

Нагиев А.В.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ЗАЩИТНЫМ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИМ ЭКРАНОМ

Одной из основных проблем, препятствующих осуществлению пилотируемого полёта на Марс, является наличие в межпланетном космическом пространстве ионизирующего излучения [1].

В статье [2] предложена идея создания системы защиты космических объектов от радиационного воздействия частиц солнечного ветра и галактических космических лучей с помощью электростатического поля. Однако, прежде чем использовать данный вид защиты экипажа космического аппарата (КА) от космической радиации при полете на Марс, требуется экспериментальное подтверждение возможности создания данной защиты и её эффективности.

Предлагается создание космического аппарата (КА) научно-исследовательского назначения на основе существующего КА «Бион-М» №1 (для минимизации затрат на производство) с целью подтверждения возможности создания защиты от космической радиации и её эффективности в реальных космических условиях. С экономической точки зрения выгоднее вместо полета Земля-Марс осуществить запуск КА с живыми организмами (лабораторными мышами) на борту в радиационные пояса Земли на околокруговую орбиту с высотой $H=1000$ км со сходными характеристиками ионизирующего излучения и сроком активного существования 100 суток.

На рисунке 1 схематично представлен КА, состоящий из исходной конструкции КА «Бион-М» №1 с доработками в виде установленного защитного электростатического экрана (две оболочки: внутренняя и внешняя) с механизмом раскрытия внешней оболочки, зарядного отсека (ЗО) и выдвижной дистанционной штанги.

Электростатический экран представляет собой две оболочки. Внутренняя оболочка (листовая медная) заряжается отрицательным зарядом Q_1 , внешняя (трехсекционная медная сетчатая на стержневых поворотных рычажного типа опорах, обеспечивающих раскрытие экрана и жёсткость конструкции) – положительным Q_2 . Электрическое поле внутри заряженной поверхности, а значит и внутри спускаемого аппарата (СА) и агрегатного отсека (АО), отсутствует.

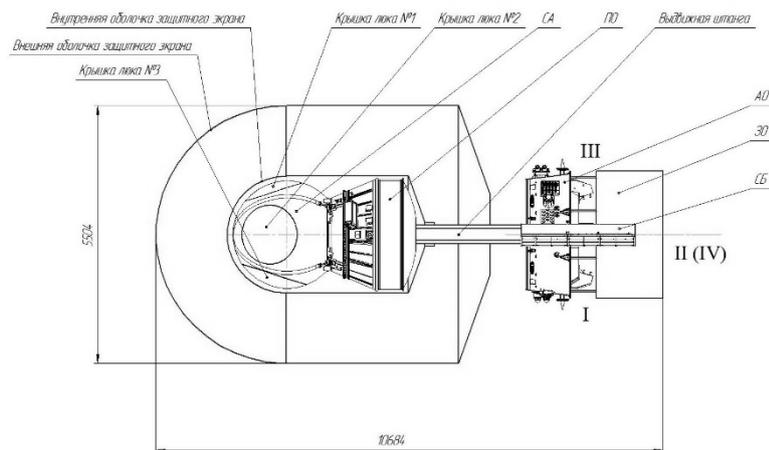


Рисунок 1 – Конструктивно-компоновочная схема КА

За расчётные максимальные значения энергии частиц, отклоняемых экраном, принимаются максимальная энергия протонов $E_{0p}=4 \cdot 10^9 \text{ эВ}=6,408 \cdot 10^{-10} \text{ Дж}$ и максимальная энергия электронов $E_{0e}=10^6 \text{ эВ}=1,602 \cdot 10^{-13} \text{ Дж}$ в соответствии с графиком распределения энергий потоков частиц и их плотности из источника [3], чего достаточно для торможения всех электронов и почти всего спектра протонов и α -частиц. Положительно заряженные частицы, обладающие массой большей, чем у отрицательных, отклоняются электрическим полем положительного заряда $Q_{2\Sigma}$ на неограниченной длине пробега, получаемым наложением электрических полей зарядов Q_1 и Q_2 друг на друга в области за пределами внешней оболочки. Отрицательно заряженные частицы (предварительно разогнанные электрическим полем заряда $Q_{2\Sigma}$) с малыми инерционными свойствами отклоняются электрическим полем отрицательного заряда Q_1 на длине пробега, ограниченной расстоянием между оболочками экрана. Такой выбор сочетаний электрических полей обусловлен меньшими затратами энергии на торможение легких электронов на короткой дистанции, чем тяжелых протонов. Результаты расчётов потребных зарядов оболочек представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Результаты расчётов потребных зарядов оболочек экрана

Наименование характеристики	Значение
Суммарный заряд $Q_{2\Sigma}$, Кл	1,224
Заряд внешней оболочки экрана Q_2 , Кл	2,246
Заряд внутренней оболочки экрана Q_1 , Кл	-1,022

Пробой диэлектрика (вакуума) возникает при превышении действующим напряжением U напряжения пробоя диэлектрика $U_{пр}$, зависящего от рода и толщины слоя материала. Результаты расчётов электрической прочности вакуумного промежутка представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты расчётов электрической прочности вакуумного промежутка

Наименование характеристики	Значение
Электрическая прочность вакуума $E, B/m$	$1,1 \cdot 10^{10}$
<i>Промежуток между оболочками</i>	
Напряжение между оболочками U_{1-2}, B	$4,001 \cdot 10^9$
Расстояние между оболочками $\delta_{1-2} = \Delta R, м$	1,5
Напряжение пробоя $U_{пр}, B$	$1,65 \cdot 10^{10}$

Зарядка электростатического экрана производится от топливного генератора на компонентах НДМГ и АТИН (мощность электрогенератора $P_{ЭГ}=100 \text{ кВт}$), доработанного под использование данного топлива из дизельного генератора ПСМ АД-100 (ММЗ) и размещённого вместе с топливом в ЗО. После зарядки экрана ЗО отстреливается и КА переходит с орбиты выведения (220 км) на рабочую орбиту (1000 км). Характеристики электрического тока зарядки приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Результаты расчётов наиболее оптимальных значений токов, времени и мощности заряда оболочек электростатического экрана

Наименование характеристики	Значение
Ток заряда внутренней и внешней оболочек экрана I_0, A	$2,3 \cdot 10^{-5}$
Время заряда внутренней оболочки экрана $\tau_1, с$	44440
Напряжение на экране при его зарядке U_{1-2} и $U_{2\Sigma-\infty}, B$	$4 \cdot 10^9$
Мощность на заряд экрана $P, Вт$	92023
Время заряда внешней оболочки экрана $\tau_2, с$	97660
Суммарное потребное время зарядки экрана $\tau_{\Sigma}, с$ (сум)	142100 (1,65)

Разрядка оболочек экрана вследствие оседания заряженных частиц противоположного знака компенсируется током поддержания заряда от солнечных батарей (СБ), рассчитанное значение мощности которого при солнечных вспышках $P=265 \text{ Вт}$.

Рассчитанная поглощенная доза ионизирующего излучения в течение всего срока космической миссии ($t=100 \text{ сум}$) $D=0,723 \text{ рад}$, что весьма мало даже по сравнению с дозой, допустимой для мышей с уровнем удвоения вероятности генных мутаций $D_{доп}=0,1 \text{ Гр}$ (10 рад).

Облик предлагаемого КА в собранном транспортировочном и рабочем положениях представлен на рисунке 2.

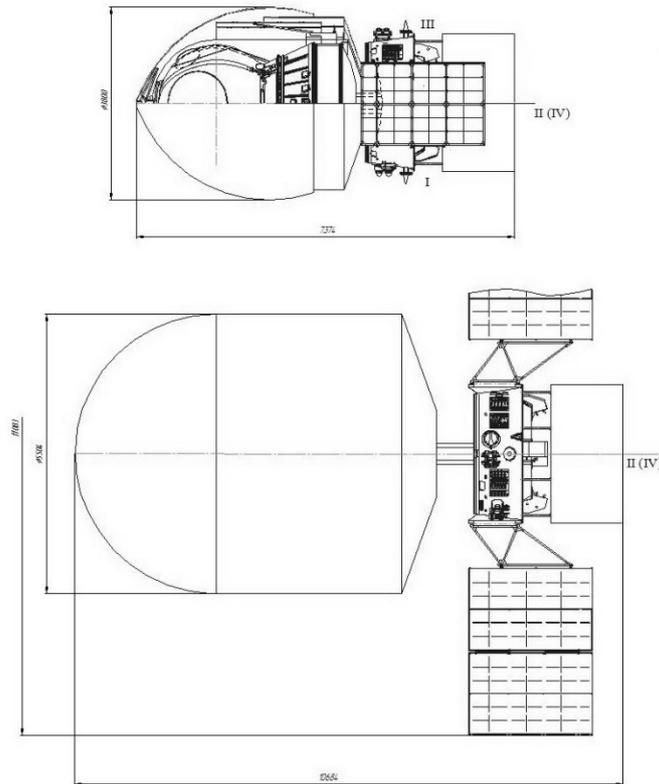


Рисунок 2 – КА в собранном транспортировочном
(под головным обтекателем ракеты-носителя)
и рабочем (на рабочей орбите с раскрытыми СБ и защитным экраном) положениях

Библиографический список источников

1. Степанов, С.Л. Космическая среда и условия пребывания в ней летательных аппаратов [Текст]: Учебное пособие / Степанов С.Л., Тимшин В.Т., Юмашев Л.П. – Куйбышев: КуАИ, 1986. – 76 с.
2. Гарафутдинов А.А. Электростатическая защита космических кораблей, планет, спутников планет и других космических объектов от радиационного космического излучения / А.А. Гарафутдинов// Международный научно-исследовательский журнал. 2015. №1. С. 11-14.
3. Нагиев А.В. Факторы космического пространства, влияющие на полет межпланетных кораблей/ А.В. Нагиев // Студенческая наука Аэрокосмическому комплексу: сб. науч. ст. / СГАУ — Самара, 2012. С. 23-28.