

НОВЫЕ ЯВЛЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ ПО СОЗДАНИЮ ИСКУССТВЕННОГО СОЛНЕЧНОГО ЗАТМЕНИЯ ПРИ СОВМЕСТНОМ ПОЛЕТЕ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ «АПОЛЛОН» — «СОЮЗ»

Мильковский А.Г.¹, Атамасов В.Д.¹,
Колбасин И.В.^{1*}, Устинов А.Н.², Калинина А.М.³

¹ Конструкторское бюро «Арсенал» им. М.В. Фрунзе,
ул. Комсомола, 1-3, Санкт-Петербург, 195009, Россия

² Машиностроительный завод «Арсенал»,
ул. Комсомола, 1-3, Санкт-Петербург, 195009, Россия

³ Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова,
ул. 1-я Красноармейская, 1, Санкт-Петербург, 190005, Россия

* e-mail: kolbasin777ivan@mail.ru

Статья поступила в редакцию 14.05.2019

Представлены обоснования явления наведенной радиации собственной внешней атмосферой (СВА) космического аппарата вследствие переносов энергии радиационных излучений от ядерной энергоустановки (ЯЭУ) за блок радиационной защиты, в затененную им область, в которой размещены чувствительные к такому излучению элементы конструкции и электронное оборудование. Перенос осуществляется при протекании реакций ядерных превращений в собственной внешней атмосфере вследствие её облучения интенсивными потоками излучений реактора, перемещения среды из области околореакторного пространства к приборному отсеку и последующей дезактивации образовавшихся радионуклидов, сопровождающейся облучениями приборного отсека. Подтверждение явления наведенной радиации обнаружено при анализе фотоматериалов, заснятых в космическом эксперименте по созданию искусственного солнечного затмения при совместном международном полете космических кораблей «Аполлон» — «Союз» (по программе ЭПАС).

Ключевые слова: космический эксперимент, собственная внешняя атмосфера, наведённая радиоактивность.

В процессе выполнения различных космических экспериментов в России и мире в целом, многократно обосновано наличие в окружении космических аппаратов (КА) плазменных атмосфер, состоящих из ионизованных газопылевых образований, создающих радиационные излучения, способные негативно влиять на физические процессы функционирования бортовых систем. Воздействия собственных внешних атмосфер КА изучаются, начиная с полетов первых спутников Земли. На современном этапе развития космонавтики появились задачи, для решения которых требуется увеличение мощностей бортовых энергетических установок, достигающих сотен киловатт — единиц мегаватт с длительными сроками функционирования [14]. Системы энергоснабжения космических аппаратов, способные получать такие уровни мощностей, возможно создать только с помощью использования ядерных энергетических

установок [1, 6]. В то же время наличие на борту КА мощного источника ионизирующего излучения, каким является ядерный реактор, требует разработки сложного комплекса устройств и мероприятий по обеспечению необходимого уровня ядерной и радиационной безопасности. Снижение радиационного влияния излучений ЯЭУ на бортовые системы, и особенно на электронную аппаратуру КА, обеспечивается за счет использования блока радиационной защиты, располагающегося между ядерным реактором и защищаемой конструкцией, а также такого устройства, которое позволяет после выведения аппарата на заданную орбиту отодвинуть ядерную энергетическую установку от защищаемой части космического аппарата [1].

Наличие газопылевой плазменной атмосферы обнаружено у каждого космического аппарата, что многократно подтверждено многими отечествен-

ными и зарубежными исследователями [1, 2, 4–6, 12, 15]. Образующиеся при воздействии интенсивных потоков гамма- и нейтронного излучений реактора радионуклиды веществ СВА, вследствие перемешивания среды под действием градиентов параметров, будут перемещаться в область забортного пространства, окружающего защищенную часть конструкции КА и приборный отсек с электронной аппаратурой. За счет наведенной радиации данные элементы будут подвергаться облучению. В этом случае снижается радиационная защита КА от излучения бортового ядерного реактора, что приведет к превышению флюенсов потоков излучений на приборный отсек и чувствительные конструктивные элементы относительно допустимых уровней. Образование потоков облученного реактором вещества СВА от работающего ядерного реактора в область приборного отсека и обратно обусловлено наличием между указанными областями градиентов параметров СВА: объемного потенциала плазмы и, соответственно, концентрации зарядов, давления и температуры плазменной газопылевой среды. Указанное движение плазмы получило физические обоснования, опубликованные в многочисленных научных трудах по ядерной физике, отражающих результаты исследований, выполненных под руководством И.В. Курчатова, что придает изложенной концепции достоверность и особую значимость, а также предопределяет необходимость разработки мер по дополнительной радиационной защите КА.

С целью обеспечения радиационной безопасности КА с ЯЭУ в космической эксплуатации предложено использовать дополнительные к известным по предыдущим полетам защитные устройства. При обосновании разработок дополнительных защитных устройств следует учитывать появившиеся сомнения в их необходимости. Главная причина указанных сомнений состоит в том, что при изучении негативных воздействий радиационно-опасной забортной среды на целевое функционирование КА выявлены низкие давления СВА. Их величины находятся в диапазоне от 10^{-4} мм рт. ст. при обычных условиях протекания бортовых процессов до единиц – десятков мм рт. ст. при воздействии высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц (ВП МДЧ) естественного или искусственного происхождения. При этом в условиях солнечного освещения среда СВА является прозрачной, поэтому создается иллюзия, что она отсутствует. Кроме того, появляется убежденность проектировщиков в том, что процессы радиоактивного облучения СВА от ЯЭУ, приводящие к возбуждениям ядер веществ и последующим

их расщеплениям, сопровождающимся радиационными излучениями, вследствие разреженности атмосферы имеют малую интенсивность. А значит, наводимые излучения, переносимые по забортной атмосфере вокруг блока радиационной защиты, также незначительны.

Подобные потоки при длительном (многолетнем) воздействии или вследствие встречи КА с высокоскоростным мелкодисперсным облаком, создающим в забортном пространстве повышенные давления, интенсифицируют деградацию чувствительных к радиации элементов конструкции и бортовых систем. Такие радиационные воздействия суммируются с другими нерадиационными негативными процессами, инициируемыми этой же разреженной атмосферной средой. Акцентируем: средой, разреженной по массе, но не по энергии, получаемой от излучений функционирующего собственного ядерного реактора. Указанное комплексное воздействие совокупности негативных факторов повышает вероятность нарушения процесса нормальной работы целевого оборудования КА, которое может привести к прекращению его функционирования ранее ожидаемого, например десятилетнего, срока.

Теоретико-экспериментальные исследования нерадиационных процессов поражения информационных КА изучаются в различных организациях более 20 лет [2–5]. Результаты этих работ позволили создать комплекс защитных мероприятий и устройств, позволяющих обеспечить требуемый срок активного функционирования КА при воздействии факторов, генерируемых ВП МДЧ. Однако при разработке указанного комплекса защиты не предусматривались способы очистки забортного пространства КА от СВА [20].

В 1975 году в космическом пространстве по программе ЭПАС был проведен международный эксперимент, в ходе которого осуществлялось фотографирование искусственного затмения Солнца и солнечной короны при совместном полете космических кораблей «Аполлон» и «Союз» [6–9]. В этом эксперименте была многократно зафиксирована СВА космического корабля (КК) «Аполлон», представленная на рис. 1 и 2 [6]. Нами были использованы указанные фотоснимки для анализа свойств забортной атмосферы КК, которые позволили понять аналогичные процессы в атмосфере КА с ядерными реакторами.

На рис. 1 расстояние между крайними точками струй выхлопных газов жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) равняется приблизительно 100 м. Диаметр корпуса КК «Аполлон» (на рисунке скрыт светящейся атмосферой) равен 4 м.

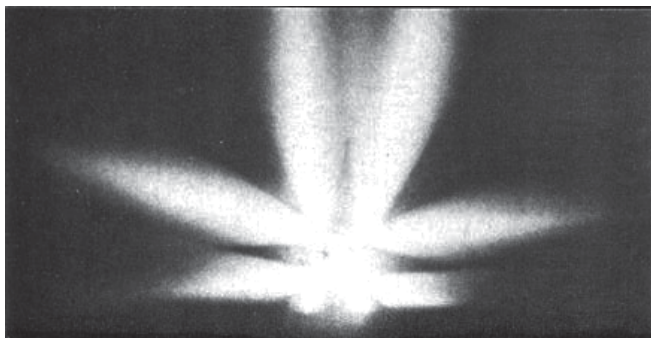


Рис. 1. Фотография СВА КК «Аполлон» при работающих двигателях системы стабилизации в космическом эксперименте «Искусственное затмение Солнца»

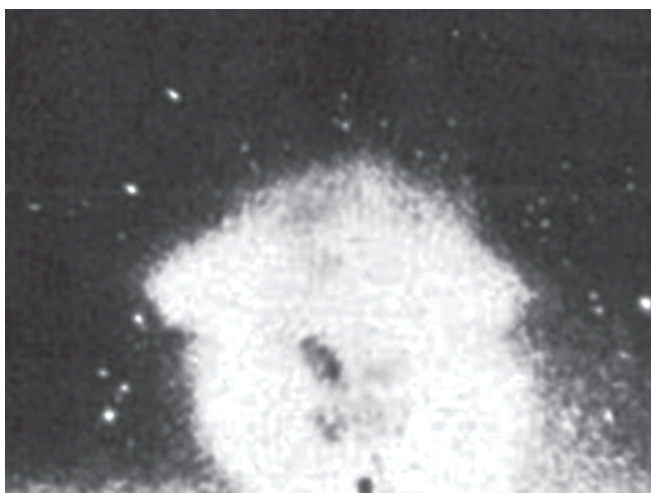


Рис. 2. Фотография СВА КК «Аполлон» при неработающих двигателях системы стабилизации в космическом эксперименте «Искусственное затмение Солнца»

Одинаковая картина наблюдается на фотографиях при работающих (рис. 1) и неработающих (рис. 2) двигателях системы стабилизации КК «Аполлон». На рис. 2 видна забортная атмосфера, приблизительно равномерно окружающая КК «Аполлон». Диаметр СВА равен ≈ 50 м.

Для обоснования протекания в СВА процессов нейтрализации блока радиационной защиты КА с ЯЭУ авторы используют четко видимую на снимках ЭПАС «одинаковую светимость» участков атмосферы, находящихся под прямым облучением радиации Солнца, и участков, расположенных в тени корпуса КК «Аполлон».

Фотоаппаратура была установлена на КК «Союз», который располагался в тени от корпуса «Аполлона». Торец корпуса «Аполлона», наблюдаемый с «Союза», не освещался Солнцем, однако он был закрыт светящейся собственной внешней атмосферой, также не находящейся под пря-

мым облучением Солнца. Это означает, что солнечная радиация от участков атмосферы, выступающих за пределы тени от корпуса «Аполлона» и освещенных прямым излучением Солнца, проникала в область его тени и заставляла светиться находящееся там вещество СВА, причем интенсивности свечений различных участков СВА была приблизительно одинаковой.

Указанное физическое явление — «одинаковая светимость» — было зафиксировано экспериментальным методом в условиях космического полета по программе ЭПАС. Это подтверждает наличие наведенной радиации из области СВА, находящейся под прямым воздействием источника излучения, за счет различных процессов передачи лучистой энергии между многообразными по массе, форме, энергии, химическому составу и т. д. частицами атмосферной среды, в затененную, т. е. защищенную от прямого излучения ядерного источника, область атмосферы. «Одинаковая светимость» атмосферного вещества может быть объяснена только тем, что потери энергии при перемещении радиации между описываемыми областями ничтожны. Это явление достоверно отражено на всех опубликованных фотографиях СВА с использованием фотопленки повышенной чувствительности. Использование такой фотопленки обусловлено слабыми светимостями изучаемых в эксперименте явлений: солнечной короны и СВА КК «Аполлон», которые приблизительно в миллион раз слабее излучения Солнца, а поэтому обнаруживаются только в период его полного затмения. Это и было искусственно создано в совместном полете КК «Аполлон» — «Союз» (ЭПАС).

Становится очевидной полная аналогия проведенного космического эксперимента с исследуемой нами сложной технической системой «КА с ЯЭУ + СВА». В составе этой системы имеется ядерный реактор, так же как и Солнце испускающий потоки корпускул (нейтронов) и электромагнитных излучений (γ -квантов), от которых чувствительная конструкция и приборный отсек КА защищены блоком теневой радиационной защиты (аналог корпуса КК «Аполлон»). Описываемый КА, так же как «Аполлон», окружен собственной атмосферой. Явление наведенной радиации, инициированное работающим в СВА ядерным реактором, может практически нейтрализовать традиционно использующуюся теневую защиту от радиации ЯЭУ. Это обстоятельство требует разработки способов и устройств дополнительной функциональной защиты с помощью

систем очистки забортного пространства от собственной внешней атмосферы.

Следует дополнить обоснование необходимости проведения мероприятий по очистке забортного пространства КА от СВА не только изученным явлением наведенной радиации, но и другими, нерадиационными процессами, приводящими к нарушениям функционирования бортовых систем КА.

В работах [3–5] теоретически и экспериментально исследованы аспекты негативного воздействия факторов, возникающих вследствие образования СВА при испарении веществ с поверхностей КА, а также в результате газопылевых выбросов при протекании различных процессов функционирования бортовых систем и устройств КА. К таким процессам относятся: генерация потоков выхлопных веществ реактивных двигателей, выпуск газов при осуществлении работы шлюзовых и дренажных устройств, инжекция паров и плазмы при появлении электрических разрядов вследствие электризации поверхности, а также выбросы веществ в различных фазовых состояниях при бомбардировках КА высокоскоростными потоками твердых частиц космического мусора или искусственно создаваемых облаков МДЧ.

В указанных исследованиях особое внимание уделялось изучению воздействия процессов, появляющихся вследствие высокоскоростной бомбардировки поверхностей КА потоками мелкодисперсных твердых частиц, нарушающих нормальное функционирование одновременно практически всех бортовых систем КА. Такие факторы подразделялись на непосредственные, если были поражены элементы данной бортовой системы, или опосредованные, когда нарушалось функционирование системы, не поврежденной бомбардировкой ВП МДЧ. Опосредованные факторы появлялись вследствие выхода за допустимые пределы параметров данной системы, вызванного повреждением бомбардировкой МДЧ других обеспечивающих систем КА [1, 3–5, 16].

Было представлено теоретическое обоснование комплекса защитных мероприятий и устройств, снижающих вероятность поражения КА в условиях воздействия ВП МДЧ. Ранее при обосновании «комплекса защиты» КА очистка забортного пространства от СВА не предусматривалась, что следует отнести к недостаткам выполненных научных исследований, поскольку при разработке комплекса защитных мероприятий не устранялись вторичные факторы длительного негативного воздействия высокоскоростного облака МДЧ после его соударения с КА.

Значение указанного недостатка становится заметным при анализе особенностей конструктивного облика КА с бортовой ядерной энергетической установкой, функционирование которой сопряжено с облучением веществ СВА мощными ионизирующими воздействиями [1, 5]. При таких облучениях возбуждаются интенсивные процессы активации ядер газопылевой среды, приводящие к образованию многочисленных радиоактивных изотопов — радионуклидов.

Кроме того, анализ новых явлений позволяет обнаружить аномальную динамику в атмосферных процессах, вызванных повышенными скоростями перемещения потоков забортной среды. Рассмотрение динамики перемещения активированной среды СВА от ядерного реактора энергоустановки, с обтеканием блока радиационной защиты, к защищенным чувствительным элементам аппарата и обратно позволяет сделать вывод о наличии повышенных скоростей такого движения вследствие, во-первых, больших градиентов параметров плазмы, формируемых работающим ядерным реактором энергоустановки, и, во-вторых, разреженности среды. В качестве аналога может служить аномально большая скорость ветра, наблюдаемая в стратосфере Земли. Приближенные оценки показывают, что скорость продольного перемещения атмосферной среды может достигать 10–20 м/с. Это означает, что за одну минуту активированная среда, находящаяся в окружении ядерного реактора, несколько раз попадет в область приборного отсека КА, удаленного с помощью системы отодвижения на 25–50 м, и столько же раз возвратится обратно к реактору. Интегральный перенос активированных ядер веществ атмосферы в область, окружающую защищенную часть КА, с постоянно протекающими процессами ядерных расщеплений, приводит к появлению и воздействию на чувствительные устройства КА наведенной радиации повышенной интенсивности. Таким образом, наличие в забортном пространстве КА с ЯЭУ быстро перемещающейся СВА будет приводить к снижению эффективности функционирования элементов конструкции и, особенно, электронной аппаратуры вследствие нейтрализации влияния блока радиационной защиты и устройства отодвижения ЯЭУ [19]. Указанное обстоятельство выявляет недостаточность использования разработанных ранее устройств для КА с ЯЭУ от их поражения высокоскоростными потоками мелкодисперсных частиц космического мусора [5, 13].

Исследования показали, что наиболее эффективной мерой устранения многих вторичных факторов воздействия ВП МДЧ, включая облучение

конструкции и бортовых систем КА наведенной радиацией, являются мероприятия по очистке заборного пространства. В то же время имеет смысл использовать и предложенные ранее средства защиты от первичных факторов ВП МДЧ, например обеспечивающие экранирование оптических элементов конструкции при прохождении КА через космообразования МДЧ [18].

Выполнен анализ реализуемости технических решений для очистки КА от плотной СВА, приводящей к блокировке используемой защиты от радиации ядерных реакторов энергоустановок. Предлагаемые устройства для осуществления очистки окружения КА с ЯЭУ от СВА, образовавшейся вследствие столкновения с облаком МДЧ, имеют в своем составе конструктивные элементы, которые уже используются в тех или иных бортовых системах КА, т. е. на практике доказали свою высокую надежность.

Например, для компенсации объемного заряда атмосферы и поверхностного заряда корпуса КА, взаимодействия которых друг с другом удерживают среду СВА в заборном пространстве, предлагается использовать термоэмиссионный нейтрализатор. Известно, что в подавляющем большинстве существующих и разрабатываемых электроионных двигателей реактивная струя формируется ускоренным потоком положительных ионов. Соответственно, электрический заряд ионного пучка, формируемого таким электроракетным двигателем (ЭРД), должен быть скомпенсирован электронами, эмитируемыми в область объемного положительного заряда. Аналогично нашему случаю, задача компенсации положительного заряда ионной струи в электроракетных двигателях состоит в исключении накопления отрицательного электростатического заряда на корпусе космического аппарата. Характерные примеры реализации способа описаны, в частности, в патенте РФ [21], патенте США [22]. Во всех указанных электроракетных двигательных установках применяется способ нейтрализации объемного заряда ионного потока эмиссией электронов единичным источником – нейтрализатором. Нейтрализатор, как правило, функционирует на основе плазмы электрического разряда в полой катод, инициируемой электронами, эмитируемыми термоэмиссионным катодом. Различные конструктивные особенности плазменной камеры нейтрализатора ЭРД, применяемого в реализациях такого способа устранения объемного заряда ионного потока, детально описываются, например, в патентах РФ [23–25].

Кроме того, предлагается система продувки заборного пространства. Данная система снабжена по меньшей мере одной парой установленных соосно и ориентированных в противоположных направлениях сопел, присоединенных к баллону со сжатым газом. Причем одно из сопел ориентировано в направлении ядерного реактора, а, соответственно, другое должно компенсировать создаваемое тяговое возмущение движения космического аппарата. В качестве аналога можно использовать систему управления ориентацией КА фоторазведки «Янтарь» [10, 11, 17], функционирующую на сжатом азоте.

Описанная совокупность устройств явилась предметом патента [26].

К сведению читателей

«В то время, когда космонавты и астронавты, пролетая над Огненной Землей и Магеллановым проливом, создавали солнечное затмение, на Земле за их работой следили тысячи специалистов: из двух центров управления полетом, с командно-измерительных комплексов, с нескольких кораблей и самолетов, рассредоточенных по всему земному шару. В это же время на Эльбрусе группа астрофизиков проводила синхронные наблюдения Солнца» [6]. Все эти мероприятия позволили исключить возможные ошибки в полученных результатах, которые используются для обоснования достоверности выполненных авторами научных исследований радиационных процессов в собственной внешней атмосфере КА с ядерной энергосистемой.

Выводы

В статье [6] сказано: «Всего за несколько минут полетного времени в космическом эксперименте ЭПАС были получены уникальные данные по внешней солнечной короне и «атмосфере» вокруг космического аппарата. Фотометрически калиброванные фотоснимки — это не просто картинки. Они — отображение, своего рода фотодисплей огромного объема количественных данных и функциональных зависимостей».

Невидимая среда стала видимой и обнаружила («сделала видимым») процесс наведения радиации в затененное пространство. Научный метод позволяет обнаружить («сделать видимыми») опасные процессы переноса радиационно-заряженной среды СВА в защищенную область, в которой размещены чувствительные к излучению устройства, чем устраняется защитная функция блока радиационной защиты, а также системы

отодвижения, использующейся для ослабления радиации от работающего ядерного реактора.

Следует однозначный вывод: проблема очистки забортного пространства КА с ЯЭУ является актуальной.

Библиографический список

1. Мильковский А.Г., Атамасов В.Д., Бабук В.А., Данилюк А.Ю., Немыкин С.А., Романов А.В., Соколов Ю.А., Устинов А.Н. Ядерные орбитальные комплексы. — СПб.: КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе, 2016. — 800 с.
2. Абдурахимов А.А., Полуян М.М. Исследование функционирования космических аппаратов в условиях воздействия высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц космотехногенного происхождения // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2007. С. 26-28.
3. Абдурахимов А.А., Полуян М.М. Современное состояние в области исследований функционирования космических аппаратов в условиях воздействия высокоскоростных потоков мелкодисперсных частиц космотехногенного происхождения // XXV межведомственная научно-техническая конференция космодрома «Плесецк»: Сборник трудов, 2007. С. 84-87.
4. Акишин А.И., Новиков Л.С. Электризация космических аппаратов. — М.: Знание, 1985. — 73 с.
5. Аскеров Ф.А., Атамасов В.Д., Полетаев Б.И. Космонавтика XXI века и ядерные термоэмиссионные энергетические установки / Под ред. А.П. Ковалева, В.Ф. Фатеева. — СПб.: Агентство «РДК-принт», 2002. — Часть 2. — 384 с.
6. Солнечное затмение по заказу // Техника молодежи. 1978. № 5. С. 21-23.
7. «Союз»—«Аполлон». URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%B7_%E2%80%94%D0%90%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D0%BE%D0%BD
8. РКК «Энергия» — программа ЭПАС. URL: <https://www.energia.ru/energia/history/astp-project.html>
9. Рукопожатие на орбите. К 35-летию международного космического полета по программе ЭПАС. URL: <http://vystavki.rgantd.ru/epas/index.htm>
10. Атамасов В.Д., Ермолаев В.И., Езерский В.В. Космический аппарат «Янтарь». — СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2005. — 378 с.
11. Атамасов В.Д., Беляев С.Г. Системы исполнительных органов космического аппарата «Янтарь». — СПб.: БГТУ «Военмех» имени Д.Ф. Устинова, 2017. — 354 с.
12. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Метод выбора проектных параметров модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования земли при наличии ограничений // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 1. С. 44-55.
13. Шустров Т.Л. Имитационное моделирование как обоснование выбора системы очистки от вредных микропримесей // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 51-63.
14. Гапоненко О.В., Гаврин Д.С., Свиридова Е.С. Анализ структуры стратегических планов развития ракетно-космической промышленности методом классификации НИОКР космических функциональных и промышленных технологий // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 64-81.
15. Юдинцев В.В. Динамика захвата сетью вращающегося объекта космического мусора // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 37-48.
16. Донсков А.В., Мишурова Н.В., Соловьев С.В. Автоматизированная система контроля состояния космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 151-160.
17. Разумный Ю.Н., Самусенко О.Е., Нгуен Н.К. Анализ оптимальных вариантов двухъярусных спутниковых систем непрерывного обзора сферического слоя околоземного космического пространства // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 171-181.
18. Асланов В.С., Юдинцев В.В. Стыковка с объектом космического мусора при помощи разворачиваемой упругой балки-ленты // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 16-24.
19. Осипов А.М., Козорез Д.А., Сыпало К.И. Решение задачи навигационных определений высокоскоростного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 4. С. 5-19.
20. Малышев О.В., Вишняков А.А., Хмаров И.М., Кондрашов Н.Г. Определение пространственных положений летательных аппаратов по их двумерным динамическим изображениям // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 4. С. 93-101.
21. Баранов В.И., Васин А.И., Петросов В.А., Яинов Ю.М. Плазменный ускоритель. Патент RU 2092983 С1, 10.10.1997.
22. Walther S. Electrostatic propulsion engine with neutralizing ion source. Patent US6195980B1, 06.03.2001.
23. Гопанчук В.В., Горбачев Ю.М., Козубский К.Н. Катод-компенсатор. Патент RU 2168793 С1. Бюл. №16, 10.06.2001.
24. Гопанчук В.В., Горбачев Ю.М. Катод-компенсатор. Патент RU 2173001 С1. Бюл. №24, 27.08.2001.
25. Гопанчук В.В., Горбачев Ю.М. Катод-компенсатор. Патент RU 2173002 С1. Бюл. №24, 27.08.2001.
26. Атамасов В.Д., Дементьев И.И., Устинов А.Н. Ядерная энергетическая установка космического аппарата. Патент RU 2677420 С1. Бюл. №2, 16.01.2019.

NEW PHENOMENA IN THE SPACE EXPERIMENT ON CREATING AN ARTIFICIAL SOLAR ECLIPSE WHILE THE SPACESHIPS “APOLLO”–“SOYUZ” JOINT FLIGHT

Mil'kovskii A.G.¹, Atamasov V.D.¹, Kolbasin I.V.^{1*}, Ustinov A.N.², Kalinina A.M.³

¹ Design Bureau “Arsenal” named after M.V. Frunze,
1-3, Komsomola str., Saint Petersburg, 195009, Russia

² Machine-Building plant “Arsenal”,
1-3, Komsomola str., Saint Petersburg, 195009, Russia

³ Baltic State Technical University “Voenmekh” named after D.F. Ustinov,
1, 1st Krasnoarmeyskaya street, Saint Petersburg, 190005, Russia

* e-mail: kolbasin77ivan@mail.ru

Abstract

The presence of gas-and-dust plasma atmosphere is discovered in every spacecraft, which is confirmed by many domestic and foreign researchers. Due to the medium mixing under the impact of parameters gradients, the radionuclides of plasma atmosphere formed with the intensive impact of gamma and neutron radiation of the reactor would migrate to the outboard space area, surrounding protected part of the spacecraft structure and instrument bay with electronic equipment. These elements would be exposed to radiation due to the induced radiation. In this case, the deterioration of the spacecraft radiation protection against the onboard reactor occurs, which would lead to fluences excess of radiation fluxes on the instrument bay and sensitive structural elements relative to the acceptable levels. Formation of the flows of the eigen external atmosphere (EEA) substance irradiated by the reactor from the operating reactor into the area of the instrument bay and back is stipulated by the presence of parameters gradient of the EEA substance between the specified areas. These parameters are the volume plasma potential and, correspondingly, concentration of charges, pressure and temperature of the gas-and-dust plasma medium. This plasma migration got physical substantiations, published in many scientific works on nuclear physics, performed under I.V. Kurchatov guidance, which attaches authenticity and meaningfulness to the outlined concept, as well as determines the necessity to developing measures for the spacecraft extra radiation protection.

In 1975, an international experiment was conducted in the outer space under the “EPAS” program, during which the artificial Eclipse of the Sun and the solar corona was photographed during the Apollo and Soyuz spaceships joint flight. The spacecraft EEA was repeatedly registered while this

experiment. We employed the said photos to analyze the properties of the spacecraft outboard atmosphere. It allowed comprehending the similar processes in the atmosphere of the spacecraft with nuclear reactor.

The physical phenomenon of the “identical luminosity” was recorded by the experimental method in conditions of the space flight under the EPAS program. This phenomenon is a confirmation of the induced radiation phenomenon from the EEA area being under the direct impact of the radiation source due to the various processes of the radiant energy transfer between the particles of the atmospheric environment, varying in weight, shape, chemical content etc., to the shadowed area, protected from direct radiation of the nuclear source, into the atmosphere area. The “identical luminosity” of atmospheric matter can only be explained by the fact that the energy losses while the radiation migration between the described areas are minute. This phenomenon is reliably rendered on all published EEA photos employing high-sensitivity photo film. Such film employing was predetermined by the weak luminosities of the phenomena studied in the experiment such as solar corona and the spacecraft Apollo EEA. They are approximately millions of times smaller weaker than the Sun radiation. Thus, they are being detected only during its full eclipse. This was artificially created in the “Apollo”–“Soyuz” spaceships joint flight (EPAS).

It is necessary to add justification for the necessity for measures to clean the spacecraft outboard space from the EEA caused not by the induced radiation phenomenon only, but also by other non-traditional processes that lead to disturbances in the spacecraft onboard systems functioning.

Keywords: space experiment, eigen external atmosphere, induced radioactivity.

References

1. Mil'kovskii A.G., Atamasov V.D., Babuk V.A., Danilyuk A.Yu., Nemykin S.A., Romanov A.V., Sokolov Yu.A., Ustinov A.N. *Yadernye orbital'nye komplekсы* (Nuclear orbital complexes), St. Petersburg, KB "Arsenal" im. M.V. Frunze, 2016, 800 p.
2. Abdurakhimov A.A., Poluyan M.M. *Trudy Voenno-kosmicheskoi akademii imeni A.F. Mozhaiskogo*, 2007, pp. 26-28.
3. Abdurakhimov A.A., Poluyan M.M. *XXV Mezhdovedstvennaya nauchno-tehnicheskaya konferentsiya kosmodroma "Plesetsk". Sbornik trudov*, 2007, pp. 84-87.
4. Akishin A.I., Novikov L.S. *Elektrizatsiya kosmicheskikh apparatov* (Electrification of spacecraft), Moscow, Znanie, 1985, 73 p.
5. Askerov F.A., Atamasov V.D., Poletaev B.I. *Kosmonavtika XXI veka i yadernye termoemissionnye energeticheskie ustanovki* (Cosmonautics of the XXI century and thermo-emission power plants), St. Petersburg, Agentstvo "RDK-print", 2002. Part 2, 384 p.
6. Solnechnoe zatmenie po zakazu. *Tekhnika molodezhi*, 1978, no. 5, pp. 21-23.
7. "Soyuz"—"Apollon". URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%BE%D1%8E%D0%B7_%E2%80%94%D0%90%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D0%BB%D0%BE%D0%BD
8. *RKK "Energiya" — programma EPAS*. URL: <https://www.energiya.ru/energiya/history/astp-project.html>
9. *Rukopozhatie na orbite. K 35-letiyu mezhdunarodnogo kosmicheskogo poleta po programme EPAS*. URL: <http://vystavki.rgandtd.ru/epas/index.htm>
10. Atamasov V.D., Ermolaev V.I., Ezerskii V.V. *Kosmicheskii apparat "Yantar"* ("Amber" spacecraft), St. Petersburg, VKA imeni A.F. Mozhaiskogo, 2005, 378 p.
11. Atamasov V.D., Belyaev S.G. *Sistemy ispolnitel'nykh organov kosmicheskogo apparata "Yantar"* (Actuator mechanisms systems of the "Amber" spacecraft), St. Petersburg, BG TU "Voenmekh" imeni D.F. Ustinova, 2017, 354 p.
12. Matveev Yu.A., Lamzin V.V. A constraint-based technique to choose design parameters of spacecraft versions meant for earth remote sensing. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 1, pp. 44-55.
13. Shustrov T.L. Simulation as a substantiation of the trace contaminants removal system selection. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 51-63.
14. Gaponenko O.V., Gavrin D.S., Sviridova E.S. Structure analysis of the strategic plans of the space-rocket industry development by method of space functional and industrial technologies R&D classification. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 64-81.
15. Yuditsev V.V. Rotating space debris objects net capture dynamics. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 37-48.
16. Donskov A.V., Mishurova N.V., Solov'ev S.V. Automated system for space vehicle status monitoring. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 151-160.
17. Razoumny Yu.N., Samusenko O.E., Nguyen N.Q. Optimal options analysis of two-tier satellite systems for near-earth space spherical layer continuous coverage. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 171-181.
18. Aslanov V.S., Yuditsev V.V. Docking with space debris employing the unfolding flexible beam-strap. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 16-24.
19. Osipov A.M., Kozorez D.A., Sypalo K.I. Solution to the problem of high-speed flying vehicle navigation. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 4, pp. 5-19.
20. Malyshev O.V., Vishnyakov A.S., Khmarov I.M., Kondrashov N.G. Definition of spatial positions of flying machines under their two-dimensional dynamic images. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 4, pp. 93-101.
21. Baranov V.I., Vasin A.I., Petrosov V.A., Yashnov Yu.M. *Patent RU 2092983 C1*, 10.10.1997.
22. Walther S. Electrostatic propulsion engine with neutralizing ion source. *Patent US6195980B1*, 06.03.2001.
23. Gopanchuk V.V., Gorbachev Yu.M., Kozubskii K.N. *Patent RU 2168793 C1*, 10.06.2001.
24. Gopanchuk V.V., Gorbachev Yu.M. *Patent RU 2173001 C1*, 27.08.2001.
25. Gopanchuk V.V., Gorbachev Yu.M. *Patent RU 2173002 C1*, 27.08.2001.
26. Atamasov V.D., Dement'ev I.I., Ustinov A.N. *Patent RU 2677420 C1*, 16.01.2019.