

АНАЛИЗ СОДЕРЖАНИЯ КИСЛОРОДА НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ПО ТРАЕКТОРИИ СПУСКА ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТ

Иордан Ю.В.

Омский государственный технический университет,
ОмГТУ, пр. Мира, 11, Омск, 644050, Россия
e-mail: iordashkina@mail.ru

Рассмотрен выбор интервала траектории спуска отделившихся частей (ОЧ) ракет космического назначения (РКН), на котором предпочтительно реализовать их сжигание с использованием пиротехнических составов. Рассмотрены альтернативные варианты снижения площадей районов падения ОЧ, получены значения величин масс кислорода по траектории спуска ОЧ, проведена оценка достоверности разработанной методики оценки масс кислорода.

Ключевые слова: район падения, отделившаяся часть, сжигание головного обтекателя, термитно-зажигающая смесь, кислород.

Введение

Рассматривается задача снижения техногенного воздействия пусков РКН, в частности уменьшение площадей, выделяемых под районы падения отделяемых частей ракет. В настоящее время около 110 земельных участков общей площадью ~ 20 млн га выделены под районы падения ОЧ ракет [1]. Эта необходимость обусловлена тем, что в процессе движения ОЧ по траектории спуска интенсивность теплообмена недостаточна вследствие невысокой скорости входа в плотные слои атмосферы и аэродинамический нагрев распределен неравномерно по поверхности ОЧ вследствие ее хаотичного движения.

Целью научного исследования является дальнейшая разработка способа сокращения площадей районов падения на основе сжигания ОЧ в плотных слоях атмосферы [2]. В качестве объекта исследования приняты створки головного обтекателя (ГО).

Анализ вариантов снижения площадей районов падения ОЧ

1. *Увод створок ГО за счет применения воздушно-космической парашютной системы (ВКПС)* [3].

Такая система обеспечивает ориентированный вход ГО в плотные слои атмосферы с одновременным гашением гиперзвуковой скорости, снижением аэродинамического и теплового нагружения на конструкцию ГО и предотвращением фрагментации ГО, начиная с места отделения и до момента при-

земления, а также последующей эвакуации ГО как целого объекта. ВКПС выполнена из термостойких материалов и вводится в действие в верхних, сильно разреженных слоях атмосферы с помощью специальных конструктивных решений.

2. *Использование парашютной системы, размещенной внутри обтекателя, и пиротехнического вышибного устройства с расходным узлом* [4].

Такие ракеты характеризуются сложностью конструкции и невысокими техническими характеристиками, связанными с компоновкой парашютной системы.

В рамках проводимого научного исследования предлагается вариант сжигания створок ГО в плотных слоях атмосферы для исключения районов падения [2]. Процесс сжигания планируется осуществить при помощи термитно-зажигающей смеси (ТЗС), обеспечивающей при сгорании заданное количество теплоты. Температура ГО при прохождении плотных слоев атмосферы после отделения от ракетносителя, как правило, не превышает 350–500 К, а для воспламенения конструкции ГО необходима температура порядка 850–900 К.

В качестве ТЗС можно использовать окислитель, например соли или оксиды металлов (KClO_3 , KClO_4 , CuO и другие) в смеси с порошкообразным металлом, одним или несколькими (например, с порошками магния, алюминия, титана или их сплавами), а также, возможно, и связующее (например, коллоксилин). Использование того или иного состава ТЗС зависит от необходимого повышения

температуры, требуемой для полного сгорания створок ГО, и определяется из условий траектории спуска.

Определение массового содержания кислорода на траектории спуска

Количество смеси, необходимое для начала процесса горения, будет зависеть от массового содержания кислорода в воздушном потоке. Ниже приведен оценочный расчет массы кислорода для трубки траектории диаметром 1 м² (рис. 1). В качестве исходных данных взяты параметры траектории пассивного участка полета первой ступени РКН «Союз-2.1.в» (рис. 2).

Масса кислорода, заключенная в трубке траектории, за время полета определяется по формуле

$$M = \sum_{i=1}^n M_i, \tag{1}$$

где M_i — масса кислорода в заданный интервал времени, кг,

$$M_i = \dot{m}_{O_{2i}} \Delta t_i, \tag{2}$$

где $\dot{m}_{O_{2i}}$ — прирост массы кислорода в заданный интервал времени, кг/с; Δt_i — интервал времени полета, с.

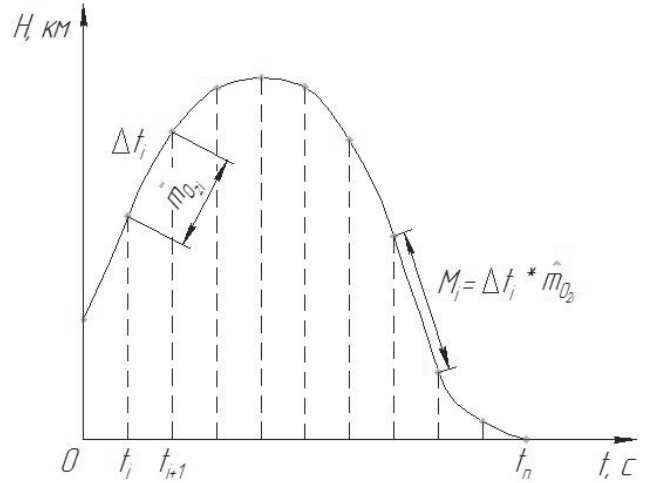
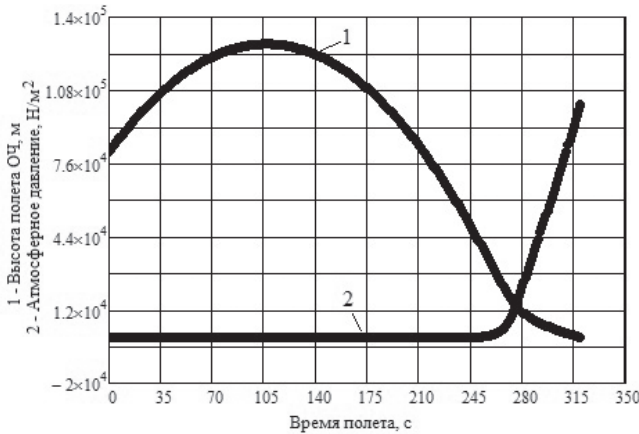
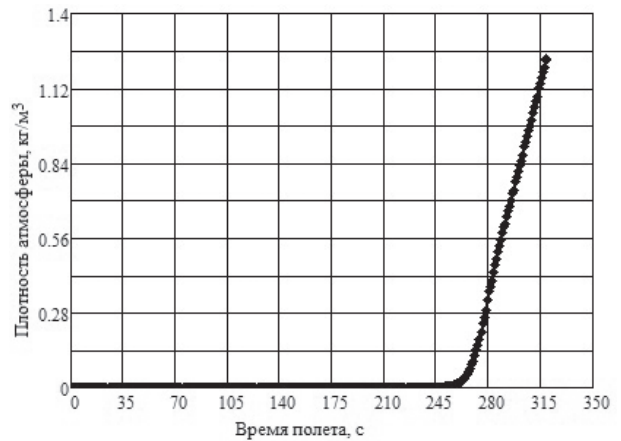


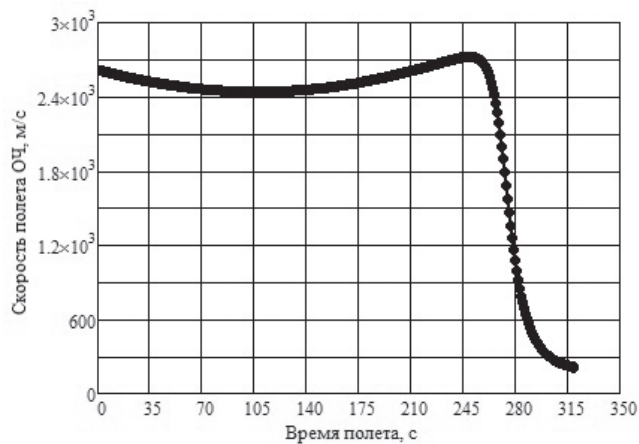
Рис. 1. Расчетная схема для определения массы кислорода в трубке траектории диаметром 1 м²



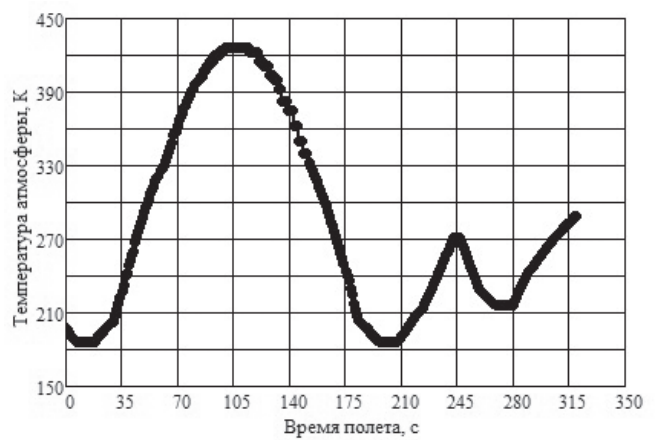
а)



б)



в)



г)

Рис. 2. Исходные данные траектории спуска первой ступени РКН «Союз-2.1.в» по времени полета: а — атмосферное давление [7] и высота полета ОЧ; б — плотность атмосферы [7]; в — скорость полета ОЧ; г — температура атмосферы [7]

Прирост массы кислорода согласно уравнению Менделеева—Клапейрона [5]

$$\dot{m}_{O_{2i}} = \frac{\mu P_{O_{2i}} \dot{V}_i}{RT_i}, \quad (3)$$

где μ — молярная масса кислорода, $\mu = 32 \cdot 10^{-3}$ кг/моль; P_{O_2} — парциальное давление кислорода, мм рт. ст.; T — температура, К; R — молярная (универсальная) газовая постоянная, $R = 8,31$ Дж/(моль·К); \dot{V}_i — изменение объема трубки траектории в интервал времени, м³/с,

$$\dot{V}_i = S \dot{v}_i, \quad (4)$$

где S — площадь поперечного сечения трубки траектории, м²; \dot{v}_i — скорость полета ОЧ, м/с.

Интегральное значение массы кислорода по траектории полета определяется по формуле

$$M_{x(i)} = M_i + \int_i^{i+1} M_i dt. \quad (5)$$

Согласно закону Дальтона парциальное давление каждого газа (компонента) в воздухе пропорционально его объемной доле [6]:

$$P = P_{N_2} + P_{O_2} + P_{Ar} + P_{CO_2} + P_Z, \quad (6)$$

где P — барометрическое давление [7], мм рт. ст.; P_{N_2} — парциальное давление азота, мм рт. ст.; P_{O_2} — парциальное давление кислорода, мм рт. ст.; P_{Ar} — парциальное давление аргона, мм рт. ст.; P_{CO_2} — парциальное давление двуокиси азота, мм рт. ст.; P_Z — парциальное давление других газов, мм рт. ст. (так как количество других газов в составе воздуха невелико, примем $P_Z = 0$).

Для рассматриваемого варианта характерный участок траектории спуска начинается примерно с 245-й с, что соответствует высоте ~50 км. Процесс горения в этом интервале потребует меньшего количества ТЗС вследствие наиболее интенсивного теплового воздействия на ОЧ.

В соответствии с формулой (1) суммарная масса кислорода на пассивном участке траектории в воздушной трубе с площадью поперечного сечения 1 м² составляет (рис. 3)

$$M = \sum M_i = 27,865 \text{ кг.}$$

График показывает, что время, наиболее благоприятствующее для начала процесса горения, также соответствует увеличению содержания кислоро-

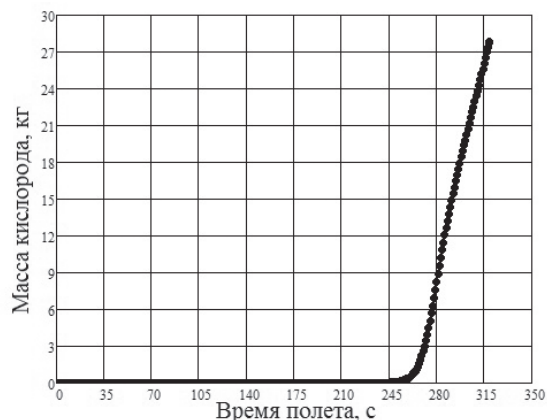


Рис. 3. Суммарная масса кислорода в трубке траектории с площадью поперечного сечения 1 м² по времени полета ОЧ

да в атмосфере, которое необходимо для стабилизации реакции горения.

Для достоверности проведенного оценочного расчета рассматривается масса воздуха в вертикальном столбе площадью 1 м² (без учета восходящего участка траектории). Оценка выполняется аналогично, на основе тех же исходных данных (молярная масса воздуха $\mu = 29 \cdot 10^{-3}$ кг/моль).

По результатам проверки масса воздуха в вертикальном столбе $M = 128$ кг, что соответствует $P = 107756$ Па. Погрешность выполненного расчета, согласно данным [7], составляет

$$\varepsilon = \left| \frac{101325 - 107756}{101325} \right| \cdot 100\% \approx 6\%.$$

Выводы

На основании приведенного исследования вся работа по сжиганию створок ГО ограничивается временным интервалом в 20—30 с, в результате которого на высоте ~11 км процесс горения должен быть полностью завершен. Для других траекторий эта величина может меняться в зависимости от начальной высоты полета ГО, скоростного напора и температуры горения. Полученные результаты являются исходными данными для дальнейшей разработки технологии сжигания ГО в плотных слоях атмосферы.

Автор выражает благодарность научному руководителю д.т.н., проф. Трушлякову В.И.

Исследования поддержаны грантом Минобрнауки России по Соглашению № 14.577.21.0157 от 28.11.2014, универсальный идентификатор RFMEFI57714X0157.

Библиографический список

1. Шатров Я.Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности. Ч. 1, 2. — Королев: ЦНИИмаш, 2010.
2. Trushlyakov V.I., Lempert D., Zarko V. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle // 18th International Seminar «New Trends in Research of Energetic Materials». 2015. v.2. pp. 901-904 Pardubice, Czech Republic. April 15-17. 2015.
3. Способ запуска ракетносителей космических аппаратов с исключением районов падения отработанных ракетных блоков и головных обтекателей: МПК В64G 1/00 / Мехоношин Ю.Г., Чижухин В.Н.; заявитель Чижухин В.Н.; № 2012122926/11; заявл. 05.06.12; опубл. 10.12.13, Бюл. № 34.
4. Головная часть ракеты: пат. 2354918 Рос. Федерация: МПК F42B 10/56 / Дремина Н.А., Бондаренко С.А., Поломских Н.Л., Рыжкова Е.А., Конюхов И.В.; заявитель и патентообладатель ОАО «Научно-производственное объединение «Искра» — № 2007137583/02; заявл. 10.10.07; опубл. 10.05.09, Бюл. № 13.
5. Лунев В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. — М.: Физматлит, 2007. — 760 с.
6. Элементарный учебник физики. Т.1. Механика. Теплота. Молекулярная физика / Под ред. Г.С. Ландсберга. — М., 2001. — 616 с.
7. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. — М.: ИПК Изд-во стандартов. — 181 с.

OXYGEN CONTENT ANALYSIS ON AN ATMOSPHERIC PHASE OVER DESCENDING TRAJECTORY OF ROCKETS' JETTISONABLE PARTS

Iordan Yu.V.

Omsk State Technical University,
11, prospect Mira, Omsk, 644050, Russia
e-mail: iordashkina@mail.ru

Abstract

The paper considers the problem of space application rockets launching technological environmental impact reduction, particularly in the field of reducing the area allocated for the regions of rockets' jettisoned parts impact areas. Nose fairing (NF) shatters are selected as a subject of research. The goal of the study is further development of impact areas reduction based on NF burning in dense atmosphere.

The paper sets out alternative techniques of NF shatters impact areas reduction, including representation of the suggested technique based on introducing thermite-igniting compound (TIC) to NF structure. As thermite-igniting mixtures, one can implement salts or metal oxides ($KClO_3$, $KClO_4$, CuO , etc.) mixed with one or several powder metals, such as magnesium powder, aluminum powder, titanium powder or their alloys. A binding substance, such as colloxylin is possible as well. The amount of mixture required to start the igniting process will depend on weight content of oxygen in the airflow, since combustion stability reaction just depends on its amount, and, hence, the required amount of heat emission as well.

The paper presents oxygen weight evaluation on the descent trajectory by the example of NF for the rocket carrier "Soyuz-2.1.v". As a result, the time interval within which the combustion process should be realized. Evaluation of the developed technique adequacy was carried out.

The obtained results are the initial data for further development of NF burning in dense atmosphere.

Keywords: impact area, separated part, burning nose fairing, thermite-ignited composition, oxygen.

References

1. Shatrov Ya.T. *Obespechenie ekologicheskoi bezopasnosti raketno-kosmicheskoi deyatel'nosti* (Ensuring environmental safety of rocket and space activities), Korolev, CNIIMash, 2010, part 1 and 2, 261 p.
2. Trushlyakov V.I., Lempert D.B., Zarko V.E. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle, *18th International Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials"*, 2015, vol. 2, pp. 901-904.
3. Mekhonoshin Yu.G., Chizhukhin V.N. *Patent RU 2012122926 A*, 10.12.2013.
4. Dremina N.A., Bondarenko S.A., Polomskikh N.L., Ryzhkova E.A., Konyukhov I.V. *Patent RU 2354918 C1*, 10.10.2007.
5. Lunev V.V. *Techenie real'nykh gazov s bol'shimi skorostyami* (For real gases at high speeds), Moscow, Phizmatlit, 2007. 760 p.
6. Landsberg G.S. *Elementarnyi ychebnik fiziki* (Elementary physics), Moscow, Fizmatlit, 2001, 616 p.
7. *Atmosfera standartnaya. Parametry. GOST 4401-81* (Standard atmosphere. Options, State Standart 4401-81), Moscow, Standarty, 2004, 181 p.