

задач космической системы и необходимости оперативного выведения ОГ МКА. Окончательный же выбор высоты орбиты ожидания лежит на лице, принимающем решение.

Список использованных источников

1. Исанченков Н.Ю. Математическое моделирование некоторых одноимпульсных полётов космического аппарата // Труды МАИ. – 2018. – № 98. – С. 12–21.
2. Кислицкий М.И. Коммерческий малый космический разгонный блок с электроракетным двигателем // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – Вып. 7(103). – С. 45–53.
3. Кульвиц А.В., Мосин Д.А., Нечаев И.Ю. Анализ вариантов развёртывания многоплоскостной орбитальной группировки малых космических аппаратов с помощью энергодвигательной системы космического аппарата-буксира // Космонавтика и ракетостроение. – 2022. – № 1(114). – С. 89–101.
4. Ишков С.А., Филиппов Г.А. Построение Парето-оптимальных параметрических программ управления относительным движением космического аппарата на околокруговой орбите // Вестник Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева. – Самара, 2025. – Т.63 № 2. – С. 63–72.

УДК 629.78

Н.А. Симбирёв

ОЦЕНКА НАКОПЛЕННОЙ ДОЗЫ РАДИАЦИИ В ПРОЦЕССЕ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ МИССИИ С МАЛОЙ ТЯГОЙ К НЕПТУНУ И ЕГО СПУТНИКАМ

Введение. На функционирование бортовой электронной аппаратуры космического аппарата (КА) существенное влияние оказывает ионизирующее излучение космического пространства. Для миссий полёта к дальним планетам с использованием многократных гравитационных манёвров важно учитывать радиационную нагрузку на КА, так как при пролёте сквозь радиационные пояса планет происходит накопление бортовой электроникой большой дозы ионизирующего излучения.

Накопление дозы радиации вызывает деградацию параметров электронных компонентов бортовой аппаратуры (БА) вплоть до полного прекращения функционирования. В частности, большая поглощённая доза радиации приводит к накоплению заряда в диэлектрических слоях структур «металл-окисел-полупроводник», которые широко используются в транзисторах БА КА. Излишний заряд в диэлектрическом слое приводит к изменению порогового напряжения открытия транзистора, увеличению тока утечки в закрытом состоянии, образованию паразитных токов между различными компонентами кристалла микросхемы [1], что в конечном итоге приводит к выходу из строя микросхемы. Также может происходить накопление большого статического заряда в диэлектрических частях корпусов приборов, который при разряде на проводящие части КА может вывести из строя жизненно важные электронные системы.

Для повышения радиационной стойкости БА КА используется множество методов. В категорию проектных методов можно условно выделить метод выбора радиационно-стойкой элементной базы, методы резервирования, конструкционные методы. К конструкционным методам относятся: метод утолщения стенок, метод перекомпоновки, в котором более уязвимые приборы помещаются вглубь КА, за более радиационно-стойкими приборами, метод вторичного корпусирования, в котором наиболее уязвимые компоненты БА помещаются в дополнительный корпус из материалов с высокими поглощающими свойствами [1]. Основными недостатками методов резервирования и конструкционных методов защиты БА от космической радиации являются усложнение конструкции, увеличение массы и стоимости.

В основе баллистических методов снижения радиационной нагрузки лежит тот факт, что потоки частиц радиационного поля планеты распределены неоднородно в околопланетном пространстве и образуют некоторую сложную структуру. Таким образом, суммарное количество частиц, упавших на единицу площади поверхности КА за время пролёта планеты, зависит не только от продолжительности соответствующего участка полёта, но и от того, как траектория перелёта расположена в околопланетном пространстве. Следовательно, варьируя траекторию можно минимизировать радиационную нагрузку на КА.

В данной работе рассматривается радиационная нагрузка на КА при пролёте сквозь радиационные пояса Земли и Юпитера в процессе

осуществления миссии к Нептуну, а также оценивается влияние высоты пролётной траектории на величину накопленной КА дозы радиации.

Методика расчёта накопленной дозы радиации. В данной работе исследуется баллистическая схема перелёта «Земля-Венера-Земля-Земля-Юпитер-Нептун», описанная в работе [2]. При совершении гравитационных манёвров у Венеры, Земли и Юпитера КА проходит сквозь радиационные пояса планет, накапливая в процессе определённую дозу ионизирующего излучения. В рамках одной баллистической схемы перелёта к Нептуну можно варьировать высоту перицентра пролётных траекторий, подбирая вариант полёта с минимальной радиационной нагрузкой на КА.

В качестве основного индикатора деградации и отказа бортовой электроники используется суммарная за перелёт КА поглощённая доза ионизирующего излучения космической радиации. Численно доза радиации равна количеству энергии, которое передали единице массы вещества, тормозящиеся в ней заряженные частицы. Часто используемая единица измерения дозы – рад, равная 10^{-2} Дж/кг. Поглощённая доза, при которой наступает отказ электронных систем, называется предельной накопленной дозой. В данной работе предельная накопленная доза для КА принимается равной $1 \cdot 10^5$ рад (100 крад).

Наибольший вклад в суммарную поглощённую бортовыми системами КА дозу радиации дают энергичные протоны и электроны радиационных поясов планет, а также протоны и ионы солнечных космических лучей. Воздействие на бортовую аппаратуру солнечной радиации и космических лучей считается пренебрежимо малым и в данной работе не рассматривается. Поэтому для оценки радиационной нагрузки на бортовые системы КА будем рассчитывать дозу космического ионизирующего излучения, поглощённую некоторым расположенным внутри КА чувствительным элементом (ЧЭ), который поглощает только электроны и протоны радиационных поясов планет. Суммарная доза, поглощённая ЧЭ в течении пролёта планеты

$$D_1 = \int_0^T N_{D1}(t, \vec{r}(t)) dt ,$$

где T – время прохождения КА радиационных поясов планеты, $N_{D1}(t, \vec{r}(t))$ – мощность дозы, поглощаемая ЧЭ в зависимости от текущего времени t и положения $\vec{r}(t)$ КА в околопланетном пространстве.

Расчёт функции мощности дозы N_{D1} производился с помощью программного комплекса SPENVIS [3]. Расчёт поглощённой дозы D_1 можно разделить на два этапа.

На первом этапе рассчитываются спектры интегральных всенаправленных потоков электронов и протонов, поглощённых ЧЭ в каждой точке пролётной траектории. Для оценки радиационной нагрузки на бортовые системы КА рассчитывалась доза радиации от энергичных протонов и электронов радиационных поясов Земли и Юпитера. Для расчёта потоков электронов и протонов использовались модели AE8/AP8 и D&G83 для радиационных поясов Земли и Юпитера соответственно [4, 5].

На втором этапе на основе рассчитанных флюенсов протонов и электронов производится расчёт поглощённой ЧЭ дозы радиации. Процесс торможения заряженных частиц в веществе является сложным, включающим в себя упругие и неупругие столкновения, ионизацию, генерацию вторичного излучения и взаимодействие с ядрами атомов [1]. Поэтому для расчёта поглощённой дозы радиации используется программа Shieldose2 [6]. Данная программа основана на результатах работ по моделированию методом Монте-Карло взаимодействия энергичных заряженных частиц с веществом и рассчитывает дозу, поглощённую ЧЭ при облучении всенаправленным потоком электронов и протонов произвольного спектра. Все дозы рассчитывались для модели кремниевого ЧЭ, находящегося внутри алюминиевой сферы толщиной 1, 2, 3 и 4 мм.

Расчёт накопленной дозы радиации при пролёте Земли. На пути к Нептуну, согласно рассчитанной баллистической схеме, КА совершает гравитационный манёвр у Венеры, два – у Земли и один – у Юпитера. Из-за слабости магнитного поля Венеры, её воздействие на накопленную КА дозу радиации не учитывается. Результаты расчёта поглощённой дозы радиации для двух пролётов Земли (первого – на высоте 3740 км, второго – 4920 км) представлены на рис. 1.

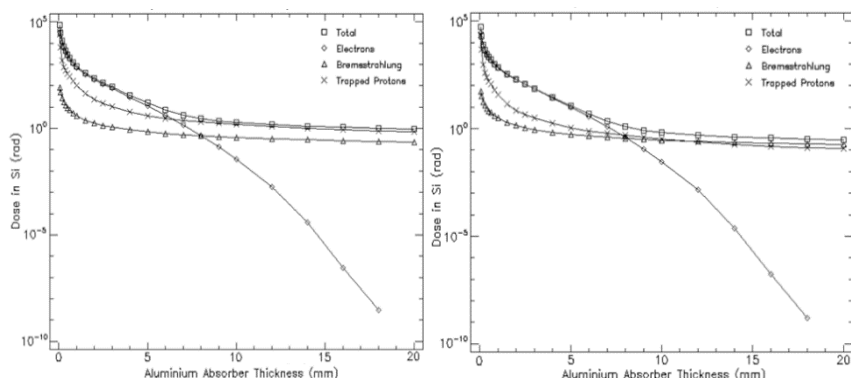


Рис. 1. Поглощённая доза радиации при первом (слева) и втором (справа) пролётах Земли: $\square$ (Total) – суммарная, $\diamond$ (Electrons) – от захваченных электронов, Δ (Bremsstrahlung) – тормозное излучение, $\times$ (Trapped Protons) – от захваченных протонов

Суммарная накопленная доза радиации от двух пролётов Земли варьируется от 1486 рад (для толщины барьера 1 мм) до 64 рад (для толщины барьера 4 мм), что составляет, как будет показано далее, менее 1% от накопленной дозы радиации при пролёте Юпитера. Поэтому составляющей от пролётов Земли при анализе суммарной накопленной КА дозы радиации можно пренебречь.

Расчёт накопленной дозы радиации при пролёте Юпитера. Радиационное воздействие Юпитера на КА исследовалось на примере 4 траекторий с разными высотами перигея: 90, 320, 520 и 740 тыс. км. Высота пролётной траектории, равная 740 тыс. км, принимается максимально допустимой для описанной в [2] баллистической схемы перелёта, так как дальнейшее увеличение высоты приводит к значительному увеличению времени перелёта до Нептуна из-за уменьшения прироста гелиоцентрической скорости КА от гравитационного манёвра у Юпитера. Так как в работе предельная накопленная доза для КА принимается равной 100 крад, то полёт КА с незащищённой от радиационного воздействия БА (толщина барьера – 1-2 мм) на рассмотренных высотах приведёт к отказу БА и потере КА.

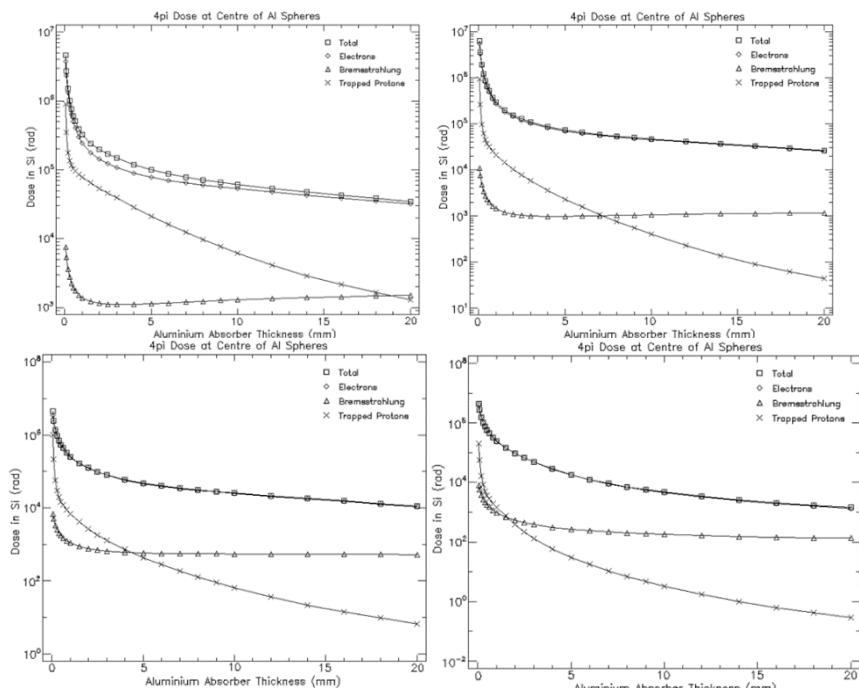


Рис. 2. Поглощенная КА доза радиации при пролёте Юпитера на высоте 90 тыс. км. (слева сверху), 320 тыс. км. (справа сверху), 520 тыс. км. (слева снизу) и 740 тыс. км. (справа снизу), где $\square$ (Total) – суммарная накопленная доза, $\diamond$ (Electrons) – накопленная доза от захваченных электронов, Δ (Bremsstrahlung) – тормозное излучение, $\times$ (Trapped Protons) – накопленная доза от захваченных протонов.

Табл. 1. Суммарная поглощённая доза радиации для траекторий с высотами перигея 90 (I), 320 (II), 520 (III), 740 (IV) тыс. км. в зависимости от толщины барьера из алюминия

Толщина барьера из алюминия, мм	Суммарная поглощённая доза радиации, крад			
	I	II	III	IV
1	324	292	253	240
2	198	155	125	96,8
3	148	109	81,2	49,7
4	119	86,1	59,4	28,4

Заключение. Результаты исследования показывают важность оценки накопленной дозы радиации для КА, совершающих пролёт радиационных поясов таких планет-гигантов, как Юпитер. Радиационное воздействие Юпитера способно привести к отказу БА и потере КА даже при пролёте планеты-гиганта по гиперболической траектории. Баллистический метод выбора высоты пролётной траектории показывает свою эффективность в комбинации с методом утолщения стенок корпуса и позволяет дополнительно уменьшить поглощённую дозу радиации в 2-4 раза. Таким образом, вопрос снижения радиационной нагрузки на КА становится актуальным для любых КА, пролетающих Юпитер.

Список использованных источников

1. Ионизирующие излучения космического пространства и их воздействие на бортовую аппаратуру космических аппаратов / под ред. докт. техн. наук проф. Г. Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013.
2. Н.А. Симбирев, А.А. Суханов, О.Л. Старинова. О полётах с малой тягой к спутникам Нептуна Тритону и Нереиде// Космич. исслед. 2025 (в печати).
3. SPENVIS: The European Space Agency Space Environment Information System, <http://www.spENVIS.oma.be/>.
4. Vette J. I. Trapped Radiation Environment Model Program (1964–1991). NSSDC/WDC-A-R&S 91-29. 1991. November.
5. Vette J. I. The AE-8 Trapped Electron Model Environment. NSSDC/WDC-A-R&S 91-24. 1991.
6. Seltzer S. M. Updated calculations for routine space-shielding radiation dose estimates: SHIELDOSE-2. NIST Publication, NISTIR 5477. Gaithersburg. 1994.

УДК 629.78

Сюй Чэньцзя, Ву Кунсюй

ОПТИМИЗАЦИЯ ПЕРЕЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АСТЕРОИДА АПОФИС

Введение. Околоземный астероид Апофис (99942 Apophis) является уникальным объектом для исследования из-за потенциального риска его