

УДК 681.2+629.78+539.216.2

© Д. В. Фомин, И. О. Шолыгин, Е. И. Зубко, 2024

ИЗУЧЕНИЕ ЯВЛЕНИЯ КОНТАМИНАЦИИ НА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

В работе рассматривается отрицательное воздействие собственной атмосферы космического аппарата (КА) на его внешние приборы и проявление менее изученного явления — контаминации, оказывающего вредное воздействие на внутренние узлы и приборы КА. Образованные слои контаминантов толщиной всего в несколько нанометров способны значительно ухудшить пропускные характеристики оптических приборов. Для изучения явления контаминации очень важным представляется определение толщины пленок сублимированных веществ с течением времени. Авторами предлагается прибор для изучения явления внутренней контаминации. Работа предложенного устройства основана на измерении резонансных частот колебаний кристаллического резонатора, выступающего в роли датчика, реагирующего на изменение массы нарастающей пленки контаминантов. Предложенное устройство является перспективным для КА, поскольку используемые в его основе кварцевые резонаторы устойчивы к вибрации, а сам модуль имеет малые габариты и вес, что позволяет размещать его на космических аппаратах стандарта CubeSat.

Кл. сл.: внутренняя контаминация, пленки контаминантов, космический аппарат, собственная внешняя атмосфера, осаждение летучих соединений

ВВЕДЕНИЕ

При длительной эксплуатации космического аппарата (КА) в условиях околоземной орбиты на его конструкцию, оптические и радиоэлектронные приборы одновременно оказывают влияние различные факторы космического пространства, такие как специфический температурный режим, высокоэнергетическое излучение, собственная внешняя атмосфера аппарата (СВА) и проявление контаминации внутри КА и в его отдельных узлах. Космический аппарат по большей части находится в разреженной, ионизированной атмосфере, состав которой отличается от состава верхних слоев атмосферы Земли [1]. Рассмотрим факторы, относящиеся к самому КА и его узлам. Так, СВА представляет собой остаточные продукты работы двигателей, твердые частицы и молекулы, выделяющиеся с терморегулирующих покрытий и электронных печатных плат КА, продукты распыления конструкционных материалов атомами остаточной атмосферы и высокоэнергетическими ионами [2, 3]. Внутренняя контаминация — сублимация конструкционных материалов внутри КА и его приборов с осаждением газовой фазы в виде пленок на функциональные поверхности. Достоверно известно, что влияние контаминации на оптические приборы и важные узлы КА приводит к уменьшению срока их службы, что связано с ухудшением их ключевых характеристик [1, 2], однако данное явление недостаточно изучено.

ВОЗДЕЙСТВИЕ СВА НА УЗЛЫ И ПРИБОРЫ КА

Состав СВА может значительно меняться вследствие выхолаживания газовыделяющих материалов, осаждения летучих конденсирующихся веществ (ЛКВ) на поверхности КА и улетучивания. Частицы СВА сопровождают космический аппарат в полете, образуя газопылевое облако, аналогичное комете [2, 3].

На частицы СВА воздействует давление солнечного ветра, гравитационные и электромагнитные силы, рис. 1. В случае околоземных орбит также имеет место торможение частиц СВА при взаимодействии их с атомами остаточной атмосферы Земли [1, 4]. СВА при длительном воздействии на КА оказывает негативное влияние на характеристики терморегулирующих покрытий и спектральные свойства оптических поверхностей [4–6].

Исследование влияния СВА является сложной задачей, т.к. качественная оценка может быть проведена только на этапе эксплуатации КА. Моделирование воздействия СВА не может в полной мере отразить влияние всех процессов. В случае наземных испытаний на результаты будут оказывать влияние продукты загрязнения вакуумных камер (вакуумные масла, продукты сублимации с поверхностей камеры, натекание атмосферного газа) [2].

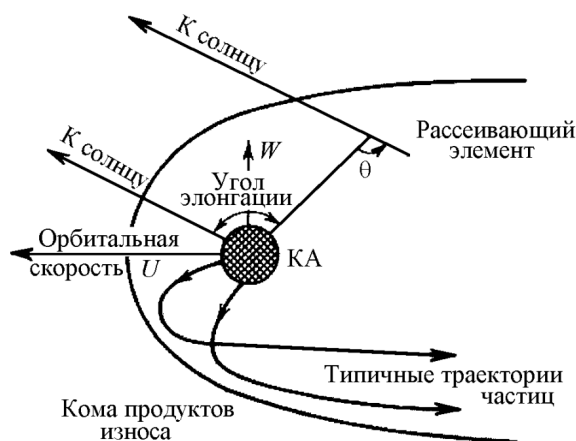


Рис. 1. Схематическое изображение собственной внешней атмосферы КА на расстояниях, превышающих размеры КА [1]

Большая часть молекул и частиц СВА находится в ионизированном состоянии. Ионы и свободные электроны в СВА образуются в результате фотоионизации частиц вследствие воздействия на них солнечного излучения, причем максимум сечения фотоионизации приходится на ультрафиолетовую область спектра. Дополнительно имеет место фотоэмиссия свободных электронов с поверхностей КА. С внедрением электроракетных двигателей (ЭРД) вклад в образование ионов также дает истечение ионов рабочего тела ЭРД. Ионизированные частицы оказывают влияние на фазу и амплитуду радиосигналов. Следствием такого воздействия являются сбои в работе связи с КА, нарушение работы его радиоэлектронных компонентов [7].

Плотность собственной атмосферы крайне мала, поэтому единственный путь, которым частицы могут перейти в основное состояние, является переизлучение. Такое явление распространяется с одинаковой интенсивностью во все стороны. При некоторых условиях СВА может значительно мешать регистрации оптическими системами ВУФ-диапазона и способствовать рассеиванию солнечного света, тем самым вызывая появление паразитных засветок на выходных данных оптических приборов. Наиболее опасным влияние переотраженного излучения может быть при воздействии его на астронавигационную аппаратуру за счет появления световых ориентиров в виде паразитных засветок. Так, крупные частицы пыли размерами до сотни мкм могут иметь яркость, сравнимую со светом звезд первой величины [8].

Осаждение летучих соединений, углеводородов и ионов металла на поверхности корпуса КА приводит к изменению их оптических свойств отражения и поглощения [9]. Образующиеся пленки обычно имеют в своем составе летучие углеводо-

роды и органические соединения с высоким молекулярным весом. Важным фактором, влияющим на образование пленок, является температурный режим КА. В процессе эксплуатации корпус КА испытывает изменение температуры в диапазоне от -190 до $+120$ °С [10]. Частицы СВА не задерживаются на холодных поверхностях, для нагретых же наблюдается активная конденсация с образованием островков конденсата [11, 12].

Осажденные пленки углеводородов и органических соединений в условиях горячей поверхности и внешнем облучении УФ-излучением полимеризуются, образуя пленки с высокой степенью адгезии. Такие пленки практически невозможно удалить с поверхностей, например, оптических приборов [13].

Приведенное в работе [11] исследование зависимости влияния облучения на коэффициент пропускания показало, что воздействие ультрафиолетового излучения на углеводородные пленки является причиной образования дополнительных центров поглощения. Однако изменение коэффициента ослабления излучения в пленках имеет экспоненциальный характер, рис. 2, из чего можно сделать вывод: процесс образования дополнительных центров проходит с насыщением.

Более выражено оптические характеристики меняются в том случае, если в составе пленки имеются атомы металлов, например рабочего тела ЭРД [Li, Hg, Cd, Cs]. Использование ЭРД может дополнительно являться причиной образования металлических пленок с толщиной до нескольких десятков нм [14, 15].

По данным работы [15], прозрачность оптических поверхностей после нанесения пленок цезия может увеличиваться.

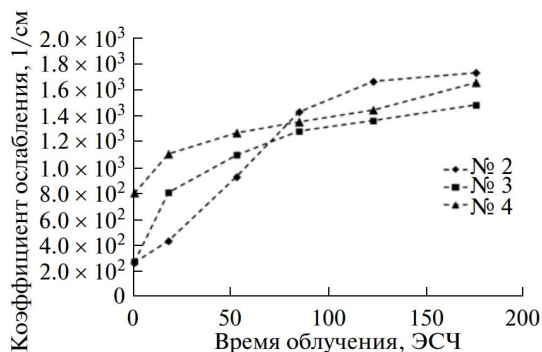


Рис. 2. Динамика изменения интегральных коэффициентов пропускания образцов по времени облучения [11].

Примечание. Рисунок воспроизведен из [11] только для иллюстрации тезиса. Поэтому пояснения минимальны: кривые относятся к 3 нумерованным образцам; время облучения измерялось в эквивалентных солнечных часах (ЭСЧ)

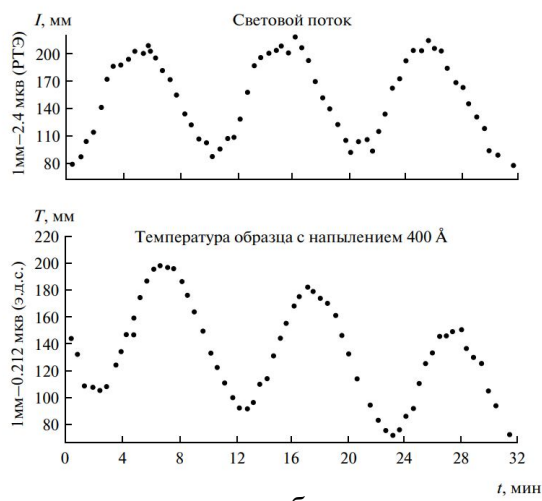
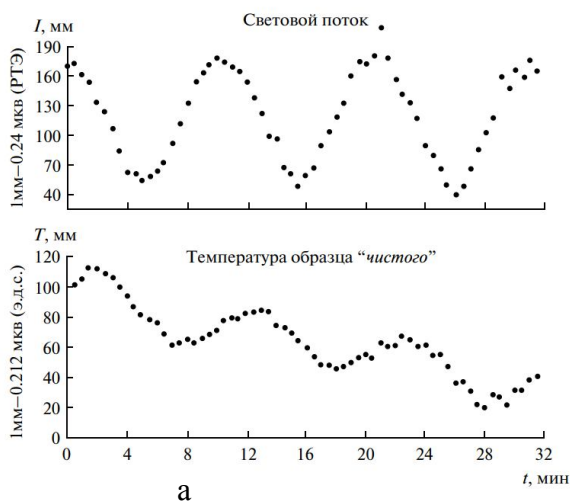


Рис. 3. Зависимости светового потока $J(t)$ от температуры образца [9].

а — чистого образца; б — после напыления пленок цезия.

Примечание. Вдоль осей ординат указаны масштабы для измерительных термопары (Э.Д.С.) и радиационного термоэлемента (РТЭ)

В начальный момент времени пленки металла могут обладать просветляющими свойствами аналогично диэлектрическим пленкам. В случае толстых пленок с толщинами более 100 нм наблюдается уменьшение пропускания, с последующим частичным восстановлением свойств в течение некоторого времени. Данное явление объясняется процессами, происходящими с островками зарождающейся пленки. В течение некоторого периода идет процесс миграции островков по поверхности с последующей их коалесценцией. Со временем их подвижность падает, а размеры увеличиваются [14, 16].

Автором работы [9] были получены данные о влиянии пленок цезия на термический режим кос-

мического аппарата. На рис. 3 приведены графики зависимости светового потока $J(t)$ от температуры образца до и после напыления пленок металла.

После формирования на поверхности пленки цезия толщиной 40 нм замечен значительный рост амплитуды переменной составляющей температуры.

ВОЗДЕЙСТВИЕ ВНУТРЕННЕЙ КОНТАМИНАЦИИ НА УЗЛЫ И ПРИБОРЫ КА

Присутствующие внутри приборов КА пары и частицы конструкционных материалов оседают по всей площади функциональных поверхностей узлов и агрегатов в виде тонких слоев контаминантов, образуя пленки. В этом заключается

проявление внутренней контаминации. Данному явлению подвергаются все узлы и приборы КА, установленные на спутнике. Отличие от внешней СВА заключается в том, что образующиеся пары и частицы контаминантов не могут покинуть КА и его приборы вследствие улетучивания, а образованные пленки невозможно удалить с функциональных поверхностей, например, путем их прогрева. Причем концентрация образовавшихся паров и частиц контаминантов в течение всего периода эксплуатации аппарата будет расти, оказывая отрицательное влияние на характеристики аппаратуры. В настоящее время явление внутренней контаминации недостаточно изучено, в отличие от других видов воздействий на КА, например как температурные перепады и радиационное воздействие [1, 19, 20].

В результате проведенного выше анализа были определены факторы внешнего и внутреннего воздействия, влияющие на работоспособность КА. В таблицу сведены ныне существующие способы защиты КА и его приборов в зависимости от вида воздействия.

Анализ таблицы показывает, что явление внутренней контаминации требует углубленного изучения с целью выработки эффективных методов защиты элементов космических аппаратов для увеличения срока их службы и сохранения ключевых характеристик.

Деграцию функциональных поверхностей приборов космического аппарата в результате проявления внутренней контаминации можно оценить по толщине пленок контаминантов, образующихся за определенный временной промежуток. Существенность предлагаемого способа оценки подтверждается данными работы [20], согласно которой слои контаминантов толщиной всего 10 нм, формирующиеся на поверхностях оптических приборов, способны уменьшить пропускание на отдельно взятых участках ВУФ-диапазона вдвое. Таким образом, технические характеристики оптических приборов КА во многом зависят от толщины образовавшихся пленок. Поэтому для исследования явления контаминации важно точно определять их толщину. Для этого могут быть использованы различные методы.

Так, например, определять толщину пленок возможно с применением метода атомно-силовой микроскопии, предложенного в [21]. Метод основан на измерении аналитического сигнала рентгеновской флюоресценции от элементов пленки и подложки методом энергодисперсной рентгеновской спектроскопии при двух разных энергиях первичного пучка от элемента маркера, входящего в состав подложки. Фактическая толщина осажденной пленки определяется построением зависимости ослабления сигнала от элемента маркера.

Табл. Предлагаемые методы защиты КА и его приборов в зависимости от вида воздействия (СВА и внутренней контаминации) [4, 17–19]

Вид воздействия	Проявление	Предполагаемые способы защиты
СВА	Образование хвоста СВА вблизи КА	Применение конструкционных материалов с низким давлением паров
		Девазация поверхностей конструкции и узлов КА перед запуском аппарата
		Контроль температуры корпуса КА для предотвращения сильного нагрева конструкционных материалов
	Образование пленок на внешних оптических поверхностях	Девазация важных участков поверхностей, например, путем их прогрева
Внутренняя контаминация	Сублимация конструкционных материалов на поверхностях приборов	Применение конструкционных материалов с низким давлением паров

Другим эффективным методом является бесконтактное измерение толщин пленок с применением интерферометра. Метод основан на предварительном воздействии на подложку, не содержащую пленки, белого света для определения коррелограмм. Воздействие белого света на подложку с нанесенной на нее пленкой позволяет получить набор измененных коррелограмм, после чего выделяется опорная коррелограмма. Измерение набора коррелограмм осуществляют по каждому пикселю, которые аппроксимируют взвешенной суммой двух или более опорных коррелограмм, вычисляют набор толщин пленки [22].

Другой метод, предложенный в [23], основан на анализе диэлектрических характеристик образцов и их зависимостей от толщины с использованием линейной зависимости температуры смены характера проводимости от толщины пленок.

Представленные методы измерения толщин пленок, несмотря на их эффективность, не подходят для использования на борту малых КА. Так, метод [21] невозможно реализовать в силу массогабаритных особенностей аппаратуры. Более перспективным является метод [22], но его применение может быть затруднено в связи с тем, что состав пленок контаминантов разнообразен и может меняться с течением времени. Метод, предложенный в [23], не является универсальным, т.к. рассчитан на измерение толщины полимерных диэлектрических пленок,

в то время как в состав контаминантов могут входить, например, металлы конструкций КА.

В связи с этим авторами, имеющими опыт проектирования устройств для малых КА [24, 25 и др.], предложен прибор, позволяющий реализовать метод измерения толщин тонких пленок с использованием в качестве датчика кристаллического кварцевого резонатора.

ПРИБОР ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЯВЛЕНИЯ КОНТАМИНАЦИИ

Метод основан на применении пьезорезонансного датчика, преобразующего неэлектрические физические величины в электрические сигналы. В основе работы данного датчика лежит обратный пьезоэлектрический эффект, который заключается в преобразовании электрического напряжения, подводимого к электродам, расположенным на противоположных поверхностях пьезоэлектрической пластины, в механические деформации пластины. Предлагаемый на его основе прибор [26] состоит из двух модулей. Первый включает в себя пьезорезонансный датчик, выполненный на отдельной плате 1, см. рис. 4, размещаемый внутри корпуса КА или отдельного устройства. Кварцевый датчик подключается к измерительному генератору, входящему в состав аналитического модуля 2.

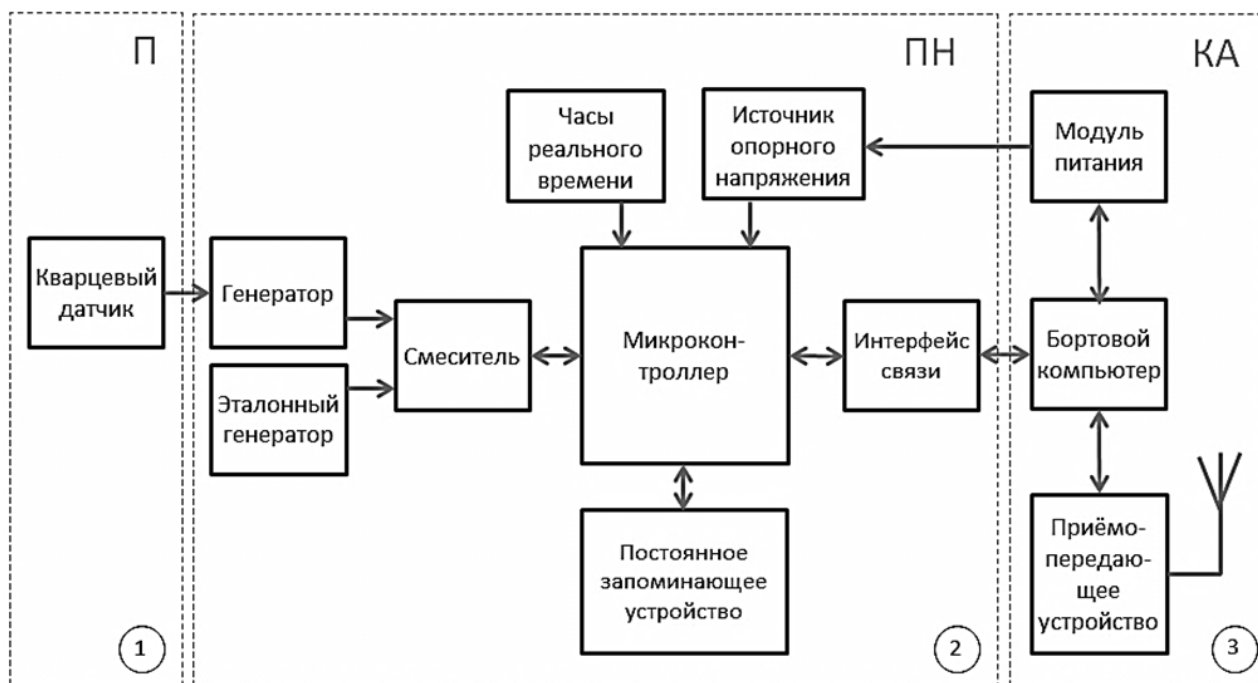


Рис. 4. Структурная схема блока полезной нагрузки для исследования явления контаминации [26].
 П — пьезорезонансный датчик; ПН — собственно блок полезной нагрузки (аналитический блок);
 КА — малый космический аппарат

В устройство аналитического модуля входит также эталонный генератор, в цепь которого включен изолированный (в собственном корпусе) кварцевый резонатор. Сигналы с обоих генераторов поступают на смеситель, а затем на обработку в микроконтроллер, соединенный с ПЗУ, источником опорного напряжения и часами реального времени. Толщина пленки рассчитывается сравнением разницы частот измерительного генератора и эталонного генератора с учетом заранее введенных программным путем в микроконтроллер данных о плотностях конструкционных материалов, из которых состоит исследуемый на контаминацию прибор.

Разница собственных колебаний кварцевого датчика связана с массой осажденного вещества, и, соответственно, с толщиной пленки. Толщина определяется по методике, предложенной в [27], расчет строится на основе формулы:

$$\Delta f = \frac{Kf_0^2 \Delta M}{N \rho_q A_m} = - \frac{KN \Delta M}{\rho_q d_q^2 A_m},$$

где: ρ_q — плотность кварца; K — постоянная, величина которой зависит от распределения осажденной пленки по площади A_m датчика; d_q — толщина пластины; ΔM — масса осажденного вещества; Δf — толщина пленки, $N = 1.67 \cdot 10^6$ Гц·мм; f_0 — резонансная частота сдвиговых колебаний пластины.

Осаждение некоторой массы ΔM на кварцевый резонатор вызывает изменение резонансной частоты, при этом осажденное вещество влияет на резонансную частоту только через массу, влияние иных параметров несущественно [27].

На рис. 5 представлена фотография спроектированного и изготовленного в НОЦ им. К.Э. Циолковского АмГУ лабораторного прототипа полезной нагрузки для определения толщин пленок контаминантов на борту малых космических аппаратов стандарта CubeSat.

Выбранный метод измерения толщин наноразмерных пленок был апробирован авторами при проведении экспериментов по формированию тонких полупроводниковых пленок на кремнии в сверхвысоковакуумной камере Varianc базовым давлением 10^{-7} Па [28–30]. Испытания лабораторного прототипа (см. рис. 5) были проведены в этой же камере и дали положительный результат.

ОБСУЖДЕНИЕ И ВЫВОДЫ

Таким образом, в статье рассмотрены основные явления, приводящие к ухудшению характеристик приборов космических аппаратов, такие как СВА и внутренняя контаминация.

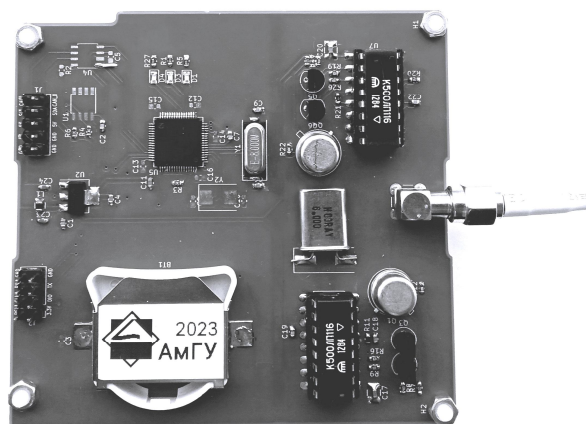


Рис. 5. Фотография лабораторного прототипа блока полезной нагрузки для исследования явления контаминации

В ходе анализа установлено, что интенсивность газовой выделению напрямую связана с такими факторами, как температурный режим КА и время нахождения спутника в эксплуатации. Вследствие выхолаживания материалов с течением времени скорость образования контаминантов вне КА может уменьшаться, но не внутри него и его приборов. Основным проявлением контаминации является образование тонких пленок сублимированных веществ на основе конструкционных материалов, особенно негативно сказывающееся на оптических поверхностях приборов. Образованные слои контаминантов толщиной даже в несколько нанометров способны значительно ухудшать пропускные характеристики оптоприборов. Для изучения явления контаминации важным представляется определение толщины образованных пленок с течением времени. Главным отличием внутренней контаминации от СВА является невозможность удаления газа, частиц и пленок, образующихся внутри КА. Явление внутренней контаминации менее изучено, чем СВА и поэтому требует дальнейшего изучения. В связи с чем авторами статьи был предложен прибор для измерения толщин пленок контаминантов в составе малых КА, основанный на применении в качестве датчика кристаллических резонаторов, преобразующих неэлектрические физические величины в электрические сигналы. Для реализации этого метода был спроектирован и разработан лабораторный прототип прибора, прошедший успешные испытания в сверхвысоковакуумной камере.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Акишин А.И.* Воздействие собственной внешней атмосферы космических аппаратов на их материалы и оборудование // Перспективные материалы. 2007. № 2. С. 14–22.
URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=12968252>
2. *Надзирадзе А.Б., Шапошников В.В., Смирнов В.А. и др.* Выбор критерия и учет состава загрязнения при оценках совместного загрязняющего действия СВА и стационарных плазменных двигателей // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. М.Ф. Решетнева. 2007. № 4. С. 91–94. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=10206363>
3. *Надзирадзе А.Б., Кочура С.Г., Максимов И.А. и др.* Исследование влияния плазменных струй электроракетных двигателей на функциональные характеристики космических аппаратов // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 4. С. 524–534. DOI: 10.31772/2587-6066-2020-21-4-524-534
4. *Надзирадзе А.Б., Смирнов В.А., Максимов И.А. и др.* Экспериментальное исследование загрязняющего воздействия внешней атмосферы на этапе орбитальной эксплуатации космического аппарата // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. акад. М. Ф. Решетнева. 2006. № 1. С. 91–95. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=9169660>
5. *Акишин А.И., Новиков Л.С., Черник В.Н.* Воздействие на материалы и элементы оборудования космических аппаратов вакуума, частиц ионосферной плазмы и солнечного ультрафиолетового излучения // Новые наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия. 2000. Т. 17. С. 100–138.
6. *Акишин А.И., Дунаев Н.М., Константинова В.В., Расторгуев В.А. и др.* Атмосфера, создаваемая космическим аппаратом, и ее влияние на работоспособность бортовой аппаратуры // Модель космического пространства / Под ред. акад. С.Н. Вернова. 1983. Т. 2. С. 244–309.
7. *Данилкин В.А.* Собственная внешняя атмосфера космических аппаратов и ее влияние на параметры радиосигналов бортовых радиотехнических систем // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15, № 1. С. 75–78. URL: <https://www.sibran.ru/upload/iblock/dd0/dd08cae34044b9921ac63cc508f000.pdf>
8. *Акишин А.И.* Работоспособность космического оборудования при воздействии собственной внешней атмосферы аппарата. Научно-исследовательский институт ядерной физики им. Д.В. Скобельщина., 2007. 5 с. URL: https://studylib.ru/doc/2107444/akishin-a.i.-rabotospособnost._-kosmicheskogo-oborudovaniya-pri
9. *Чиров А.А.* Влияние тонких пленок конденсата металлического рабочего тела ЭРД на интегральные оптические коэффициенты терморегулирующих покрытий космических аппаратов // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 3. С. 248–256.
10. *Калашиников Е.В., Калашиникова С.Н.* Способы оценки толщины осадков на поверхности охлаждаемых оптических элементов в вакуумных условиях с источника ми загрязнения // Журнал технической физики. 2012. Т. 82, вып. 11. С. 111–115.
URL: <https://journals.ioffe.ru/articles/10754>
11. *Хасанишин Р.Х., Надзирадзе А.Б.* Изменение оптических свойств функциональных поверхностей космических аппаратов при совместном воздействии электронов и ультрафиолета // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2013. № 3. С. 73–78.
URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?edn=puxvzf>
12. *Акишин А.И., Дунаев Н.М., Константинова В.В.* Собственная атмосфера космических аппаратов и ее влияние на бортовые приборы и технологию в космосе // Космическое материаловедение и технология. М.: Наука, 1977. С. 65–77.
13. *Хасанишин Р.Х., Новиков Л.С.* Влияние электронного облучения стекла К-208 на процесс загрязнения его поверхности высокомолекулярными соединениями // Перспективные материалы. 2014. № 8. С. 13–21. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=21844823>
14. *Калашиников Е.В., Калашиникова С.Н., Томеев К.А.* Исследование свойств поверхности при ее загрязнении продуктами газовой выделенной полимерных композиционных материалов в вакуумных условиях // Журнал технической физики. 2014. Т. 84, вып. 2. С. 83–91. URL: <https://journals.ioffe.ru/articles/27151>
15. *Чиров А.А., Белякова Н.Г.* Изменение прозрачности тонких пленок цезия на поверхности стекла оптических приборов космического аппарата // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2013. № 12. С. 98–103.
DOI: 10.7868/S0207352813120056
16. *Гаврюшин А.В., Надзирадзе А.Б., Егоров В.К.* Влияние ионной бомбардировки на прозрачность защитных стекол солнечных батарей // Перспективные материалы. 2003. № 3. С. 18–23.
URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=21260425>
17. *Гришин В.К., Нусинов А.А., Семкин Н.Д.* Инженерная модель космической среды для диапазона орбит 300–1000 км и солнечной активности $F_{10,7} = 70\text{--}370$ // Ракетно-космическая техника. Труды. Серия XII. Вып. 1. Расчет, проектирование, конструирование и испытания космических систем. РКК "Энергия", 2001. 146 с.
18. Собственная внешняя атмосфера высокотемпературных космических аппаратов / Научн. руков. В.К. Гришин. НТО П27126: РКК "Энергия", 1989. 110 с.
19. *Коньгин С.Б., Семкин Н.Д.* Расчет уровня загрязнения космического аппарата // Актуальные проблемы радиоэлектроники / Под общ. ред. Ю.Ф. Широкова. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1999, вып. 2. С. 65–69.
20. *Кузин С.В., Богачев С.А., Кириченко А.С.* Особенности разработки и использования аппаратуры для проведения космических экспериментов в ВУФ-диапазоне спектра // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2023. № 12. С. 31–38. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?edn=ajqpm>
21. *Карусенко П.М., Несов С.Н., Полеценко К.Н. и др.* Способ определения толщины тонких пленок. Пат.

- RU 2727762 C1 Российская федерация, Заявл. 05.03.2020. Оpubл. 23.07.2020 Бюл. № 21. URL: <https://patents.google.com/patent/RU2727762C1/ru>
22. *Киселов И.В., Сысоев В.В., Киселов Е.И. и др.* Способ измерения толщины тонкой пленки и картирования топографии ее поверхности с помощью интерферометра блого света. Пат. RU 2641639 C2 Российская федерация, G01B 9/02. Заявл. 16.05.2016. Оpubл. 18.01.2018 Бюл. № 2. URL: <https://patenton.ru/patent/RU2641639C2>
23. *Кастро А.Р.А., Конов А.А.* Способ оценки толщины тонких полимерных пленок. Пат. RU 72820 C1 Российская федерация, G01N 25/02. Заявл. 26.10.2017. Оpubл. 19.11.2018 Бюл. № 32. URL: <https://patents.google.com/patent/RU2672820C1/ru>
24. *Фомин Д.В., Струков Д.О., Герман А.С.* Универсальная платформа полезной нагрузки для малых спутников стандарта CubeSat // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2018. Т. 61, № 5. С. 446–449. DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-5-446-449
25. *Гольх А.Е., Фомин Д.В.* Поворотный комплекс для проведения вибродинамических испытаний наноспутников // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2023. Т. 66, № 6. С. 472–482. URL: https://pribor.ifmo.ru/ru/article/22116/povorotnyy_kompleksdlya_provedeniya_vibrodinamicheskikh_ispytaniy_nanosputnikov.htm
26. *Фомин Д.В., Струков Д.О., Герман А.С.* Универсальный блок полезной нагрузки для наноспутников формата CubeSat. Пат. RU 2764047 C1 Российская федерация, Заявл. 10.12.2020. Оpubл. 13.01.2022. URL: <https://patents.google.com/patent/RU2764047C1/ru>
27. Технология тонких пленок (справочник) / Пер. с англ. под ред. Л. Майселла, Р. Глэнга. М.: Сов. радио, Т. 2, 1977. 768 с.
28. *Дубов В.Л., Фомин Д.В.* BaSi₂ — перспективный материал для фотоэлектрических преобразователей // Успехи прикладной физики. 2016. Т. 4, № 6. С. 599–605.
29. *Galkin N.G., Galkin K.N., Fomin D.V. et al.* Comparison of crystal and phonon structures for polycrystalline BaSi₂ films grown by SPE method on Si(111) substrate // Defect and Diffusion Forum DDF. 2018. Vol. 386. P. 48–54. URL: <https://www.scientific.net/DDF.386.48>
30. *Galkin N.G., Goroshko D.L., Galkin K.N. et al.* SPE grown BaSi₂ on Si(111) substrates: Optical and photoelectric properties of films and diode heterostructures on their base // Japanese Journal of Applied Physics. 2020. Vol. 59, nu. SF. Id. SFFA11. DOI: 10.35848/1347-4065/ab6b76

*Амурский государственный университет,
Благовещенск, Россия*

Контакты: *Фомин Дмитрий Владимирович,
e-office@yandex.ru*

Материал поступил в редакцию 17.02.2024

STUDYING THE PHENOMENON OF CONTAMINATION ON SMALL SPACECRAFT

D. V. Fomin, I. O. Sholygin, E. I. Zubko

Amur State University, Blagoveshchensk, Russia

The paper considers the negative impact of the spacecraft's own atmosphere on its external devices and the manifestation of a less studied contamination phenomenon, which has no less harmful effects on the spacecraft's internal components and devices. The formed layers of contaminants with a thickness of only a few nanometers can significantly worsen the transmission characteristics of optical devices. To study the phenomenon of contamination, it seems very important to determine the thickness of the films of sublimated substances over time. The authors propose a device for studying the phenomenon of internal contamination. The operation of the proposed device is based on measuring the resonant oscillation frequencies of a crystal resonator acting as a sensor responding to changes in the mass of an increasing film of contaminants. The proposed device is promising for spacecraft since the quartz resonators used in its base are resistant to vibration, and the module itself has small dimensions and weight, which makes it possible to place it on CubeSat standard spacecraft.

Keywords: internal contamination, films of contaminants, spacecraft, own external atmosphere, deposition of volatile compounds

REFERENCES

1. Akishin A.I. [Impact of own external atmosphere of spacecraft on their materials and equipment]. *Perspektivnye materialy* [Inorganic Materials: Applied Research], 2007, no. 2, pp. 14–22. (In Russ.).
URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=12968252>
2. Nadiradze A.B., Shaposnikov V.V., Smirnov V.A. et al. [Criterion choice and taking into account the contamination films composition at the estimation of the joint contaminating influence of the own external atmosphere and stationary plasma thrusters]. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aehrokosmicheskogo universiteta im. M.F. Reshetneva* [The Siberian Aerospace Journal], 2007, no. 4, pp. 91–94. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=10206363> (In Russ.).
3. Nadiradze A.B., Kochura S.G., Maximov I.A. et al. [Influence of plasma jets of electric jet engines on spacecraft functional characteristics]. *Sibirskii zhurnal nauki i tekhnologii* [Siberian journal of science and technology], 2020, vol. 21, no. 4, pp. 524–534. DOI: 10.31772/2587-6066-2020-21-4-524-534
4. Nadiradze A.B., Smirnov V.A., Maksimov I.A. et al. [The experimental research of the contamination influence of the own outside atmosphere on the stage of spacecraft orbital operation]. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aehrokosmicheskogo universiteta im. M.F. Reshetneva* [The Siberian Aerospace Journal], 2006, no. 1, pp. 91–95. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=9169660> (In Russ.).
5. Akishin A.I., Novikov L.S., Chernik V.N. [Impact of vacuum, ionospheric plasma particles and solar ultraviolet radiation on spacecraft materials and equipment elements]. K.S. Kasaev, editor. *Novye naukoemkie tekhnologii v tekhnike: Ehntsiklopediya* [New knowledge-intensive technologies in engineering: Encyclopaedia], 2000, vol. 17, pp. 100–138. (In Russ.).
6. Akishin A.I., Dunayev N.M., Konstantinova V.V., Rastorguev V.A. et al. [Spacecraft Atmosphere and Its Influence on the Performance of On-Board Equipment]. S.N. Vernov, editor. *Model' kosmicheskogo prostranstva* [A model of outer space], 1983, vol. 2, pp. 244–309. (In Russ.).
7. Danilkin V.A. [Own external atmosphere of space vehicles and its influence on parameters of radio signals of on-board radio systems]. *Teplofizika i aehromekhanika* [Thermophysics and Aeromechanics], 2008, vol. 15, no. 1, pp. 75–78. (In Russ.). URL: <https://www.sibran.ru/upload/iblock/dd0/dd08caebd34044b9921ac63cc508f000.pdf>
8. Akishin A.I. *Rabotosposobnost' kosmicheskogo oborudovaniya pri vozdeistvii sobstvennoi vneshnei atmosfery apparata* [Operability of space equipment when exposed to the spacecraft's own external atmosphere]. Skobel'syn institute of nuclear physics Lomonosov MSU, 2007. 5 p. (In Russ.). URL: https://studylib.ru/doc/2107444/akishin-a.i.-rabotosposobnost_-kosmicheskogo-oborudovaniya-pri
9. Chirov A.A. [Effect of thin condensate films of a metal working fluid of an electric propulsion engine on the integral optical coefficients of a spacecraft's thermal control coating]. *Kosmicheskie issledovaniya* [Cosmic Research], 2014, vol. 52, no. 3, pp. 248–256. (In Russ.). DOI: 10.7868/S0023420614030030
10. Kalashnikov E.V., Kalashnikova S.N. [Methods for estimating the precipitate thickness on the surface of cooled optical elements in vacuum with contamination sources]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki* [Technical Physics], 2012, vol. 82, no. 11, pp. 111–115. (In Russ.). URL: <https://journals.ioffe.ru/articles/10754>
11. Khasanshin R.Kh., Nadiradze A.B. [Changes in optical properties of functional surfaces of spacecraft under the combined effect of electrons and ultraviolet light]. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye is-*

- sledovaniya* [Journal of Surface Investigation: X-Ray, Synchrotron and Neutron Techniques], 2013, no. 3, pp. 73–78. DOI: 10.7868/S0207352813030128 (In Russ.).
12. Akishin A.I., Dunayev N.M., Konstantinova V.V. [Spacecraft Own Atmosphere and Its Influence on Onboard Instruments and Technology in Space]. *Kosmicheskoe materialovedenie i tekhnologiya* [Space materials science and technology]. Moscow, Nauka Publ., 1977. P. 65–77. (In Russ.).
 13. Khasanshin R.Kh., Novikov L.S. [Effect of electron radiation on contamination of k-208 glass surface by high-molecular compounds]. *Perspektivnye materialy* [Inorganic Materials: Applied Research], 2014, no. 8, pp. 13–21. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=21844823> (In Russ.).
 14. Kalashnikov E.V., Kalashnikova S.N., Tomeev K.A. [Properties of a surface contaminated by gaseous products of polymer composition materials under vacuum conditions]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki* [Technical Physics], 2014, vol. 84, no. 2, pp. 83–91. (In Russ.). URL: <https://journals.ioffe.ru/articles/27151>
 15. Chirov A.A., Belyakova N.G. [Changes in transparency of thin films of cesium on the glass surface of spacecraft optical devices]. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya* [Journal of Surface Investigation: X-Ray, Synchrotron and Neutron Techniques], 2013, no. 12, pp. 98–103. (In Russ.). DOI: 10.7868/S0207352813120056
 16. Gavryushin A.V., Nadiradze A.B., Egorov V.K. [Effect of ion bombardment on transparency of solar battery shielding glasses]. *Perspektivnye materialy* [Inorganic Materials: Applied Research], 2003, no. 3, pp. 18–23. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=21260425> (In Russ.).
 17. Grishin V.K., Nusinov A.A., Semkin N.D. [Engineering model of the space environment for the range of orbits 300–1000 km and solar activity $F_{10.7} = 70–370$]. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Seriya XII. Vyp. 1. Raschet, proektirovanie, konstruirovaniye i ispytaniya kosmicheskikh sistem* [Rocket and space technology. Proc. Part XII. No. 1. "Calculation, design, construction and testing of space systems"]. RKK "Ehnergiya" Publ., 2001. 146 p. (In Russ.).
 18. Grishin V.K. *Sobstvennaya vneshnyaya atmosfera vysokotemperaturnykh kosmicheskikh apparatov* [Own external atmosphere of high-temperature spacecraft]. NTO P27126: RKK "Ehnergiya" Publ. 1989. 110 p. (In Russ.).
 19. Semkin N.D. [Calculation of the spacecraft contamination level]. Yu.F. Shirokov, editor. *Aktual'nye problemy radioelektroniki* [Actual problems of radio electronics]. Samara: SSAU Publ., 1999, no. 2, pp. 65–69. (In Russ.).
 20. Kuzin S.V., Bogachev S.A., Kirichenko A.S., Pertsov A.A. [Specific aspects of design and use of instruments for space EUV experiments]. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya* [Journal of Surface Investigation: X-Ray, Synchrotron and Neutron Techniques], 2023, no. 12, pp. 31–38. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?edn=ajqpm> (In Russ.).
 21. Karusenko P.M., Nesov S.N., Poleshchenko K.N. et al. *Sposob opredeleniya tolshchiny tonkikh plenok. Patent RF no. RU 2727762 C1* [Method for determining the thickness of thin films]. Prioritet 23.07.2020. Byul. no. 21. URL: <https://patents.google.com/patent/RU2727762C1/ru> (In Russ.).
 22. Kiselov I.V., Sysoev V.V., Kiselov E.I. et al. *Sposob izmereniya tolshchiny tonkoi plenki i kartirovaniya topografii ee poverkhnosti s pomoshch'yu interferometra bologo sveta. Patent RF no. RU 2641639, G01B 9/02* [Method for measuring the thickness of a thin film and mapping its surface topography using a bolo light interferometer]. Prioritet 16.05.2016. Byul. no. 2. (In Russ.). URL: <https://patent.ru/patent/RU2641639C2>
 23. Kastro A.R.A., Konov A.A. *Sposob otsenki tolshchiny tonkikh polimernykh plenok. Patent RF no. RU 72820 C1, G01N 25/02* [Method for estimating the thickness of thin polymer films]. Prioritet 26.10.2017. Byul. no. 32. (In Russ.). URL: <https://patents.google.com/patent/RU2672820C1/ru>
 24. Fomin D.V., Strukov D.O., German A.S. [Universal payload platform for small satellites of the CubeSat standard]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Priborostroenie* [Journal of instrument engineering], 2018, vol. 61, no. 5, pp. 446–449. DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-5-446-449 (In Russ.).
 25. Golykh A.E., Fomin D.V. [Rotary complex for dynamic vibration testing of nanosatellites]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Priborostroenie* [Journal of instrument engineering], 2023, vol. 66, no. 6, pp. 472–482. URL: https://pribor.ifmo.ru/ru/article/22116/povorotnyy_kompleks_dlya_provedeniya_vibrodinamicheskikh_ispytaniy_nanospuznikov.htm (In Russ.).
 26. Fomin D.V., Strukov D.O., German A.S. *Universal'nyi blok poleznoi nagruzki dlya nanospuznikov formata CubeSat. Patent RF no. RU 2764047 C1* [Universal payload unit for CubeSat nanosatellites]. Prioritet 10.12.2020. URL: <https://patents.google.com/patent/RU2764047C1/ru> (In Russ.).
 27. L. Maissel, R. Glang, editors. *Handbook Of Thin Film Technology*. McGraw-Hill, 1970. 800 p. (Russ. ed.: Maissel L., Glehng R. *Tekhnologiya tonkikh plenok* (spravochnik). T. 2. Translate M.I. Elinson, G.G. Smolko.). Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1977. 768 p. (In Russ.).
 28. Dubov V.L., Fomin D.V. [BaSi₂ is a promising material for photovoltaic cells]. *Uspekhi prikladnoi fiziki* [Advances in applied physics], 2016, vol. 4, no. 6, pp. 599–605. (In Russ.).
 29. Galkin N.G., Galkin K.N., Fomin D.V. et al. Comparison of crystal and phonon structures for polycrystalline BaSi₂ films grown by SPE method on Si(111) substrate. *Defect and Diffusion Forum DDF*, 2018, vol. 386, pp. 48–54. DOI: 10.4028/www.scientific.net/DDF.386.48
 30. Galkin N.G., Goroshko D.L., Galkin K.N. et al. SPE grown BaSi₂ on Si(111) substrates: Optical and photoelectric properties of films and diode heterostructures on their base. *Japanese Journal of Applied Physics*, 2020, vol. 59, no. SF, Id. SFFA11. DOI: 10.35848/1347-4065/ab6b76

Contacts: Fomin Dmitriy Vladimirovich,
e-office@yandex.ru

Article received by the editorial office on 17.02.2024

INTRODUCTION

During the long-term operation of a spacecraft (SC) in near-Earth orbit, its design, optical and radio-electronic devices are simultaneously influenced by various factors of outer space, such as specific temperature conditions, high-energy radiation, the spacecraft's own external atmosphere (OEA), and the manifestation of contamination inside the spacecraft and in its individual components. The spacecraft is mostly located in a rarefied, ionized atmosphere, the composition of which differs from the composition of the upper layers of the Earth's atmosphere [1]. Let's consider factors related to the spacecraft itself and its nodes. Thus, OEA is the residual products of engine operation, solid particles and molecules released from thermal control coatings and electronic printed circuit boards of spacecraft, products of the sputtering of structural materials by atoms of the residual atmosphere and high-energy ions [2, 3]. Internal contamination is the sublimation of structural materials inside the spacecraft and its instruments with the deposition of the gas phase in the form of films on functional surfaces. It is reliably known that the effect of contamination on optical instruments and important components of the spacecraft leads to a decrease in their service life, which is associated with a deterioration in their key characteristics [1, 2], but this phenomenon has not been sufficiently studied.

IMPACT OF OEA ON SPACECRAFT NODES AND INSTRUMENTS

The composition of the OEA can change significantly due to the emaciation of gas-emitting materials, the deposition of volatile condensable substances (VCS) on the surface of the spacecraft, and volatilization. OEA particles accompany the spacecraft in flight, forming a gas and dust cloud similar to a comet [2, 3].

OEA particles are affected by solar wind pressure, gravitational and electromagnetic forces, Fig. 1. In the case of near-Earth orbits, deceleration of OEA particles also occurs when they interact with atoms of the residual atmosphere of the Earth [1, 4]. OEA with prolonged exposure to spacecraft has a negative effect on the characteristics of thermostatic coatings and the spectral properties of optical surfaces [4–6].

Fig. 1. Schematic representation of the spacecraft's own external atmosphere at distances exceeding the size of the spacecraft [1]

Studying the influence of OEA is a difficult task, because a qualitative assessment can be carried out

only at the stage of spacecraft operation. Modeling the OEA impact cannot fully reflect the impact of all processes. In the case of ground tests, the results will be influenced by the contamination products of vacuum chambers (vacuum oils, sublimation products from chamber surfaces, and inleakage of atmospheric gas) [2].

Most of the molecules and particles in OEA are in an ionized state. Ions and free electrons in OEA are formed as a result of the photoionization of particles due to exposure to solar radiation, and the maximum photoionization cross-section occurs in the ultraviolet region of the spectrum. Additionally, photoemission of free electrons from the surfaces of the spacecraft takes place. With the introduction of electric propulsion engines (EP), the outflow of ions from the working fluid of the electric propulsion also contributes to the formation of ions. Ionized particles affect the phase and amplitude of radio signals. The consequence of such an impact is failures in communication with the spacecraft and disruption of the operation of its radio-electronic components [7].

The density of own atmosphere is extremely small, therefore, the only way particles can go to the ground state is through re-emission. This phenomenon is spreading with equal intensity in all directions. Under certain conditions, OEA can significantly interfere with the recording of the VUV range by optical systems and contribute to the scattering of sunlight, thereby causing the influence of parasitic flare light on the output data of optical devices. The most dangerous influence of reflected radiation can be when it affects celestial navigation equipment due to the appearance of light landmarks in the form of spurious flares. Thus, large dust particles up to hundreds of microns in size can have a brightness comparable to the light of stars of the first magnitude [8].

The deposition of volatile compounds, hydrocarbons, and metal ions on the surface of the spacecraft body leads to a change in their optical properties of reflection and absorption [9]. The resulting films usually contain volatile hydrocarbons and organic compounds with a high molecular weight. An important factor influencing the formation of films is the temperature regime of the spacecraft. During operation, the spacecraft body experiences temperature changes in the range of -190 to $+120$ °C [10]. OEA particles do not linger on cold surfaces; for heated surfaces, active condensation is observed with the formation of condensate islands [11, 12].

Deposited films of hydrocarbons and organic compounds polymerize under hot surface conditions and external UV irradiation, forming films with a high degree of adhesion. Such films are almost impossible to remove from surfaces, for example, of optical devices [13].

The study of the dependence of the effect of irradiation on the transmittance given in [11] showed that the effect of ultraviolet radiation on hydrocarbon films causes the formation of additional absorption centers. However, the change in the radiation attenuation coefficient in films is exponential, Fig. 2, from which we can conclude: the process of the formation of additional centers proceeds with saturation.

Fig. 2. Dynamics of changes in the integral transmittance of samples over irradiation time [11].
Note. The figure is reproduced from [11] only to illustrate the thesis. Therefore, explanations are minimal: the curves refer to 3 numbered samples; irradiation time was measured in equivalent sun hours (ESH)

The optical characteristics change more pronouncedly if the film contains metal atoms, for example, the working fluid of the electric propulsion engine [Li, Hg, Cd, Cs]. The use of electric propulsion can additionally cause the formation of metal films with a thickness of up to several tens of nm [14, 15].

According to work [15], the transparency of optical surfaces after the deposition of cesium films can increase.

At the initial moment of time, metal films can have antireflective properties similar to dielectric films. In the case of thick films with thicknesses greater than 100 nm, a decrease in transmission is observed, followed by a partial recovery of properties over some time. This phenomenon is explained by what happens to the islands of the nascent film. For some period, the process of the migration of islands over the surface occurs, followed by their coalescence. Over time, their mobility decreases and their size increases [14, 16].

The author of [9] obtained data on the influence of cesium films on the thermal regime of a spacecraft. Fig. 3 shows graphs of the dependence of the luminous flux $J(t)$ on the temperature of the sample before and after the deposition of metal films.

Fig. 3. Dependence of light flux $J(t)$ on sample temperature [9].
a — pure sample; б — after deposition of cesium films.
Note. Along the ordinate axes, the scales for the measuring thermocouple (EMF) and radiation thermoelement (RTE) are indicated.

After the formation of a 40 nm thick cesium film on the surface, a significant increase in the amplitude of the variable temperature component is noticeable.

IMPACT OF INTERNAL CONTAMINATIONS ON SPACECRAFT NODES AND INSTRUMENTS

Vapors and particles of structural materials present inside spacecraft devices settle over the entire area of functional surfaces of components and assemblies in the form of thin layers of contaminants, forming films. This is a manifestation of internal contamination. All nodes and instruments of the spacecraft installed on the satellite are exposed to this phenomenon. The difference from external OEA is that the resulting vapors and particles of contaminants cannot leave the spacecraft and its instruments due to volatilization, and the formed films cannot be removed from functional surfaces, for example, by heating them. Moreover, the concentration of generated vapors and contaminant particles increases throughout the entire period of operation of the device, having a negative impact on the characteristics of the equipment. At present, the phenomenon of internal contamination has not been sufficiently studied, in contrast to other types of impacts on the spacecraft, for example, temperature changes and radiation exposure [1, 19, 20].

As a result of the above analysis, external and internal influence factors that affect the performance of the spacecraft were identified.

The table summarizes the currently existing methods of protecting the spacecraft and its instruments, depending on the type of impact.

Tab. Proposed methods for protecting the spacecraft and its instruments depending on the type of impact (OEA and internal contamination) [4, 17–19]

An analysis of the table shows that the phenomenon of internal contamination requires in-depth study in order to develop effective methods for protecting spacecraft elements to increase their service life and preserve key characteristics.

The degradation of the functional surfaces of spacecraft instruments as a result of internal contamination can be assessed by the thickness of the films of contaminants formed over a certain time period. The significance of the proposed assessment method is confirmed by the data in [20], according to which layers of contaminants with a thickness of only 10 nm, formed on the surfaces of optical devices, can reduce the transmission in individual areas of the VUV range by half. Thus, the technical characteristics of spacecraft optical instruments largely depend on the thickness of the resulting films. Therefore, to study the phenomenon of contamination, it is important to accurately determine their thickness. Various methods can be used for this.

For example, it is possible to determine the film thickness using the atomic force microscopy method proposed in [21]. The method is based on measuring the analytical X-ray fluorescence signal from film elements and substrates using energy-dispersive X-ray spectroscopy at two different energies of the primary beam from the marker element included in the substrate. The actual thickness of the deposited film is determined by plotting the dependence of the signal attenuation on the marker element.

Another effective method is the non-contact measurement of film thickness using an interferometer. The method is based on the preliminary exposure of a film-free substrate to white light to determine correlograms. The impact of white light on a substrate with a film deposited on it makes it possible to obtain a set of modified correlograms, after which a reference correlogram is isolated. A set of correlograms is measured for each pixel, which are approximated by a weighted sum of two or more reference correlograms, and a set of film thicknesses is calculated [22].

Another method proposed in [23] is based on the analysis of the dielectric characteristics of samples and their dependences on thickness using the linear dependence of the temperature of the change in the nature of conductivity on the thickness of the films.

The presented methods for measuring film thicknesses, despite their effectiveness, are not suitable for use on board small spacecraft. Thus, the method [21] cannot be implemented due to the weight and size features of the equipment. The method [22] is more promising, but its use can be difficult due to the fact that the composition of contaminant films is diverse and can change over time. The method proposed in [23] is not universal because it is designed to measure the thickness of polymer dielectric films, while the contaminants may include, for example, metals in spacecraft structures.

In this regard, the authors, who have experience in designing devices for small spacecraft [24, 25, etc.], proposed a device that makes it possible to implement a method for measuring the thickness of thin films using a crystalline quartz resonator as a sensor.

DEVICE FOR STUDYING THE PHENOMENON OF CONTAMINATION

The method is based on the use of a piezoresonance sensor that converts non-electrical physical values into electrical signals. The operation of this sensor is based on the inverse piezoelectric effect, which consists in converting the electrical voltage supplied to electrodes located on opposite surfaces of the piezoelectric plate to mechanical deformations of the plate. The proposed device [26] consists of two modules. The first includes a piezoresonant sensor made on a separate board 1, see Fig. 4, placed inside the

spacecraft body or a separate device. The quartz sensor is connected to the measuring generator, which is part of the analytical module 2.

Fig. 4. Block diagram of the payload block for studying the contamination phenomenon [26]. П — piezoresonant sensor; ПН — the actual payload block (analytical block); КА — small spacecraft

The analytical module also includes a reference oscillator, the circuit of which includes an isolated (in its own housing) quartz resonator. Signals from both generators are sent to the mixer, and then processed into a microcontroller connected to a ROM, a reference voltage source, and a real-time clock. The film thickness is calculated by comparing the difference in frequencies between the measuring generator and the reference generator, taking into account the data previously entered programmatically into the microcontroller about the densities of the structural materials that make up the device being tested for contamination.

The difference in the natural vibrations of the quartz sensor is related to the mass of the deposited substance and, accordingly, to the thickness of the film. The thickness is determined according to the method proposed in [27], the calculation is based on the formula:

$$\Delta f = \frac{Kf_0^2 \Delta M}{N\rho_q A_m} = -\frac{KN \Delta M}{\rho_q d_q^2 A_m},$$

where: ρ_q — quartz density; K is a constant, the value of which depends on the distribution of the deposited film over the sensor area A_m ; d_q — plate thickness; ΔM — the mass of the deposited substance; Δf — film thickness, $N = 1.67 \cdot 10^6$ Hz·mm; f_0 — the resonant frequency of shear vibrations of the plate.

The deposition of a certain mass ΔM on a quartz resonator causes a change in the resonant frequency, while the deposited substance affects the resonant frequency only through the mass; the influence of other parameters is insignificant [27].

Fig. 5 shows a photograph of a laboratory prototype of a payload for determining the thickness of contaminant films on board small spacecraft of the CubeSat standard, which was designed and manufactured at the K.E. Tsiolkovsky Research and Educational Center of Amur State University.

Fig. 5. Photo of a laboratory prototype of a payload unit for studying the phenomenon of contamination

The chosen method for measuring the thickness of nano-sized films was tested by the authors when con-

ducting experiments on the formation of thin semiconductor films on silicon in a Varianc ultra-high vacuum chamber with a base pressure of 10^{-7} Pa [28–30]. Tests of the laboratory prototype (see Fig. 5) were carried out in the same chamber and gave a positive result.

DISCUSSION AND CONCLUSION

Thus, the article examines the main phenomena leading to the deterioration of the characteristics of spacecraft instruments, such as OEA and internal contamination.

The analysis established that the intensity of gas emission is directly related to factors such as the temperature regime of the spacecraft and time the satellite was in operation. Due to the emasculation of materials over time, the rate of formation of contaminants outside the spacecraft may decrease, but not inside it or its instruments. The main manifestation of contamination is the formation of thin films of sublimated sub-

stances based on structural materials, this formation especially negatively affects the optical surfaces of devices. The formed layers of contaminants, even a few nanometers thick, can significantly worsen the throughput characteristics of optical devices. To study the phenomenon of contamination, it seems important to monitor the thickness of the formed films over time. The main difference between internal contamination and OEA is the impossibility of removing gas, particles, and films formed inside the spacecraft. The phenomenon of internal contamination is less studied than OEA and therefore requires further study. In this connection, the authors of the article proposed a device for measuring the thickness of contaminant films in small spacecraft based on the use of crystalline resonators as sensors, converting non-electrical physical values into electrical signals. To implement this method, a laboratory prototype of the device was designed, developed, and successfully tested in an ultra-high vacuum chamber.