Andreevskiy, V.V., Belokonov, V.M. et al.** (1985). [*Aircraft aeromechanics: flight dynamics: a textbook for aviation universities*], in Bochkarev A.F., Andreevskiy V.V. (Ed.). 2nd ed., pererab. i dop. Moscow: Mashinostroyeniye, 360 p. (in Russian)
14. **Makarov, V.** (2021). [*Martian helicopter ingenuity returns to the point of its first flight*]. Techinsider.ru. Available at: <https://www.popmech.ru/technologies/772493-marsianskay-vertolet-ingenuity-vozvrashchaetsya-v-tochku-svoego-pervogo-vyleta/> (accessed: 04.04.2022). (in Russian)
15. **Fedorchenko, E.A. & Nikitin, P.V.** (2012). *Heat and mass exchange on a permeable surface of the system of the thermal protection of the descent vehicle of the spacecraft small form*. Trudy MAI, no. 50, 21 p. Available at: chrome-extension://efaidnbmnnnibpcajpcglclefindmkaj/https://trudymai.ru/upload/iblock/ce8/teplo_-i-massoobmen-na-pronitsaemoy-poverkhnosti-sistemy-teplovoy-zashchity-spuskaemogo-kosmicheskogo-apparata-maloy-formy.pdf?lang=ru&issue=50 (accessed: 04.04.2022). (in Russian)
16. **Sotnik, Ye.V. & Nikitin, P.V.** (2013). [*Catalysis and radiation in the systems of thermal protection of spacecraft*]. Moscow: Yanus-K, 336 p. (in Russian)
17. **Polezhaev, Yu.V. & Frolov, G.A.** (2005). [*Thermal destruction of materials: Monography*], in Academician of the NAN of Ukraine Skorokhodov V.V. (Ed.). Kiev: Izdatestvo IMP NANU, 288 p. (in Russian)
18. **Reznik, S.V., Denisov, O.V., Prosuntsov, P.V., Timoshenko, V.P. & Shulyakovskii, A.V.** (2013). *Thermal-vacuum tests of hollow composite rods intended for structures in space*. Polymer Science. Series D, vol. 6, no. 3, pp. 242–245. DOI: 10.1134/S1995421213030192
19. **Bodnya, I.S. & Timoshenko, V.P.** (2018). *Numerical modeling of a wing leading-edge thermal regimes for a reusable space vehicle*. RUDN Journal of Engineering Research, vol. 19, no. 1, pp. 7–21. DOI: 10.22363/2312-8143-2018-19-1-7-21 (in Russian)
20. **Polezhaev, Yu.V. & Yurevich, F.B.** (1976). [*Thermal protection*]. Moscow: Energiya, 390 p. (in Russian)
21. **Denisov, O.V., Kalinin, D.Yu. & Reznik, S.V.** (2008). [*Modeling of the temperature state of composite rod space structures elements*]. Vestnik MGTU im. N.Ye. Bauman. 91

Seriya Mashinostroyeniye, no. S, pp. 183–192.
(in Russian)

22. Reznik, S.V. & Kalinin, D.Yu. (2003). [*Thermal regimes simulation of large space structures: Tutorial*]. Moscow: Izdatelstvo MGTU im. N.Ye. Bauman, 52 p. (in Russian)

23. Lyndon, B. (2009). *Handbook for designing MMOD Protection*. Texas: NASA, 135 p.

24. Kushner, V.S., Vereshchaka, A.S., Skhirtladdze, A.G., Negrov, D.A. & Burgonova, O.Y. (2008). [*Materials Science: studies. For university students*], in Kushner V.S. (Ed.). Omsk: Izdatelstvo OmGTU, 232 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Феоктистова Оксана Геннадьевна, доктор технических наук, доцент, заведующая кафедрой вычислительных машин, комплексов, систем и сетей МГТУ ГА, oksana-feoktistova@yandex.ru.

Туркина Ирина Игоревна, инженер-конструктор НПО «Молния», студентка аэрокосмического факультета МАИ, iraturkina2000@mail.ru.

Information about the authors

Oksana G. Feoktistova, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Computing Machinery, Complexes, Systems and Networks Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, oksana-feoktistova@yandex.ru.

Irina I. Turkina, Design Engineer of SPA “Molniya”, Student of the Aerospace Faculty, Moscow Aviation Institute, iraturkina2000@mail.ru.

Поступила в редакцию 14.03.2022
Принята в печать 22.09.2022

Received 14.03.2022
Accepted for publication 22.09.2022