

Математическая модель процесса дегазации полимерного покрытия в условиях открытого космоса

Н.А. Полибина <Natalya.d.2011@inbox.ru>

Корпорация космических систем специального назначения «Комета»,
115280 Москва, Россия, ул. Велозаводская, 5

Аннотация. Разработана полуэмпирическая математическая модель, описывающая процесс элиминирования компонентов полимерного покрытия с поверхности элемента конструкции космического аппарата. Расчет производился с целью оценить толщину пленки, образующейся в результате неравновесной конденсации летучих компонентов на защищаемом диаметре. Исходными данными для модели служат установленные экспериментально временные характеристики процесса дегазации исследуемого полимерного покрытия, а также сведения о температурном режиме элемента конструкции и законе его изменения вследствие изменения ориентации космического аппарата по отношению к Солнцу. Для непосредственного расчета параметров дегазации учитывается, что геометрия элемента конструкции и защищаемого элемента близки к осесимметричным. В результате получены численные значения средней, а также максимальной и минимальной толщины образующейся пленки за весь срок активного существования космического аппарата.

Ключевые слова: математическое моделирование; вакуум; дегазация; полимерное покрытие; оптическая система; условия открытого космоса; потеря массы; деструкция.

DOI: 10.15514/ISPRAS-2018-30(6)-19

Для цитирования: Полибина Н.А. Математическое моделирование процесса дегазации полимерного покрытия в условиях открытого космоса. Труды ИСП РАН, том 30, вып. 6, 2018 г., стр. 329-340. DOI: 10.15514/ISPRAS-2018-30(6)-19

1. Введение

Современные тенденции космического кораблестроения диктуют определенные облегченные способы компоновки непилотируемых космических аппаратов (КА). Одной из особенностей является негерметичное исполнение, которое позволяет в разы увеличить полезную нагрузку при сохранении массовых характеристик. Однако такой подход имеет определенные недостатки, в частности – делает уязвимыми чувствительные узлы аппарата для воздействия агрессивных факторов космического

пространства. Вследствие этого возникает риск снижения срока эксплуатации аппарата и преждевременный выход из строя отдельных его элементов.

Агрессивные факторы космического пространства (далее ФКП) – градиент температур, ионизированное излучение, сверхнизкое давление – вызывают интенсивные процессы дегазации неметаллических (а в отдельных случаях и металлических) конструкционных материалов аппарата. Такие процессы делятся на периодические и непрерывные [1-6]. К периодическим источникам дегазации относятся продукты неполного сгорания двигательных установок, а к непрерывным источникам – пылегазовые выделения поверхностей КА (выделение адсорбированных паров и газов), сублимация неметаллических материалов, утечки различного рода технических жидкостей и топлива.

Деструктивное воздействие ФКП на конструкционные материалы КА вызывает ускоренное элиминирование адсорбированных газов и паров из поверхностных слоев, частичную деструкцию и сублимацию низкомолекулярных компонентов самого материала. Как следствие, нарушаются физико-химические и поверхностные свойства таких материалов, что особенно опасно в нагружаемых узлах, ухудшаются оптические параметры терморегулирующих покрытий, красок, эмалей, происходит общая потеря массы материалов.

В ходе длительного пребывания аппарата на орбите локально создаются благоприятные условия для неравновесной конденсации газообразных продуктов. Это, в свою очередь, особенно вредит оптически чувствительным поверхностям (солнечные батареи, терморегулирующие покрытия, зеркала, линзы и т.п.) вследствие ухудшения их рабочих характеристик. По литературным данным [7-9] история космонавтики насчитывает несколько случаев нарушения работоспособности КА вследствие загрязнения его поверхностей продуктами газовой выделения вплоть до вывода из строя приборов.

Процессы, происходящие в полимерных композиционных материалах под действием ФКП, характеризуются следующими этапами: потеря массы; диффузия низкомолекулярных компонентов из объема к поверхности материала; последующая их десорбция и образование летучих продуктов способных, в свою очередь, оседать на различных поверхностях аппарата.

Наибольшую опасность для чувствительного узла, с точки зрения его загрязнения, представляют неметаллические материалы, находящиеся в зоне прямой видимости.

2. Постановка задачи

Исходя из конструктивных особенностей конкретного аппарата, рассматриваемого в данной работе, оснащенного сверхчувствительной термостабилизированной оптической системой, которая в условиях эксплуатации функционирует при постоянной пониженной температуре, материалом, находящимся в зоне прямой видимости, является в первую очередь внутреннее покрытие солнцезащитного узла – эмаль ЭКОМ-2 (черная).

Данная эмаль относится к терморегулирующим покрытиям (ТРП) класса «истинные поглотители» и представляет собой суспензию пигмента и наполнителей в акриловом сополимере и смеси растворителей.

В качестве амидосодержащей акриловой смолы используются:

- смола АС – продукт сополимеризации метакрилата и бутилметакрилата;
- смола АСН – раствор сополимера метакриламида с бутилметакрилатом в смеси ацетона и изопропилового спирта или сополимера;
- смола С38 – раствор продукта сополимеризации метакрилата с бутилметакрилатом, акрилонитрилом и стиролом в смеси растворителей ацетона, ксилола, бутилацетата или бутилового спирта.

Толщина покрытия составляет 80-100 мкм.

Рассматриваемый элемент конструкции представлен на рис.1. Он состоит из двух солнцезащитных бленд, внутренняя – в виде цилиндра, внешняя в виде усеченного конуса.

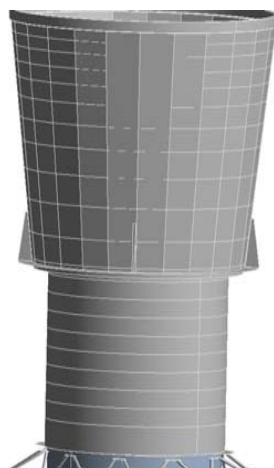


Рис. 1. Схематическое изображение внешнего вида солнцезащитного узла
Fig.1. Schematic view of sun shield external appearance

Защищаемый диаметр (ЗД) – внешние элементы оптической системы (расположены в центре нижнего основания цилиндрической бленды), общий диаметр которых составляет 96 см.

Целью данной работы являлась разработка математической модели для описания процессов дегазации полимерного покрытия рассматриваемого элемента конструкции в условиях открытого космоса и алгоритма расчета толщины загрязнения, которое образуется на защищаемом диаметре в результате неравновесной конденсации газообразных компонентов.

В ходе работы были решены следующие задачи.

- Экспериментально получены кинетические зависимости потери массы образцов покрытия ЭКОМ-2 (черная) от времени в изотермическом

режиме при различных температурах (40, 60, 80 и 100 °C).

- Экспериментально получена общая зависимость потери массы образца полимерного покрытия от температуры.
- Определена аппроксимирующая зависимость, описывающая процесс дегазации полимерного материала в условиях космического пространства.
- Разработан алгоритм расчета толщины загрязняющей пленки на защищаемом диаметре на основе эмпирических и теоретических данных.
- Получены значения максимальной, минимальной и средней толщины загрязняющей пленки, позволяющей оценить степень влияния загрязнения на работоспособность оптической системы.

3. Экспериментальная часть

3.1 Термогравиметрический анализ

Были получены кинетические кривые потери массы образцов черной эмали при различных температурах и продолжительности эксперимента 24 ч. Исследования проводились термогравиметрическим методом в изотермическом режиме. Обобщенные результаты эксперимента представлены на рис. 2, 3 и в табл. 1.

Суть метода термогравиметрического анализа заключается в измерении изменения массы образца при его выдержке при постоянной заданной температуре в специальной печи. Измерение массы образца производится с использованием кварцевых микровесов, которые позволяют фиксировать изменение веса с точностью до 0,01 мг.

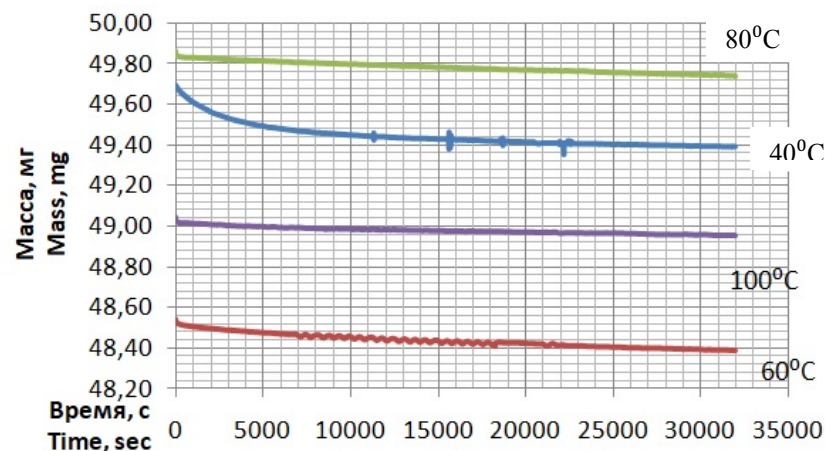


Рис. 2. Кинетические кривые потери массы образцов черной эмали при различных температурах

Fig. 2. Kinetic curves of cover samples mass loss at different temperatures

Табл. 1. Результаты термогравиметрического анализа покрытия ЭКОМ-2 (черная)
Table 1. The results of thermogravimetric analysis of black cover samples

T, °C	Δ*, мг	ПМ, %
30	0,550	1,120
40	0,337	0,678
45	0,148	0,253
50	0,075	0,125
55	0,208	0,357
60	0,200	0,412
70	0,353	0,582
80	0,215	0,431
100	0,221	0,450

*Δ = m-m₀, где m – конечная масса образца, мг; m₀ – начальная масса образца, мг

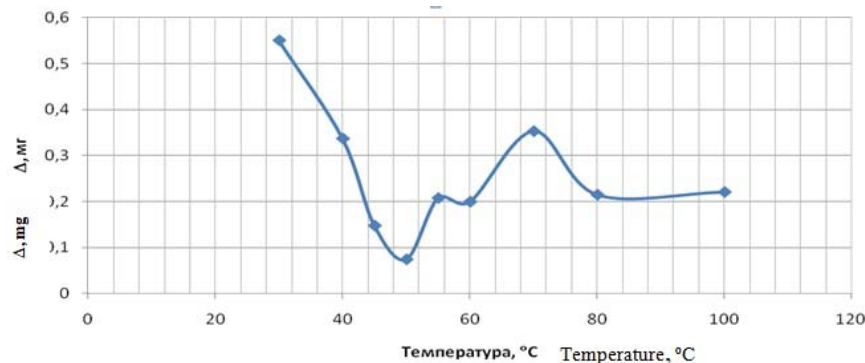


Рис. 3. Зависимость Δ (мг) образца от температуры
Fig.3. Function Δ(T)

Согласно полученным экспериментальным данным, на кривой Δ-температура присутствуют два максимума: при 30 и 70 градусах. Повышенное газовыделение при температуре 30 градусов обусловлено, по-видимому, выделением молекул растворителя, поскольку отверждение эмали происходит при комнатной температуре. Минимум потери массы при 50 °C говорит о прохождении процесса самопроизвольной полимеризации после выхода остатков растворителя.

Второй максимум при 70 градусах свидетельствует уже о выделении низкомолекулярных компонентов, входящих в состав самой эмали.

3.2 Жидкостная экстракция

Общее количество низкомолекулярных компонентов (включая остатки растворителя) было определено экспериментально методом жидкостной экстракции с использованием «сильных» и «слабых» растворителей:

- тетрагидрофуран (ТГФ) – универсальный «сильный» растворитель, применяется для экстракции как полярных, так и неполярных компонентов;
- ацетон – «сильный» растворитель, применяется для экстракции полярных компонентов;
- диэтиловый эфир – «слабый» растворитель, применяется для экстракции неполярных компонентов.

Согласно методике, исследуемые образцы помещаются в закрытые бюксы с растворителем и выдерживаются в течение 48 ч. Затем высушиваются в течение 24 ч при температуре 50°C.

Процентное содержание вымытых из ткани компонентов (сухой остаток) определяется весовым методом и рассчитывается по формуле:

$$\frac{M_2 - M_1}{M_1} \cdot 100\%,$$

где M₁ – масса образца до экстракции, M₂ – масса образца после экстракции.

Результаты жидкостной экстракции представлены в табл. 2.

Табл. 2. Результаты жидкостной экстракции образцов ЭКОМ-2 (черная)

Table 2. The results of black cover samples liquid extraction

Наименование растворителя	M ₁ , мг	M ₂ , мг	Сухой остаток, %
ТГФ	0,54494	0,39130	28,2
Ацетон	0,59268	0,47509	19,8
Диэтиловый эфир	0,64377	0,59931	7,0

Таким образом, максимальная доля низкомолекулярных компонентов (полярных и неполярных), содержащаяся в материале и способная к элиминированию – 28,2%.

4. Расчетная часть

На рис. 4 красными линиями показаны полученные в экспериментах зависимости потери массы от времени при температурах 40 °C (а), 60 °C (б) и 80 °C (в). Анализ показал, что использование закона Аррениуса не позволяет с достаточной точностью описать кинетику дегазации, в то время как все приведенные кривые хорошо аппроксимируются зависимостью

$$J = A + B \cdot \arctg(LT) \quad (1)$$

где J – поток массы вещества, мг/с; T – время эксперимента, с; A, B, L – коэффициенты, определяемые для каждого эксперимента нелинейным методом наименьших квадратов. Зеленые кривые на рис. 4 построены в соответствии с формулой (1).

Разработана полуэмпирическая математическая модель, описывающая процесс абляции с внутренней поверхности бленды компонентов эмали и позволяющая оценить толщину пленки, образующейся на защищаемом диаметре. Исходными данными для модели служат установленные экспериментально временные

характеристики процесса дегазации, а также сведения о температурном режиме бленды и законе ее изменения вследствие изменения ориентации бленды по отношению к Солнцу.

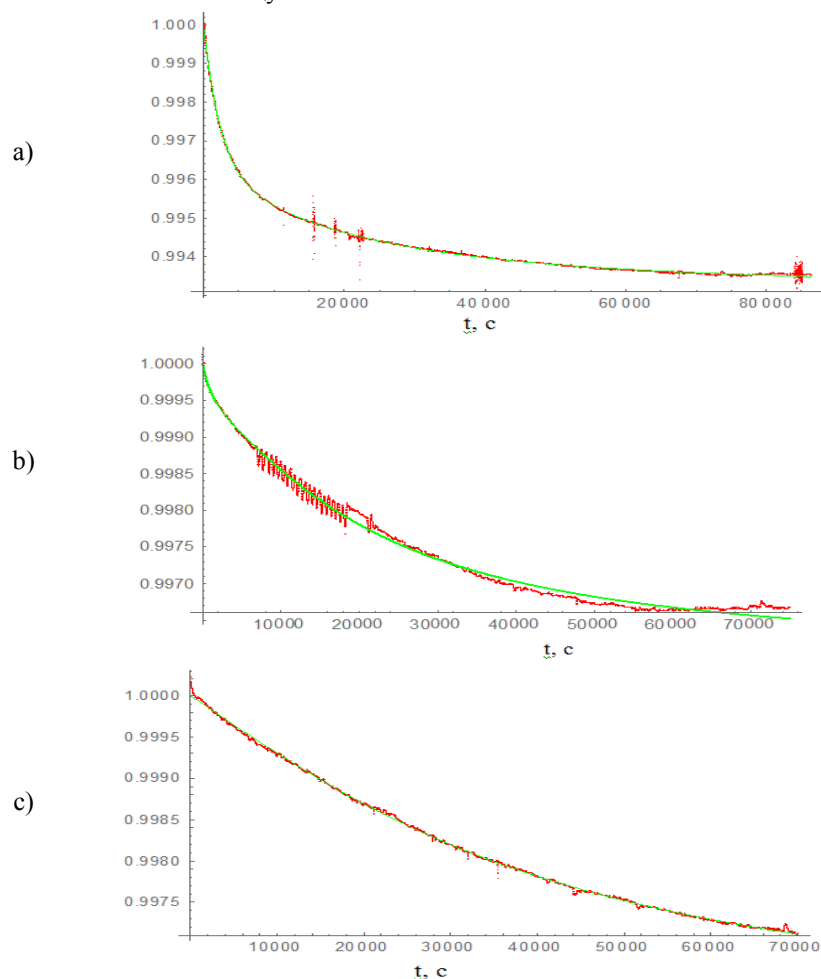


Рис. 4. Зависимость потери массы образца (%) от времени при температуре 40 °C (a), 60 °C (b), 80 °C (c)

Fig. 4. Mass loss relation to experimental duration at 40 °C (a), 60 °C (b), 80 °C (c)

При построении модели были приняты следующие упрощающие допущения и предположения:

- 1) с внутренней поверхности внутренней бленды выделения низкомолекулярных компонентов эмали не происходит вследствие низких

- для газовой выделения температур; газовой выделения имеет место только с внутренней поверхности внешней бленды;
- 2) за время активного существования аппарата все количество летучих веществ, способных к элиминированию, будет удалено из материала, причем основное газовойделение приходится на несколько первых дней работы аппарата на орбите;
- 3) разработанная математическая модель является стационарной, т.е. позволяет оценить толщину пленки, полученной после выделения из эмали всего газа и осаждения на защищаемый диаметр некоторой его части;
- 4) интенсивность газовой выделения с поверхности эмали в разных направлениях принимается пропорциональной косинусу угла между рассматриваемым направлением и нормалью к поверхности, что согласуется с известными в литературе экспериментальными данными; коэффициент пропорциональности находится из условия выделения всего объема газа в полупространство;
- 5) считается, что выделенный в заданном направлении объем газа распространяется в этом направлении и осаждается на первой попавшейся на его пути преграде (по аналогии с распространением лучей в моделях геометрической оптики без их отражения);
- 6) в связи с изложенными в пп. 4) и 5) предположениями принимается в расчет только газовойделение с боковых (внутренних) сторон диафрагм (рис. 5); влияние газовой выделения с внутренней поверхности бленды принимается незначительным.

Для непосредственного расчета параметров газовой выделения учитывается, что геометрия бленды и защищаемого элемента оптической системы близки к осесимметричным, что несколько упростило методику расчета.

Защищаемый диаметр был разбит системой радиусов и концентрических окружностей на ячейки равной «ширины», аналогичным образом также были разбиты на ячейки поверхности диафрагм внешней бленды. Для каждой ячейки на защищаемом диаметре была построена система лучей, направленных на центры ячеек диафрагм. Если данный луч не пересекался другими диафрагмами, принималось, что количество газа, пропорциональное площадям ячеек на диафрагме и диаметре и косинусу угла между нормалью к ней и проведенным лучом, осаждалось на данной ячейке защищаемой поверхности:

$$\Delta m \sim S_{\text{яч}}^{\text{диафр}} \cdot S_{\text{яч}}^{\text{диам}} \cdot \cos \angle(\vec{n}_{\text{диафр}}, \vec{s});$$

если же луч пересекался другими диафрагмами – принималось, что выделяемый с поверхности диафрагмы газ на защищаемой поверхности не осаждался.

В расчетах по разработанной математической модели каждая диафрагма и защищаемый диаметр разбивались на 24 ячейки в окружном направлении, каждая такая ячейка на поверхности диафрагмы по ширине разбивались на 10

узких «полос» равной ширины, защищаемый круг также разбивался в радиальном направлении на 10 ячеек (рис. 5).



Рис. 5. Диафрагмы бленды и лучи, проведенные от точек на защищаемом диаметре к центрам ячеек на последней диафрагме. Все лучи, кроме двух нижних, пересекаются другими диафрагмами

Fig5. Blend apertures and rays drawn from points on the diameter being protected, to the centers of the cells on the last diaphragm. All the rays, except for the bottom two, intersect other diaphragms

Определение «видимости» вдоль всех лучей, как и все остальные расчеты по предложенной модели были произведены в системе Wolfram Mathematica, что позволило существенно упростить процесс программирования, сосредоточившись на содержательной стороне модели.

Также в модели была дополнительно учтена неравномерность нагрева внешней бленды Солнцем. Это оказывало влияние на суммарное количество газа, выделяемое с единицы площади поверхности диафрагм в зависимости от их температуры на основании полученных экспериментальных данных.

На основании полученных сведений об осажденном количестве газа на ячейках, введенных в расчете на поверхности защищаемого оптического элемента, была вычислена средняя толщина образующегося загрязнения, которая составила 2984 Å.

В результате расчетов были получены значения максимальной и минимальной толщины загрязнения, образующегося на поверхности защищаемого диаметра (оптической системы): $\min = 2880 \text{ Å}$; $\max = 3136 \text{ Å}$.

5. Заключение

Проведенные экспериментальные исследования и произведенные на их основании расчеты, позволяют сделать следующие выводы.

1. Температурная зависимость потери массы полимерного композиционного материала характеризуется двумя экстремумами: максимальное значение потери массы вещества при 30°C свидетельствует об элиминировании адсорбированных газов и паров из поверхностных слоев материала; минимальное значение потери массы вещества при 50°C свидетельствует о протекании процесса самопроизвольной полимеризации.

2. Показано, что кинетические зависимости потери массы образцов исследуемой эмали наилучшим образом аппроксимируются неэкспоненциальной зависимостью. Построены экспериментальные и теоретические кривые.
3. Экспериментально установлено, что максимальная доля вещества, способного к элиминированию из материала составляет 28,2%.
4. Разработана упрощенная математическая модель массопереноса газообразного вещества к защищаемому диаметру и алгоритм расчета толщины образующейся на 3Д пленки загрязнения. Расчет производился для всего срока активного существования аппарата.

Список литературы

- [1]. Milinchuk V.K., Smirnova T.N. Properties of the polymeric films after natural exposure to the space environment on the orbital space station «MIR». In Proc. of the 8th International Symposium on Materials in a Space Environment, 2000.
- [2]. Leger L.J. Oxygen atomic reaction with shuttle materials at orbital altitude-data and experiment status. AIAA paper, 83-0073, 1983.
- [3]. Акишин А.И. Космическое материаловедение. Методическое и учебное пособие. М., НИИЯФ МГУ, 2007, 209 стр.
- [4]. Silverman E.M. Space environmental effects on spacecraft: LEO materials selection guide. Nasa CR-4661, 1995, part 1-2.
- [5]. Нусинов М.Д. Воздействие и моделирование космического вакуума. М., Машиностроение, 1982, 175 стр.
- [6]. Акишин А.И., Новиков Л.С. Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов. М., Знание, 1983, 64 стр.
- [7]. Панасюк М.И., Новиков Л.С. Модель космоса. Том 2. М., КДУ, 2007, 1144 стр.
- [8]. Хасаншин Р.Х., Тимофеев А.Н. О влиянии облучения на загрязнение поверхностей продуктами газовой выделения полимерных композиционных материалов. Ракетостроение и космическая техника, №41, 2009.
- [9]. Leger L.I., Visentine I.T., Kaminecz I.F. Low Earth orbit atomic oxygen effects on surfaces. AIAA Paper, 1984, № 548.

Mathematical modeling of polymeric cover outgassing process in open space conditions

N.A. Polibina <Natalya.d.2011@inbox.ru>

Special Space Systems Corporation «Kometa»

Velozavodskaya Str. 5, Moscow, 115280, Russian Federation

Abstract. A half-empiric mathematical model was elaborated to describe polymeric cover outgassing process in open space conditions. The calculation was carried out to estimate film thickness that arises as a result of gaseous products nonequilibrium condensation at a sensitive surface. Source data were: a) experimentally obtained time functions of polymeric cover mass loss at different temperatures; b) the construction element temperature regime data; c) the construction element temperature changes according to its location towards the Sun. To carry

out the calculation the construction element and the sensitive surface geometry is considered to be axisymmetric. As a result, the numerical values of the average as well as maximum and minimum film thickness for the whole exploitation period of the spacecraft.

Keywords: spacecraft; contamination; outgassing; mass loss; temperature regime of the spacecraft; mathematical model; modeling.

DOI: 10.15514/ISPRAS-2018-30(6)-19

For citation: Polibina N.A. Mathematical modeling of polymeric cover outgassing process in open space conditions. *Trudy ISP RAN/Proc. ISP RAS*, vol. 30, issue 6, 2018, pp. 329-340 (in Russian). DOI: 10.15514/ISPRAS-2018-30(6)-19

References

- [1]. Milinchuk V.K., Smirnova T.N. Properties of the polymeric films after natural exposure to the space environment on the orbital space station «MIR». In *Proc. of the 8th International Symposium on Materials in a Space Environment*, 2000.
- [2]. Leger L.J. Oxygen atomic reaction with shuttle materials at orbital altitude-data and experiment status. *AIAA paper*, 83-0073, 1983.
- [3]. Akishin A.I. *Space Materials. Methodical and tutorial*. M., INP MSU, 2007, 209 p. (in Russian)
- [4]. Silverman E.M. *Space environmental effects on spacecraft: LEO materials selection guide*. Nasa CR-4661, 1995, part 1-2.
- [5]. Nusinov M.D. Impact and modeling of cosmic vacuum. M., Mashinostroenie, 1982, 175 p. (in Russian)
- [6]. Akishin A.I., Novikov L.S. The impact of the environment on the materials of spacecraft. M., Knowledge, 1983, 64 p. (in Russian)
- [7]. Panasyuk M.I., Novikov L.S. *Model of the cosmos. Volume 2*. M., KDU, 2007, 1144 p. (in Russian)
- [8]. Khasanshin R.Kh., Timofeev A.N. On the effect of irradiation on the contamination of surfaces by the products of gas evolution of polymer composite materials. *Rocket and space technology*, №41, 2009 (in Russian).
- [9]. Leger L.I., Visentine I.T., Kaminecz I.F. Low Earth orbit atomic oxygen effects on surfaces. *AIAA Paper*, 1984, № 548.