

Особенности обтекания плазменным потоком спускаемого космического аппарата на спуске при наличии выступа на боковой поверхности

© В.Ю. Тугаенко, А.С. Грибков, Е.Н. Гранкина, Н.В. Щербенко

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева,
г. Королев Московской области, 141070, Российская Федерация

Проанализированы особенности обтекания плазменным потоком спускаемого космического аппарата (СА) во время прохождения атмосферы Земли с орбитальной скоростью, связанные с наличием двигательного (тангажного) блока на боковой поверхности с подветренной стороны при полете СА. Показано, что часть «стекающего» с лобового теплозащитного экрана сжатого слоя отражается от фронтальной части тангажного блока и оседает на боковой поверхности СА, о чем свидетельствует характер термических изменений теплозащитных материалов боковой поверхности. Проведена оценка процессов, влияющих на формирование налета на иллюминаторе, расположенного с подветренной стороны СА. Представлен космический эксперимент по инструментальным исследованиям спектра излучения газо-плазменно-пылевого слоя и его химического состава во время спуска СА.

Ключевые слова: спускаемый космический аппарат, плазменный поток, сжатый слой, подветренная область, налет на иллюминаторе

Введение. При взаимодействии спускаемого космического аппарата (СА) с атмосферой формируется плазменный слой, экранирующий прохождение радиоволн. В результате радиосвязь с космическими аппаратами, возвращающимися на Землю, на высотах ~80...30 км практически невозможна [1]. В рамках Программы отработки перспективных космических технологий, необходимых для освоения космического пространства, реализуемой Госкорпорацией «Роскосмос» на Международной космической станции (МКС), проводятся исследования возможности установления связи с СА на «плазменном» участке лазерным излучением, используя имеющийся на СА иллюминатор, направленный во время спуска на Землю. Реализация подобной технологии зависит от оптических свойств плазмы и уровня поглощения излучения в слое налета, образующегося при спуске СА на иллюминаторе. Для понимания процессов формирования налета необходимо исследовать особенности обтекания СА набегающим гиперзвуковым потоком, в результате которого формируется химический состав сжатого слоя, «стекающего» с лобового теплозащитного экрана в подветренную область, где расположен иллюминатор. Схожие физико-химические процессы происходят и с ежегодно регистрируемыми десятками болидов,

связанных с падением достаточно крупных метеороидов и оставляющих в небе ярко светящиеся следы, которые возникают в результате взаимодействия этих космических тел, двигающихся с гиперзвуковыми скоростями, с верхней атмосферой Земли [2].

Спускаемый аппарат транспортного пилотируемого корабля «Союз» и баллистические характеристики спуска. На рис. 1. приведены фотографии транспортного пилотируемого корабля «Союз» при подготовке к полету на космодроме Байконур (рис. 1, *а*) и в составе МКС (рис. 1, *б*). В средней части корабля расположен СА, где находятся места для трех космонавтов, системы жизнеобеспечения, управления, парашютная система. Масса отсека 2,8 т, длина 2,16 м, диаметр 2,2 м.

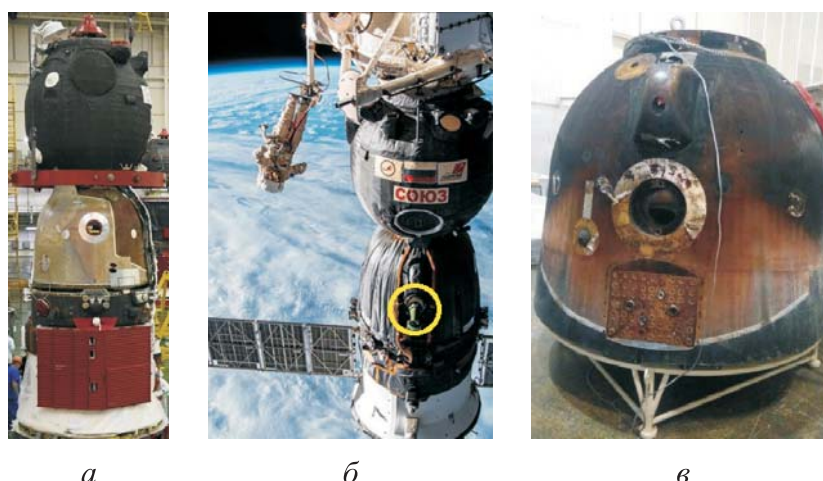


Рис. 1. Спускаемый аппарат в составе транспортного пилотируемого корабля «Союз»: *а* — при подготовке к пуску на космодроме Байконур; *б* — в составе МКС (желтым кружком обозначено место расположения иллюминатора); *в* — после спуска

Спускаемый аппарат входит в плотные слои атмосферы со скоростью $\sim 7,8$ км/с под углом атаки $\alpha \sim 26^\circ$. Продольная дальность движения в атмосфере составляет ~ 2500 км. На рис. 2 показано, как изменяются высота и скорость СА при движении по траектории спуска. Время, затрачиваемое на спуск, составляет около 12 мин.

Форма СА, положение центра масс и система управления спуском обеспечивают его управляемый спуск с аэродинамическим качеством. Устойчивость полета контролируется датчиками угловых ускорений. На рис. 3 приведены характеристики параметров спуска одного из СА в атмосфере. Начало отсчета времени на рисунке соответствует включению датчиков угловых ускорений приблизительно на высоте 140 км.

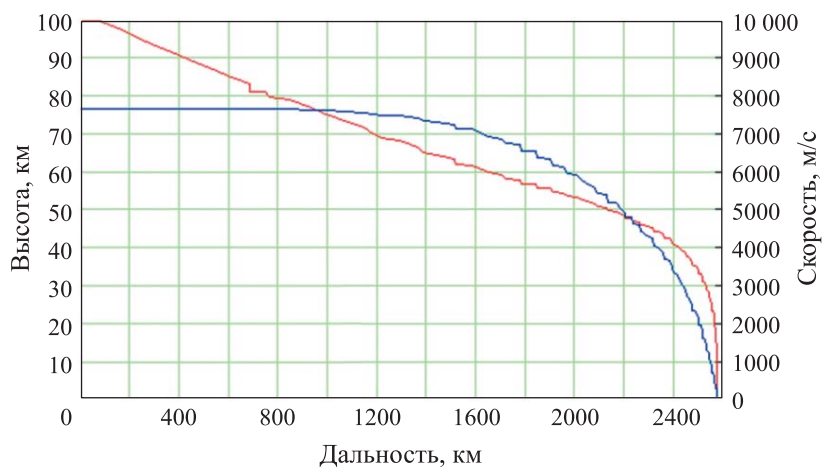
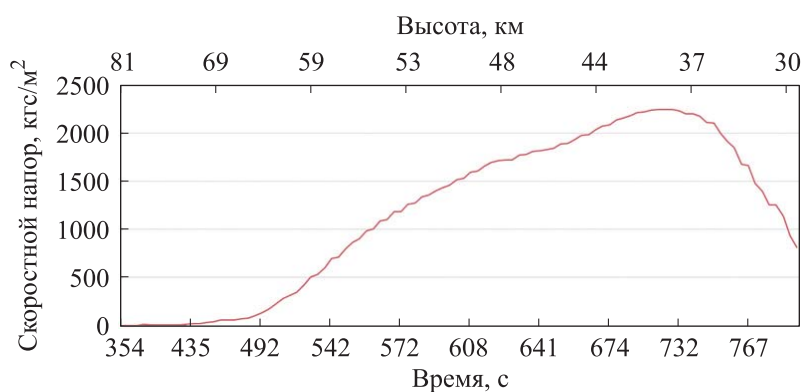
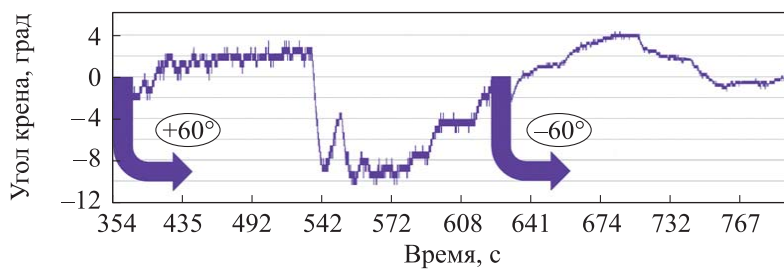


Рис. 2. Изменения высоты (—) и скорости (—) СА в процессе движения по траектории спуска



а



б

Рис. 3. Характеристики параметров спуска СА в атмосфере:
а — скоростной напор; б — угол крена

В целях защиты конструкции аппарата от аэродинамического нагрева применяется тепловая защита на основе абляционных материалов для лобового теплозащитного экрана и боковой поверхности [3]. Форма СА по обводу теплозащиты является сегментально-конической.

Обратный конус с углом полураствора 7° имеет сферическое затупление, переходящее в торцевой части в коническое кольцо. Под теплозащитным экраном расположены двигатели мягкой посадки, на внешней поверхности — перекисные двигатели управления спуском, управляющие ориентацией СА во время полета в атмосфере. Это позволяет использовать аэродинамическое качество СА и снизить перегрузки. Конструктивно один из двигателей управления спуском (тангажный блок) расположен на боковой поверхности с подветренной стороны при полете СА (рис. 1, в, над иллюминатором).

Загрязнение иллюминатора и анализ причин образования налета на его поверхности. Характерной особенностью аэрофизики входа СА в плотные слои атмосферы с орбитальной скоростью [4–7] является то, что в сжатом слое, образующемся у поверхности СА, преобладают процессы диссоциации молекулярных компонентов набегающего воздуха, температура на поверхности лобового щита теплозащитного покрытия (ТЗП) аппарата достигает 2000К, а температура в сжатом слое, по толщине составляющем 10...15 см, может достигать 8000...10 000К. Благодаря ориентации СА при спуске в атмосфере «стекающий» с лобового теплозащитного экрана сжатый слой, как и набегающий атмосферный поток, проходят над боковой поверхностью СА в подветренной области, не приводя к существенным деструктивным изменениям теплозащитного покрытия на достаточно большой площади, включающей, как правило, и расположенный там иллюминатор. На рис. 4 приведены результаты анализа состояния теплозащитного покрытия боковой поверхности одного из СА со стороны иллюминатора.

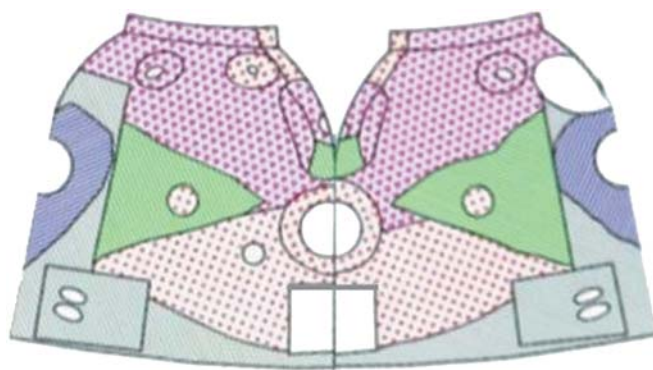







Рис. 4. Распределение температуры и состояние теплозащитного покрытия на боковой поверхности СА:

-  — зона малоизмененного ТЗП, температура 300...400 °С;
-  — зона малоизмененного, закопченного ТЗП, температура 300...400 °С;
-  — зона измененного ТЗП, температура 400...500 °С;
-  — зона измененного ФТ, температура 300...500 °С;
-  — зона образования кокса на ФТ, температура 600...700 °С;

При устойчивом полете СА в атмосфере граница между зонами малоизмененного ТЗП и ТЗП, закопченного из-за «стекающего» сжатого слоя, достаточно четко определяется, а ее положение относительно иллюминатора зависит от индивидуальных особенностей каждого СА (положения центра масс). Результаты анализа расположения границы этих двух зон приведены на гистограмме (рис. 5), слева от нее даны поясняющие анализ фотографии.

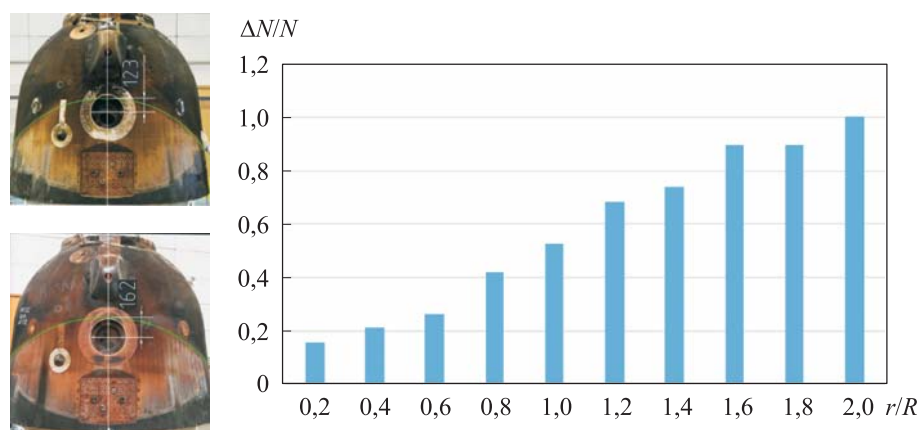


Рис. 5. Распределение расстояний между границей зон малоизмененного и закопченного ТЗП и центром иллюминатора:

r — минимальное расстояние между центром иллюминатора и границей зон; R — радиус иллюминатора в свету, $R = 103$ мм; ΔN — количество случаев с минимальным расстоянием между центром иллюминатора и границей зон, меньшим r ; N — число СА в выборке, $N = 19$

Как правило, граница этих зон проходит ниже (по потоку) двигательного (тангажного) блока, что при полете СА приводит к отражению плазменного потока от фронтальной его части и взаимодействию с боковой поверхностью СА (рис. 6, б). В отдельных случаях эта граница может пройти и существенно выше, что приведет к отсутствию взаимодействия потока с фронтальной частью двигательного блока (рис. 6, в).

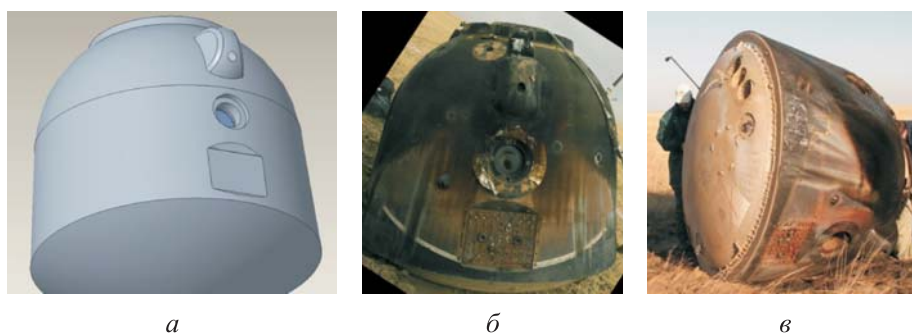


Рис. 6. Трехмерная модель СА с двигательным блоком и иллюминатором (а) и фотографии СА, демонстрирующие наличие (б) и отсутствие (в) следов плазменного потока, отраженного от двигательного блока

Анализ расположения налета на 21 иллюминаторе спускаемых аппаратов, возвратившихся с орбиты в период с 2011 по 2022 г., показал, что чаще всего (~70 %) налет распределяется по поверхности неравномерно: выделяются зона наиболее интенсивного осаждения налета (она занимает до 30 % площади иллюминатора) и несколько кольцеобразных зон, окружающих ее (рис. 7).

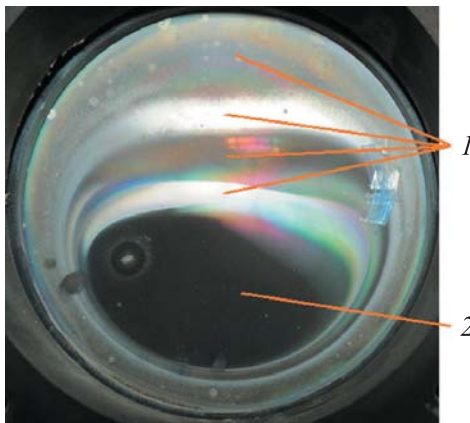


Рис. 7. Налет на иллюминаторе СА «Союз МС-17»:

1 — кольцеобразные зоны; 2 — зона наиболее интенсивного осаждения налета

Наиболее вероятным представляется следующий сценарий образования налета: зона интенсивного налета возникает в период времени после штатного поворота СА на угол 60° , а кольцевые зоны — на более раннем этапе спуска в атмосфере. Различие их характеристик, судя по отраженному свету на приведенной фотографии (см. рис. 7), связано с небольшими углами поворотов во время управляемого спуска СА. Планируется мониторинг осаждения налета на иллюминатор при проведении космического эксперимента «Плазма-СА», что позволит исследовать экспериментальные характеристики этого процесса.

Для получения опосредованной информации о химическом составе плазмы, окружающей СА «Союз», изучали состав налета, формирующегося на поверхности иллюминатора при прохождении атмосферы Земли [8]. Наблюдалось неравномерное распределение налета по поверхности, а его химический состав в основном (до 90 % по массе) включал углерод, кислород и кремний. В составе исследуемых проб (12 проб с иллюминаторов четырех СА) азот и фтор присутствовали в разной степени, от малой доли до десяти массовых процентов.

Почти все исследуемые пробы содержали железо и никель в количестве не более нескольких массовых процентов. В качестве примесей в образцах присутствовали натрий, магний, алюминий, хлор,

калий, кальций, кобальт и др. В некоторых образцах содержание отдельных элементов из числа перечисленных выше доходило до 2-3 % (мас).

Схема проведения космического эксперимента и научная аппаратура. Электромагнитное излучение в ультрафиолетовом (УФ) диапазоне от возвращаемых космических аппаратов исследовалось экспериментально как с борта самого аппарата [9, 10], так и с МКС [11].

Ультрафиолетовое излучение ударного слоя с борта космического аппарата при скоростях входа в атмосферу Земли 3,5 и 5 км/с исследовалось в диапазоне 200...400 нм на высоте 37...75 км при обтекании воздушным потоком полусферического купола радиусом 0,1 м с смонтированными в него оптоволоконными фотометрами, быстродействующим спектрометром, а также ионизационной камерой и измерителем плотности электронов. Интенсивность излучения в измеряемом диапазоне длин волн увеличивалась примерно в 100 000 раз с уменьшением высоты с 67 до 38 км. Теоретический анализ излучения для этих условий эксперимента изложен в работах [12-15].

Интенсивность УФ-излучения плазменного образования вблизи СА «Союз» была измерена с борта МКС радиометрической ультрафиолетовой камерой в области спектра 230...370 нм. Измерения проводились с расстояния ~400 км практически без поглощения атмосферы. Измеренная интегральная интенсивность УФ-излучения в указанном диапазоне длин волн составила 100 Вт/ср для высоты движения СА в диапазоне 100...30 км.

Из трех имеющихся на СА иллюминаторов один во время спуска находится в подветренной области и до начала входа в атмосферу освобождается от установленного на нем оптического прибора (визира, используемого экипажем для ориентации космического корабля в пространстве). Во время прохождения атмосферы наружная поверхность иллюминатора остается сравнительно холодной, что создает условия для конденсации продуктов термодеструкции тепловой защиты и является своеобразной ловушкой для вещества над ним. Специалисты Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН и Ракетно-космической корпорации «Энергия» предложили космический эксперимент «Плазма-СА» по исследованию излучения плазменного слоя, возникающего при прохождении атмосферы Земли СА «Союз», через иллюминатор, находящийся в подветренной области. При выполнении космического эксперимента измеряются параметры излучения плазменного слоя и степень загрязнения иллюминатора, влияющая на измерение излучения. Научная аппаратура состоит из выносного блока, устанавливаемого непосредственно на визир иллюминатора (рис. 8), и основного блока, располагаемого в контейнере полезного груза в СА «Союз». Для регистрации излучения плазмы разработана

аппаратура на основе спектрометра, регистрирующая электромагнитное излучение в диапазоне 300...1060 нм с разрешением 0,7 нм. Для определения степени загрязнения иллюминатора во время спуска измеряется интенсивность излучения лазерного диода подсветки, отраженного от наружной поверхности иллюминатора.



Место
расположения
научной
аппаратуры

Рис. 8. Размещение выносного блока научной аппаратуры, регистрирующей излучение плазмы

Заключение. Вокруг возвращаемых космических аппаратов, равно как и крупных метеороидов, при прохождении атмосферы Земли с орбитальной или более высокой скоростью образуется газоплазменно-пылевой слой, химический состав которого определяется в основном продуктами термодеструкции лобовой части тела в результате взаимодействия с набегающим воздушным потоком. В спускаемом аппарате транспортного космического корабля «Союз», возвращающего экипажи с МКС, температура на поверхности лобового щита теплозащитного покрытия аппарата достигает 2000К, а температура в сжатом слое, по толщине составляющем 10...15 см, может достигать 8000...10 000К. Содержимое сжатого слоя в основном сносится вниз по потоку, что представляет особый интерес с точки зрения проведения инструментальных наблюдений за спектром излучения газоплазменно-пылевого слоя в подветренной области СА через имеющийся в конструкции аппарата иллюминатор. Исследования процессов образования налета на иллюминаторе показали, что основным источником налета на иллюминаторе СА «Союз», расположенном во время спуска в подветренной области, является отраженный от двигательного (тангажного) блока поток сжатого слоя, «стекающий» с лобового теплозащитного экрана. Созданная для проведения космического эксперимента аппаратура позволит измерять спектры излучения в диапазоне 300...1060 нм с разрешением 0,7 нм по трассе полета, параллельно исследуя динамику загрязнения иллюминатора.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Savino R., D'Elia M.E., Carandente V. Plasma Effect on Radiofrequency Communications for Lifting Reentry Vehicles. *J. Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52 (2), pp. 417–425.
- [2] Colonna G., Capitelli M., Laricchiuta A. Hypersonic Meteoroid Entry Physics. *IOP Series in Plasma Physics*. IOP Publishing, Bristol, UK, 2019, 459 p.
- [3] Davis B.A. International Space Station Soyuz Vehicle Descent Module Evaluation of Thermal Protection System Penetration Characteristics. *NASA Technical Report JSC-66527*. Houston, Texas, USA, 2013, 396 p.
- [4] Андреевский В.В. *Динамика спуска космических аппаратов на Землю*. Москва, Машиностроение, 1970, 235 с.
- [5] Суржиков С.Т. Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов больших размеров. *Теплофизика высоких температур*, 2010, т. 48, № 6, с. 956–964.
- [6] Суржиков С.Т. Пространственная задача аэрофизики сверхорбитального космического аппарата на больших высотах. *Доклады Академии наук*, 2018, т. 482, № 3, с. 270–274.
- [7] Тугаенко В.Ю., Грибков А.С., Суржиков С.Т. Физико-химические характеристики плазменного потока, окружающего возвращаемые космические аппараты при входе в атмосферу Земли с орбитальной скоростью. *Теплофизика высоких температур*, 2023, т. 61, № 3, с. 1–10.
- [8] Tugaenko V.Y., Ovchinnikov D.S., Isaenkova M.G., Kargin N.I., Krymskaya O.A., Timofeev A.A., Babich Y.A. The chemical and mineral composition of particles precipitated from a plasma–dust layer on the porthole of the descend space vehicles during the passage of the Earth's atmosphere. *Geochemistry International*, 2021, vol. 59, no. 1, pp. 107–112.
- [9] Erdman P.W., Zipf E.C., Espy P., Howlett C., Levin D.A., Loda R., Collins R.J., Candler G.V. Flight measurements of low-velocity bow shock ultraviolet radiation. *J. Thermophysics and Heat Transfer*, 1993, vol. 7, no. 1, pp. 37–41.
- [10] Erdman P.W., Zipf E.C., Espy P., Howlett C., Levin D.A., Collins R.J., Candler G.V. Measurements of ultraviolet radiation from a 5-km/s bow shock. *J. Thermophysics and Heat Transfer*, 1994, vol. 8, no. 3, pp. 441–446.
- [11] Пластинин Ю.А., Карабаджак Г.Ф., Власов В.И., Горшков А.Б., Залогин Г.Н. Измерение и анализ интенсивности УФ излучения плазменного образования по траектории спуска с орбиты СА «Союз-ТМА» по данным наблюдений с борта МКС. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2006, т. 4. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2006-4/articles/94/> (дата обращения: 15.10.2023).
- [12] Levin D.A., Candler G.V., Collins R.J., Erdman P.W., Zipf E.C., Howlett C.L. Examination of ultraviolet radiation theory for bowshock rocket experiment. *AIAA Paper*, 1992, no. 92–2871.
- [13] Gorelov V.A., Gladyshev M.K., Kireev A.Y., Yegorov I.V., Plastinin Yu.A., Karabadzhak G.F. Experimental and numerical study of nonequilibrium ultraviolet NO and N₂⁺ emission in shock layer. *J. Thermophysics and Heat Transfer*, 1997, vol. 12, no. 1, pp. 1–8.
- [14] Vlasov V.I., Gorshkov A.V., Kovalev R.V., Plastinin Yu.A. Theoretical studies of air ionization and NO vibrational excitation in low density hypersonic flow around re-entry bodies. *AIAA Paper*, 1997, no. 97–2582.
- [15] Plastinin Yu.A., Vlasov V.I., Gorshkov A.V., Kovalev R.V., Kuznetsova L.A. Analysis of nonequilibrium radiation for low density hypersonic flow at low to moderate velocities. *AIAA Paper*, 1998, no. 98–2466.

Статья поступила в редакцию 09.12.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Тугаенко В.Ю., Грибков А.С., Гранкина Е.Н., Щербенко Н.В. Особенности обтекания плазменным потоком спускаемого космического аппарата на спуске при наличии выступа на боковой поверхности. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-1-2328>

Тугаенко Вячеслав Юрьевич — д-р техн. наук, главный специалист ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области проведения космических экспериментов, проектирования и конструкции научной аппаратуры. e-mail: vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

Грибков Александр Сергеевич — ведущий инженер-программист ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области проведения космических экспериментов, проектирования и конструкции научной аппаратуры. e-mail: alexander.gribkov@rsce.ru

Гранкина Елена Николаевна — инженер-конструктор 2-й категории ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области проведения космических экспериментов, проектирования и конструкции научной аппаратуры. e-mail: elena.grankina@rsce.ru

Щербенко Наталья Владимировна — инженер-конструктор 1-й категории ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». Специалист в области проведения космических экспериментов, проектирования и конструкции научной аппаратуры. e-mail: natalya.shcherbenko@rsce.ru

Features of plasma flow around the descent module in the reentry phase with a protrusion on its lateral surface

© V.Yu. Tugaenko, A.S. Gribkov, E.N. Grankina, N.V. Shcherbenko

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia,
Korolyov, Moscow Region, 141070, Russian Federation

The paper analyzes features of plasma flow around a descent module (DM) in passage through the Earth's atmosphere at the orbital speed, which are associated with a propulsion (pitch) unit installed on the leeward side of the lateral surface. Based on the nature of thermal alterations in the thermal protection materials of the lateral surface, the paper shows that part of the compressed layer is "flowing off" from the frontal thermal protection shield, is being reflected from the pitch unit frontal part and settles on the DM lateral surface. Processes influencing the deposit formation on the porthole positioned on the DM leeward side are assessed. A space experiment is presented on instrumental study of the emission spectrum of the gas-plasma-dust layer and its chemical composition during the DM descent.

Keywords: *descent module, plasma flow, compressed layer, leeward region, porthole plaque*

REFERENCES

- [1] Savino R., D'Elia M.E., Carandente V. Plasma Effect on Radiofrequency Communications for Lifting Reentry Vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52 (2), pp. 417–425.
- [2] Colonna G., Capitelli M., Laricchiuta A. Hypersonic Meteoroid Entry Physics. *IOP Series in Plasma Physics*. IOP Publishing, Bristol, UK, 2019, 459 p.
- [3] Davis B.A. International Space Station Soyuz Vehicle Descent Module Evaluation of Thermal Protection System Penetration Characteristics. *NASA Technical Report JSC-66527*. Houston, Texas, USA, 2013, 396 p.
- [4] Andreevskiy V.V. *Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlyu* [Dynamics of spacecraft descent to Earth]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970, 235 p.
- [5] Surzhikov S.T. Radiatsionnaya gazovaya dinamika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov bolshikh razmerov [Radiative gas dynamics of large landing spacecraft]. *Teplofizika vysokikh temperatur — High Temperature*, 2010, vol. 48, no. 6, pp. 956–964.
- [6] Surzhikov S.T. Prostranstvennaya zadacha aerofiziki sverkhorbitalnogo kosmicheskogo apparata na bolshikh vysotakh [The spatial task of the aerophysics of a super-orbital space vehicle at large altitude]. *Doklady Akademii nauk — Proceedings of the Academy of Sciences*, 2018, vol. 482, no. 3, pp. 270–274.
- [7] Tugaenko V.Yu., Gribkov A.S., Surzhikov S.T. Fiziko-khimicheskie kharakteristiki plazmennogo potoka, okruzhayushchie vozvrashchayaemye kosmicheskie apparaty pri vkhoda v atmosferu Zemli s orbitalnoy skorostyu [Physico-chemical characteristics of the plasma flow surrounding the returning spacecraft upon entry into the Earth's atmosphere at orbital speed]. *Teplofizika vysokikh temperatur — High Temperature*, 2023, vol. 61, no. 3, pp. 1–10.
- [8] Tugaenko V.Y., Ovchinnikov D.S., Isaenkova M.G., Kargin N.I., Krymskaya O.A., Timofeev A.A., Babich Y.A. The chemical and mineral composition of particles precipitated from a plasma—dust layer on the porthole of the descend

- space vehicles during the passage of the Earth's atmosphere. *Geochemistry International*, 2021, vol. 59, no. 1, pp. 107–112.
- [9] Erdman P.W., Zipf E.C., Espy P., Howlett C., Levin D.A., Loda R., Collins R.J., Candler G.V. Flight measurements of low-velocity bow shock ultraviolet radiation. *J. Thermophysics and Heat Transfer*, 1993, vol. 7, no. 1, pp. 37–41.
- [10] Erdman P.W., Zipf E.C., Espy P., Howlett C., Levin D.A., Collins R.J., Candler G.V. Measurements of ultraviolet radiation from a 5-km/s bow shock. *J. Thermophysics and Heat Transfer*, 1994, vol. 8, no. 3, pp. 441–446.
- [11] Plastinin Yu.A., Karabadzhak G.F., Vlasov V.I., Gorshkov A.B., Zalugin G.N. Izmerenie i analiz intensivnosti UF izlucheniya plazmennogo obrazovaniya po traektorii spuska s orbity SA “Soyuz-TMA” po dannym nablyudeniy s borta MKS [Measurement and analysis of the intensity of UV radiation of plasma formation along the trajectory of descent from the orbit of the Soyuz-TMA DM according to observation data from on board the ISS]. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike — Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*. 2006. vol. 4. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2006-4/articles/94/> (accessed October 15, 2023).
- [12] Levin D.A., Candler G.V., Collins R.J., Erdman P.W., Zipf E.C., Howlett C.L. Examination of ultraviolet radiation theory for bow shock rocket experiment. *AIAA Paper*, 1992, no. 92–2871.
- [13] Gorelov V.A., Gladyshev M.K., Kireev A.Y., Yegorov I.V., Plastinin Yu.A., Karabadzhak G.F. Experimental and numerical study of nonequilibrium ultraviolet NO and N₂⁺ emission in shock layer. *J. Thermophysics and Heat Transfer*, 1997, vol. 12, no. 1, pp. 1–8.
- [14] Vlasov V.I., Gorshkov A.V., Kovalev R.V., Plastinin Yu.A. Theoretical studies of air ionization and NO vibrational excitation in low density hypersonic flow around re-entry bodies. *AIAA Paper*, 1997, no. 97–2582.
- [15] Plastinin Yu.A., Vlasov V.I., Gorshkov A.V., Kovalev R.V., Kuznetsova L.A. Analysis of nonequilibrium radiation for low density hypersonic flow at low to moderate velocities. *AIAA Paper*, 1998, no. 98–2466.

Tugaenko V.Yu., Dr. Sc. (Eng.), Chief Specialist, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia; specializes in spacecraft design and construction.
e-mail: vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru

Gribkov A.S., Leading Engineer-Programmer, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia; specializes in spacecraft design and construction.
e-mail: alexander.gribkov@rsce.ru

Grankina E.N., 2st Category Design Engineer, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia; specializes in spacecraft design and construction.
e-mail: elena.grankina@rsce.ru

Shcherbenko N.V., 1st Category Design Engineer, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia; specializes in spacecraft design and construction.
e-mail: natalya.shcherbenko@rsce.ru