

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук
(ИКИ РАН)

Сербинов Дмитрий Владимирович

**АППАРАТНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА
МВН ПО ВЫСОКОТОЧНОМУ ИЗМЕРЕНИЮ КОСМИЧЕСКОГО
РЕНТГЕНОВСКОГО ФОНА**

Специальность 01.03.02 – Астрофизика и звездная астрономия

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук
Н.П. Семена

Москва – 2022

Содержание

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР СПОСОБОВ И ПРОБЛЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ПОВЕРХНОСТНОЙ ЯРКОСТИ КРФ.....	13
1.1 Объект измерения.....	13
1.2 Задача измерения.....	16
1.3 Способы решения задачи измерения	17
1.3.1 Использование пассивной защиты	17
1.3.2 Использование антисовпадатальной защиты.....	17
1.3.3 Фильтрация по скорости роста фронта сигнала.....	18
1.3.4 Перекрытие апертуры Землёй.....	18
1.3.5 Модуляция поля зрения прибора.....	19
1.4 Аппаратные проблемы измерения.....	19
1.5 Возможности и ограничения МКС как площадки для измерения КРФ	20
1.5.1 Тепловые условия.....	21
1.5.2 Собственная атмосфера орбитальной станции	24
1.5.3 Атомарный кислород	25
1.5.4 Механические воздействия	26
1.5.5 Радиационные условия	28
1.5.6 Метеорные и техногенные тела	33
1.5.7 Особенности размещения приборов на борту орбитальной станции.....	38
2 АППАРАТНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ И ОЖИДАЕМЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	40
2.1 Аппаратное обеспечение эксперимента.....	40
2.2 Методика измерения поверхностной яркости КРФ на базе метода модуляции апертуры	43
2.3 Моделирование обзора всего неба рентгеновского монитором.....	45
2.3.1 Задачи и метод моделирования.....	45
2.3.2 Расчёт поля зрения рентгеновского монитора	46
2.3.3 Построение карты экспозиции неба	50

2.3.4 Расчёт точности измерения поверхностной яркости КРФ	62
2.4 Методика обработки данных измерения	69
2.5 Соотношение значимости регистрации КРФ и используемой доли неба	72
3 РЕНТГЕНОВСКИЙ МОНИТОР ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНОГО ИЗМЕРЕНИЯ КРФ	75
3.1 Общая конструкция и состав рентгеновского монитора	75
3.2 Детектор	78
3.3 Пассивная защита детектора	82
3.4 Обеспечение модуляции внешнего сигнала	84
3.5 Обеспечение требуемого теплового режима детектора	95
3.6 Обеспечение полётной калибровки	110
4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РЕНТГЕНОВСКОГО МОНИТОРА	116
4.1 Экспериментальные характеристики СОТР	116
4.2 Экспериментальные характеристики блоков калибровочных источников	120
4.3 Экспериментальное исследование системы модуляции апертуры	126
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	127
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	128

ВВЕДЕНИЕ

18 июня 1962 года с ракетного полигона Уайт Сэндс (штат Нью-Мексико, США) была запущена ракета Aerobee. На ее борту было установлено три рентгеновских детектора – счетчика Гейгера с рабочим диапазоном от 1,6 до 6,2 кэВ (от 2 до 8 Å). Ракета достигла высоты 225 км. В результате этого эксперимента было обнаружено диффузное рентгеновское излучение, природа которого тогда была непонятна. Однако, как было предположено в работе [Giacconi et al., 1962], источники этого излучения находятся за пределами Солнечной системы. Это открытие стало одним из первых в рентгеновской астрономии и получило название «Космический рентгеновский фон» (КРФ) – практически изотропное свечение неба в рентгеновском диапазоне энергий.

Дальнейшие исследования показали, что подавляющее большинство потока КРФ должно формироваться в результате суммарного излучения большого количества дискретных источников [Ревнивцев, 2014].

В настоящее время известно, что основной вклад в наблюдаемую поверхностную яркость КРФ дают активные ядра галактик (АЯГ) – аккрецирующие сверхмассивные черные дыры – на различных расстояниях от нас [Setti, Woltjer, 1989]. Понимание их космологической эволюции является ключевой проблемой современной астрофизики [Ueda et al., 2014].

Именно в этом состоит ценность КРФ, поскольку его поверхностная яркость содержит в себе излучение всех сколь угодно слабых объектов во Вселенной, даже таких, которые невозможно наблюдать отдельно рентгеновскими телескопами из-за их конечной чувствительности. Это позволяет использовать знание о точном спектре КРФ для решения чрезвычайно значимых астрофизических задач.

Форма спектра этих объектов такова, что имеет максимум в диапазоне энергий от 20 до 40 кэВ. Все АЯГ окружены газопылевыми торами, которые поглощают мягкие рентгеновские фотоны (с энергиями до 10 кэВ).

Наблюдательные проявления АЯГ зависят от их наклона, т.е. от угла между осью газопылевого тора и луча зрения наблюдателя. Поэтому с наблюдательной точки зрения существует два типа АЯГ: видимые под малым углом к оси газопылевого тора (Сейфертовские галактики первого типа) и видимые под углом к оси газопылевого тора, близким к 90° (Сейфертовские галактики второго типа). Эти типы галактик отличаются различной формой спектра из-за большого фотопоглощения мягких фотонов в спектрах Сейфертовских галактик второго типа. Форма спектра КРФ в области энергий от 20 до 40 кэВ позволяет сделать вывод о соотношении числа АЯГ во Вселенной с поглощением и без поглощения в рентгеновских спектрах. Знание этого соотношения поможет уточнить модели эволюции сверхмассивных черных дыр, находящихся в центрах галактик, а также влияние, которое оказывает мощное излучение, формирующееся в процессе аккреции вещества на такие объекты, на эволюцию самих галактик.

В настоящее время можно считать, что достаточно хорошо известна форма спектра КРФ, определяемая по измерениям в ограниченных полях зрения [Krivonos, 2021]. Однако для заявленных выше исследований требуется знание абсолютного потока КРФ в пределах единиц процентов по максимально широкому полю зрения, желательно, по всей сфере.

Исходя из того, что систематическая погрешность подобных измерений составляет примерно 20 % [Gilli, 2013] можно заключить, что задача высокоточного измерения поверхностной яркости КРФ является значимой задачей в области экспериментальной астрофизики, а разработка средств и методов для космического эксперимента, позволяющего осуществить эти измерения, - крайне **актуальная задача** космического научного приборостроения.

Анализ показывает, что основной причиной недостоверного измерения КРФ является внеапертурный фон прибора, вызываемый внешними радиационными воздействиями и неоптимальность методики измерения, поскольку задача измерения КРФ никогда не являлась основной для рентгеновских обсерваторий.

Кроме того, рентгеновские инструменты достаточно сложны и содержат большое количество элементов оптической схемы, откалибровать каждый из которых с идеальной точностью практически невозможно. И наконец, КРФ в разных участках спектра измеряется, как правило, разными инструментами, что со всей остротой ставит проблему их правильной кросс-калибровки.

Очевидно, что поставленная научная задача требует либо разработки новых способов измерения поверхностной яркости КРФ, либо совершенствования уже известных способов, что означает оптимизацию методик и разработку новых технических решений. Поэтому первоначально был выполнен аналитический обзор способов измерения поверхностной яркости КРФ и проведенных экспериментов.

Данный обзор показал следующее.

С точки зрения уменьшения внешних радиационных воздействий перспективной площадкой для размещения аппаратуры, измеряющей КРФ, является Международная космическая станция, так как она находится на низкой околоземной орбите под радиационными поясами Земли в условиях пониженного уровня радиационных факторов.

С точки зрения минимизации внеапертурного фона чрезвычайно перспективной представляется идея известного российского астрофизика Михаила Геннадьевича Ревнивцева, заключающаяся в определении КРФ как разницы сигналов открытого и закрытого детекторов при короткопериодическом перекрытии апертуры (метод модуляции апертуры), реализуемого с помощью постоянно вращающегося обтюратора [Revnivtsev et al., 2012].

Таким образом, **целью представленной работы** являлось создание аппаратно-методических средств для проведения космического эксперимента по высокоточному измерению космического рентгеновского фона.

Для достижения поставленной цели создан рентгеновский монитор, при разработке которого решены следующие задачи:

- разделения КРФ и внеапертурного фона прибора;
- учета апертурного фона прибора;
- обеспечения возможности точной энергетической и абсолютной калибровки прибора;
- адаптации прибора к условиям на внешней поверхности МКС.

Космический эксперимент получил название «Монитор всего неба» (МВН), а создаваемый рентгеновский монитор – СПИН-Х1-МВН.

Проведенное моделирование также показало, что аппаратура эксперимента МВН и предложенная стратегия наблюдений поможет проверить теорию существования крупномасштабной анизотропии поверхностной яркости КРФ в ближней Вселенной на уровне нескольких процентов. В этом случае станет возможным сделать оценки полной излучательной способности ближней Вселенной в рентгеновском диапазоне, включая вклад всех сколь угодно слабых источников. В эксперименте МВН планируется зарегистрировать суммарное излучение больших масс, сосредоточенных в ближней Вселенной в скоплениях галактик, без необходимости детектирования отдельных источников, дающих вклад в это суммарное излучение. Основная идея измерения состоит в том, чтобы «увидеть» небольшую разницу в поверхностной яркости космического рентгеновского фона между направлениями на концентрации массы в ближней Вселенной и на пустоты, средняя плотность галактик в которых может отличаться в десятки раз. Следуя разумному предположению, что рентгеновские источники расположены в местах скоплений материи, можно связать отклонения в поверхностной яркости космического рентгеновского фона с поверхностной плотностью галактик в ближней Вселенной. Ряд ярких источников в ближней Вселенной можно будет зарегистрировать непосредственно, а слабые источники, до которых не позволит «дотянуться» чувствительность МВН, создадут на карте неба протяженные «выпуклости», амплитуда которых будет прямо

пропорциональна суммарной светимости всех таких рентгеновских объектов в ближней Вселенной.

В качестве дополнительной задачи, МВН позволит измерить яркость нескольких ярких точечных объектов с беспрецедентной точностью в области энергий 6-30 кэВ. Среди них будет несколько постоянных источников, чья светимость не меняется со временем – варьируется в пределах менее 1-2 %, в частности, источник в Крабовидной туманности. Современные измерения потока от Крабовидной туманности, сделанные разными инструментами, могут существенно отличаться друг от друга, причем в области жёстких рентгеновских лучей (10-100 кэВ) разница достигает 50-80 % [Kirsch et al., 2005].

Если в эксперименте МВН удастся получить абсолютный поток от этого источника с точностью лучше 3-5 %, то другие эксперименты смогут использовать это значение в качестве «стандартной свечи», что позволит сделать кросс-калибровку инструментов, работавших в разное время.

Таким образом, в качестве **объекта** данного исследования выступает высокоточное измерение поверхностной яркости КРФ. **Предметом** исследования является прибор (рентгеновский монитор), позволяющий существенно увеличить точность измерения КРФ за счет сочетания адаптированной для решения данной задачи конструкции, рационализированных методик измерения и обработки результатов, а также за счет размещения аппаратуры на наиболее благоприятной для измерения КРФ орбите.

Научная новизна состоит в создании аппаратных и методических средств, позволяющих в процессе космического эксперимента измерить поверхностную яркость КРФ со значительно более высокой точностью по сравнению с предыдущими измерениями.

На защиту выносятся следующие положения и результаты:

- разработано аппаратно-методическое обеспечение космического эксперимента по высокоточному измерению КРФ с борта МКС, позволяющее решить три основные проблемы измерения: проблему разделения КРФ и внеапертурного фона прибора, проблему учёта апертурного фона и проблему точной энергетической и абсолютной калибровки прибора;
- для решения проблемы разделения КРФ и внеапертурного фона прибора на базе имеющихся рентгеновских детекторов разработан адаптированный для работы на МКС монитор с вращающимся экраном, реализующим метод модуляции апертуры;
- для решения проблемы учёта апертурного фона разработана методика отбора данных, обеспечивающая снижение суммарной ошибки измерения КРФ до целевого уровня 1 % за три года непрерывных наблюдений;
- в обеспечение решения проблемы точной энергетической и абсолютной калибровки монитора разработаны прецизионная система термостабилизации рентгеновских детекторов и система их полетной калибровки;
- расчетные параметры основных систем рентгеновского монитора подтверждены экспериментальными исследованиями.

В работе использована следующая методология:

- в первой главе представленной работы использован метод анализа и синтеза для изучения проблемы измерения поверхностной яркости КРФ с высокой точностью и определения путей решения этой проблемы;
- во второй главе для расчета поля зрения прибора применен метод Монте-Карло; для построения карты экспозиции неба применен метод HEALPix;
- в третьей главе для расчета теплового режима прибора применен метод конечных элементов и узловый метод; для определения качественных и количественных характеристик разработанного монитора и его систем использованы методы экспериментального исследования физических характеристик.

- в четвертой главе для экспериментального исследования характеристик рентгеновского монитора использованы методы поглощенного лучистого потока и воспроизведения поля температур.

Научная значимость работы состоит в том, что выполненное с помощью созданного монитора высокоточное измерение поверхностной яркости КРФ будет иметь большое значение для моделей эволюции черных дыр во Вселенной и для анализа популяции черных дыр в ближней Вселенной. В частности, современное качество измерения КРФ в области энергий 10-60 кэВ позволяет оценить долю так называемых «поглощенных» активных ядер галактик лишь с фактором 2-3, а с улучшением качества измерений, ожидаемых в проекте МВН, эта неопределенность может быть в значительной степени снята.

Практическая значимость работы состоит в том, что разработанные методики и технические решения могут быть использованы для рентгеновских астрофизических приборов различных типов. В частности, разработанные в рамках МВН блоки калибровочных источников были применены в первом российском рентгеновском зеркальном телескопе ART-XC имени М.Н. Павлинского, функционирующем с 2019 г. в точке либрации L2 в составе космической обсерватории «Спектр-РГ».

Личный вклад автора:

- в части аппаратного обеспечения эксперимента автором разработана общая компоновка рентгеновского монитора; созданы для него отдельные системы: модуляции апертуры, прецизионной термостабилизации детекторов, полетной калибровки; проведено математическое и экспериментальное моделирование характеристик этих систем, осуществлена адаптация конструкции монитора к условиям работы на МКС;

- в части методического обеспечения эксперимента автором разработана методика отбора наблюдательных данных, позволяющая достичь целевого показателя ошибки измерения КРФ – 1%, для обоснования которой проведены

оптимизация поля зрения детектора и моделирование результатов эксперимента при разных наборах используемых наблюдательных данных.

Работа апробирована на следующих конференциях:

- VIII Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования», ИКИ РАН, Москва, 2011;
- XII Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования», ИКИ РАН, Москва, 2015;
- XIII Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования», ИКИ РАН, Москва, 2016;
- XV Конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования», ИКИ РАН, Москва, 2018;
- конференция «Астрофизика высоких энергий сегодня и завтра», ИКИ РАН, Москва, 2021.

Основные результаты диссертационной работы изложены в 5 научных статьях, опубликованных в рецензируемых журналах и изданиях, рекомендованных ВАК:

1) **Serbinov, D. V.**; Pavlinsky, M. N.; Semena, A. N.; Semena, N. P.; Lutovinov, A. A.; Molkov, S. V.; Buntov, M. V.; Arefiev, V. A.; Lapshov, I. Y. MVN experiment – All Sky Monitor for measuring cosmic X-ray background of the Universe onboard the ISS, *Experimental Astronomy* 51, 493-514 (2021). <https://doi.org/10.1007/s10686-021-09699-8>.

2) **Serbinov, D. V.**; Semena, N. P.; Pavlinsky, M. N. Opposite Radiators Used for Thermostabilizing of X-Ray Detectors of the All-Sky Monitor to be Installed on the ISS. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, Vol. 26, №3, pp. 366-376.

3) **Д. В. Сербинов**, Н. П. Семена, А. Н. Семена, А. А. Лутовинов, В. В. Левин, С. В. Мольков, А. В. Кривченко, А. А. Ротин, М. В. Кузнецова «Монитор Всего Неба для высокоточного измерения космического рентгеновского фона с борта МКС», *Письма в Астрономический Журнал*, том 48, № 4, с. 243-264, 2022.

4) **Сербинов Д. В.**, Семена Н. П., Павлинский М. Н., Арефьев В. А. Возможности и ограничения орбитальных космических станций для проведения астрофизических экспериментов. – Инженерная физика, 2018, №4, с. 33 – 48.

5) Pavlinsky, M.; Tkachenko, A.; Levin, V.; Alexandrovich, N.; Arefiev, V.; Babyshkin, V.; Batanov, O.; Bodnar, Yu.; Bogomolov, A.; Bubnov, A.; Buntov, M.; Burenin, R.; Chelovekov, I.; Chen, C.-T.; Drozdova, T.; Ehlert, S.; Filippova, E.; Frolov, S.; Gamkov, D.; Garanin, S.; Garin, M.; Glushenko, A.; Gorelov, A.; Grebenev, S.; Grigorovich, S.; Gureev, P.; Gurova, E.; Ilkaev, R.; Katasonov, I.; Krivchenko, A.; Krivonos, R.; Korotkov, F.; Kudelin, M.; Kuznetsova, M.; Lazarchuk, V.; Lomakin, I.; Lapshov, I.; Lipilin, V.; Lutovinov, A.; Mereminskiy, I.; Molkov, S.; Nazarov, V.; Oleinikov, V.; Pikalov, E.; Ramsey, B. D.; Roiz, I.; Rotin, A.; Ryadov, A.; Sankin, E.; Sazonov, S.; Sedov, D.; Semena, A.; Semena, N.; **Serbinov, D.**; Shirshakov, A.; Shtykovsky, A.; Shvetsov, A.; Sunyaev, R.; Swartz, D. A.; Tambov, V.; Voron, V. and Yaskovich, A. “The ART-XC telescope on board the SRG observatory”, A&A 650, A42 (2021), <https://doi.org/10.1051/0004-6361/202040265>.

Другие публикации по теме диссертации:

1) Revnivitsev, M.; Semena, N.; Akimov, V.; Levin, V.; **Serbinov, D.**; Rotin, A.; Kuznetsova, M.; Molkov, S.; Buntov, M.; Tambov, V.; Lapshov, I.; Gurova, E.; Simonenkov, D.; Tkachenko, A.; Pavlinsky, M.; Markov, A.; Konoshenko, V.; Sibirtsev, D. MVN: x-ray monitor of the sky on Russian segment of ISS, Proc. SPIE 8443, Space Telescopes and Instrumentation 2012: Ultraviolet to Gamma Ray, 844310 (17 September 2012); doi: 10.1117/12.925916; <http://dx.doi.org/10.1117/12.925916>.

Объём диссертации составляет 134 страницы. Диссертация состоит из введения, 4-х глав и заключения. Она включает 83 рисунка и 11 таблиц. В состав библиографии входят 55 литературных источников.

1 АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР СПОСОБОВ И ПРОБЛЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ПОВЕРХНОСТНОЙ ЯРКОСТИ КРФ

1.1 Объект измерения

Как было описано во введении, КРФ формируется точечными источниками – активными ядрами галактик. В рентгеновском диапазоне один из самых полных каталогов этих источников на всём небе с равномерным покрытием был получен космической обсерваторией Neil Gehrels Swift посредством установленного на её борту телескопа BAT, который провёл 105-ти месячный обзор всего неба в диапазоне 14-195 кэВ. Чувствительность обзора на 90 % неба составила $8,4 \times 10^{-12}$ эрг $\times$ с $^{-1}\times$ см $^{-2}$, на 50 % неба – $7,24 \times 10^{-12}$ эрг $\times$ с $^{-1}\times$ см $^{-2}$. Всего в этом обзоре обнаружено 1632 источника, из них 1106 являются активными ядрами галактик (рисунок 1.1) [Oh et al., 2018].

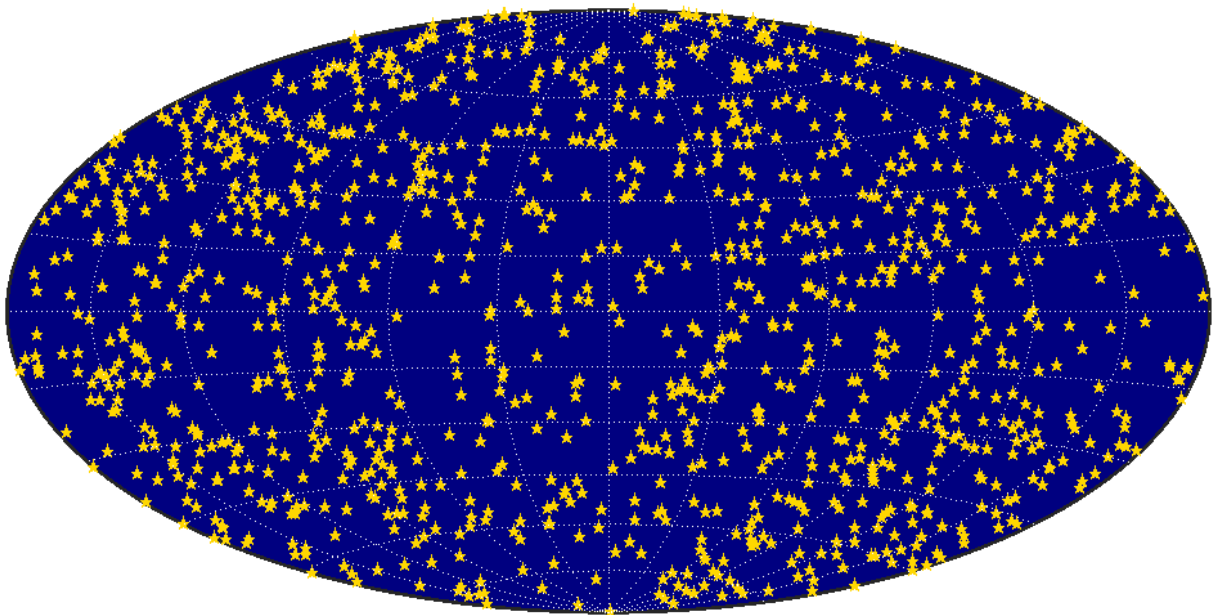


Рисунок 1.1 – Активные ядра галактик на карте всего неба по результатам наблюдений телескопа BAT с борта обсерватории Neil Gehrels Swift (карта построена в проекции Хаммера в галактических координатах)

(иллюстративный рисунок)

Из рисунка 1.1 видно, что активные ядра галактик распределены равномерно по всему небу. Однако чувствительность телескопа ВАТ позволяет регистрировать лишь достаточно яркие источники.

Наиболее наглядно насыщенность неба АЯГ продемонстрировал телескоп Hubble, выполнивший глубокий обзор участка неба размером $200'' \times 200''$ с экспозицией 10^6 с (рисунок 1.2) [Beckwith et al., 2006]. Изображение участка неба на рисунке 1.2 содержит, по меньшей мере, 10000 объектов, подавляющее большинство из которых являются галактиками.



Рисунок 1.2 – The Hubble Ultra Deep Field (HUDF) – изображение участка неба, полученное телескопом Hubble. Из работы [Beckwith et al., 2006]

(иллюстративный рисунок)

Глубокий обзор этого участка неба в диапазоне 0,5-7 кэВ проведен рентгеновским телескопом Chandra. На основе этих данных в работе [Luo et al., 2017] показано, что в одном квадратном градусе содержится примерно 23900 АЯГ. Тогда на всем небе должно быть около 10^9 АЯГ и все они являются источниками космического рентгеновского фона.

Современные знания КРФ проиллюстрированы на рисунке 1.3, где объединены измерения различных астрофизических рентгеновских обсерваторий.

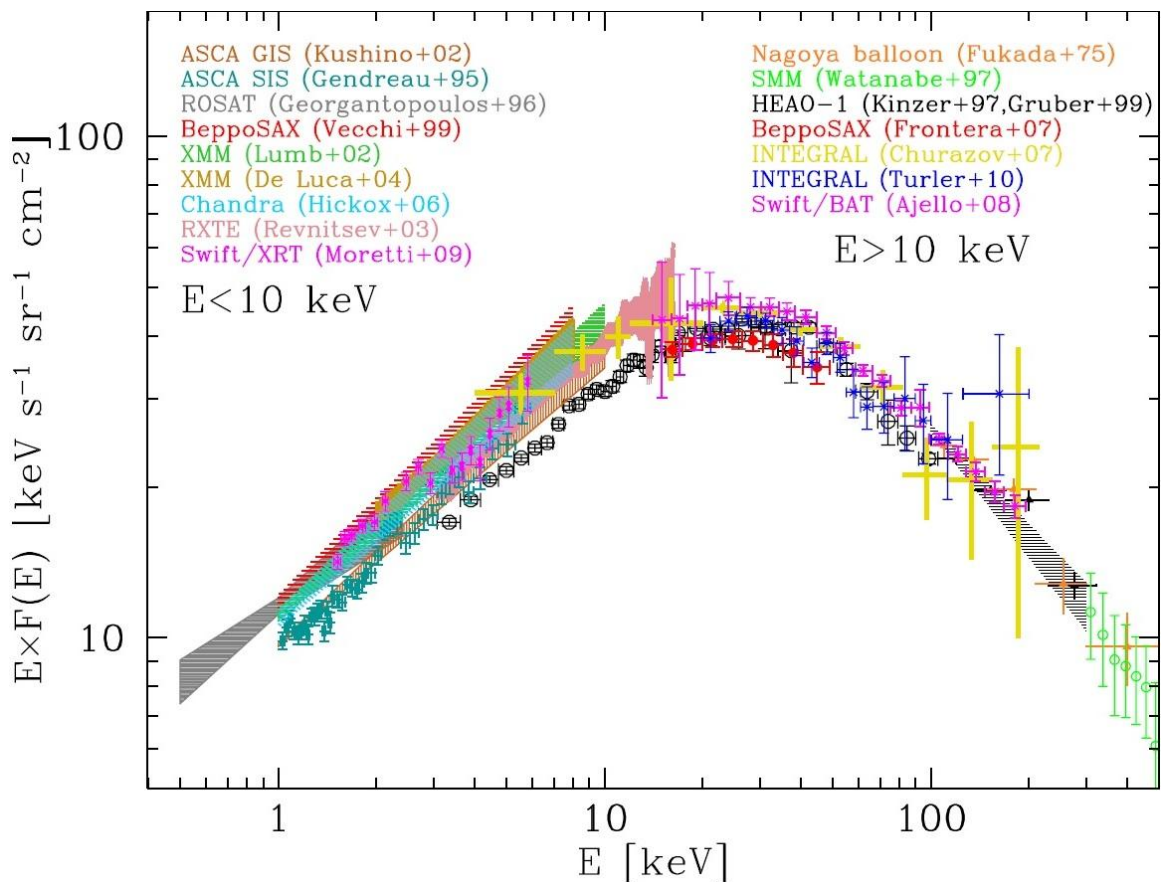


Рисунок 1.3 – Измерения КРФ различными обсерваториями.
Из работы [Gilli, 2013]

(иллюстративный рисунок)

Из рисунка 1.3 видно, что в диапазоне от 20 до 40 кэВ спектр КРФ имеет максимум. Такая форма спектра КРФ объясняется наличием большого количества Сейфертовских галактик второго типа, в которых мягкие рентгеновские фотоны (до 10 кэВ) поглощаются в газопылевых торах.

1.2 Задача измерения

Очевидно, что для измерения спектрального распределения поверхностной яркости КРФ необходимо отделить от общего спектра все воздействия частиц и фотонов, не относящиеся к КРФ.

Рентгеновский детектор может регистрировать [Ревнивцев, 2014]:

- почти изотропный поток рентгеновского фона;
- поток фотонов от локальных источников и центральной области галактики;
- внеапертурный фон:
 - а) события, вызванные прохождением через детектор заряженных частиц:
 - 1) галактических космических лучей (ГКЛ);
 - 2) солнечных космических лучей (СКЛ);
 - 3) радиационных поясов Земли;
 - б) флуоресцентные рентгеновские фотоны, рожденные в элементах конструкции детектора;
 - в) рентгеновское и гамма-излучение атмосферы Земли;
 - г) рентгеновские и гамма-кванты, возникающие при радиоактивном распаде элементов конструкции;
 - д) рентгеновские и гамма-лучи (в том числе Солнца), рассеянные в элементах конструкции.

Существует несколько способов решения проблемы внеапертурного фона детектора:

- использование пассивной защиты;
- использование антисовпадатальной защиты;
- фильтрация по скорости роста фронта сигнала;
- перекрытие апертуры Землей;
- модуляция поля зрения прибора.

1.3 Способы решения задачи измерения

1.3.1 Использование пассивной защиты

Пассивная защита детекторов с поверхностной плотностью вещества до 1 г/см^2 эффективно останавливает протоны с энергиями менее десятка МэВ. Проникающая сила протонов с большей энергией достаточно велика, чтобы проходить насквозь через всю конструкцию [Ревнивцев, 2014].

Использование пассивной защиты необходимо для защиты детекторов от флуоресцентных рентгеновских фотонов, а также фотонов КРФ и локальных источников вне поля зрения детектора. Ослабление интенсивности потока рентгеновских фотонов I , эВ, относительно начальной интенсивности I_0 , эВ, при прохождении через вещество рассчитывается по формуле [Широков, Юдин]:

$$\frac{I}{I_0} = e^{-(\mu/\rho)x}, \quad (1.1)$$

где μ/ρ – массовый коэффициент поглощения, $\text{см}^2/\text{г}$;

x – толщина материала, г/см^2 .

1.3.2 Использование антисовпадательной защиты

При использовании антисовпадательной защиты основное тело детектора обкладывается дополнительными, антисовпадательными, детекторами, которые регистрируют прохождение частиц высоких энергий [Ревнивцев, 2014]. Например, такой вариант защиты может быть реализован на базе сцинтилляторов. Одновременное срабатывание основного детектора и сцинтиллятора активной защиты указывает на то, что произошедшее событие связано с прохождением заряженной частицы, а не рентгеновского фотона.

Однако, для твердотельных детекторов рентгеновского диапазона (работающих на энергии менее 50-100 кэВ) эффективность антисовпадательной защиты сильно падает, потому что средняя энергия, оставляемая высокоэнергичными протонами в твердотельном детекторе с плотностями

2-8 г/см³ толщиной 1-2 мм, оказывается несколько сотен кэВ. Такие события можно отфильтровывать просто по величине зарегистрированного энерговыделения. [Ревнивцев, 2014]

1.3.3 Фильтрация по скорости роста фронта сигнала

Большая проникающая способность заряженных частиц высоких энергий приводит к тому, что в геометрически большом детекторе заряженная частица ионизирует длинный след, который создаёт в съёмных анодах длительный по времени сигнал, существенно длиннее, чем фотоны рентгеновского диапазона. Это даёт возможность использовать информацию о длительности роста сигнала детектора (rise time) для отделения событий, связанных с пролётом заряженных частиц [Ревнивцев, 2014].

1.3.4 Перекрытие апертуры Землёй

Важный способ разделить скорость счёта событий, не связанных с космическим рентгеновским излучением, и излучение КРФ – использование Земли как экрана для закрытия апертуры инструмента [Ревнивцев, 2014].

Очень активно использовать наблюдения ночной стороны Земли для измерения инструментального фона рентгеновских детекторов стали с начала 1990-х гг. (например, такие наблюдения проводили орбитальные обсерватории ASCA, ВерроSAX, RXTE, ИНТЕГРАЛ) [Ревнивцев, 2014].

Гораздо больший полезный сигнал от закрытия КРФ Землёй может быть измерен на спутниках, находящихся на низкой околоземной орбите (высоты около 500 км). Такие измерения были проведены с помощью телескопа жёсткого рентгеновского диапазона BAT обсерватории SWIFT. Однако, несмотря на достаточно высокую статистическую значимость этих измерений, сама используемая методика получения значения КРФ на энергиях выше 10-20 кэВ предполагает наличие определённой систематической погрешности – требуется вычитать вклад собственного излучения Земли [Ревнивцев, 2014].

1.3.5 Модуляция поля зрения прибора

Самым очевидным способом измерить вклад счета событий, не связанных с прохождением через инструмент рентгеновских фотонов неба, является модуляция апертуры инструмента, т.е. периодическое перекрытие апертуры слоем пассивной или активной защиты. Если цикл открытия и закрытия апертуры инструмента достаточно короткий, то можно полагать, что скорость счёта фоновых событий в эти периоды одинакова, но в случае открытой апертуры инструмент видит дополнительный вклад потока рентгеновских фотонов неба. Роль пассивной защиты может играть крышка из вещества, непрозрачного для рентгеновских фотонов исследуемого энергетического диапазона [Ревнивцев, 2014].

Этим способом проводились измерения КРФ на эксперименте HEAO1 (1977-1979), которые до сих пор считаются одними из самых надёжных в диапазоне энергий 2-60 кэВ [Ревнивцев, 2014].

1.4 Аппаратные проблемы измерения

Существуют три основные аппаратные проблемы точного измерения КРФ:

1. Проблема точной энергетической калибровки детектора.
2. Проблема отделения КРФ от внеапертурного фона детектора.
3. Проблема точной абсолютной калибровки измеренного потока.

Энергетическая калибровка детектора – это поиск соответствия энергии фотонов конкретному каналу аналого-цифрового преобразователя (АЦП). Проблема состоит в том, что положение границ и ширина этих каналов зависят от многих факторов, как внутренних (электрических шумов и качества кристалла детектора), так и внешних (в основном, от тепловых и радиационных условий).

Неточность знаний энергетической калибровки прибора неизбежно приводит к отклонениям полученного значения поверхностной яркости КРФ от истинного значения. Например, ошибка в значении границ энергетических каналов в 10 % для КРФ в области энергий 50-300 кэВ, где его спектральная форма может быть

описана степенным законом с наклоном $\Gamma \sim 2,5$, приведет к ошибке в значении поверхностной яркости 25-27 %! [Ревнивцев, 2014].

Энергетические характеристики детекторов зависят от тепловых условий. Например, рабочая температура полупроводниковых детекторов влияет на уровень утечек и шумов. При этом необходима стабильность этой температуры для предотвращения ухудшения энергетического разрешения детектора из-за дрейфа коэффициента преобразования (заряд-код аналого-цифрового преобразователя) [Полупроводниковые детекторы в экспериментальной физике].

Радиационные условия космоса влияют на деградацию кристалла детектора. Протонные и электронные облучения вызывают структурные повреждения кристаллической решетки, в результате снижаются концентрация, время жизни и подвижность носителей заряда [Модель космоса, т. 2].

Таким образом, в полёте необходимо систематически проводить бортовые калибровки детекторов.

Особенностью измерения КРФ является необходимость отделения потока рентгеновских фотонов, приходящих с неба напрямую на детектор, от скорости счёта всех других частиц. Сложность этой проблемы связана с тем, что космический рентгеновский фон практически изотропен. [Ревнивцев, 2014]

1.5 Возможности и ограничения МКС как площадки для измерения КРФ

Условия функционирования аппаратуры на орбитальных станциях достаточно специфичны, что может создать проблемы для адаптации некоторых типов приборов. В связи с этим в рамках данной работы проанализированы возможности и ограничения, которые создаёт станция для проведения современных астрофизических экспериментов, подробно рассмотренные в работах [Сербинов, Семена, 2018; Сербинов, Семена, Павлинский, Арефьев, 2018].

Специфика условий функционирования астрофизического прибора определяется тремя факторами.

Во-первых, все долговременные орбитальные станции функционируют на низкой околоземной орбите высотой около 400 км. Этой высоте соответствуют определённые ограниченные диапазоны параметров большинства факторов космического пространства.

Во-вторых, сама космическая станция формирует локальные условия окружающей среды и внешних воздействий.

И, наконец, в-третьих, условия функционирования аппаратуры на космической станции ограничены возможностями станции в ориентации, радиосвязи, энергоснабжении, используемых материалах и т.п.

1.5.1 Тепловые условия

Проблема терморегулирования может считаться наиболее значимой из всех, возникающих при размещении научных приборов на орбитальной станции. Это обусловлено тем, что тепловой режим в большей или меньшей степени влияет на характеристики всех типов приёмников излучения и большинства типов оптических систем. При этом для современных астрофизических приборов требуется очень точная термостабилизация этих элементов в очень узком температурном диапазоне.

Специфика теплового режима прибора, размещаемого на внешней поверхности орбитальной станции, определяется сложной структурой переменного теплового окружения этого прибора. Во-первых, на поверхность прибора воздействует прямое переменное солнечное излучение. Во-вторых, окружающее прибор пространство составлено из трёх близких по размеру зон с разными тепловыми условиями: зоны открытого космоса, зоны, занимаемой планетным диском, и зоны, закрываемой корпусом станции. Тепловые воздействия двух последних зон являются сильно переменными.

Прямое солнечное излучение является постоянным (слабопеременным) для плоскости, перпендикулярной его направлению. Его средняя плотность для удалённости от Солнца, соответствующей земной орбите, составляет 1396 Вт/м^2 и

обозначается как «солнечная постоянная». При установке прибора на поверхности орбитальной станции плотность солнечного излучения, падающего на его поверхность, является переменной из-за постоянного изменения углов между направлением на Солнце и элементами поверхности прибора, а также из-за периодического захода станции в тень Земли. Периодичность этой переменности соответствует периоду орбиты и составляет около 1,5 часов.

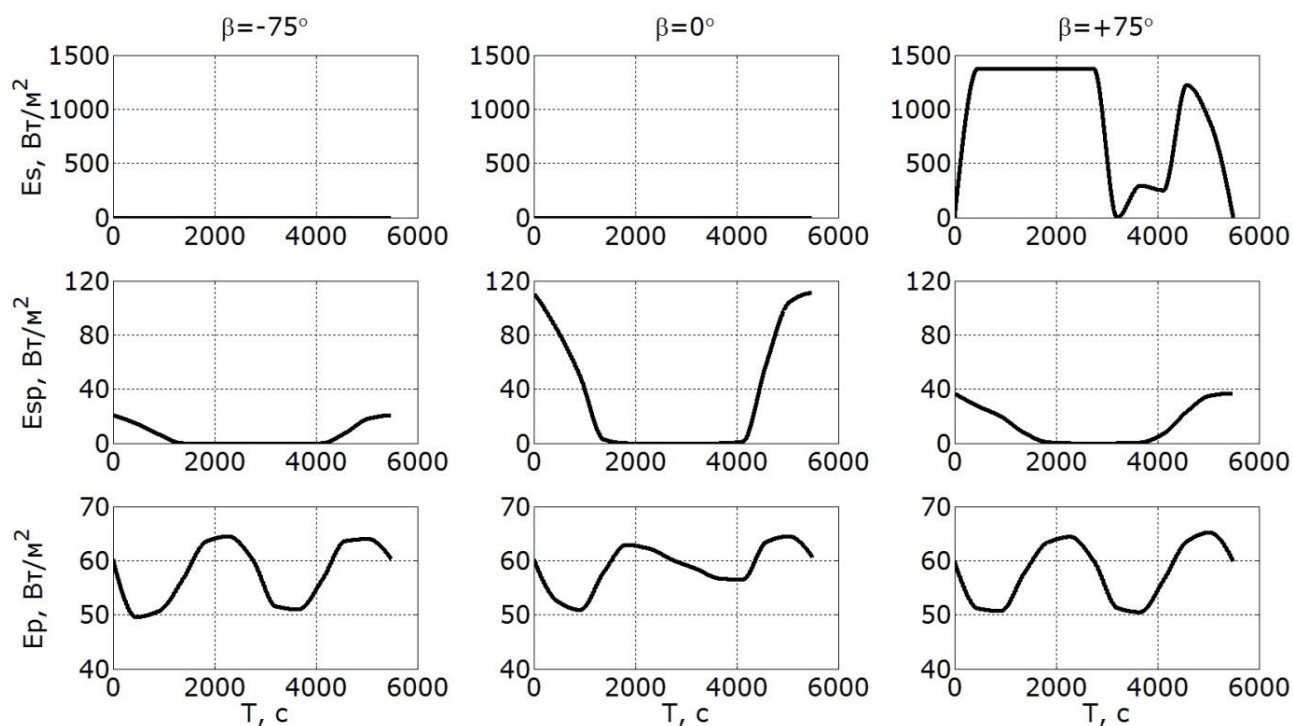
Тепловое воздействие со стороны космоса является постоянным и определяется его «холодом» и «чернотой». Как известно, радиационная температура космоса составляет около 4 К, а его степень черноты равна единице [Моделирование тепловых режимов...].

Значимость тепловых воздействий со стороны Земли на прибор, размещённый на поверхности орбитальной станции, определяется её большим угловым размером из-за сравнительно малой высоты орбиты. Это воздействие включает две составляющие. Первая – постоянное собственное инфракрасное излучение Земли интенсивностью около 230 Вт/м^2 , воздействующее на прибор в угле раствора прямого кругового конуса около 150° . Вторая составляющая – переменное отражённое от Земли солнечное излучение, изменяющееся в диапазоне от 0 до $\sim 490 \text{ Вт/м}^2$ [Моделирование тепловых режимов...]. Данные уровни приведены для плоскости, направленной в надир.

Самое трудно прогнозируемое тепловое воздействие происходит со стороны корпуса орбитальной станции. Оно зависит от освещённости Солнцем и термооптических характеристик каждого элемента поверхности станции и его углового коэффициента по отношению к элементам внешней поверхности прибора. Это воздействие также включает две составляющие – тепловое излучение от нагретой поверхности станции и переотражённое поверхностью станции солнечное излучение. Необходимо отметить, что большой размер станции делает это воздействие весьма значимым и не позволяет им пренебречь.

Сильная переменность внешних тепловых воздействий на поверхность прибора, устанавливаемого на внешней поверхности МКС, может быть

проиллюстрирована на примере астрофизического прибора МВН, который в 2022 году планируется доставить на российский сегмент МКС. На рисунке 1.4 приведены графики зависимостей плотностей внешних тепловых потоков, падающих на одну из поверхностей прибора, от периода обращения T . Графики приведены для одного витка орбиты МКС (в расчёте период обращения МКС был принят равным 5492 с). Также следует отметить, что положение орбиты МКС относительно Солнца постоянно изменяется вследствие годового вращения Земли вокруг Солнца. Это положение определяется углом β между плоскостью орбиты и направлением на Солнце. Обычно для теплового расчёта космических приборов достаточно рассмотреть три варианта положения орбиты МКС: $\beta = -75^\circ$ («холодная» орбита), $\beta = +75^\circ$ («горячая» орбита) и $\beta = 0^\circ$ (промежуточная орбита).



E_s – плотность прямого солнечного лучистого потока; E_{sp} – плотность отражённого от Земли солнечного лучистого потока; E_r – плотность собственного излучения Земли

Рисунок 1.4 – Переменность падающих тепловых потоков за один виток орбиты МКС

(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2018)

1.5.2 Собственная атмосфера орбитальной станции

Второй по значимости после терморегулирования является проблема загрязнения поверхности оптических элементов и детекторов астрофизических приборов компонентами собственной атмосферы космической станции.

Газовая среда на высоте 400 км над поверхностью Земли состоит из O_2 , N_2 , O , H , He [Моделирование тепловых режимов...], а её давление составляет около 10^{-8} мм рт. ст. [ГОСТ 4401-81]. При воздействии такой газовой среды на поверхность не должно происходить её загрязнение. Однако орбитальные станции окружены собственной внешней атмосферой, которая формируется за счёт газовыделения из конструкционных материалов, выбросов газов и жидкостей из дренажных систем, а также выбросов из сопел жидкостных ракетных двигателей ориентации и маневрирования продуктов сгорания топлива [Герасимов и др., 2011]. Величина давления атмосферы аппарата в прилегающем к поверхности слое может на два порядка отличаться от давления атмосферы на высотах полёта космического аппарата [Беляев, 1984]. Компоненты собственной внешней атмосферы, относящиеся к легко конденсирующимся веществам, осаждаясь на внешних элементах космических объектов, вызывают изменение рабочих характеристик материалов и покрытий (цвет, оптические коэффициенты терморегулирующих покрытий, пропускающая способность стёкол иллюминаторов и объективов и пр.) [Герасимов и др., 2011].

Астрофизические приборы, имеющие оптическую систему, предъявляют очень жёсткие требования к чистоте. Например, уровень молекулярного загрязнения рентгеновских зеркал для телескопа eROSITA космической обсерватории «Спектр-РГ» не должен превышать 10^{-7} г/см².

Исследования собственной внешней атмосферы МКС проводились в июле 2004 г. с использованием блока контроля давления и осаждения (БКДО), установленном на внешней поверхности модуля «Пирс». БКДО был оснащён двумя кварцевыми микровесами (КМВ1 и КМВ2). Эксперимент показал, что средняя скорость нарастания массы на КМВ1 составила 9×10^{-12} г/(см²×с), а на

KMB2 – 5×10^{-12} г/(см²×с) [Крылов, 2008]. Нетрудно посчитать, что за 30 дней величина осевшей массы загрязнений составит примерно $2,3 \times 10^{-5}$ г/см² и $1,3 \times 10^{-5}$ г/см² соответственно. При такой скорости осаждения загрязнений зеркала телескопа eROSITA станут непригодными для эксплуатации через 4 часа. Хотя, конечно, реальный уровень осаждения загрязнений зависит от многих факторов, и в первую очередь от температуры источника и приёмника загрязнений, а также характеристик газовой выделения материалов в зависимости от температуры.

С 2002 по 2004 гг. на МКС проводились исследования влияния загрязнений на материалы рентгеновских зеркал, размещённых на внешней поверхности МКС. Экспонированию подвергались два образца из материала ZERODUR с золотым покрытием толщиной 100 нм. Как показал эксперимент, после 756 дней экспозиции отражательная способность этих зеркал для фотонов с энергией 0,27 кэВ ухудшилась в несколько раз, для фотонов с энергией 1,49 кэВ – примерно в 2 раза. На поверхностях исследуемых образцов был обнаружен тонкий (около 20 нм) слой SiO₂, который, предположительно, и привёл к столь значительному ухудшению отражения рентгеновского излучения. При этом вопрос о происхождении этого загрязнения остался открытым [Friedrich et al., 2005].

1.5.3 Атомарный кислород

Одна из особенностей низких околоземных орбит – это наличие следов атмосферы, и особенно атомарного кислорода, который является доминирующим компонентом атмосферы Земли на высотах около 200-700 км. Атомарный кислород обладает высокой химической активностью, которая усилена кинетической энергией сталкивающихся с поверхностью атомов (около 5 эВ), обусловленной орбитальной скоростью космического аппарата. Атомарный кислород может оказывать значительное повреждающее воздействие на материалы внешней поверхности низкоорбитальных космических аппаратов, могут изменяться механические, оптические и электрофизические свойства материалов. Концентрация атомарного кислорода сильно зависит от уровня

солнечной активности. Ориентировочно можно считать, что при среднем уровне солнечной активности годовой флюенс атомарного кислорода в диапазоне высот 200-1000 км составляет от 10^{23} до 10^{18} см⁻². В наибольшей степени подвержены разрушающему воздействию атомарного кислорода полимерные материалы [Модель космоса, т. 2]. Ряд металлических материалов, в первую очередь Ag, Os, а также графит и углеродные материалы, подвержены сильному окислению и эрозии [Акишин, 2006]. Например, в упомянутом выше эксперименте по измерению собственной внешней атмосферы на МКС один из датчиков КМВ вышел из строя по причине деградации серебряного покрытия кварцевого генератора под воздействием атомарного кислорода [Крылов, 2008].

1.5.4 Механические воздействия

Механические воздействия на размещённые на орбитальных станциях астрофизические приборы носят ограниченный характер и не являются настолько же значимыми, как два предыдущих типа воздействий. Это обусловлено тем, что микровибрации, передаваемые от орбитальной станции к прибору, могут влиять на характеристики только отдельных типов приёмников излучения.

Как известно, абсолютная невесомость практически недостижима на борту космических аппаратов из-за существования различных возмущений, создающих микроускорения [Беляев, 1984]. На космической станции возникновение микроускорений связано с неоднородностью гравитационного поля в пределах станции, действием аэродинамических сил, деятельностью экипажа, колебаниями станции вокруг её центра масс и работой некоторых бортовых систем [Беляев, Волков, Рябуха, 2013]. Эти микроперегрузки являются сложной комбинацией квазипостоянных микроускорений и микровибраций. Их частотный спектр распространяется от 0,01 Гц и менее до нескольких сотен Гц, а амплитудные значения изменяются от $10^{-6}g$ до $10^{-1}g$ [Анисимова и др., 2016]. Такие условия микрогравитации могут быть серьёзной проблемой для астрофизических научных приборов. Микровибрации на борту космической станции могут стать причиной

возникновения микрофонного эффекта в электронной аппаратуре, который заключается в появлении шумов в измеряемом сигнале и может сильно повлиять на результаты измерений. Например, в ИКИ РАН проводились исследования влияния микровибрации на работу фотоэлектронного умножителя (ФЭУ) Hamamatsu R1840 в составе прибора HEND (High Energy Neutron Detector) [Вострухин и др., 2017]. Аппаратура подвергалась синусоидальному вибрационному воздействию в диапазоне частот 100...1000 Гц с разными уровнями нагрузок: 0,05g, 0,1g, 0,2g и 0,3g. В результате было выявлено, что уже при самом низком уровне вибрационного воздействия 0,05g ФЭУ Hamamatsu R1840 имеет значительное увеличение темпа счёта на некоторых частотах. Это означает, что на этих частотах даже незначительный уровень вибрационного воздействия $<0,05g$ приводит к значительным шумам, делая практически невозможными измерения гамма-лучей [Вострухин и др., 2017].

Проявление микрофонного эффекта в полупроводниковых детекторах изучалось на приборе МВН, который разрабатывается в ИКИ РАН. Спектр микровибраций задавался с помощью электродвигателя (рисунок 1.5).

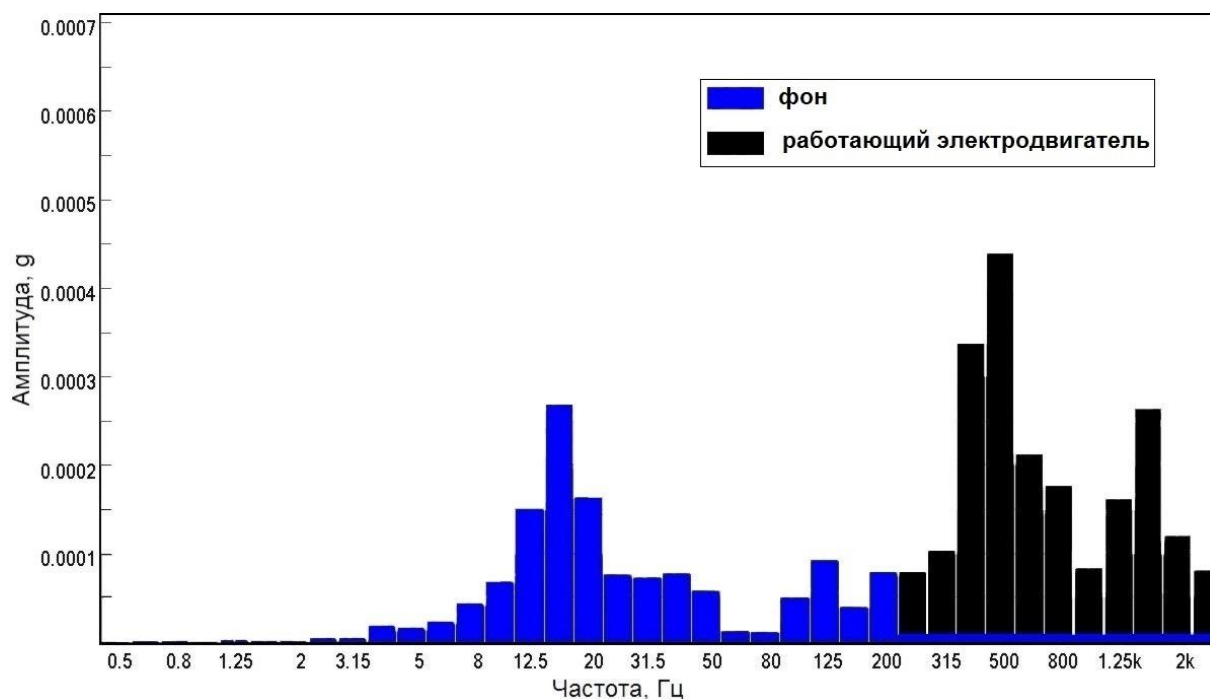


Рисунок 1.5 – Спектр микровибрации от работающего электродвигателя
(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2018)

Расстояние между источником микровибраций и детекторами составляет примерно 700 мм. Измерения микровибрации проводились на расстоянии примерно 200 мм от детектора. При воздействии микровибраций происходило ухудшение энергетического разрешения детектора в среднем на 24 %.

Таким образом, для научных приборов, подверженных микрофонному эффекту, требуется разработка специальных средств демпфирования вибрации.

1.5.5 Радиационные условия

Низкий внешний радиационный фон на орбитах космических станций является одним из немногих их преимуществ для проведения астрофизических экспериментов.

Радиационные факторы космического пространства, к которым относятся корпускулярное и электромагнитное высокоэнергичное излучение, всегда рассматривается как одни из самых опасных воздействий на космические аппараты. В результате радиационных воздействий могут выйти из строя отдельные электронные компоненты, могут измениться физические свойства материалов и термооптические характеристики покрытий [Моделирование тепловых режимов...].

Наибольшую опасность для космических аппаратов представляет корпускулярное излучение. При этом приёмники излучения астрофизических приборов проявляют повышенную чувствительность к воздействию такого излучения. Заряженные частицы во многих случаях создают дополнительную и весьма мощную компоненту шума в детекторах (пропорциональных и полупроводниковых счётчиках, фотоэлектронных умножителях). Вследствие высокой проникающей способности интенсивный поток заряженных частиц выводит из строя электронные блоки, производит изменение внутренней структуры материалов и т.д. [Москаленко, 1984].

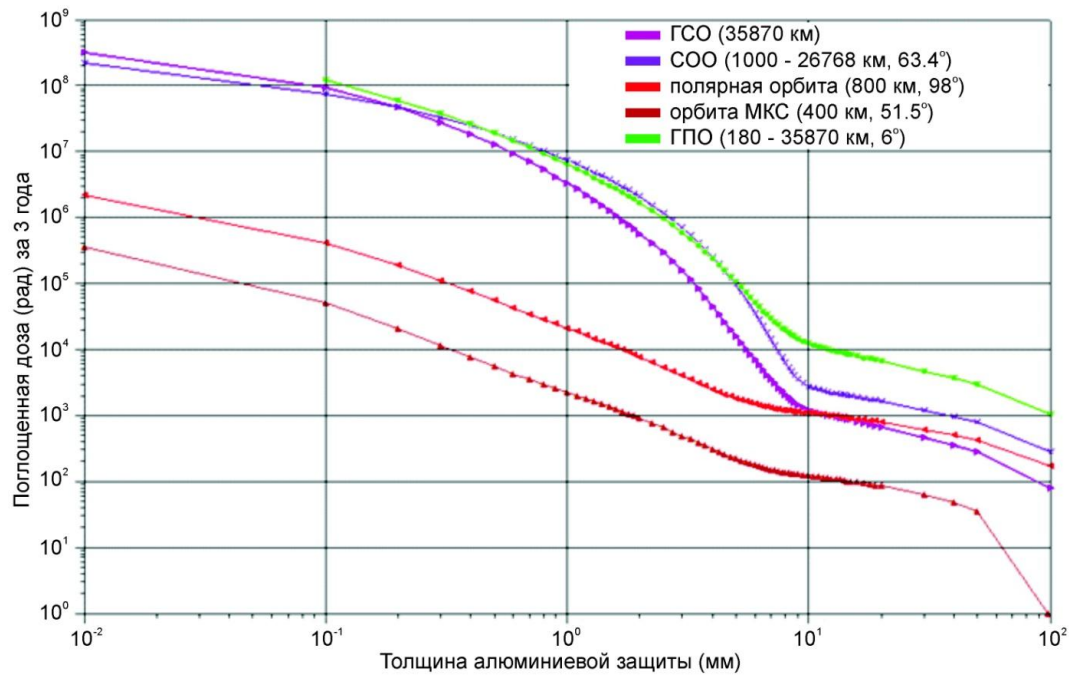
Низкие околоземные орбиты высотой до 500 км находятся в самой благоприятной радиационной обстановке, так как они расположены под

радиационными поясами и, кроме того, на таких орбитах поглощённые дозы излучения от ГКЛ и СКЛ значительно меньше, чем за пределами магнитосферы Земли вследствие экранирующего действия самой Земли и влияния магнитного поля [Космические аппараты].

Следовательно, орбитальные станции обеспечивают наиболее щадящие радиационные условия из всех возможных в космическом пространстве.

Однако необходимо учитывать одну проблему. Как известно, выделяют внутренний и внешний радиационные пояса. Центральная область внутреннего радиационного пояса расположена на расстоянии примерно 3500 км от поверхности Земли в плоскости геомагнитного экватора [Моделирование тепловых режимов...]. Но существует область, известная как Южно-Атлантическая магнитная аномалия (35° ю. ш. и 325° в. д.), где внутренний РПЗ опускается до высоты около 350 км. Поэтому радиационные условия на низких околоземных орбитах зависят ещё и от их наклона. Максимальные дозы соответствуют наклону орбиты около 30° , а экваториальные орбиты полностью находятся вне области аномалии [Космические аппараты].

Прогнозировать потоки электронов и протонов на низких околоземных орбитах можно с помощью моделей NASA AE8 и AP8 [Разработка систем космических аппаратов]. Графики радиационных условий на разных орбитах, построенные по этим моделям, приведены на рисунке 1.6 (для солнечного минимума), а на рисунке 1.7 представлен график поглощённой дозы для высоты 550 км при разных наклоне орбиты.



ГСО – геостационарная орбита; СОО – средняя околоземная орбита;
ГПО – геостационарная переходная орбита

Рисунок 1.6 – Радиационные условия на разных орбитах при солнечном минимуме

(результат соавтора из работы Сербинов и др., 2018)

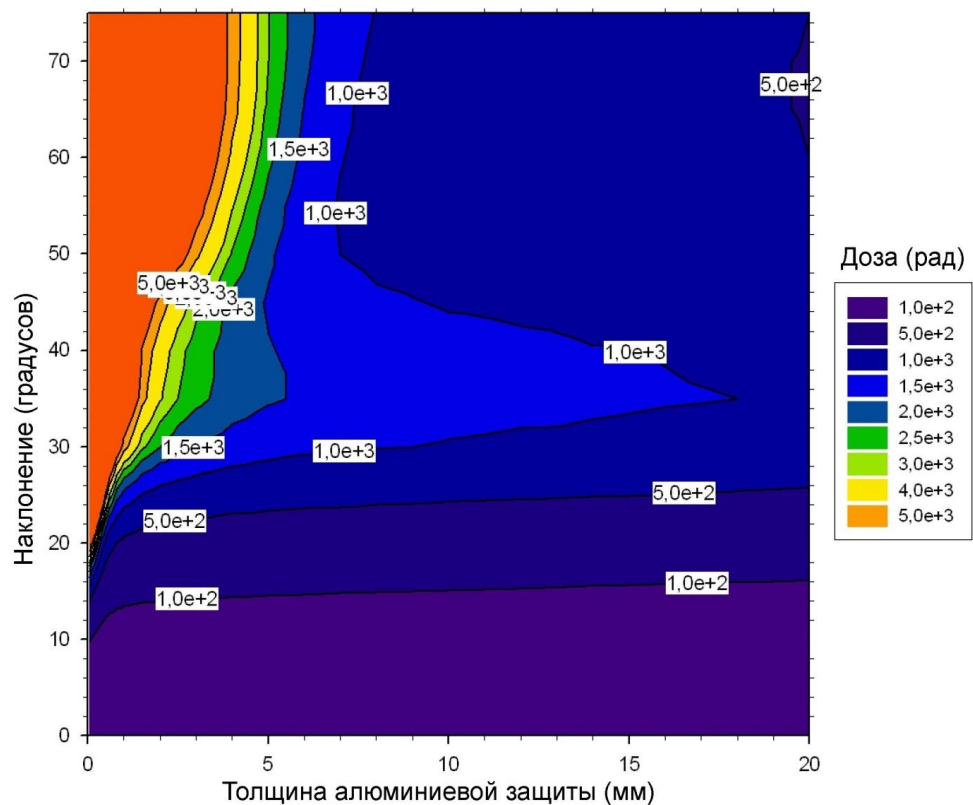


Рисунок 1.7 – Радиационные условия на орбите высотой 550 км

(результат соавтора из работы Сербинов и др., 2018)

К сожалению, орбита МКС пересекает Южно-Атлантическую магнитную аномалию (ЮАА), которая является серьёзной проблемой для астрофизической аппаратуры. Фактически, работа многих астрофизических приборов при пролёте этой аномалии невозможна. Высокий уровень фона заряженных частиц в областях высоких геомагнитных широт также затрудняет работу астрофизической аппаратуры.

Радиационный фон на орбите МКС измерялся в рамках японского эксперимента MAXI – рентгеновского монитора на внешней поверхности МКС, в состав которого входят два полупроводниковых детектора площадью $5 \times 5 \text{ мм}^2$ и толщиной 200 мкм (кремниевые PIN-диоды). Нижний порог чувствительности этих детекторов был установлен на уровне 50 кэВ, что соответствует половине минимальной энергии ионизации релятивистских частиц. Эти детекторы размещены в двух блоках – RBM-Z и RBM-H, направленных соответственно в зенит и по направлению полета МКС. Карта радиационного фона, полученная детекторами MAXI, представлена на рисунке 1.8 [Sugizaki et al., 2011]. На ней отчетливо видны области повышенного радиационного фона: Южно-Атлантическая магнитная аномалия и высокие географические широты (больше $|40^\circ|$).

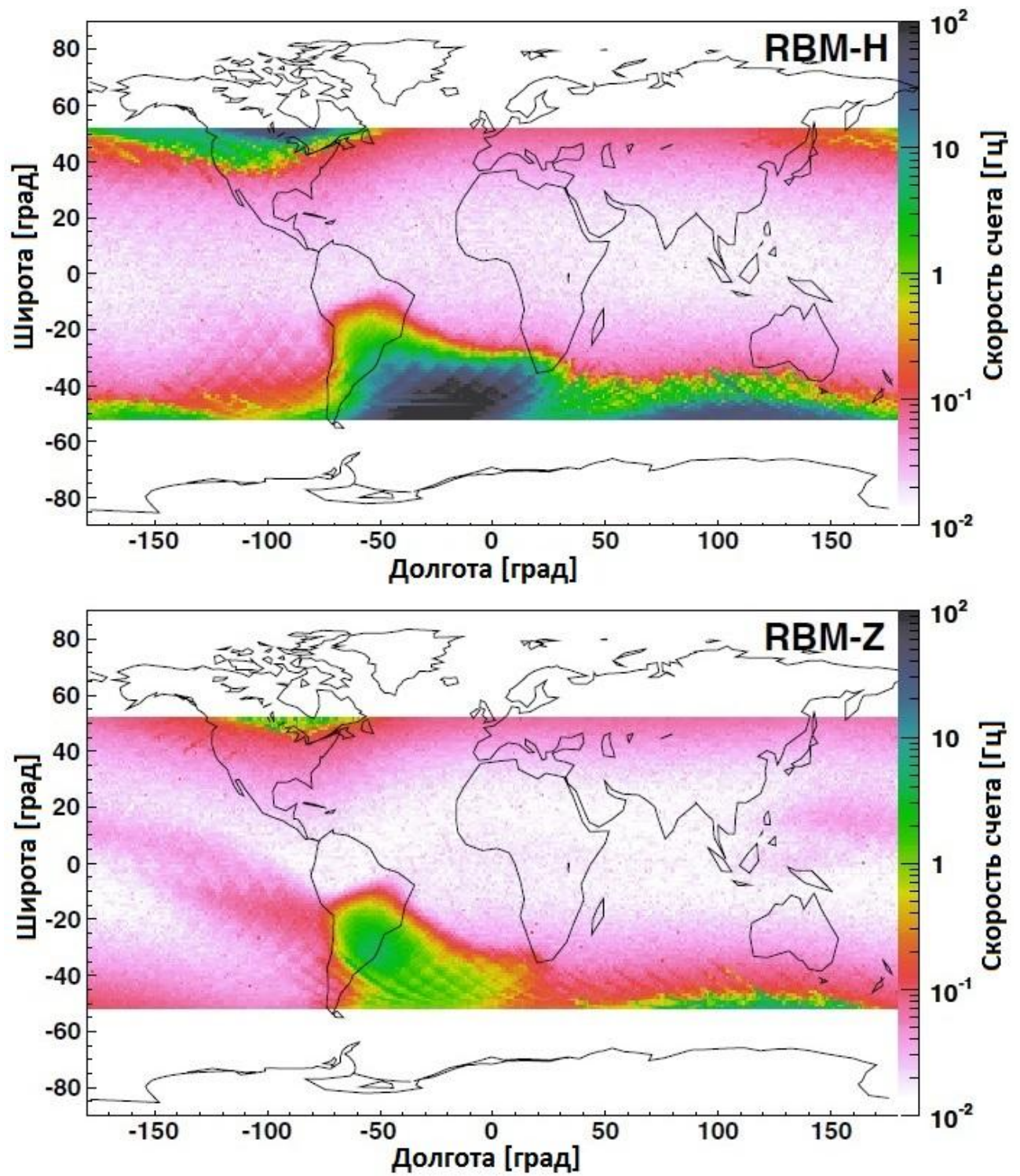


Рисунок 1.8 – Карта радиационного фона на орбите МКС по данным МАХИ. Из работы [Sugizaki et al., 2011] (иллюстративный рисунок)

1.5.6 Метеорные и техногенные тела

Еще одну опасность для научной аппаратуры могут представлять метеорные и техногенные тела. В космическом пространстве существует вероятность столкновения с метеорными телами (метеороидами) различных размеров (от долей микрометра до нескольких метров). Но с точки зрения реальной возможности столкновений целесообразно ограничиться диапазоном размеров метеорных тел от долей микрометра до десятков микрометров. Такие частицы (с поперечными размерами менее 1 мм) принято называть микрометеороидами [Моделирование тепловых режимов...]. Масса этих частиц лежит в диапазоне от 10^{-14} до 10^{-3} г. Метеороиды могут состоять из каменных пород и железоникелевых соединений с плотностью соответственно 3 и 7,8 г/см³. Встречаются рыхлые микрометеорные частицы из слипшихся пылинок с плотностью 0,5 г/см³ [Моделирование тепловых режимов...]. Однако опасность состоит в том, что скорости метеорных тел относительно Земли лежат в диапазоне 10-70 км/с [Модель космоса, т. 2]. Как показали исследования, при ударе металлической частицы о стальную мишень со скоростью 10-70 км/с давление в зоне сжатия достигает 10^{11} - 10^{13} Па. Удельная энергия за фронтом ударной волны составляет соответственно 10^7 - 10^9 Дж/кг, т.е. превышает удельные энергии плавления и испарения материалов [Надежность и эффективность в технике, т. 10].

Основной ущерб от воздействия микрометеорных частиц для научных приборов заключается в эрозии оптических поверхностей и термооптических покрытий. Последнее сказывается на тепловом балансе приборов [Моделирование тепловых режимов...]. Более существенные риски, такие, например, как сквозные пробойны в корпусе прибора можно не рассматривать, поскольку они создаются частицами размером более 0,5-1 см [Модель космоса, т. 2], вероятность столкновений с которыми крайне мала.

Чтобы оценить влияние метеороидной среды на космический аппарат, необходимо знать распределение потоков метеороидов на орбите аппарата с учётом их массы, скоростей и т.д. В настоящее время разработано достаточно

много моделей метеороидной среды. Самые известные из них приведены и проанализированы в работе [Миронов, Толкач, 2017], где показано, что значения плотностей потоков метеороидов в большинстве этих моделей различаются в пределах одного порядка.

Применительно к орбите МКС используется модель спорадической метеорной среды NASA SSP 30425, которая учитывает метеороиды массой $10^{-15} \text{ г} \leq m \leq 10 \text{ г}$ и может применяться на расстояниях от Солнца $\sim 1 \text{ а. е.}$ [SSP 30425B]. Плотности потоков метеороидов, рассчитанные по этой модели для орбиты МКС и геостационарной орбиты (ГСО), представлены на рисунке 1.9.

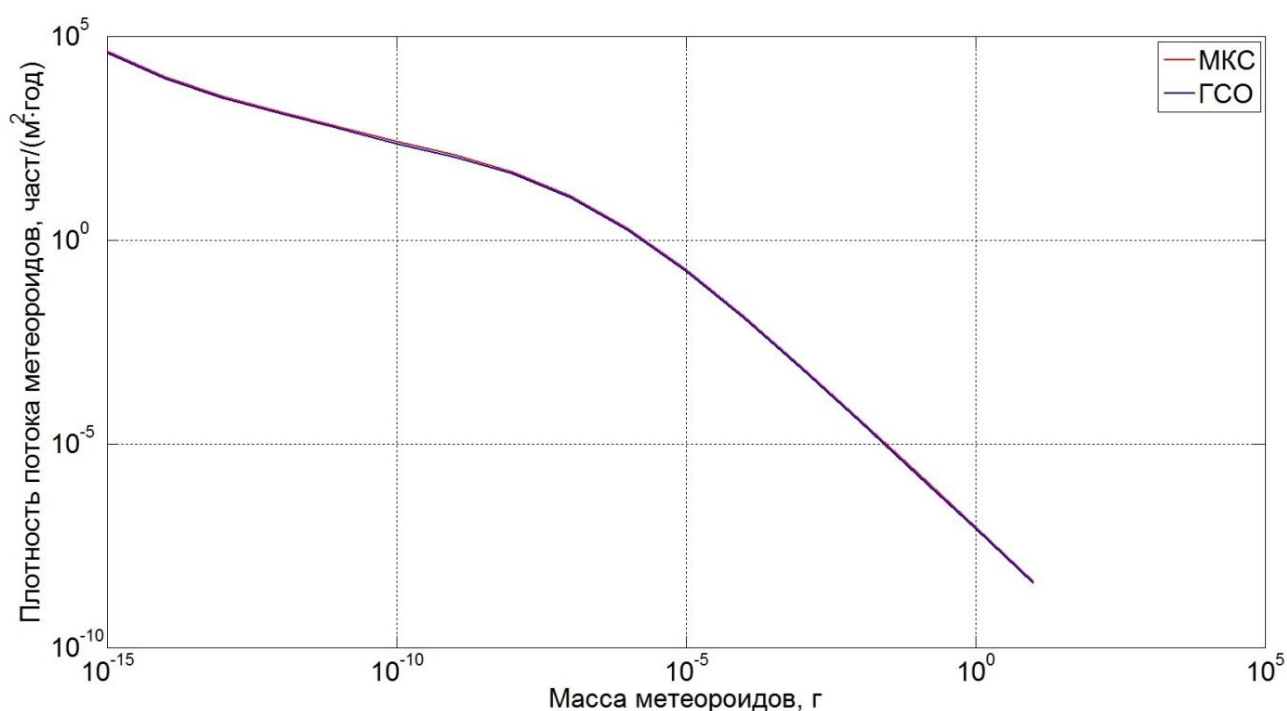


Рисунок 1.9 – Плотность потока метеороидов согласно модели NASA SSP 30425 (результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2018)

Также в издании [Модель космоса, т. 2] отмечается, что при достижении частицей скорости 20-25 км/с глубина кратера становится сопоставимой с его диаметром ($H / D \sim 1$). Тогда, допустив, что частица имеет форму сферы, можно получить следующее соотношение для площади кратера S в зависимости от массы m , скорости v и плотности ρ частицы:

$$S = \pi(k\rho^\alpha v^\beta)^2 \left(\frac{3m}{4\pi\rho}\right)^{\frac{2}{3}}. \quad (1.2)$$

Используя распределение плотности потока метеороидов по массам согласно модели NASA SSP 30425 (рисунок 1.9), можно оценить долю повреждённой площади S_d бомбардируемой поверхности в зависимости от времени t (рисунок 1.10). Для этого необходимо учитывать, что модель NASA SSP 30425 даёт распределение плотности потоков метеороидов F для массы $\geq m$. В итоге можно получить следующее соотношение:

$$S_d = t \sum_{n=-15}^1 \left[S_F G_E (F(m \geq 10^n) - F(m \geq 10^{n+1})) \pi(k\rho^\alpha v^\beta)^2 \left(\frac{3 \times 10^n}{4\pi\rho}\right)^{\frac{2}{3}} \right] \times \\ \times 100 \%, \quad (1.3)$$

где S_F , G_E – коэффициенты, учитывающие высоту орбиты (рассчитываются по формулам из [SSP 30425B]). Произведение коэффициентов S_F и G_E определяет изменение плотности потока метеороидов от высоты орбиты космического аппарата по сравнению с плотностью потока в межпланетном пространстве. Зависимость этого произведения от высоты орбиты представлена на рисунке 1.11. Также следует учитывать, что данная модель метеороидной среды предполагает плотность метеороидов $\rho = 2$ г/см³ при $m < 10^{-6}$ г, $\rho = 1$ г/см³ при 10^{-6} г $\leq m \leq 10^{-2}$ г и $\rho = 0,5$ г/см³ при $m > 10^{-2}$ г, а средняя скорость метеороидов относительно космического аппарата составляет 19 км/с.

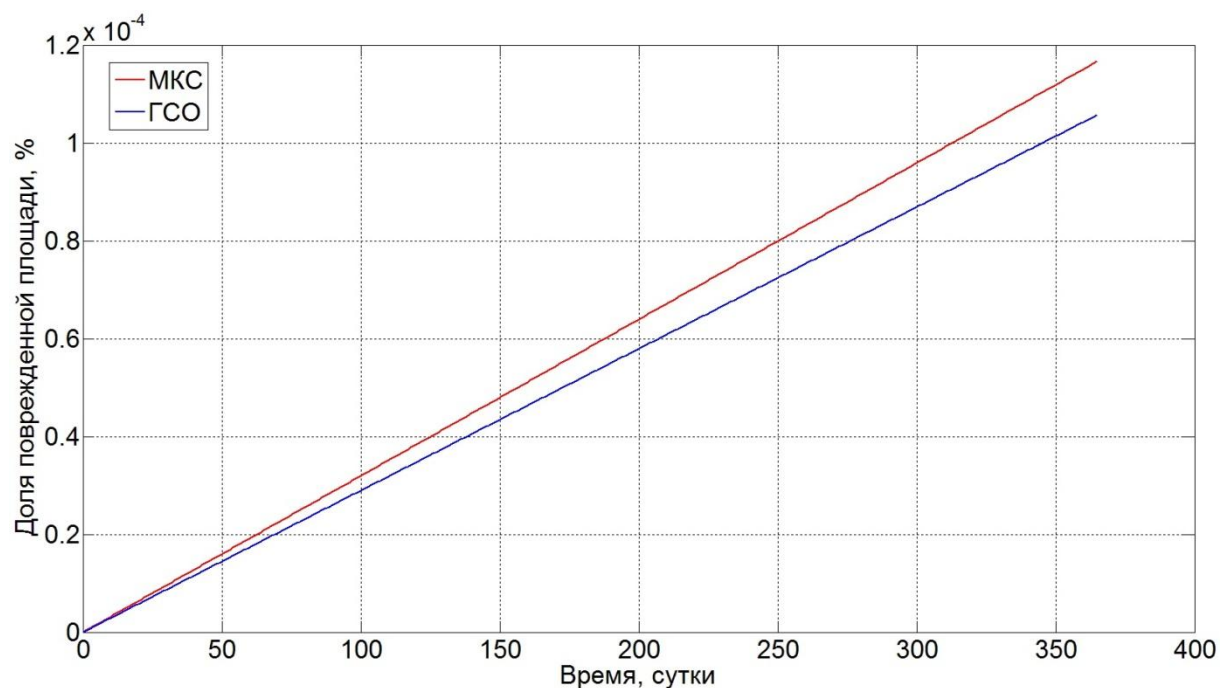


Рисунок 1.10 – Оценка повреждения поверхности от попадания метеороидов
(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2018)

Как видно из рисунка 1.10, метеорные тела на орбите MKS представляют немного больше опасности, чем на GSO, однако, в обоих случаях эта опасность пренебрежимо мала.

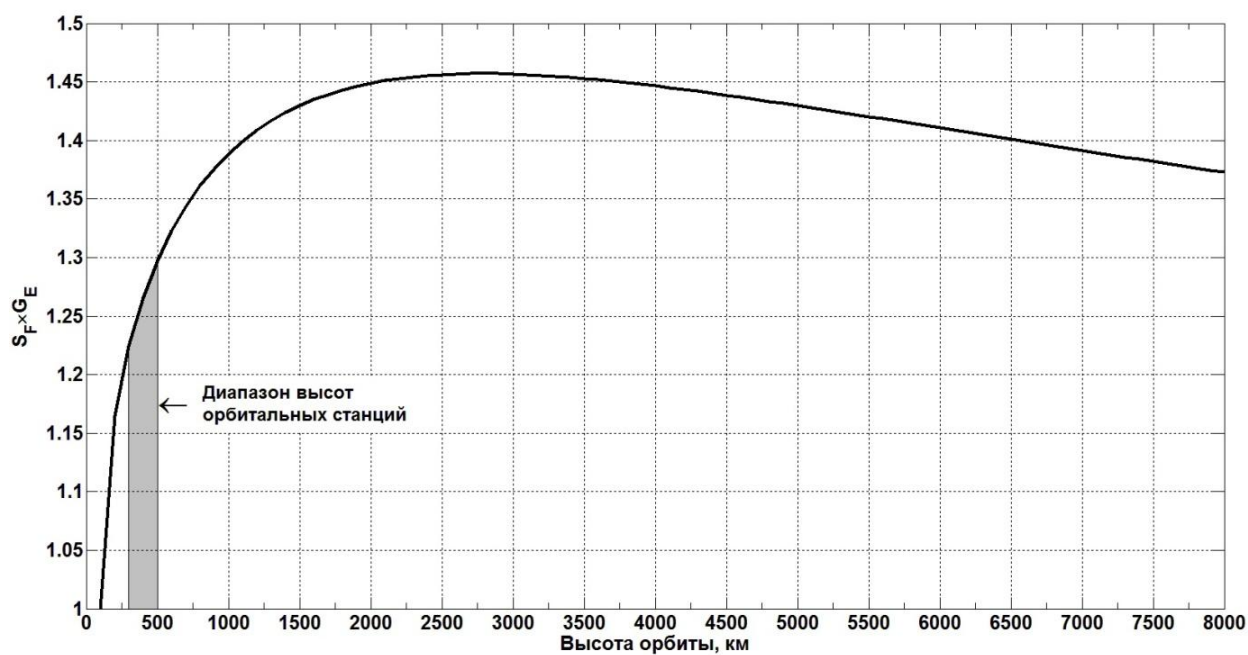


Рисунок 1.11 – Изменение плотности потока метеороидов с высотой согласно SSP 30425

(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2018)

В дополнение к естественной микрометеорной среде в космосе присутствует и космический мусор искусственного происхождения, состоящий из частиц пыли оксида алюминия (выбросов твёрдого топлива), крышек инструментов, гаек и болтов, разгонных блоков ракет и т.д. Их диаметр варьируется от 0,001 мм до 10 м. Их средняя плотность примерно равна плотности алюминиевых сплавов – около $2,8 \text{ г/см}^3$. В 2009 году предпринято 8 маневров по уклонению от объектов, способных оказать влияние на работу МКС, шаттлов и других, менее масштабных систем [Разработка систем космических аппаратов]. Оценку потока техногенного вещества на низких околоземных орбитах можно произвести согласно [ГОСТ Р 25645.167-2005]. Например, на рисунке 1.12 приведены графики среднего числа столкновений космического аппарата сферической формы диаметром 1 м с техногенными частицами за 2019-2022 гг. в зависимости от высоты орбиты наклонением 55° (по данным [ГОСТ Р 25645.167-2005]).

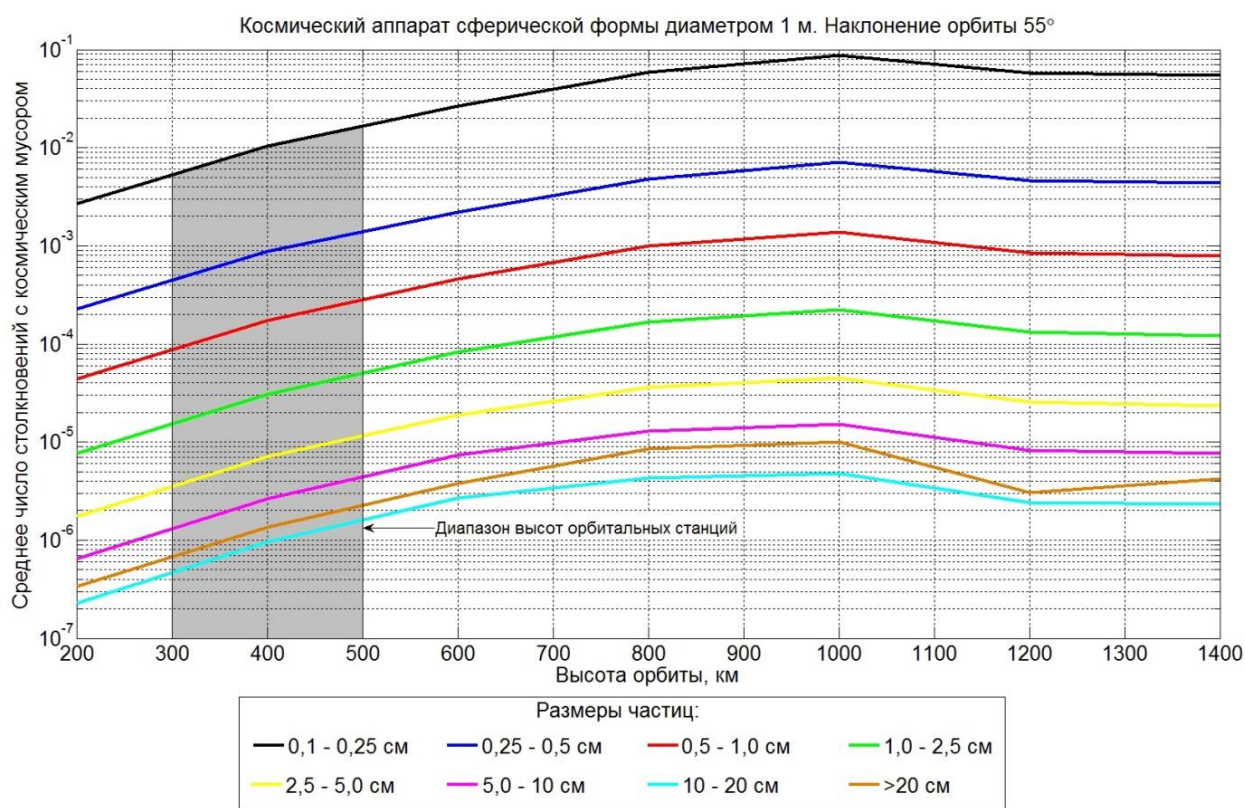


Рисунок 1.12 – Число столкновений с космическим мусором за 2019-2022 гг.
(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2018)

Как показал опыт эксплуатации МКС, ее поверхность имеет множественные следы соударений с метеороидами и частицами космического мусора. Например, на стёклах иллюминаторов МКС обнаружены десятки мелкократерных повреждений размером до 1 мм от микрометеороидов и мелкой фракции орбитального космического мусора. Имеются также отдельные повреждения средних размеров (с кавернами до 4,5 мм) от субмиллиметровых частиц [Воробьев и др., 2015]. Однако все эти повреждения возникли после многолетней экспозиции этих поверхностей, поэтому можно заключить, что опасность повреждения астрофизических приборов на космических станциях пренебрежимо мала и не требует принятия каких-то специальных мер по её защите.

1.5.7 Особенности размещения приборов на борту орбитальной станции

Использование орбитальной станции в качестве площадки для установки астрофизических приборов означает, что данные приборы должны быть адаптированы под те параметры ориентации, энергоснабжения, связи, привязки к абсолютной шкале времени и т.д., которые обеспечивает станция.

Некоторые возможности, предоставляемые орбитальной станцией, носят положительный характер.

Первой такой возможностью является допустимость размещения части аппаратуры прибора, не связанной с непосредственным детектированием излучения, в гермоотсеке станции. Это позволяет существенно уменьшить стоимость прибора и сократить время его создания, поскольку к аппаратуре, эксплуатируемой внутри гермоотсека, предъявляются гораздо менее жёсткие требования, по сравнению с негерметичной аппаратурой, работающей в условиях открытого космоса. Одновременно такое решение создаёт некоторые проблемы, связанные с ограничениями кабельной сети МКС и необходимостью поддержания теплового режима аппаратуры в газовой среде в условиях невесомости. В этом случае охлаждение аппаратуры может осуществляться с помощью вентиляторов. Однако следует отметить, что использование вентиляторов в обитаемых отсеках

МКС ограничено создаваемым ими уровнем шума. Кроме того, на данную аппаратуру дополнительно накладываются требования по пожарной и токсикологической безопасности.

Также положительным является предоставление значительных энергетических ресурсов в распоряжение прибора.

Однако имеются и отрицательные аспекты использования ресурсов орбитальных станций. Самым главным из таких аспектов является то, что ориентация станции не учитывает интересы конкретного научного эксперимента. Так, например, для МКС углы отклонения от текущей ориентации по тангажу, рысканью и крену могут достигать 15° . Точность поддержания конкретной ориентации МКС составляет от $0,1$ до $0,7^\circ$. Но для большинства астрофизических экспериментов требуется наведение прибора на исследуемые источники с ошибкой, ограниченной угловыми минутами или секундами. Поэтому для таких приборов необходима автономная высокоточная платформа наведения с собственным звёздным датчиком.

2 АППАРАТНО-МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ И ОЖИДАЕМЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

2.1 Аппаратное обеспечение эксперимента

Измерения поверхностной яркости КРФ решено проводить способом модуляции поля зрения прибора.

Анализ возможностей и ограничений МКС как площадки для проведения астрофизических экспериментов показал, что МКС является оптимальным вариантом для проведения эксперимента по измерению КРФ. Для постановки такого эксперимента в ИКИ РАН разработан комплекс научной аппаратуры «Монитор Всего Неба» (КНА МВН), состоящий из двух приборов – рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН и блока управления МВН (БУ МВН). СПИН-Х1-МВН является основным прибором комплекса научной аппаратуры и будет установлен на внешней поверхности МКС. БУ МВН размещается внутри герметичного отсека МКС. Оба прибора соединяются друг с другом посредством кабельной сети МКС.

В результате анализа требований к детектору и аппаратуре, размещаемой на МКС, а также к условиям на её орбите выполнена компоновка рентгеновского монитора и определён состав необходимых систем. Габариты рентгеновского монитора ограничены размерами люков и, согласно документу [П32958-106], должны вписываться в параллелепипед высотой 1200 мм и диагональю 750 мм. Ограничения по габаритам позволили разместить в рентгеновском мониторе четыре полупроводниковых детектора. Поле зрения каждого детектора должно быть ограничено коллиматором, непрозрачным для рентгеновского излучения, для определения направления регистрируемых фотонов. Эффективность работы детекторов зависит от стабильности их температуры и проведения полётных калибровок, что требует разработки соответствующих систем. Ещё одна специальная система должна обеспечить модуляцию поля зрения прибора.

БУ МВН представляет собой бортовой компьютер на базе процессора AMD George LX800 500 MHz и обеспечивает автоматическое управление

экспериментом и обмен информацией с внешними системами. БУ МВН может накапливать до 2 ГБ данных. Ожидаемый суточный объем данных составляет 64 МБ.

На рисунке 2.1 представлен образец КНА МВН для конструкторско-доводочных испытаний. Основные характеристики обоих приборов приведены в таблице 2.1.



Рисунок 2.1 – Рентгеновский монитор СПИН-X1-МВН (слева) и блок управления МВН (справа)

(совместный результат из работы Serbinov et al., 2021)

Таблица 2.1 – Основные характеристики КНА МВН

Характеристика	СПИН-X1-МВН	БУ МВН
Размеры, мм	940×661×425	222×178,2×130
Масса, кг	51	3,2
Энергопотребление (max), Вт	144	20
Энергетический диапазон, кэВ	6 – 70	-
Площадь открытых детекторов, см ²	9,16	-
Поле зрения (FWHM), град ²	8,55	-
Оперативная память, МБ	-	256

Рентгеновский монитор СПИН-X1-МВН будет установлен на универсальном рабочем месте Российского сегмента МКС силами экипажа, крепление неподвижное, поле зрения направлено в зенит (рисунок 2.2) [Serbinov et al., 2021].



Рисунок 2.2 – Рентгеновский монитор СПИН-X1-МВН на универсальном рабочем месте российского модуля «Звезда» Международной космической станции

(иллюстративный рисунок)

2.2 Методика измерения поверхностной яркости КРФ на базе метода модуляции апертуры

В эксперименте МВН для модуляции поля зрения прибора используется обтюратор, вращающийся со скоростью 1 об/мин. Обтюратор непрозрачен для рентгеновского излучения в рабочем диапазоне детекторов (от 6 до 70 кэВ) и постоянно перекрывает два из четырех детекторов рентгеновского монитора. Непрозрачность обтюратора обеспечивается его многослойной структурой: 4 мм алюминия, 1 мм меди, 1 мм олова и ещё 1,5 мм алюминия.

На рисунке 2.3 представлен принцип метода модуляции поля зрения, реализованный в эксперименте МВН. Обтюратор вращается постоянно в течение всего эксперимента. Детекторы рентгеновского монитора будут наблюдать небо через коллиматоры, размеры которых определены при компоновке прибора с учётом ограничений со стороны МКС.

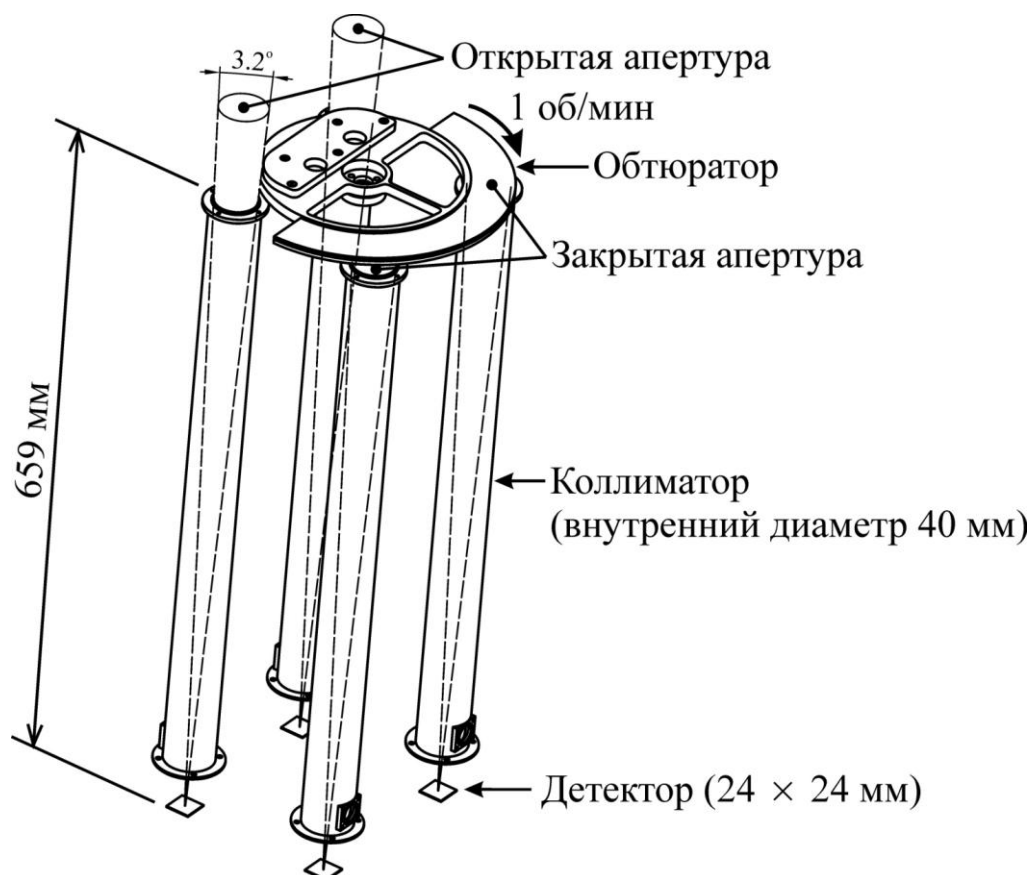


Рисунок 2.3 – Аппаратная реализация способа измерения КРФ
(совместный результат из работы Serbinov et al., 2021)

В поле зрения рентгеновского монитора будут попадать яркие рентгеновские источники и Galactic Ridge – протяжённая область вдоль галактической плоскости очень насыщенная различными источниками.

Очевидно, что детектор через открытую апертуру будет облучаться не только фотонами КРФ, но и другими источниками рентгеновского излучения. Таким образом, сигнал $S_{open}(t)$ от открытого детектора имеет вид

$$S_{open}(t) = CXB(t) + B(t) + LS(t) + P(t), \quad (2.1)$$

где $CXB(t)$ – космический рентгеновский фон;

$B(t)$ – внеапертурный фон на детекторе;

$LS(t)$ – рентгеновское излучение локальных источников и диффузного излучения центральной области галактики;

$P(t)$ – заряженные частицы, попавшие в открытую апертуру;

t – время.

На закрытом детекторе есть только внеапертурный фон и сигнал $S_{close}(t)$ от закрытого детектора имеет вид:

$$S_{close}(t) = B(t). \quad (2.2)$$

Как известно, орбита МКС проходит через области высокого радиационного фона: Южно-Атлантическую аномалию и высокие географические широты. Исключение этих областей из обзора сводит к нулю количество заряженных частиц в диапазоне от 6 до 70 кэВ, попадающих в открытую апертуру: $P(t) = 0$. Области с яркими локальными источниками и центральная область галактики также могут быть исключены из обзора, тогда $LS(t) = 0$.

Таким образом, оптимальная стратегия измерений состоит в выборе орбитальных областей с низким фоном, исключении временных интервалов с яркими рентгеновскими источниками в поле зрения и в получении усреднённого «полезного» сигнала $S_{CXB}(t)$ в виде:

$$S_{CXB}(t) = \sum_{i=1}^4 (S_{open_i} - S_{close_i}), \quad (2.3)$$

где i – номер детектора.

Внеапертурный фон детектора можно считать постоянным за период вращения обтюлятора – 1 мин. За это время МКС пролетает не более 3° географической широты и радиационный фон меняется незначительно. С другой стороны 1 мин достаточно для накопления сигнала на детекторе.

2.3 Моделирование обзора всего неба рентгеновским монитором

2.3.1 Задачи и метод моделирования

Моделирование обзора неба проводилось для решения двух основных задач:

- разработки методики обработки экспериментальных данных, заключающейся в исключении из процедуры определения поверхностной яркости КРФ измерений, повышающих ошибку;
- оценки точности измерения поверхностной яркости КРФ.

Поверхностная яркость КРФ измеряется со статистической и систематической погрешностями. Статистическая погрешность определяется внеапертурным фоном прибора, который даже в областях с низким фоном заряженных частиц составляет основную часть регистрируемого сигнала. Систематическая погрешность вызвана, в основном, точечными рентгеновскими источниками, попадающими в поле зрения прибора, а также диффузным рентгеновским излучением неба, отличным от КРФ. Уменьшение систематической погрешности достигается исключением из результатов измерений областей неба с яркими рентгеновскими источниками или диффузного излучения с высокой поверхностной яркостью. В свою очередь, это приводит к уменьшению эффективного времени экспозиции, и, как следствие, к увеличению статистической погрешности.

Таким образом, задача оптимизации стратегии измерения КРФ заключалась в определении областей неба, попадающих в поле зрения прибора и содержащих яркие рентгеновские источники и диффузное излучение, которые должны быть исключены для достижения минимальной суммарной погрешности. К исключаемым из обзора областям относятся яркие галактические рентгеновские источники, самые яркие внегалактические рентгеновские источники, галактическая плоскость, Южно-атлантическая аномалия и высокие географические широты.

Моделирование обзора всего неба проводилось в среде Matlab и состояло из нескольких этапов:

- расчёт поля зрения рентгеновского монитора
- построение карты экспозиции неба с разбиением сферы структурой HEALPix;
- исключение высоких географических широт и области ЮАА;
- нанесение на карту экспозиции ярких рентгеновских источников;
- исключение галактической плоскости и ярких рентгеновских источников;
- расчёт статистической, систематической и суммарной погрешностей измерения поверхностной яркости КРФ.

2.3.2 Расчёт поля зрения рентгеновского монитора

Космический рентгеновский фон практически изотропный. Интенсивность фотонов, попавших на детектор, зависит от угла их входа в коллиматор. Поэтому для характеристики поля зрения используется телесный угол, соответствующий FWHM (полная ширина на половине максимальной высоты). Блок рентгеновского детектора с коллиматором в разрезе представлен на рисунке 2.4, где также отмечены размеры, определяющие поле зрения. Максимальный угол видимости детектора составляет 3° .

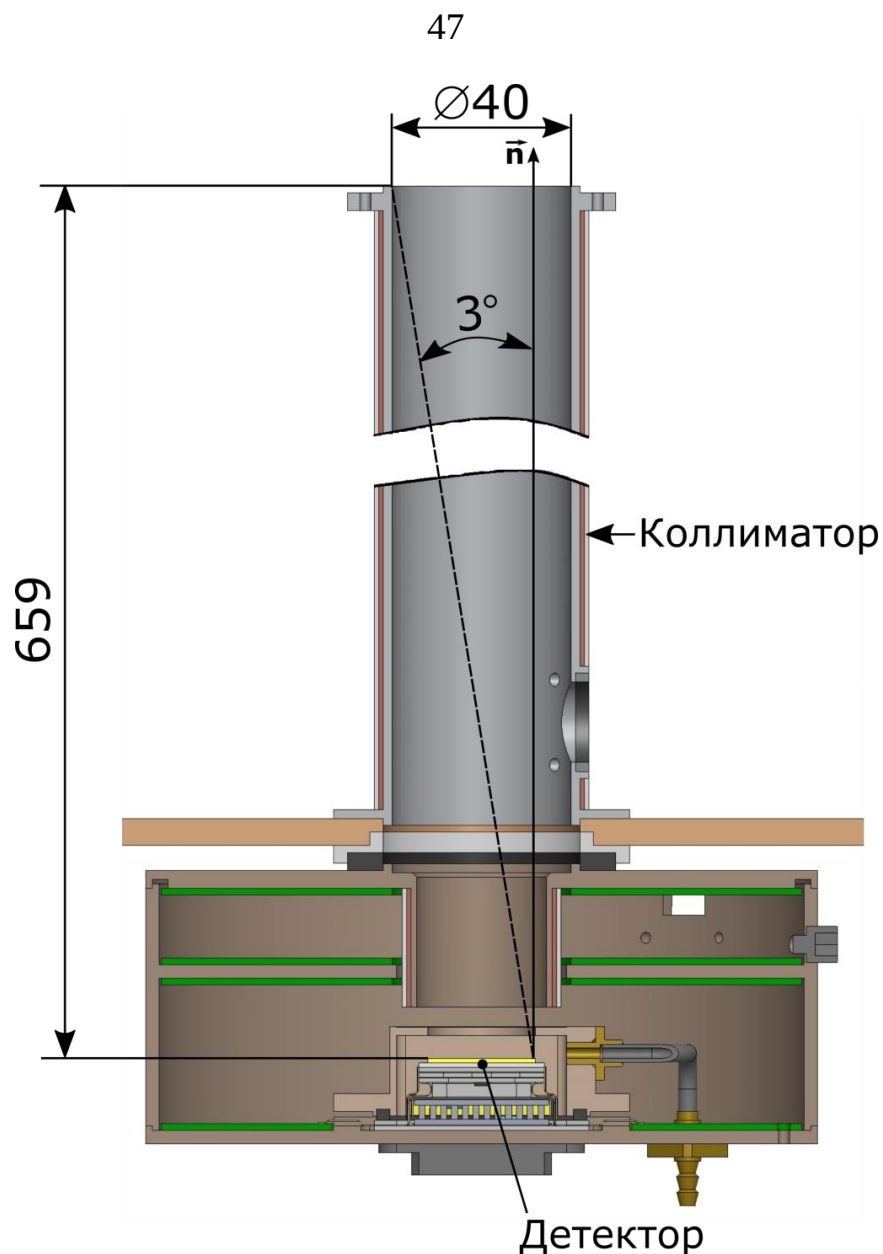


Рисунок 2.4 – Детектор и установленный над ним коллиматор. Размеры в миллиметрах

(иллюстративный рисунок)

Расчёт FWHM выполнен в среде Matlab методом Монте-Карло путём розыгрыша 6×10^8 лучей, запускаемых в коллиматор под разными углами с равномерным распределением. Порядок расчёта следующий.

1. Розыгрыш 12000 координат точек на входе в коллиматор в полярных координатах (рисунок 2.5)

$$r = 20\sqrt{\gamma}, \quad (2.4)$$

$$\varphi = 2\pi\gamma, \quad (2.5)$$

где r – радиус точки;

φ – полярный угол точки;

γ – очередное значение случайной величины, равномерно распределённой в интервале (0,1).

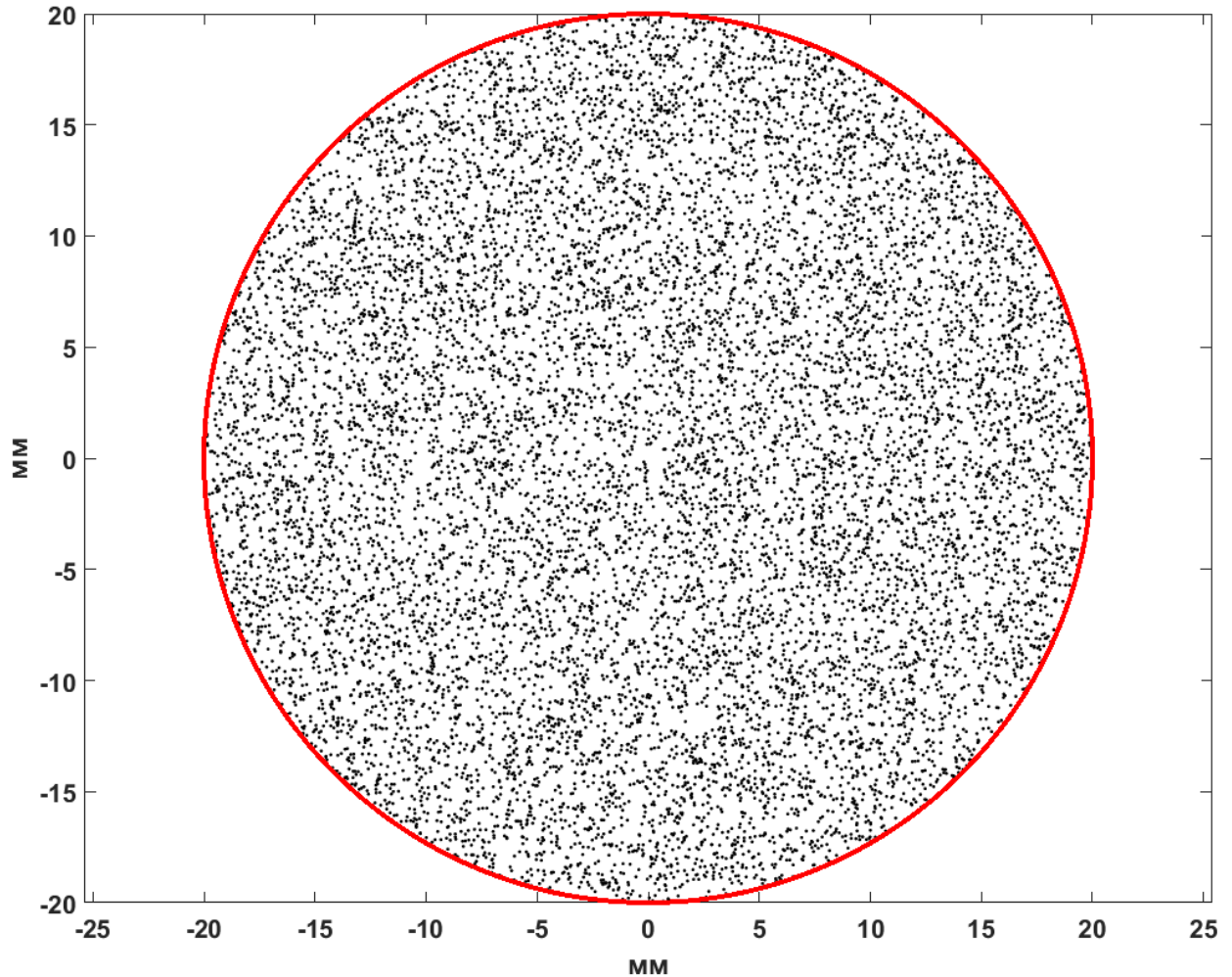


Рисунок 2.5 – Розыгрыш координат точек на входе в коллиматор
(иллюстративный рисунок)

2. Розыгрыш 50000 лучей, определяемых зенитным и азимутальным углами, для каждой точки. Разыгрывается косинус зенитного угла Cos в диапазоне от 0 до 3° к нормали

$$Cos = 1 - \gamma(1 - \cos 3^\circ), \quad (2.6)$$

$$\rho = 659/Cos, \quad (2.7)$$

$$Zh = \arccos(Cos), \quad (2.8)$$

$$Ah = 2\pi\gamma, \quad (2.9)$$

где ρ – длина луча;

Zh – зенитный угол луча;

Ah – азимутальный угол луча.

3. Вычисление координат X , Y точки попадания луча на детекторе

$$X = r \cdot \cos \varphi + \rho \cdot \cos Ah \cdot \sin Zh, \quad (2.10)$$

$$Y = r \cdot \sin \varphi + \rho \cdot \sin Ah \cdot \sin Zh. \quad (2.11)$$

4. Разбиение зенитного угла Zh на диапазоны шириной $0,1^\circ$ в пределах от 0 до 3° . Вычисляется количество лучей N_2 в каждом диапазоне и количество лучей N_1 , попавших на детектор, из данного диапазона.

5. Вычисление уровня интенсивности лучей L как отношения количества лучей, попавших на детектор, к общему количеству лучей для каждого диапазона зенитных углов:

$$L = N_1/N_2. \quad (2.12)$$

Вычисленное отношение L нормируется к единице.

6. Вычисление значения угла ψ , для которого отношение $L = 0,5$ (рисунок 2.6).

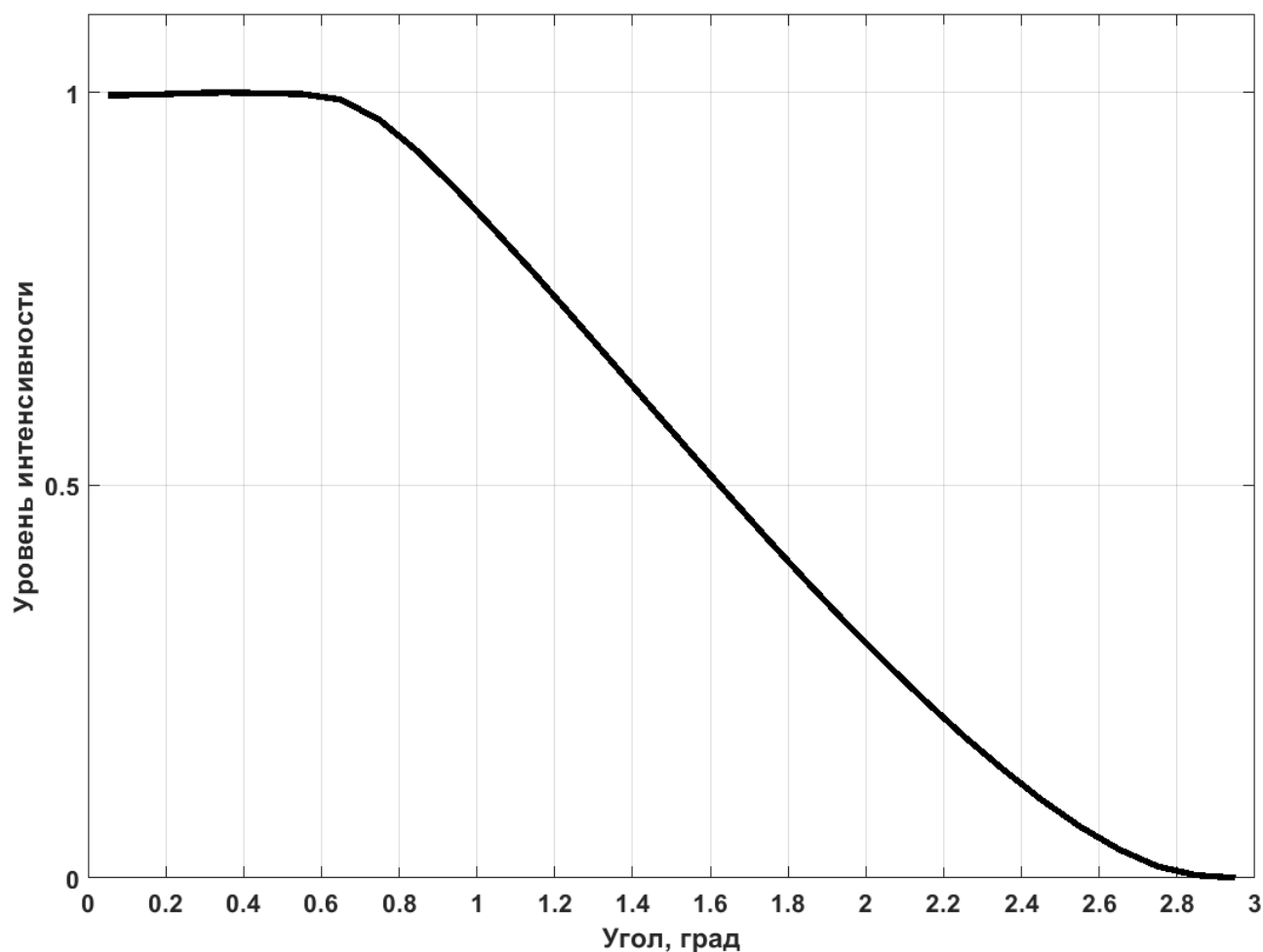


Рисунок 2.6 – График зависимости уровня интенсивности лучей от зенитного угла (иллюстративный рисунок)

7. Расчёт телесного угла ω , соответствующего FWHM:

$$\omega = 2\pi(1 - \cos \nu) = 8,55 \text{ град}^2. \quad (2.13)$$

2.3.3 Построение карты экспозиции неба

Карта экспозиции неба представляет собой графическое отображение на карте неба времени наблюдения различных его участков. Такая карта может быть построена в разных системах координат в зависимости от поставленной научной задачи. Для измерения КРФ наиболее удобна галактическая система координат, так как большинство ярких рентгеновских источников, искажающих измерения КРФ, лежат в галактической плоскости.

Исходные данные для расчёта времени экспозиции неба с борта МКС:

высота орбиты МКС	$h = 418$ км
гравитационный параметр Земли	$\mu = 398600$ км ³ /с ²
наклонение орбиты МКС	$i = 51,64^\circ$
начальное значение долготы восходящего узла орбиты МКС . . .	$\Omega_0 = 0^\circ$
период прецессии орбиты МКС за сутки	$\delta\Omega_c = 4,948^\circ$
радиус Земли	$R_3 = 6371$ км

Первый шаг в построении карты экспозиции – координирование вектора поля зрения прибора. Так как рентгеновский монитор устанавливается на внешней поверхности МКС неподвижно и его поле зрения направлено в зенит, а также допуская, что орбита МКС является круговой, то необходимо определить координаты самой МКС, которые совпадают с координатами вектора поля зрения прибора. МКС удобно координировать в геоцентрической цилиндрической системе координат ruz' (см. рисунок 2.7). Начало этой системы – центр масс Земли О. Положение МКС задается тремя координатами: r – радиус-вектор, u – угол между направлениями на МКС и восходящий узел орбиты δ_l , z' – координата МКС по оси z' , которая направлена по нормали к плоскости орбиты станции в сторону вектора кинетического момента ее движения.

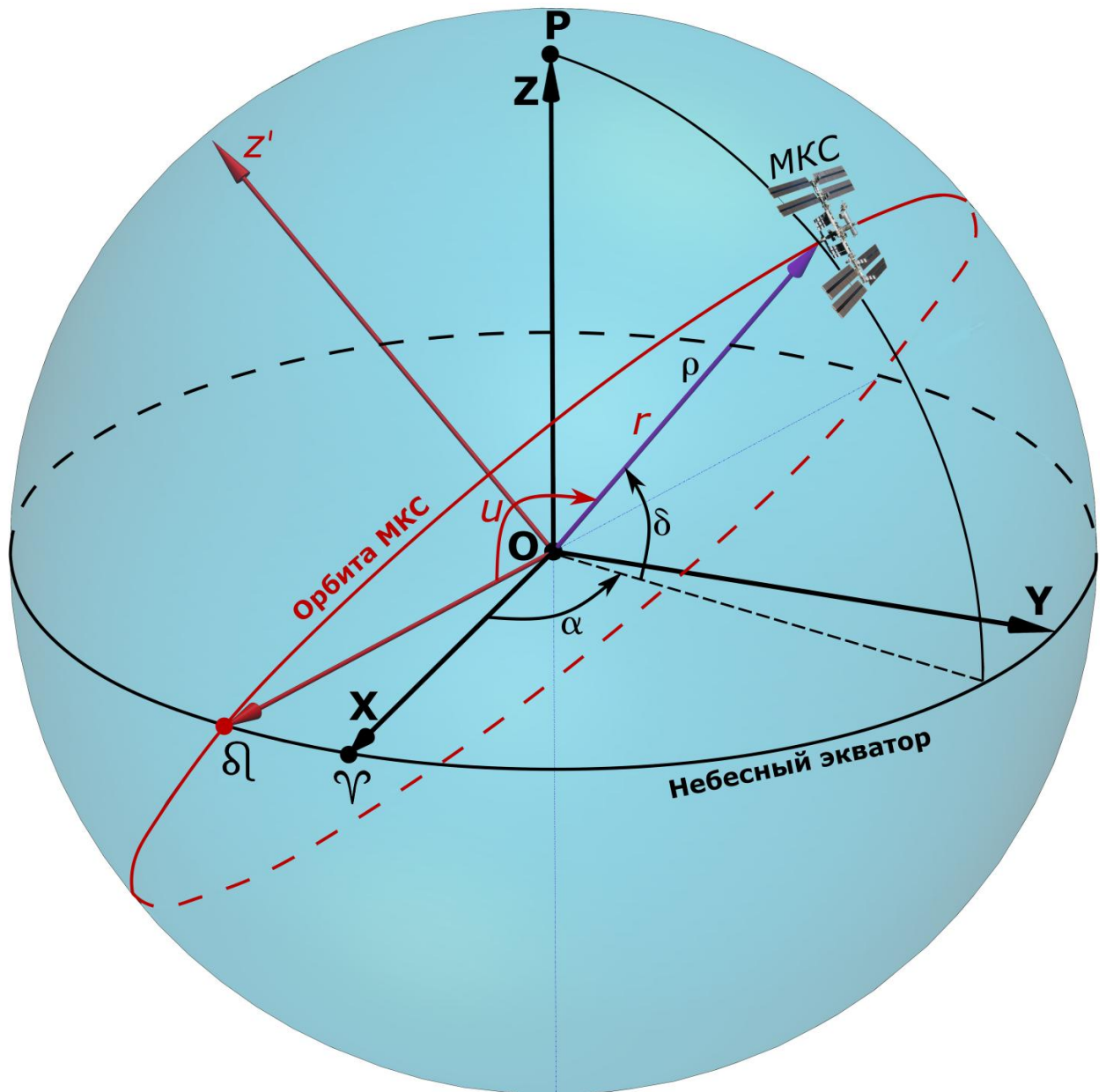


Рисунок 2.7 – МКС в геоцентрических системах координат: цилиндрической ruz' , экваториальной прямоугольной XYZ и второй экваториальной сферической $\rho\alpha\delta$ (иллюстративный рисунок)

Расчёт времени экспозиции проведён для 3 лет, что соответствует 15 полным периодам прецессии орбиты МКС. Временной шаг перемещения МКС $\Delta t = 5$ с.

Скорость V и период обращения T МКС рассчитывались по формулам

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + h}} = 7662,42 \text{ [м/с]}, \quad (2.14)$$

$$T = \frac{2\pi(R_3 + h)}{V} = 5566,98 \text{ [с]}. \quad (2.15)$$

Координаты МКС в геоцентрической цилиндрической системе

$$r = R_3 + h, \quad (2.16)$$

$$u = \frac{V \cdot t}{r} - 2\pi n, \quad (2.17)$$

$$z' = 0, \quad (2.18)$$

где n – число витков орбиты;

t – время, с.

Геоцентрические цилиндрические координаты МКС переведены в геоцентрические экваториальные прямоугольные координаты XYZ по формулам

$$X = r(\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i), \quad (2.19)$$

$$Y = r(\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i), \quad (2.20)$$

$$Z = r \sin u \sin i, \quad (2.21)$$

где Ω – долгота восходящего узла орбиты МКС.

Долгота восходящего узла орбиты МКС рассчитывалась для каждого временного шага

$$\Omega_j = \Omega_{j-1} + \frac{\delta \Omega_c}{T_S} \cdot \Delta t, \quad (2.22)$$

где Ω_{j-1} – долгота восходящего узла на предыдущем временном шаге;

$j = 18806866$ – общее количество временных шагов за 3 года;

$T_S = 86164,1$ с – звёздные сутки.

Начало отсчёта геоцентрической экваториальной прямоугольной системы координат (рисунок 18) – в центре масс Земли О. Ось X направлена в точку весеннего равноденствия $\mathcal{V}$, ось Z совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс Земли Р, а ось Y дополняет систему до правой.

Геоцентрические экваториальные прямоугольные координаты XYZ МКС переведены в координаты второй экваториальной сферической системы

координат $\rho\alpha\delta$ (рисунок 2.7). Начало – в центре масс Земли О, α – прямое восхождение МКС, δ – склонение, ρ – радиус-вектор МКС. Перевод выполнен по формулам

$$\alpha = \arccos\left(\frac{X}{\sqrt{X^2 + Y^2}}\right), \quad (2.23)$$

$$\delta = \arctg\left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}}\right), \quad (2.24)$$

$$\rho = r. \quad (2.25)$$

Галактические координаты (l – долгота, b – широта) МКС получают из координат второй экваториальной сферической системы с помощью матрицы преобразования:

$$A = \begin{pmatrix} -0,05487556013672 & -0,87343709025327 & -0,48383501554722 \\ +0,49410942801324 & -0,44482962980169 & +0,74698224450044 \\ -0,86766614895829 & -0,19807637370567 & +0,45598377617137 \end{pmatrix}.$$

Галактические координаты МКС можно найти из выражения

$$\begin{pmatrix} \cos b \cos l \\ \cos b \sin l \\ \sin b \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} \cos \delta \cos \alpha \\ \cos \delta \sin \alpha \\ \sin \delta \end{pmatrix}. \quad (2.26)$$

Из расчёта необходимо исключить высокие широты ($b > |40^\circ|$) и Южно-Атлантическую магнитную аномалию. На рисунке 2.8 показана карта с исключёнными из обзора областями, которые выделены жёлтым цветом.

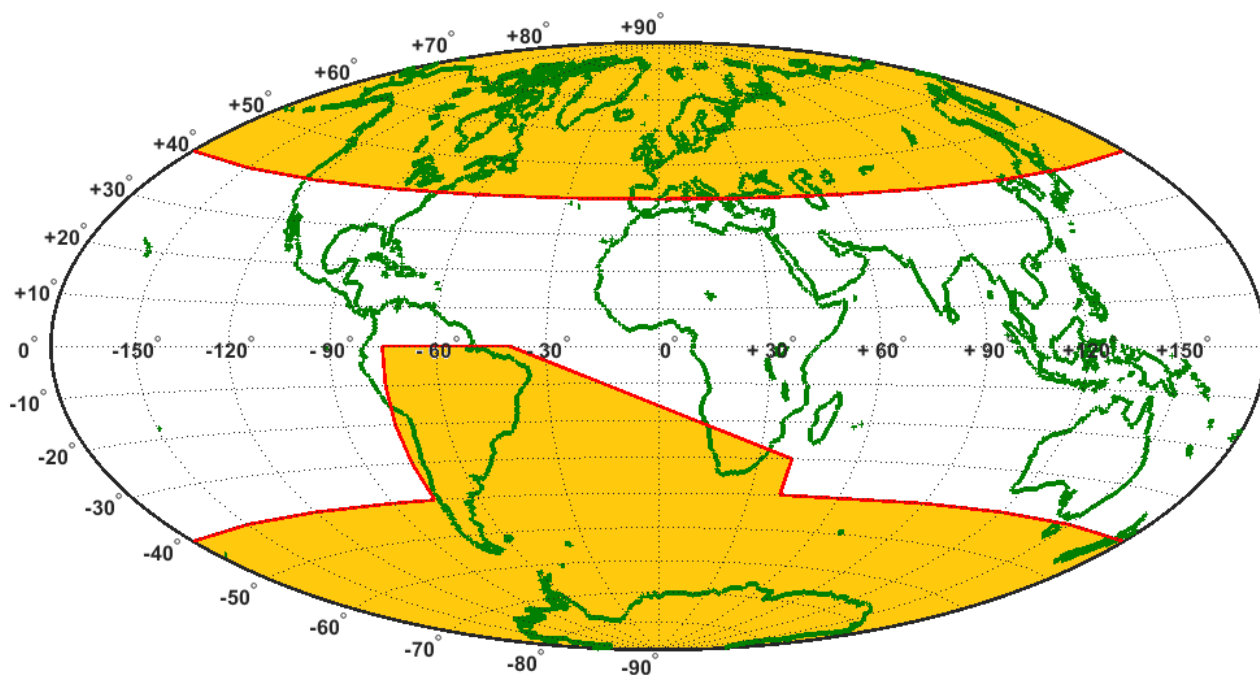


Рисунок 2.8 – Исключённые области с высоким радиационным фоном (жёлтый цвет)

(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

Для учёта попадания МКС в область ЮАА координаты станции из геоцентрической экваториальной прямоугольной системы координат XYZ необходимо перевести в гринвичскую прямоугольную систему координат $x_oy_oz_o$, которая связана с вращающейся Землёй. Начало гринвичской системы координат – в центре масс Земли O , ось x_o направлена в точку пересечения гринвичского меридиана с экватором, ось z_o совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс Земли, а ось y_o дополняет систему до правой (рисунок 2.9).

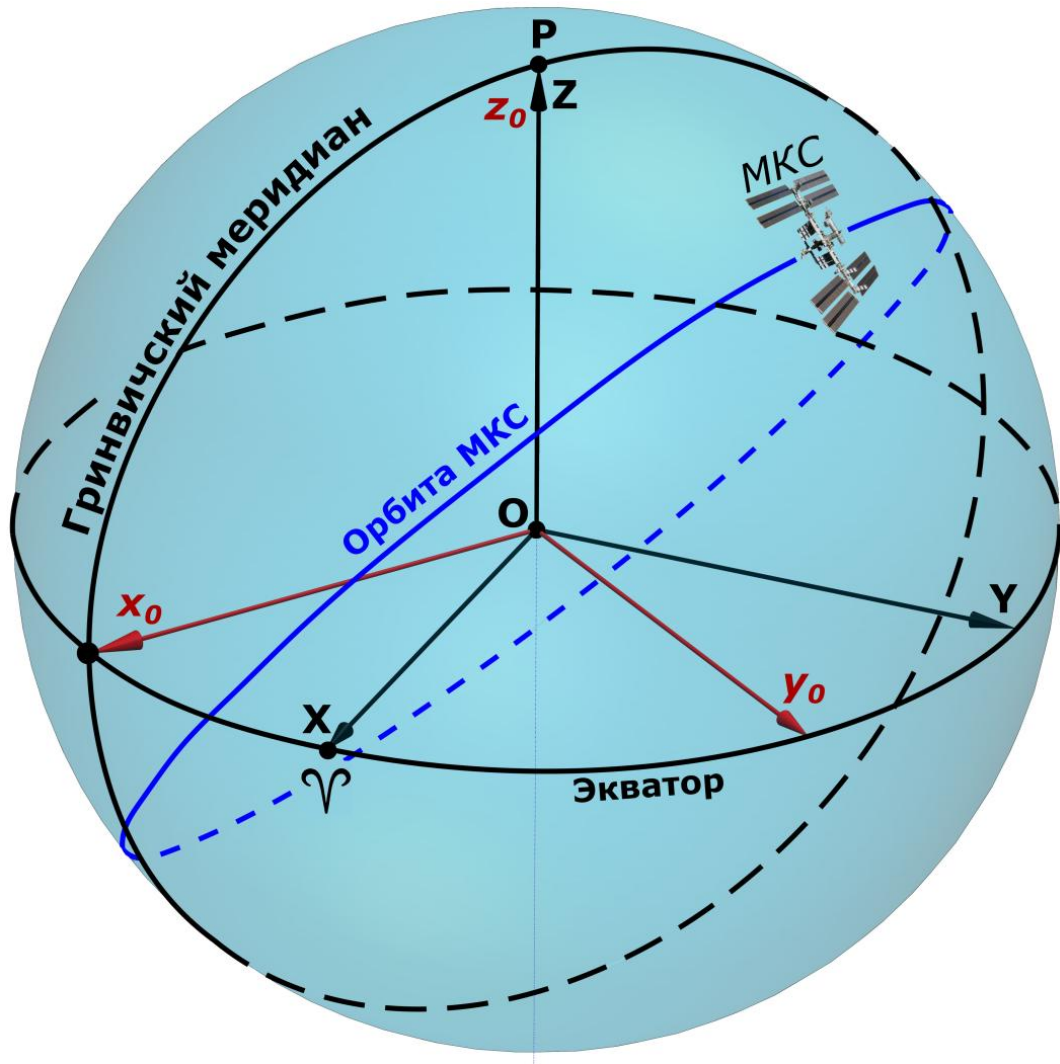


Рисунок 2.9 – Гринвичская прямоугольная система координат $x_0y_0z_0$
(иллюстративный рисунок)

Перевод выполняется по формулам

$$\begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \omega_3 t & -\sin \omega_3 t & 0 \\ \sin \omega_3 t & \cos \omega_3 t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}, \quad (2.27)$$

где $\omega_3 \approx 7,3 \cdot 10^{-5}$ рад/с – абсолютная угловая скорость вращения Земли.

Разбиение небесной сферы на приблизительно равные участки осуществлялось с помощью структуры HEALPix (the Hierarchical Equal Area isoLatitude Pixelization) [Gorski et al., 2005]. В этой структуре сфера разбивается на 12 базовых пикселей. Далее каждый из этих пикселей разбивается на

определенное число пикселей N_{side} (рисунок 2.10), при этом задается число $k = 0, 1, 2, 3, \dots$

$$N_{side} = 2^k. \quad (2.28)$$

Таким образом, общее количество пикселей определяется выражением

$$N_{pix} = 12N_{side}^2. \quad (2.29)$$

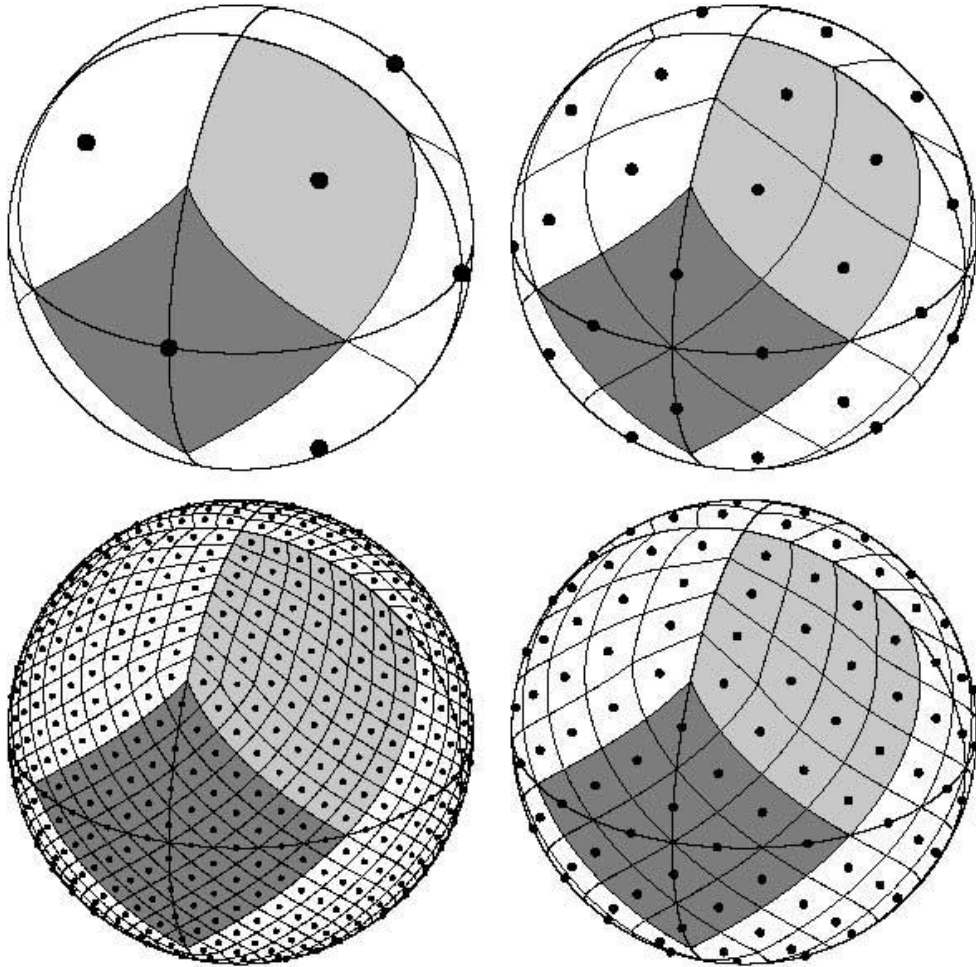


Рисунок 2.10 – Разбиение сферы структурой HEALPix.
Из работы [Gorski et al., 2005]
(иллюстративный рисунок)

Центры всех пикселей расположены на кольцах постоянной широты. Всего таких колец

$$N_{ring} = 4N_{side} - 1. \quad (2.30)$$

Положения центров пикселей на сфере определяются двумя координатами – широтой $\theta \in [0, \pi]$ (отсчитывается от северного полюса) и долготой $\varphi \in [0, 2\pi]$ (отсчитывается на восток).

Расчёт θ и φ выполняется в следующем порядке:

а) Расчёт координат центров пикселей для северной полярной шапки:

- расчёт параметра p_h

$$p_h = \frac{(p + 1)}{2}, \quad (2.31)$$

где p – порядковый номер пикселя от 0 до $N_{pix} - 1$.

- расчёт номера кольца i и номера пикселя j в кольце i

$$i = I\left(\sqrt{p_h} - \sqrt{I(p_h)}\right) + 1, \quad (2.32)$$

$$j = p + 1 - 2i(i - 1), \quad (2.33)$$

где $I(x)$ – наибольшее целое меньше x .

- расчёт широты θ и долготы φ центра пикселя

$$\theta = \arccos\left(1 - \frac{i^2}{3N_{side}^2}\right), \quad (2.34)$$

$$\varphi = \frac{\pi}{2i}(j - 0,5). \quad (2.35)$$

б) Расчёт координат центров пикселей для северного экваториального пояса:

- расчёт параметра p'

$$p' = p - 2N_{side}(N_{side} - 1). \quad (2.36)$$

- расчёт номера кольца i и номера пикселя j в кольце i

$$i = I\left(\frac{p'}{4N_{side}}\right) + N_{side}, \quad (2.37)$$

$$j = (p' \bmod 4N_{side}) + 1. \quad (2.38)$$

- расчёт широты θ и долготы φ центра пикселя

$$\theta = \arccos\left(\frac{4}{3} - \frac{2i}{3N_{side}}\right), \quad (2.39)$$

$$\varphi = \frac{\pi}{2N_{side}} \left(j - \frac{(i - N_{side} + 1) \bmod 2}{2} \right). \quad (2.40)$$

в) Координаты центров пикселей в южном полушарии получают зеркальным отображением рассчитанных координат центров пикселей северного полушария относительно экватора ($\theta = \pi/2$).

Угловое разрешение одного пикселя рассчитывается по формуле

$$\theta_{pix} = \sqrt{\frac{3 \cdot 3600'}{\pi N_{side}}}. \quad (2.41)$$

Параметры HEALPix для данного расчёта приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Параметры HEALPix

k	N_{side}	N_{pix}	θ_{pix}
7	128	196608	27,5'

Количество попаданий центра пикселя в поле зрения рентгеновского монитора ($\omega = 8,55 \text{ град}^2$), умноженное на временной шаг Δt , есть время экспозиции центра этого пикселя. Карта экспозиции неба за три года без исключения ЮАА и высоких широт представлена на рисунке 2.11.

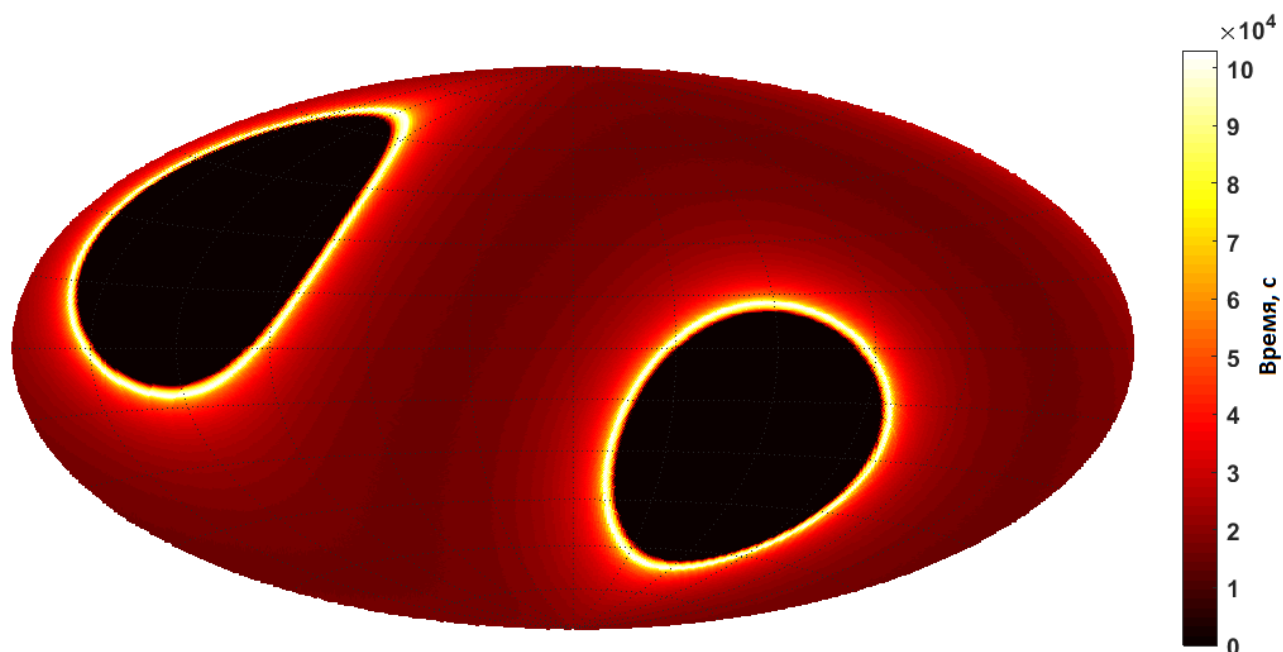


Рисунок 2.11 – Карта экспозиции неба за 3 года
(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

Рентгеновский монитор, установленный на МКС и направленный в зенит, за период прецессии орбиты МКС (72,756 дней) сможет просмотреть ~80 % небесной сферы. За три года проведения эксперимента рентгеновский монитор осмотрит небо 15 раз. После исключения высоких широт ($b > |40^\circ|$) остаётся ~66 % небесной сферы и 61 % наблюдательного времени (рисунок 2.12). После исключения области ЮАА останется 54 % наблюдательного времени (рисунок 2.13). [Serbinov et al., 2021]

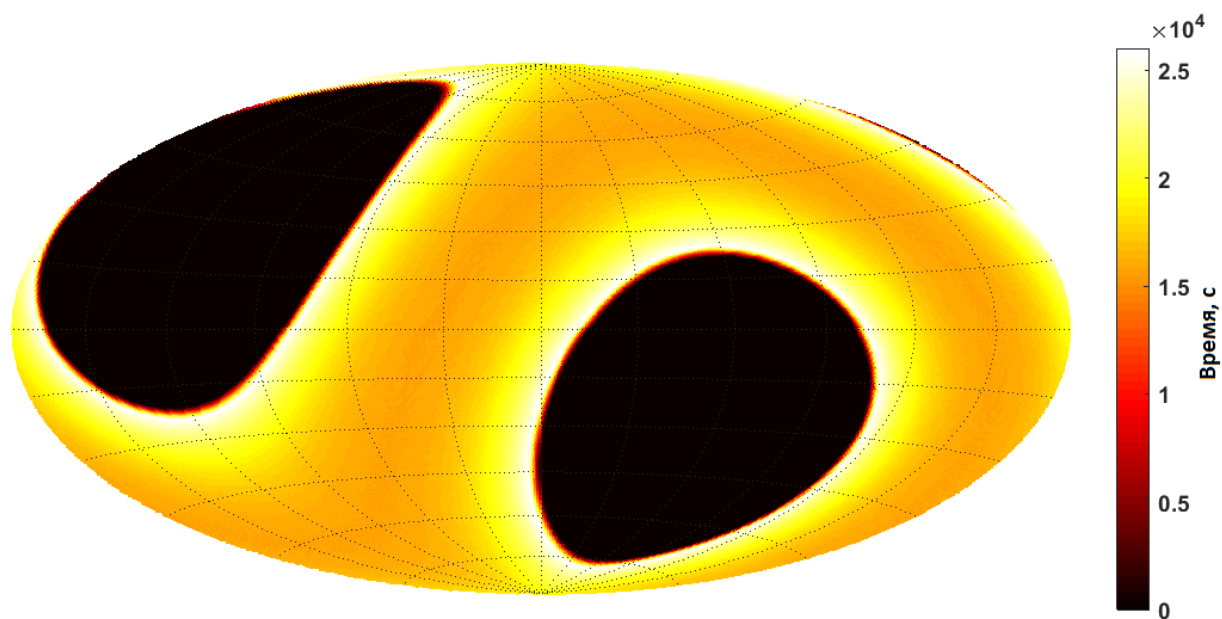


Рисунок 2.12 – Карта экспозиции неба за 3 года без высоких широт
(иллюстративный рисунок)

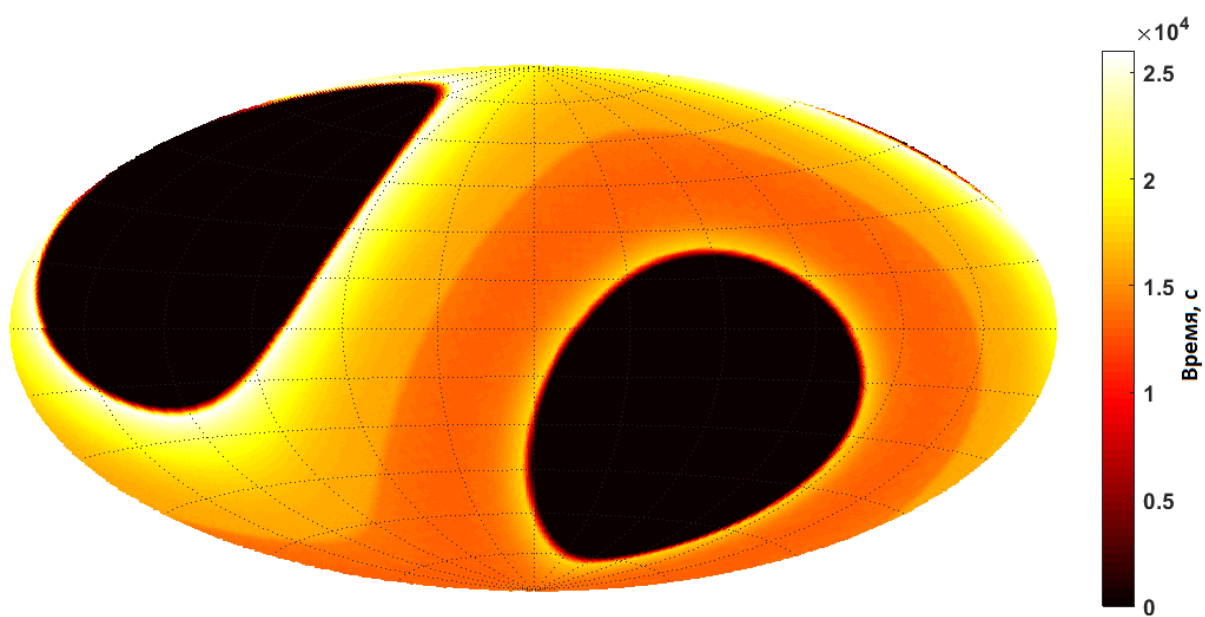


Рисунок 2.13 – Карта экспозиции неба за 3 года без высоких широт и области
ЮАА

(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

2.3.4 Расчёт точности измерения поверхностной яркости КРФ

Космический рентгеновский фон изотропен, его спектром принято считать эмпирическую комбинацию из двух компонент, полученную на эксперименте HEAO-1 [Gruber et al., 1999] для диапазонов энергий фотонов E

$$3 - 60 \text{ кэВ: } 7,877 \cdot E^{-0,29} \cdot e^{-E/41,13}, \text{ кэВ} \cdot (\text{кэВ} \cdot \text{см}^2 \cdot \text{с} \cdot \text{ср})^{-1}$$

$$> 60 \text{ кэВ: } 0,0259 \cdot \left(\frac{E}{60}\right)^{-5,5} + 0,504 \cdot \left(\frac{E}{60}\right)^{-1,58} + 0,0288 \cdot \left(\frac{E}{60}\right)^{-1,05}, \text{ кэВ} \cdot (\text{кэВ} \cdot \text{см}^2 \cdot \text{с} \cdot \text{ср})^{-1}.$$

Поток фотонов КРФ N , $(\text{см}^2 \cdot \text{с} \cdot \text{ср})^{-1}$, в диапазоне энергий 6 – 70 кэВ вычисляется по формуле

$$N = \int_6^{60} \left(7,877 \cdot E^{-1,29} \cdot e^{-\frac{E}{41,13}} \right) dE + \int_{60}^{70} \left(\frac{0,0259}{60^{-5,5}} \cdot E^{-6,5} + \frac{0,504}{60^{-1,58}} \cdot E^{-2,58} + \frac{0,0288}{60^{-1,05}} \cdot E^{-2,05} \right) dE. \quad (2.42)$$

Поток фотонов, рассчитанный по формуле (2.42), будет составлять $5,078 (\text{см}^2 \cdot \text{с} \cdot \text{ср})^{-1}$. Для одного детектора с чувствительной площадью $S_D = 4,58 \text{ см}^2$ и полем зрения $\Omega = 8,55 \text{ град}^2$ ($2,6 \cdot 10^{-3} \text{ ср}$) поток составит $F_{\text{СХВ}} = 6 \cdot 10^{-2} \text{ с}^{-1}$. При этом также учитывается эффективность детектора, определяемая коэффициентом поглощения рентгеновского излучения CdTe (см. рисунок 2.14) [X-Ray Mass Attenuation Coefficients].

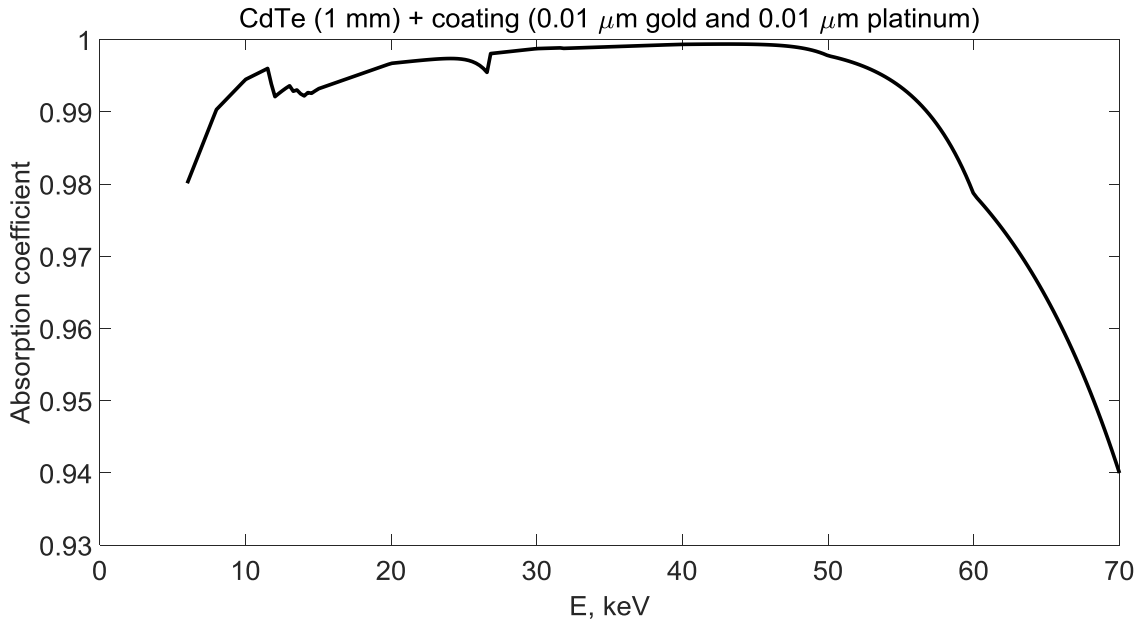


Рисунок 2.14 – Коэффициент поглощения рентгеновского излучения теллуридом кадмия с золотым и платиновым покрытием (иллюстративный рисунок)

Статистическая погрешность ST рассчитывается как отношение дисперсии Пуассоновского распределения суммарного сигнала (внеапертурного фона N_{IB} и фотонов КРФ N_{CXB}) к «полезному» сигналу (N_{CXB}), накопленному за время T [Serbinov et al., 2021].

$$N_{CXB} = F_{CXB}T, \quad (2.43)$$

$$N_{IB} = S_D T (E_2 - E_1) B_{ISS}, \quad (2.44)$$

$$ST = \frac{\sqrt{4N_{IB} + 2N_{CXB}}}{2N_{CXB}}, \quad (2.45)$$

где $E_1 = 6$ кэВ – нижний порог детектора;

$E_2 = 70$ кэВ – верхний порог детектора;

$B_{ISS} = 0,02 \text{ с}^{-1} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{кэВ}^{-1}$ – средний радиационный фон на орбите МКС.

Средний радиационный фон на орбите МКС B_{ISS} получен с использованием программы SPENVIS, которая использует модели AE-8 [Vette, 1991] и AP-8 [Sawyer, Vette, 1976].

Для оценки влияния точечных рентгеновских источников на ошибку измерений КРФ был взят каталог классифицированных источников Swift BAT 105-Month Hard X-ray Survey в энергетическом диапазоне от 14 до 195 кэВ. Каталог содержит 1632 источника, разделённых на 26 групп (таблица 2.3). Все источники из каталога представлены на рисунке 2.15.

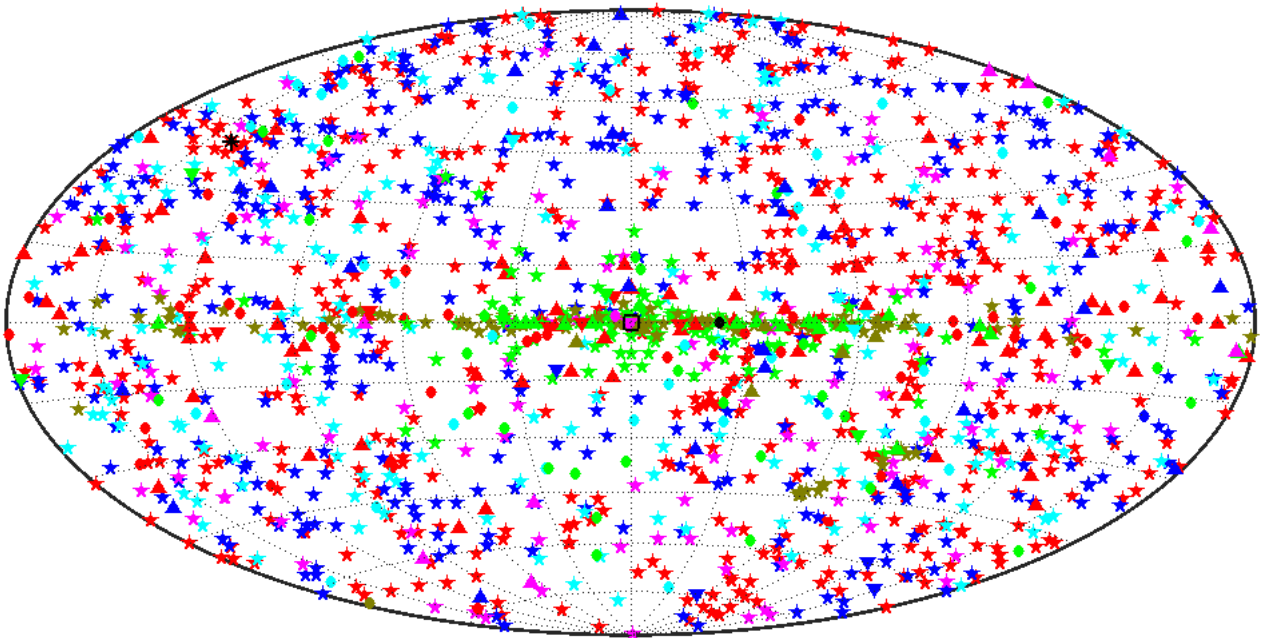


Рисунок 2.15 – Карта неба Swift BAT 105-Month Hard X-ray Survey
(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

Таблица 2.3 – Источники из каталога Swift BAT

Символ	Класс источника	Количество		
		на рисунке 2.15	на рисунке 2.16	на рисунке 2.17
★	Sy2 + Sy1.8 + Sy1.9 + + Sy2 candidate	457	288	275
★	Sy1 + Sy1.2 + Sy1.5 + + Sy1 broad-line AGN	370	245	223
★	Beamed AGN	158	92	80
★	Unknown AGN	114	62	54
★	LMXB	109	78	14
★	HMXB	108	46	1
▲	CV	75	42	27
●	U2	55	29	11
●	U3	38	23	22
●	U1	36	21	15
▲	Galaxy Cluster	26	17	14
▲	Pulsar	25	10	0
▲	Star	12	6	3
▲	Confused source	10	10	8
▲	XRB	8	3	0
▼	SNR	7	5	0
▼	Nova	6	4	1
▼	LINER	6	5	5
▼	Symbiotic star	4	1	1
▼	Molecular cloud	2	2	0
●	Globular cluster	1	1	0
●	Compact group of Galaxies	1	1	1
●	Open star cluster	1	1	1
*	Starburst Galaxy	1	0	0
●	Gamma-ray source	1	0	0
□	Galactic center	1	1	0
Всего источников		1632	993	756

После исключения высоких широт в обзор рентгеновского монитора попадут 993 источника. Карта экспозиции неба за три 3 года с видимыми источниками представлена на рисунке 2.16.

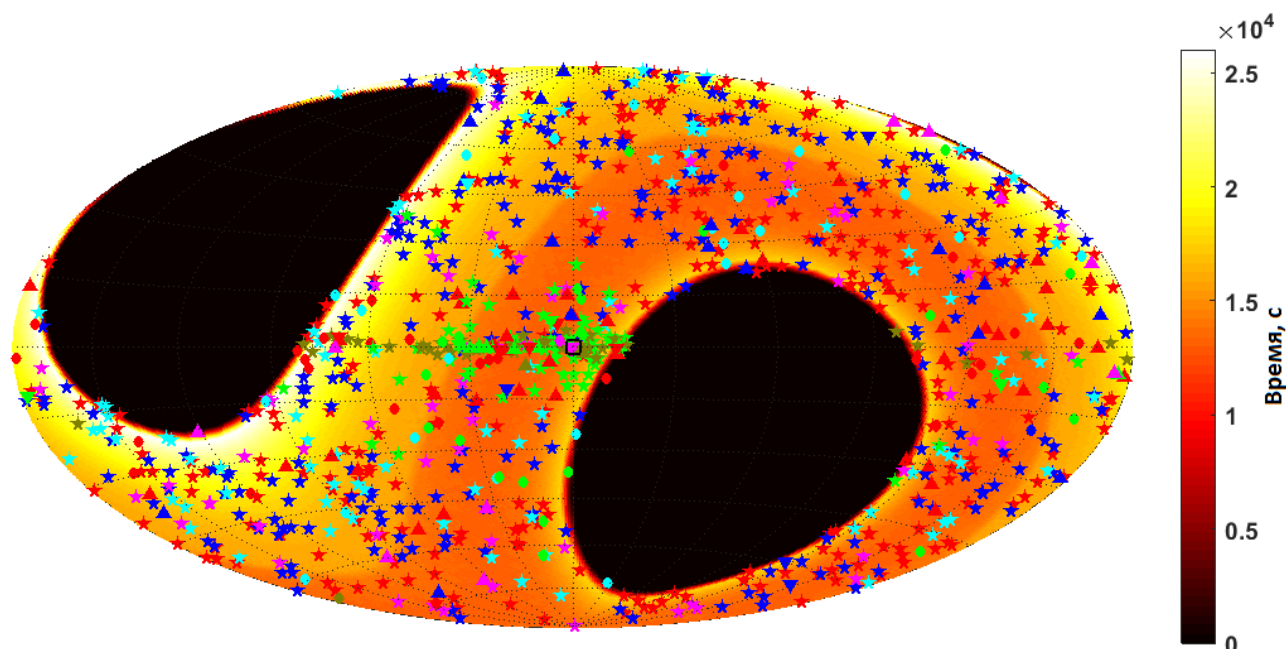


Рисунок 2.16 – Карта экспозиции неба за три года с источниками из каталога Swift BAT

(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

Основной частью рентгеновского диффузного излучения неба (отличного от КРФ) является диффузный рентгеновский фон нашей галактики. Около галактической плоскости её поверхностная яркость приблизительно на порядок больше, чем КРФ [Revnivtsev et al., 2009]. В работе [Krivonos et al., 2007] показано, что в жёстком рентгеновском диапазоне галактический фон падает примерно в десять раз при отклонении 10° по широте в обе стороны от экватора. Поэтому плоскость галактики в диапазоне широт от минус 10° до плюс 10° необходимо исключить из обзора. В таком случае, из 993 останется 756 источников, $\sim 57\%$ небесной сферы и 46% наблюдательного времени (рисунок 2.17).

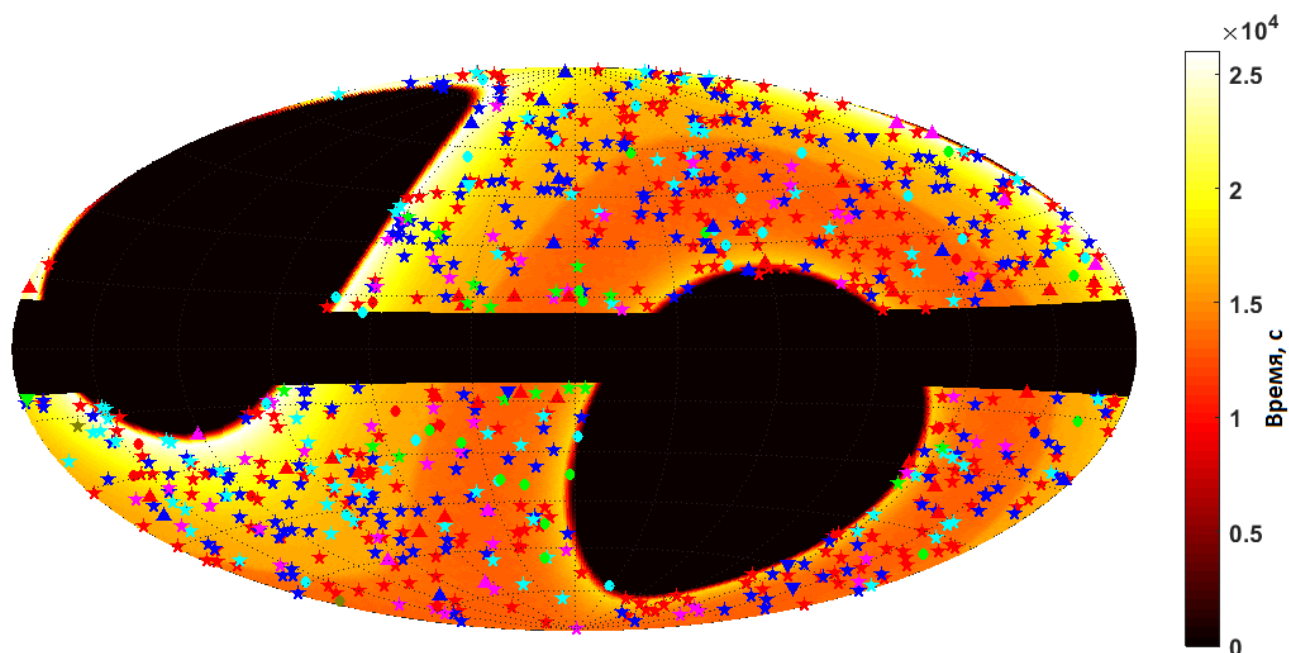


Рисунок 2.17 – Карта экспозиции неба за 3 года с исключённой галактической плоскостью и нанесёнными точечными рентгеновскими источниками из каталога Swift BAT

(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

Расчёт систематической погрешности измерения поверхностной яркости КРФ проводился в следующем порядке. Во-первых, была рассчитана спектральная плотность потока фотонов F , $\text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1} \cdot \text{кэВ}^{-1}$. Для этого оставшиеся 756 источников были разбиты на десять групп (таблица 2.4).

Таблица 2.4 – Распределение источников по группам и их спектры

Группа	Класс источника	Кол.	Форма спектра
I	Sy1, Sy1.2, Sy1.5, Sy1 broad-line AGN, LINER, Beamed AGN, 50 % Unknown AGN	335	См. рисунок 2.18
II	Sy2, Sy1.8, Sy1.9, Sy2 candidate, 50 % Unknown AGN	302	См. рисунок 2.18
III	LMXB, U1, U3	51	$F = E^{-1,9}$
IV	HMXB (X Per)	1	$F = 0,11E^{-1,4}\exp((4,7-E)/9,1) + 0,002E^{-0,7}\exp((55-E)/32,9)$ [Doroshenko et al., 2012]
V	CV, Nova	28	$F = E^{-1,5}\exp(-E/15)$
VI	U2	11	$F = E^{-2,2}$
VII	Star, Confused source, Symbiotic star	12	$F = E^{-2,5}$
VIII	Compact group of Galaxies (ARP318)	1	$F = E^{-1,41}$
IX	Open star cluster (Trapezium Cluster)	1	$F = E^{-4,26}$
X	Galaxy Cluster	14	$F = E^{-2}\exp(-E/10)$

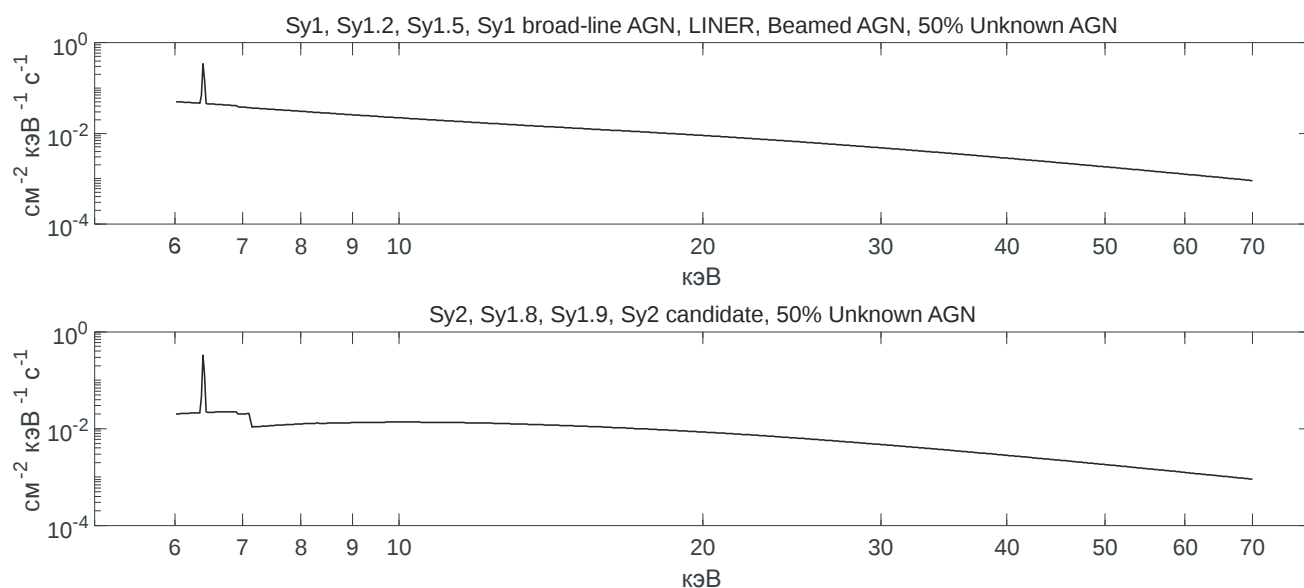


Рисунок 2.18 – Спектры источников из групп I и II. По данным из работы [Murphy, Yaqoob, 2009]

(иллюстративный рисунок)

Во-вторых, рассчитаны нормировочные коэффициенты n_j для j -го источника

$$n_j = \frac{6,24 \cdot 10^8 D_j}{\int_{14}^{195} F E dE}, \quad (2.46)$$

где D_j – плотность потока j -го источника из каталога Swift BAT, $\text{эрг} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$;

E – энергия, кэВ;

$6,24 \cdot 10^8$ – переводной коэффициент ($\text{эрг} \rightarrow \text{кэВ}$).

Затем были рассчитаны потоки фотонов L_G , фот., на открытые детекторы МВН за всё время проведения эксперимента

$$L_G = \int_6^{70} F dE \cdot 2S_D \sum_{j=1}^N (n_j T_j), \quad (2.47)$$

где G – номер группы;

N – количество источников в группе G ;

T_j – время экспозиции j -го источника, с.

Систематическая погрешность SY измерения поверхностной яркости КРФ рассчитана по формуле

$$SY = \frac{\sum_{G=1}^{10} L_G}{2N_{CXB}}. \quad (2.48)$$

2.4 Методика обработки данных измерения

Таким образом, на основании результатов моделирования может быть составлена методика обработки данных измерений, обеспечивающая наибольшую точность определения поверхностной яркости КРФ. Данная методика состоит в исключении из обрабатываемых данных тех измерений, которые повышают погрешность определения поверхностной яркости КРФ.

Для уменьшения систематической погрешности необходимо исключить галактические рентгеновские источники (всего 104). Внегалактические рентгеновские источники составляют КРФ, но самые яркие из них вносят систематическую погрешность в измерение поверхностной яркости КРФ, поэтому должны быть также исключены из обзора. Для этого рассчитаны уровни значимости регистрируемого потока от каждого источника на фоне потока КРФ в диапазоне от 6 до 15 кэВ и среднего радиационного фона на орбите МКС. Диапазон от 6 до 15 кэВ выбран из-за того, что эти источники больше доминируют над внеапертурным фоном в этом диапазоне. В таблице 2.5 приведены яркие рентгеновские источники, которые рентгеновский монитор СПИН-X1-MBH регистрирует с уровнем значимости более 5σ .

Таблица 2.5 – Самые яркие источники из каталога Swift BAT

Наименование	Тип	Уровень значимости	Примечание
Sco X-1	LMXB	181 σ	галактический
SWIFT J1753.5-0127	LMXB	26 σ	галактический
Her X-1	LMXB	19 σ	галактический
Cyg X-2	LMXB	14 σ	галактический
Coma Cluster	Galaxy Cluster	10 σ	внегалактический
4U 1822-371	LMXB	9 σ	галактический
V1223 Sgr	CV	9 σ	галактический
HETE J1900.1-2455	LMXB	8 σ	галактический
NGC 4151	Sy1.5	7 σ	внегалактический
X Per	HMXB	6 σ	галактический
3C 273	Beamed AGN	5 σ	внегалактический
1RXS J173021.5-055933	CV	5 σ	галактический

Как видно из таблицы 2.5, кроме галактических источников необходимо исключить из обзора три внегалактических источника. Эти же источники были исключены при построении модели КРФ в работе [Gruber et al., 1999].

После исключения ярких рентгеновских источников остается 49 % неба для измерения поверхностной яркости КРФ (рисунок 2.19) и 40 % наблюдательного времени.

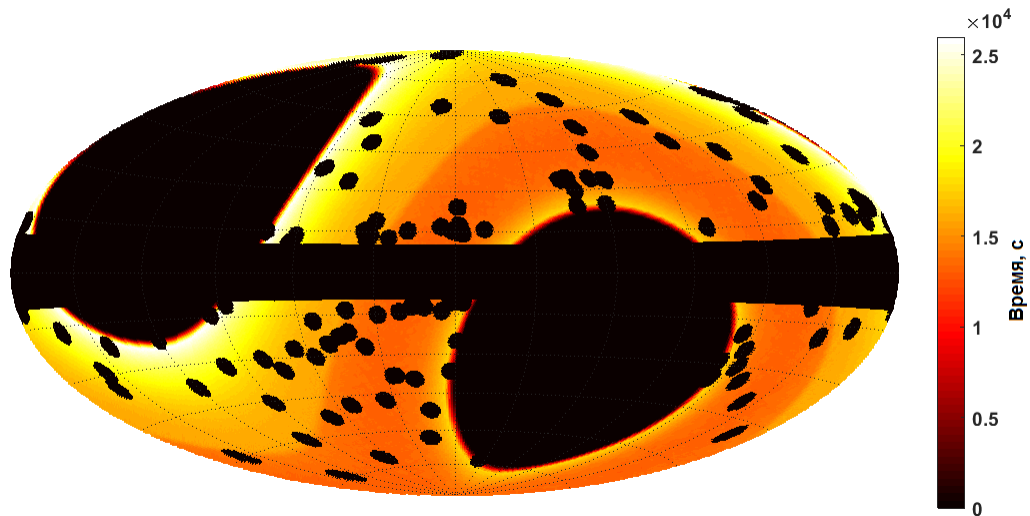


Рисунок 2.19 – Карта экспозиции неба в эксперименте МВН после исключения ярких рентгеновских источников
(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

С исключением рентгеновских источников систематическая погрешность будет уменьшаться, а статистическая погрешность будет увеличиваться, как показано на рисунке 2.20. В результате суммарная погрешность за три года составит $\sim 1\%$. [Serbinov et al., 2021]

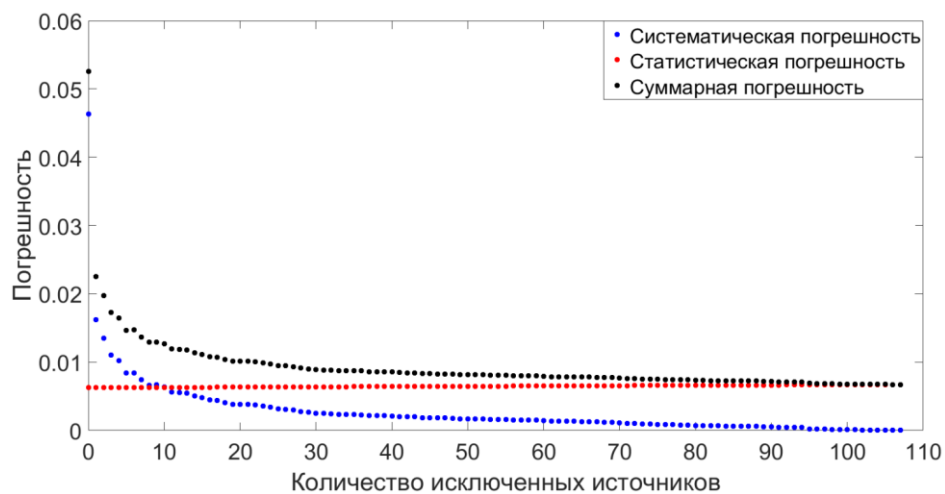


Рисунок 2.20 – Зависимость погрешностей измерения поверхностной яркости КРФ от количества исключённых источников, начиная с самого яркого
(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

2.5 Соотношение значимости регистрации КРФ и используемой доли неба

При допущении, что поверхностная яркость КРФ слабо зависит от времени и от направления, число отсчётов детектора от фотонов КРФ (N_{CXB}) за время T определяется следующим образом (Сербинов и др., 2022):

$$N_{CXB} = \int_0^T \int_{\Omega} \int_S F_{CXB} dS d\Omega dT \approx F_{CXB} \cdot S_D \cdot \Omega_{FOV} \cdot T, \quad (2.49)$$

где $\Omega_{FOV} = 2\pi(1 - \cos(\alpha/2))$ – поле зрения детектора; α – угол раствора прямого кругового конуса поля зрения детектора; S_D – площадь детектора.

Если принять, что общее время обзора составляет T_S , и при этом покрытие неба монитором приблизительно постоянно по времени, то время видимости одного источника составит:

$$T_{1S} = \frac{\Omega_{FOV}}{\Omega_{Surv}} \cdot T_S, \quad (2.50)$$

где $\Omega_{Surv} = 9,85 \text{ ср} = 32335,6 \text{ град}^2$ – телесный угол обзора МВН (78,4 % от телесного угла всего неба).

Тогда при вырезании из телесного угла обзора той области, в которой наблюдается этот источник, число нерегистрируемых фотонов от КРФ (N_{nCXB}) и от внеапертурного фона прибора (N_{nInst}) составит:

$$N_{nCXB} = F_{CXB} \cdot S_D \cdot \frac{\Omega_{FOV}^2}{\Omega_{Surv}} \cdot T_S, \quad (2.51)$$

$$N_{nInst} = R_{Inst} \cdot \frac{\Omega_{FOV}}{\Omega_{Surv}} \cdot T_S, \quad (2.52)$$

где R_{Inst} – число отсчётов детектора от внеапертурного фона.

С учётом исключения из обзора галактического центра, области высоких широт и ЮАА (МКС находится в ЮАА ~ 3 % времени), общее время обзора уменьшится:

$$T'_S = T_S \cdot \left(0.97 - \frac{4\pi(\sin(10^\circ + \alpha) + \sin 51.64^\circ - \sin 40^\circ)}{\Omega_{Surv}} \right). \quad (2.53)$$

При вырезании K_S источников значимость регистрации КРФ S/N составит:

$$S/N = \frac{N_{CXB} - K_S \cdot N_{nCXB}}{\sqrt{R_{Inst} \cdot T'_S - K_S \cdot N_{nInst}}} = \frac{F_{CXB} \cdot S_D \cdot \left(\Omega_{FOV} \cdot T'_S - K_S \cdot T_S \cdot \frac{\Omega_{FOV}^2}{\Omega_{Surv}} \right)}{\sqrt{R_{Inst} \cdot \left(T'_S - K_S \cdot T_S \cdot \frac{\Omega_{FOV}}{\Omega_{Surv}} \right)}}. \quad (2.54)$$

Доля неба, используемая при этом для измерения поверхностной яркости КРФ по отношению к Ω_{Surv} (относительная доля неба) составит:

$$K_{Surv} = 1 - \frac{4\pi(\sin(10^\circ + \alpha) + \sin 51.64^\circ - \sin 40^\circ) + 2\pi K_S \left(1 - \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \right)}{\Omega_{Surv}}. \quad (2.55)$$

На рисунке 2.21 представлены результаты расчёта нормированной значимости S/N определения КРФ, которые показывают, что её максимум соответствует углу поля зрения $\alpha_{FOV} = 9,2^\circ$ при условии исключения из обзора 104 источников.

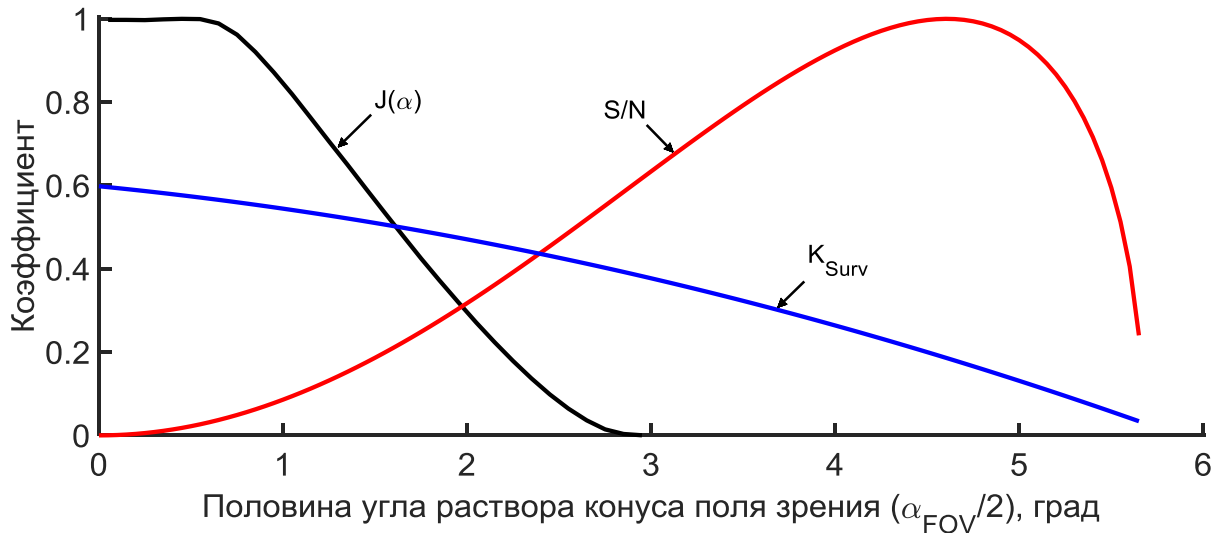


Рисунок 2.21 – Зависимость значимости S/N , относительной доли неба K_{Surv} и относительной интенсивности $J(\alpha)$ от $\alpha_{FOV}/2$ при исключении из обзора 104 источников

(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2022)

Однако при таком поле зрения относительная доля неба K_{Surv} , используемая для определения КРФ, составит только 19 % от Ω_{Surv} или 15 % от телесного угла всего неба. Это резко повышает возможный вклад неучтённых ошибок в результаты измерения, которые могут проявиться на данной части неба. Например, длительность затухания радиационного фона в конструкции прибора после прохождения ЮАА может составить до 25 % от орбитального периода [Ревнивцев, 2014]. Если это произойдет на оставшейся доле неба, то измерить КРФ с высокой точностью будет невозможно. Поэтому было введено ограничение, снижающее влияние неучтённых ошибок: для измерения КРФ должно использоваться не менее 50 % неба от Ω_{Surv} , ($K_{Surv} \geq 0,5$). Это снижает прогнозируемую значимость, но позволяет достичь ошибки определения КРФ менее одного процента, сохраняя при этом низкую зависимость результатов измерения от неучтённых ошибок и достаточно высокую свободу в количестве исключаемых источников, как в сторону снижения, так и повышения.

3 РЕНТГЕНОВСКИЙ МОНИТОР ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНОГО ИЗМЕРЕНИЯ КРФ

3.1 Общая конструкция и состав рентгеновского монитора

На рисунке 3.1 представлен общий вид рентгеновского монитора СПИН-X1-MBH с экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ) и без ЭВТИ. Состав СПИН-X1-MBH приведен на рисунке 3.2 и в таблице 3.1.



Рисунок 3.1 – СПИН-X1-MBH (слева – без ЭВТИ, справа – обшитый ЭВТИ)
(иллюстративный рисунок)



Рисунок 3.2 – Основные составные части СПИН-X1-MVN
(совместный результат из работы Сербинов и др., 2022)

Таблица 3.1 – Состав рентгеновского монитора СПИН-X1-MVN

Составная часть	Кол.	Назначение
Блок рентгеновского детектора (БРД)	4	Детектирование рентгеновского излучения
Блок калибровочного источника (БКИ)	4	Калибровка детекторов
Блок электроники	1	Электропитание БРД
Система обеспечения теплового режима (СОТР):		
- радиатор	2	Обеспечение теплового режима СПИН-X1-MVN
- тепловая труба	2	
- нагреватель	20	
- датчик температуры	15	
Коллиматор	4	Ограничение поля зрения
Система модуляции апертуры:		
- обтюратор	1	Модуляция апертуры
- привод обтюратора	1	
- датчик положения обтюратора	4	
Модуль управления приводами (МУП)	1	Управление приводом обтюратора, БКИ, СОТР

На рисунке 3.3 приведена электрическая схема соединений составных частей СПИН-X1-MBH.

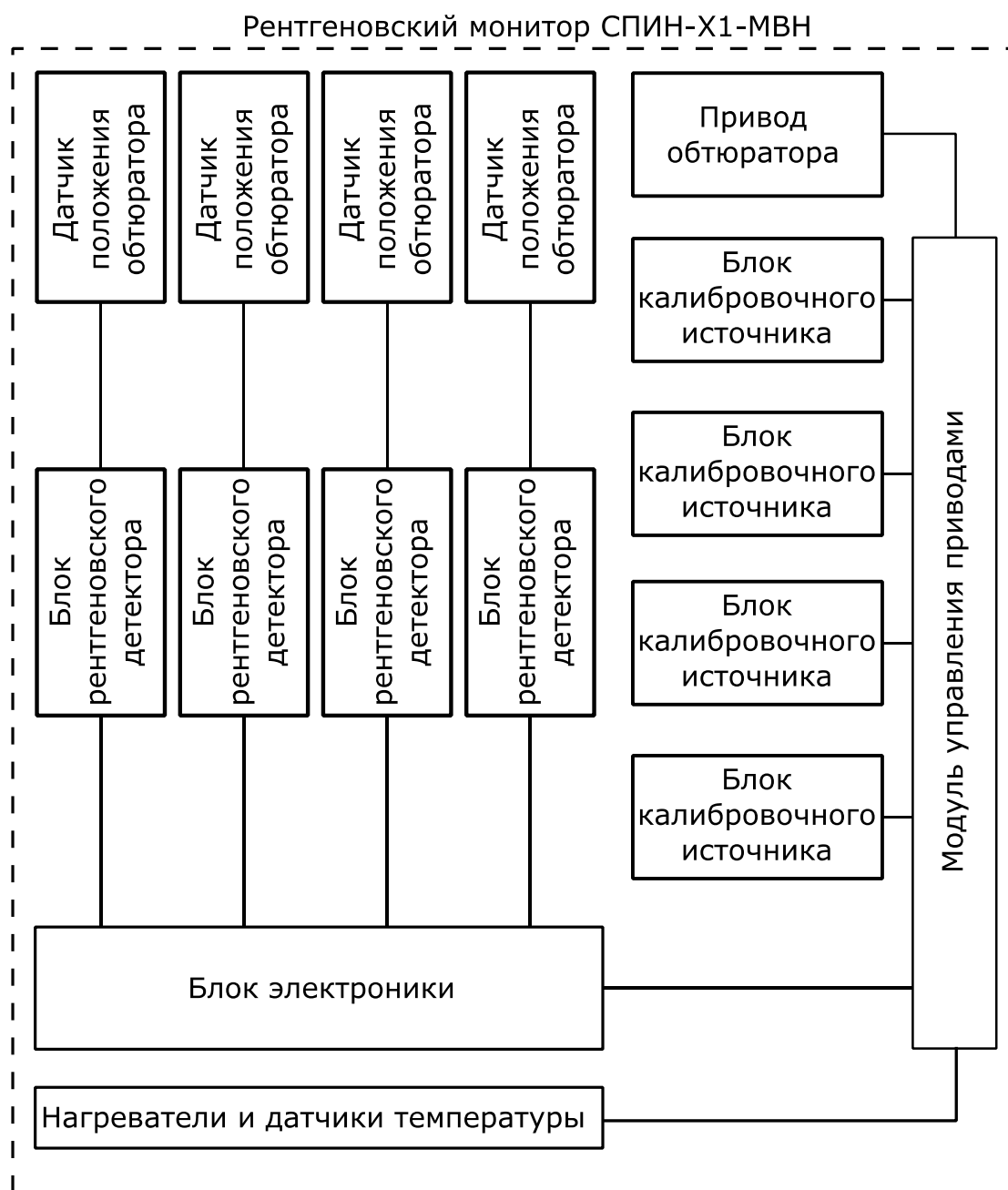


Рисунок 3.3 – Схема электрическая соединений основных составных частей СПИН-X1-MBH

(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

3.2 Детектор

Для проведения эксперимента по измерению поверхностной яркости КРФ сотрудниками ИКИ РАН был разработан полупроводниковый детектор на основе кристалла из теллурида кадмия (CdTe). Выбор кристалла обусловлен несколькими факторами. Во-первых, теллурид кадмия обладает большими порядковыми номерами атомов, входящих в состав этого соединения ($Z_{\text{Cd}} = 48$, $Z_{\text{Te}} = 52$), а, как известно, эффективность фотопоглощения фотонов приблизительно пропорциональна Z^5 [Полупроводниковые детекторы в экспериментальной физике]. Во-вторых, рабочая температура кристалла CdTe составляет примерно минус 30 °С, то есть находится в рабочем диапазоне температур современной электроники или очень близко к нему.

В рентгеновском мониторе установлены четыре 32-х пиксельных рентгеновских детектора (рисунок 3.4), изготовленных в ИКИ РАН на базе кристалла CdTe (производства Acrorad, Япония) в конфигурации диода Шоттки, опрашиваемых 32-х канальными усилителями ASIC VA32TA (производства Ideas, Норвегия). Пиксели на кристалле выполнены методом литографии. Основные параметры детектора:

Размер пикселя		3,7×3,7 мм
Размер кристалла		24×24×1 мм
Энергетическое разрешение на 13,9 кэВ		от 1,15 до 1,65 кэВ
«Мёртвое» время		350 мкс
Чувствительная площадь		4,58 см ²
Энергопотребление		~ 90 мВт
Рабочее напряжение		100 В
Рабочая температура		– 30 ± 2 °С

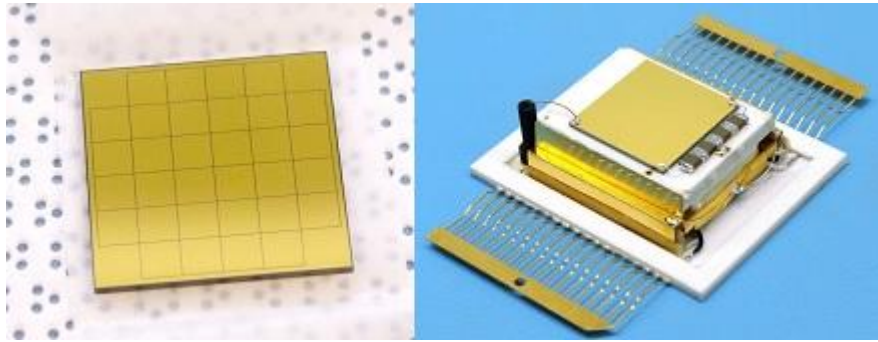


Рисунок 3.4 – Рентгеновский детектор на базе кристалла CdTe
(результат соавтора из работы Сербинов и др., 2022)

Кристалл CdTe и усилитель ASIC VA32TA расположены на «холодной» стороне термоэлектрического модуля (рисунок 3.5).

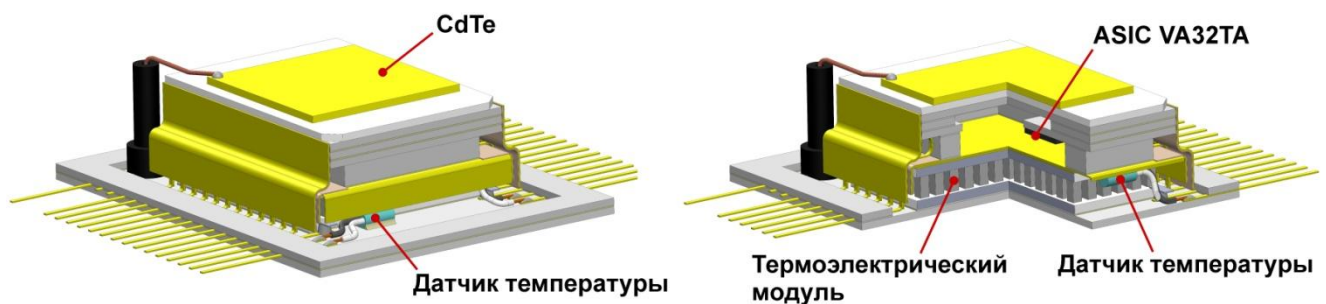


Рисунок 3.5 – Общий вид детектора (слева), вид детектора с разрезом (справа)
(совместный результат из работы Serbinov et al., 2021)

Обслуживающая детектор электроника сосредоточена в блоке рентгеновского детектора (БРД), в котором детектор размещён в герметичном боксе с рентгенопрозрачным бериллиевым окном толщиной 100 мкм (рисунок 3.6). На земле данный объём заполнен сухим азотом, а в полёте соединен с космическим пространством.

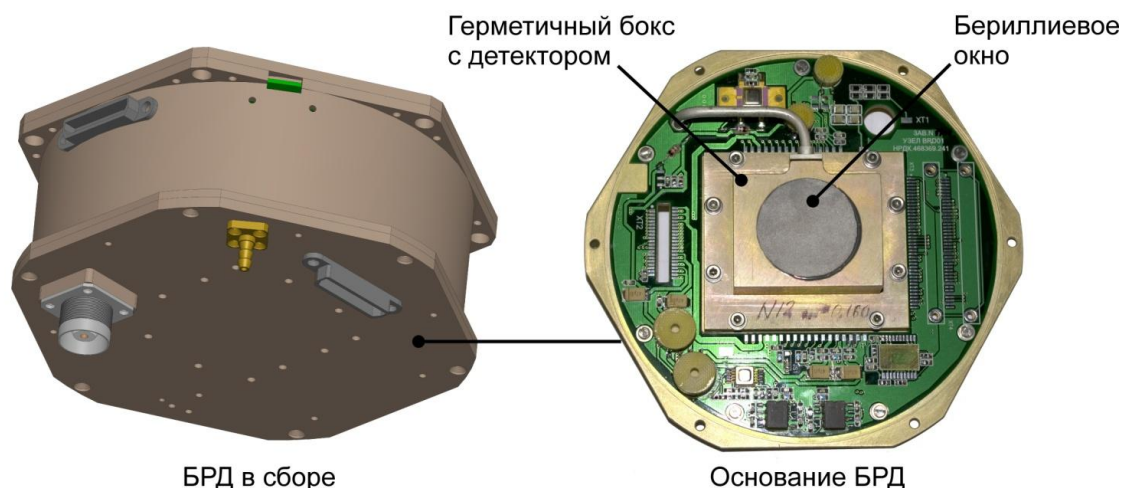


Рисунок 3.6 – Блок рентгеновского детектора
(иллюстративный рисунок)

Рентгеновские детекторы СПИН-X1-MBH на основе теллурида кадмия необходимо охлаждать до температуры $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ для снижения токов утечки кристалла и уменьшения шумов. Однако гораздо важнее стабильность этой температуры, которая должна быть на уровне $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$. Дело в том, что ток, образующийся в кристалле детектора при попадании в него фотона, должен быть усилен зарядо-чувствительным усилителем (ЗЧУ). В итоге на выходе ЗЧУ получается выходной импульс напряжения U , который пропорционален входному измеряемому заряду Q

$$U = L \times Q, \quad (3.1)$$

где L – коэффициент преобразования (зарядочувствительность) [Полупроводниковые детекторы в экспериментальной физике].

Проблема заключается в том, что этот коэффициент преобразования зависит от параметров входящих в схему ЗЧУ элементов: резисторов, конденсаторов и транзисторов, а параметры этих элементов зависят от температуры. Таким образом, для предотвращения дрейфа коэффициента преобразования, приводящего к ухудшению энергетического разрешения детектора, необходимо поддерживать стабильную температуру всех его элементов [Сербинов, Семена, Павлинский, Арефьев, 2018].

Расположение пикселей и калибровочные спектры (Am-241) с номерами пикселей представлены на рисунке 3.7. Хорошо видны пики 60 и 17 кэВ. Так как ASIC VA32TA имеет только 32 канала, то 4 пикселя по углам детектора были заземлены, сигналы с этих пикселей не регистрируются. Зазоры между пикселями регистрируют фотоны, но их энергия распределяется между пикселями. Край кристалла заземлены – это так называемое охранный кольцо («мёртвая» зона).

Еще на рисунке 3.7 (справа) можно заметить деградацию разрешения от центральных пикселей к периферическим. Этот эффект связан с делением заряда между пикселем и охранным кольцом.

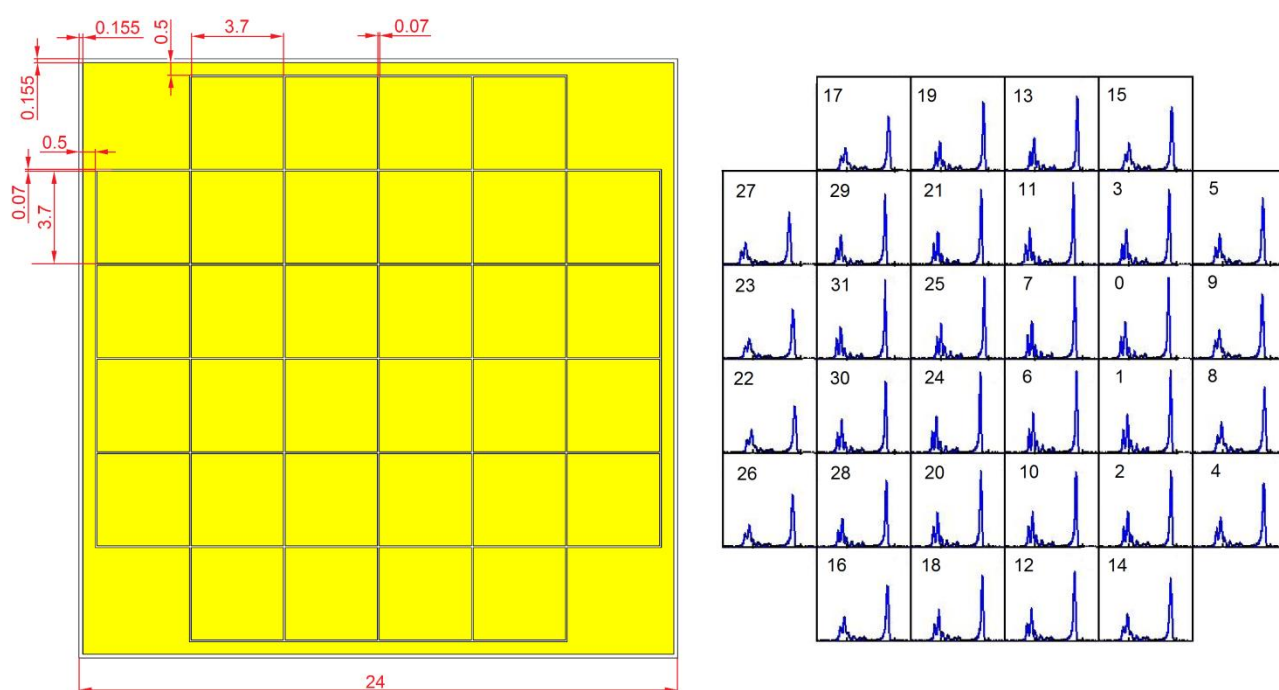


Рисунок 3.7 – Расположение пикселей с размерами (слева) и спектры калибровочного источника Am-241 в каждом пикселе детектора (справа)

(результат соавтора из работы Serbinov et al., 2021)

В космическом пространстве детектор подвержен поляризации – накоплению заряда в кристалле, что приводит к ослаблению рабочего поля в детекторе. Для снятия поляризации планируется раз в сутки снимать высокое напряжение с детектора на десять минут.

3.3 Пассивная защита детектора

Одной из важнейших составляющих рентгеновского монитора является многослойная пассивная защита детектора для уменьшения внеапертурного фона. Специально для этой цели разработана трёхслойная защита, состоящая из разных металлов, расположенных в определённом порядке: алюминий, медь, олово. Общая схема пассивной защиты детектора представлена на рисунке 3.8.

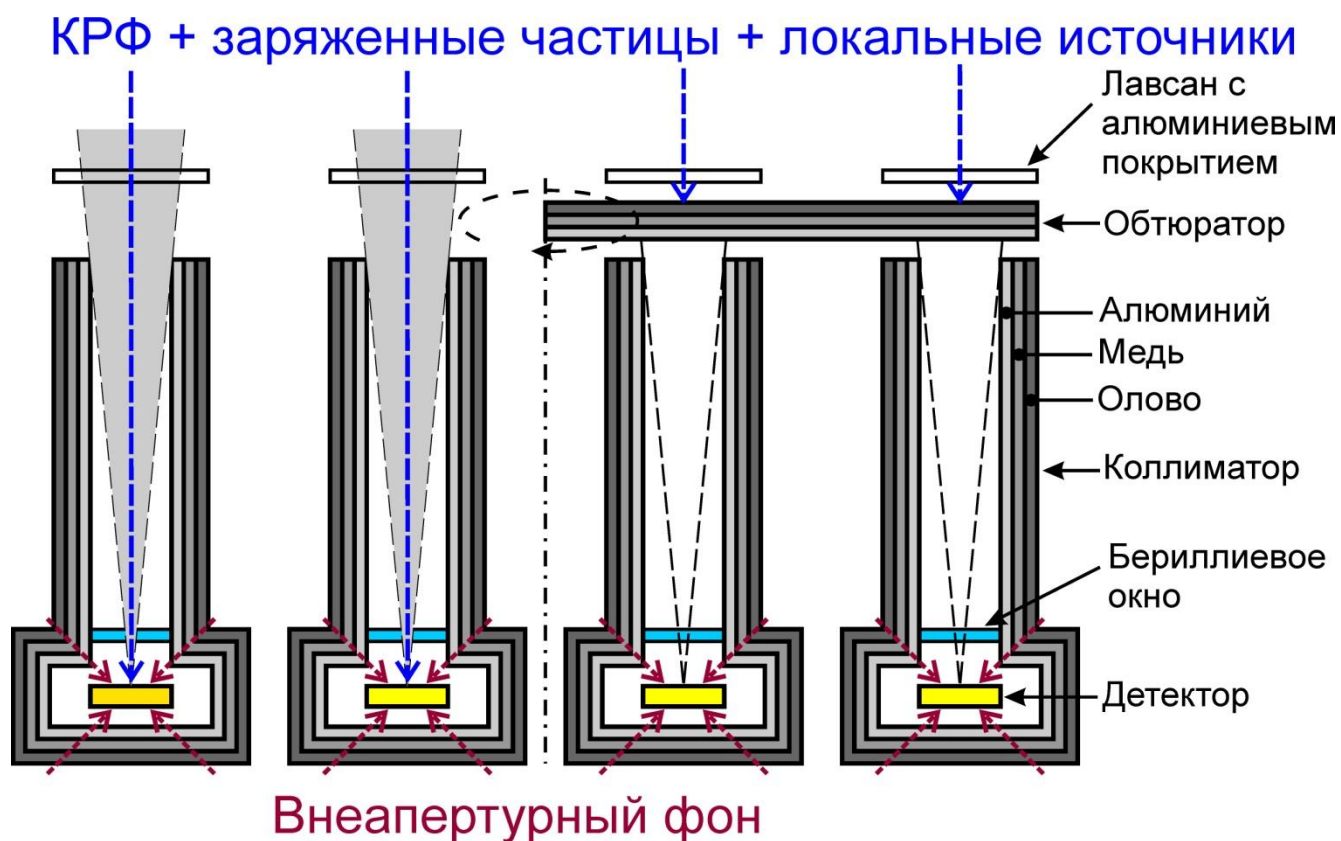


Рисунок 3.8 – Схема пассивной защиты детекторов от внеапертурного фона
(совместный результат из работы Serbinov et al., 2021)

Кроме уменьшения внеапертурного фона пассивная защита блокирует потоки КРФ вне поля зрения прибора.

Принцип действия трёхслойной защиты приведён на рисунке 3.9. Внешний слой (олово) поглощает большую часть рентгеновского излучения, но при этом излучает флуоресцентные рентгеновские фотоны в рабочем диапазоне детектора (6-70 кэВ). Следующие слои (медь и алюминий) уменьшают вторичное излучение

ниже чувствительного порога детектора. В СПИН-X1-MBH трёхслойную защиту имеют коллиматоры, крышки детекторов и обтюратор. [Serbinov et al., 2021]

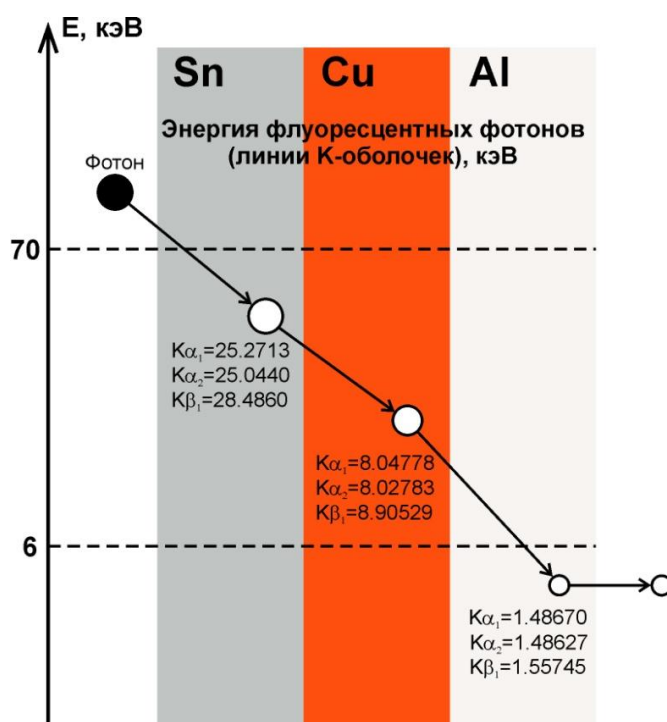


Рисунок 3.9 – Принцип действия трёхслойной защиты
(совместный результат из работы Serbinov et al., 2021)

Поглощение рентгеновского излучения каждым слоем пассивной защиты представлено на рисунке 3.10.

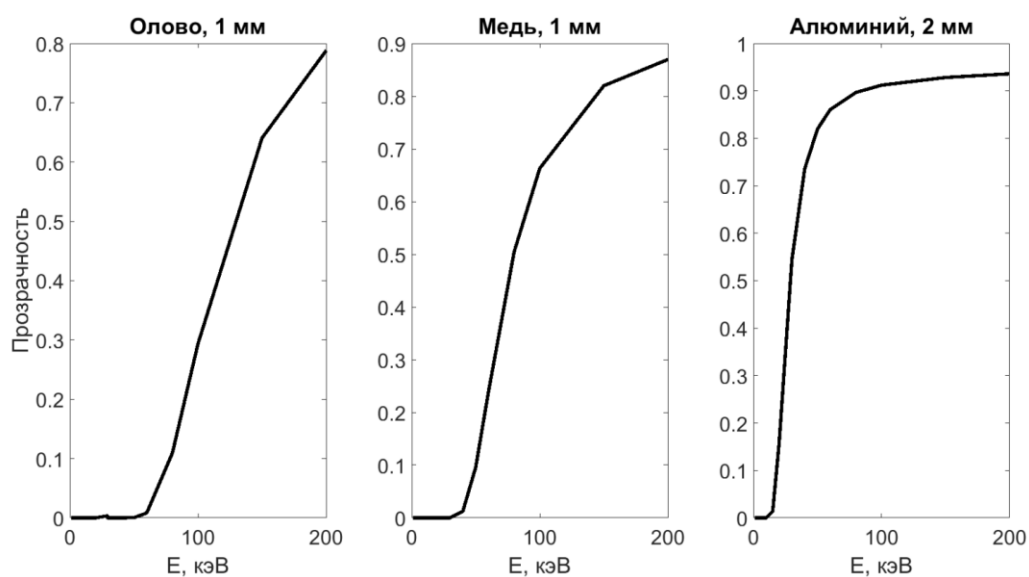


Рисунок 3.10 – Поглощение рентгеновского излучения слоями защиты
(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

3.4 Обеспечение модуляции внешнего сигнала

Модуляция внешнего сигнала в СПИН-X1-MBH обеспечивается вращением непрозрачного для рентгеновского излучения obturator (рисунок 3.11) со скоростью 1 об/мин. Obturator имеет трёхслойный экран, аналогичный покрытию коллиматора. Для уменьшения инерционных нагрузок на ось привода к obturatorу крепится балансир, совмещающий центр масс obturatorа с осью вращения.

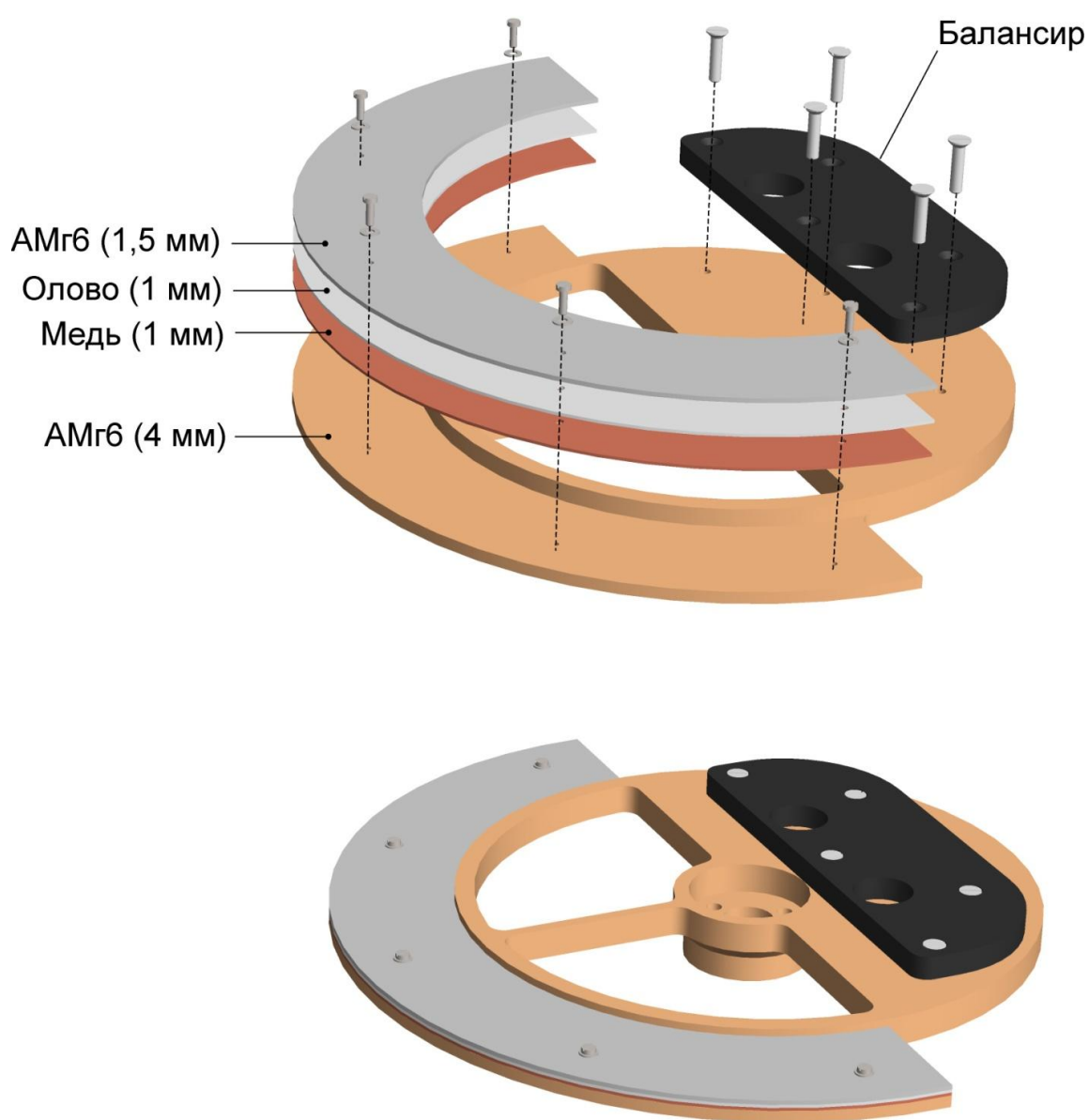


Рисунок 3.11 – Obturator для перекрытия апертуры
(иллюстративный рисунок)

Изменение площади апертуры S от времени t при вращении obtюратора показано на рисунке 3.12.

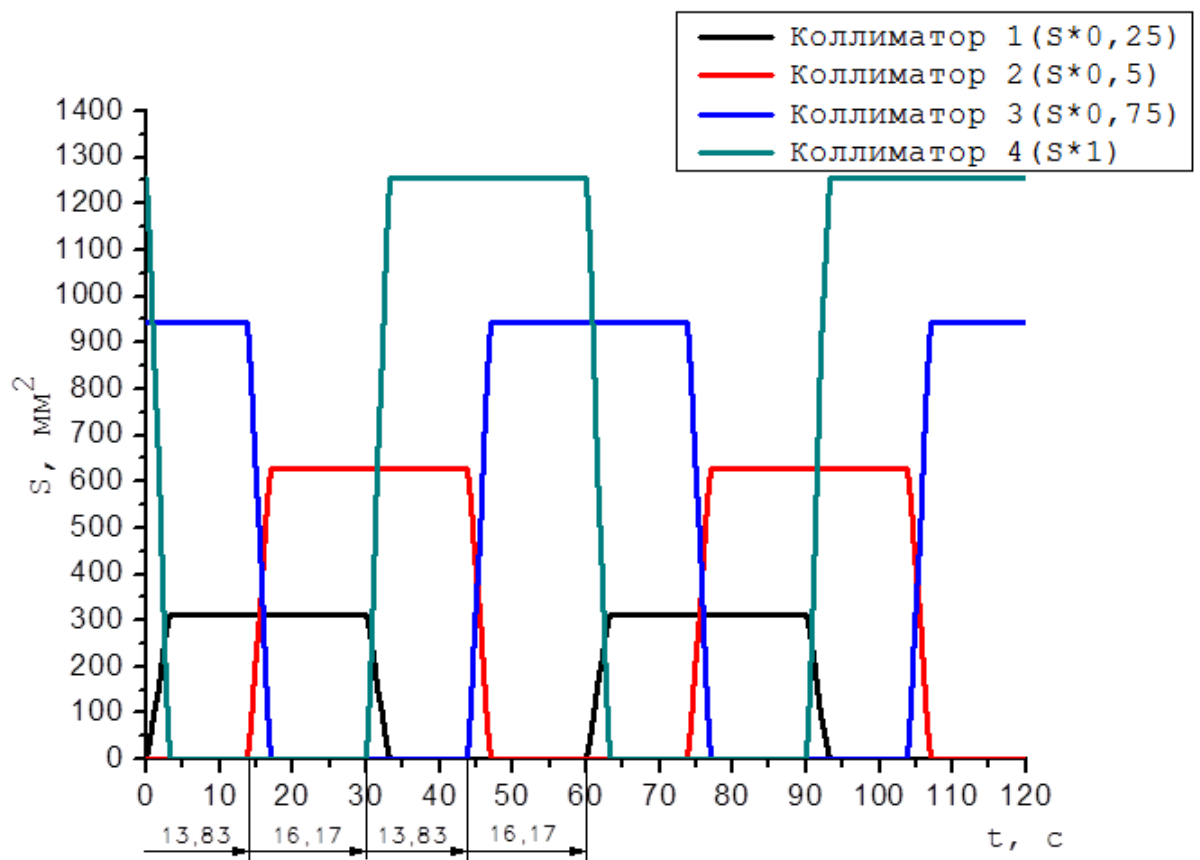


Рисунок 3.12 – Модуляция поля зрения СПИН-Х1-МВН

(иллюстративный рисунок)

Контроль положения obtюратора осуществляется посредством четырёх датчиков положения (рисунок 3.13), на каждом из которых расположено по два герметизированных контакта (геркона). Замыкание герконов осуществляется магнитами, вклеенными в obtюратор. Для того чтобы различать моменты закрытия и открытия коллиматора, с одной стороны obtюратора вклеено два магнита, с противоположной стороны – три магнита (рисунок 3.14). Таким образом, длительность сигнала с герконов при открытии коллиматора больше, чем при его закрытии obtюратором (рисунок 3.15).

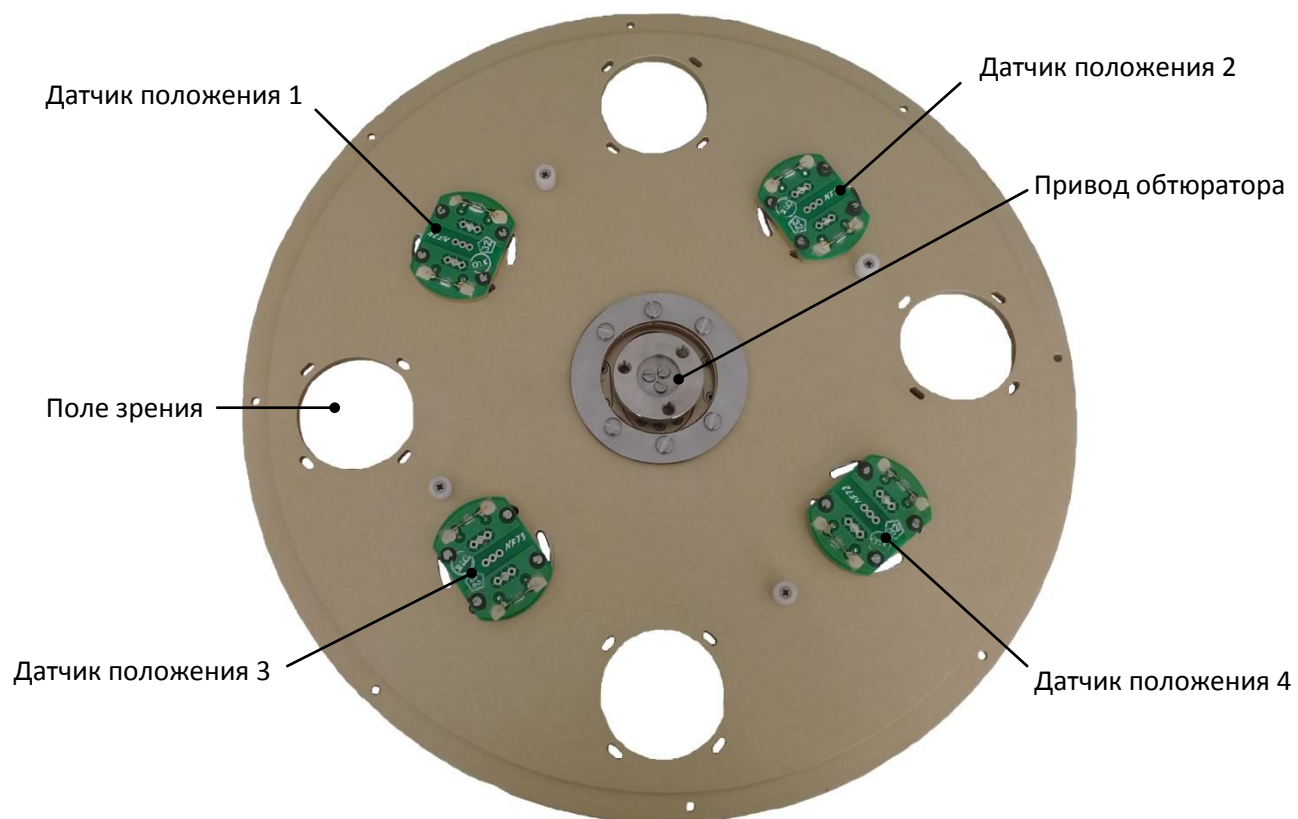


Рисунок 3.13 – Датчики положения obtюратора
(иллюстративный рисунок)

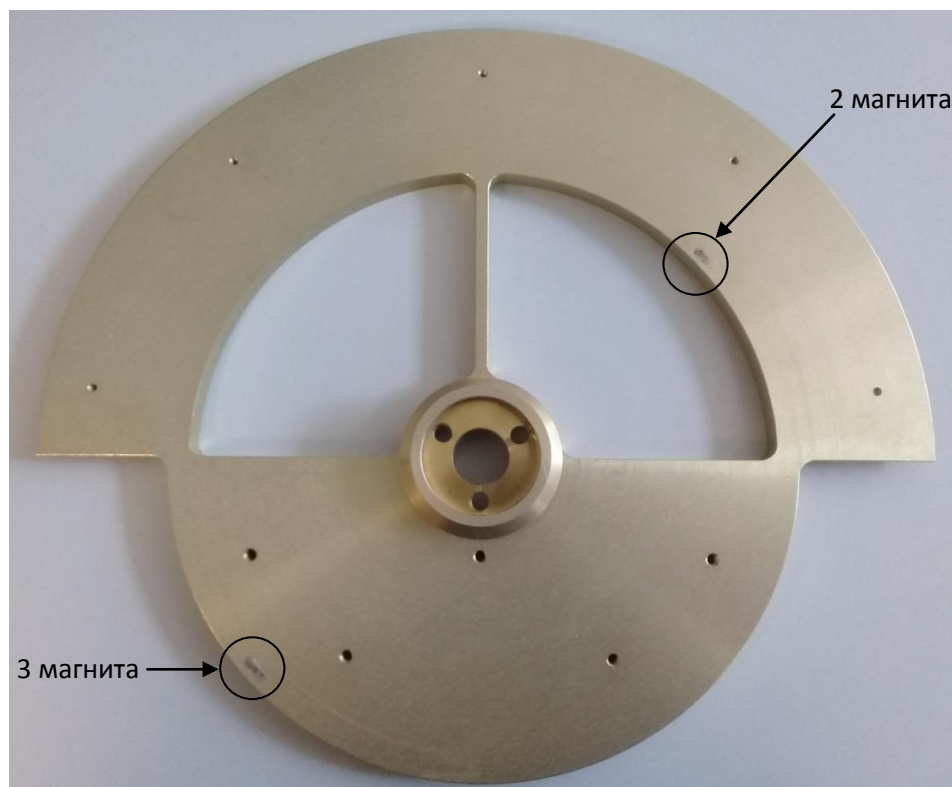


Рисунок 3.14 – Obtюратор
(иллюстративный рисунок)

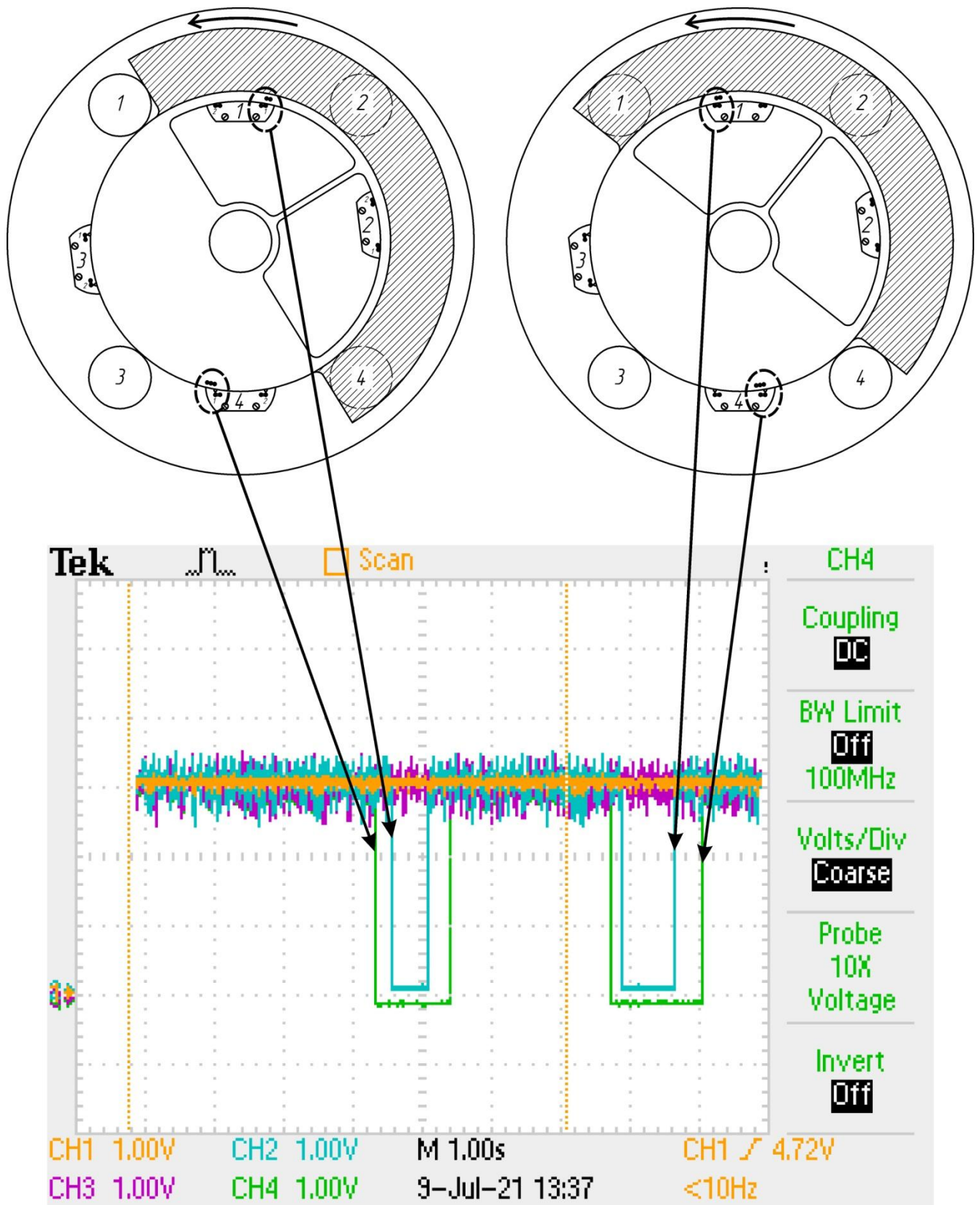


Рисунок 3.15 – Осциллограмма срабатываний герконов на датчиках положения обтюлятора при его вращении со скоростью 1 об/мин

(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2022)

Обтюратор должен вращаться непрерывно в течение 3-х лет, поэтому от надёжности его привода зависит успех всего эксперимента. В связи с этим был разработан привод с дублированными электродвигателями (рисунок 3.16).



Рисунок 3.16 – Привод обтюратора
(иллюстративный рисунок)

Для привода обтюратора были выбраны электроприводы фирмы *maxon motor ag* (Швейцария), предназначенные для использования в вакууме. Эти электроприводы содержат встроенный планетарный редуктор (рисунок 3.17). В разработанном приводе обтюратора вращение передаётся на один выходной вал, при этом любой отказ (заклинивание или потеря крутящего момента) любого из задающих вращение электроприводов не приводит к остановке данного устройства благодаря наличию обгонных муфт.



Рисунок 3.17 – Электропривод maxon motor
(иллюстративный рисунок)

Кинематическая схема привода приведена на рисунке 3.18. Устройство привода в разрезе представлено на рисунке 3.19.

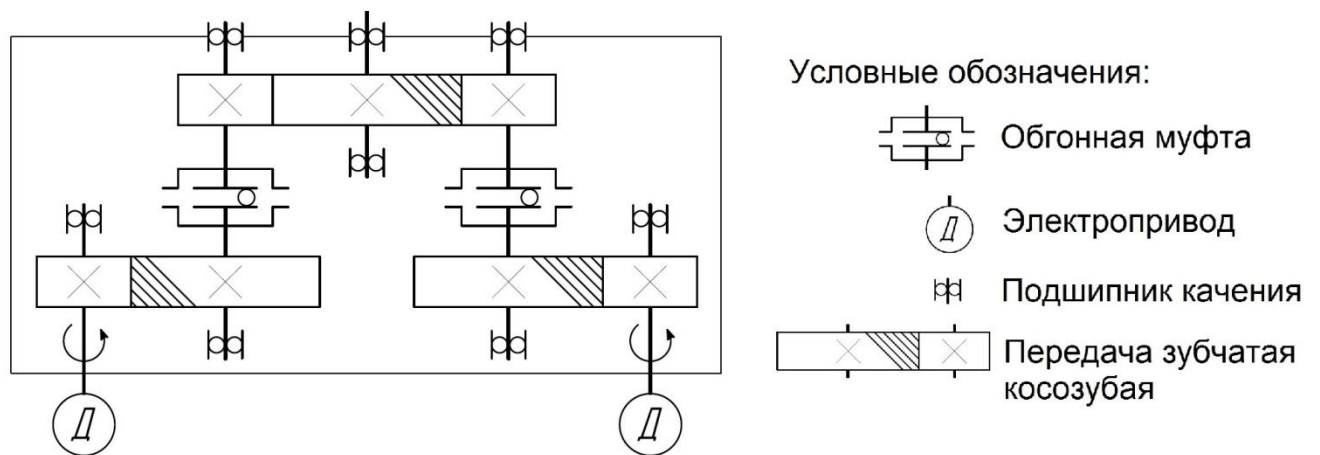


Рисунок 3.18 – Кинематическая схема привода обтюратора
(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2022)

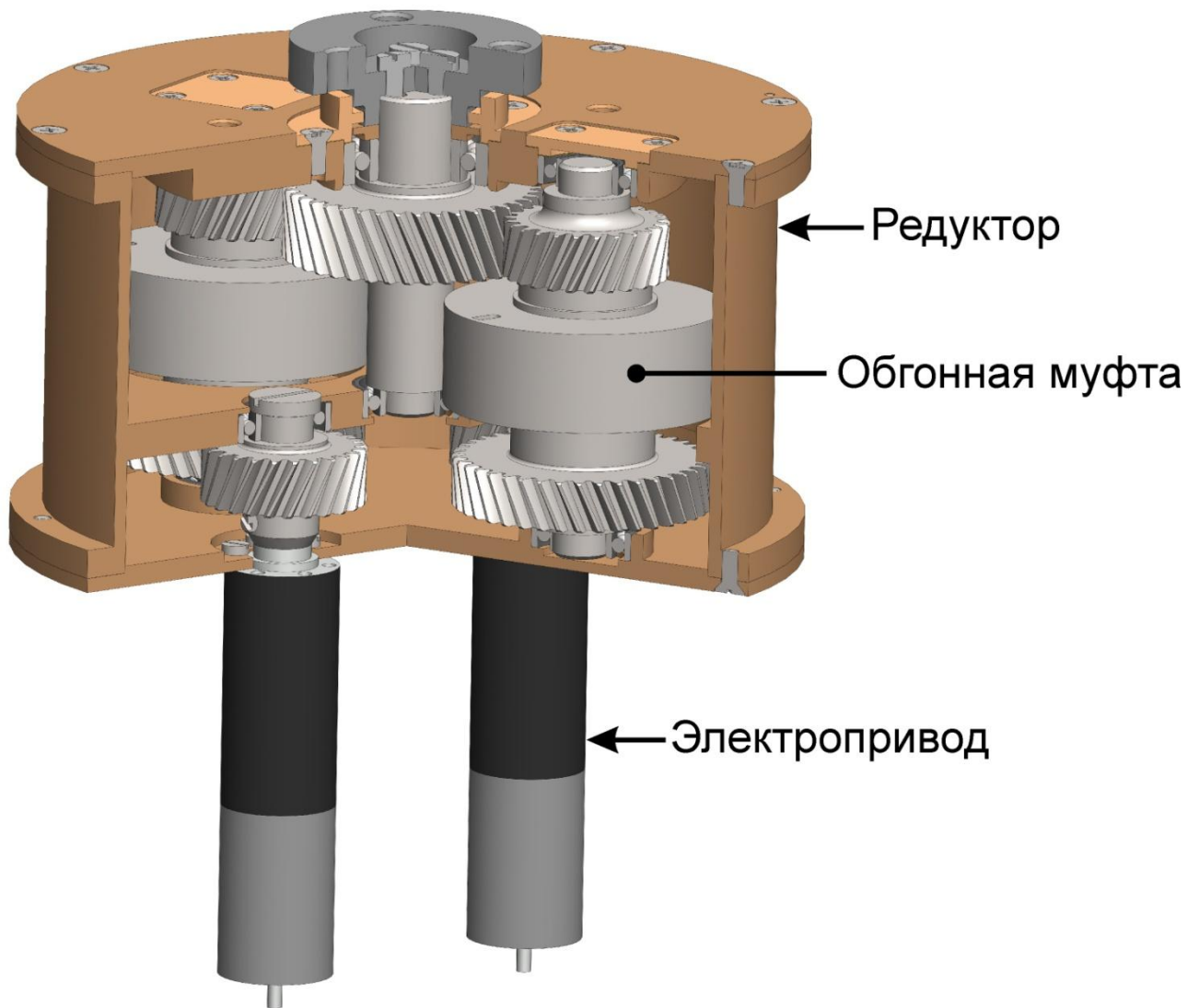


Рисунок 3.19 – Устройство привода в разрезе
(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

Редуктор привода является двухступенчатым. Выходной вал привода, к которому крепится приводимый в движение обтюратор, может вращаться одним или одновременно двумя электродвигателями. При любом виде отказа одного из электродвигателей выходной вал продолжит вращаться от второго электродвигателя. На рисунках 3.20 и 3.21 показаны разрезы привода вдоль первой и второй ступени соответственно.

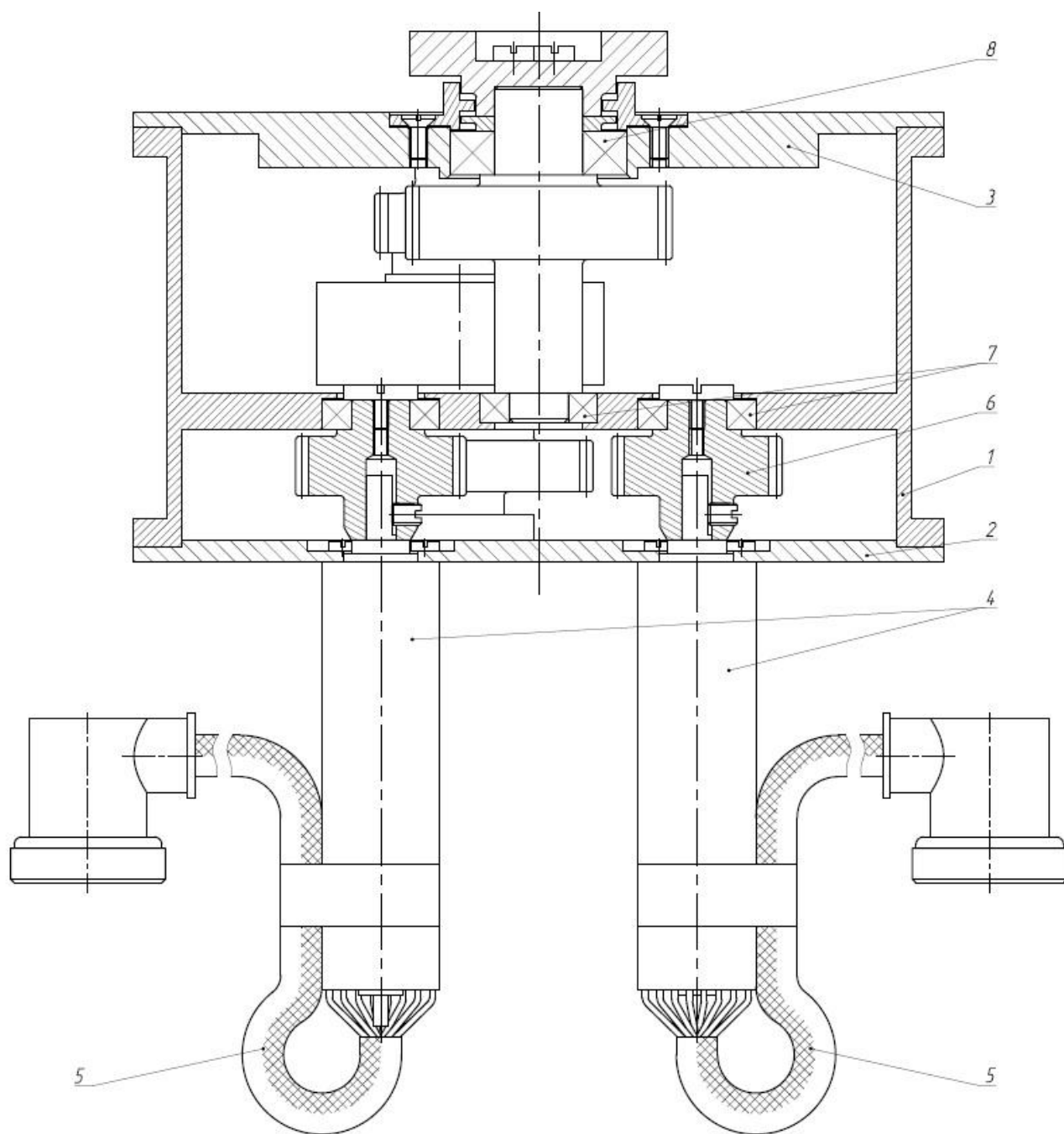


Рисунок 3.20 – Разрез привода вдоль первой ступени
(иллюстративный рисунок)

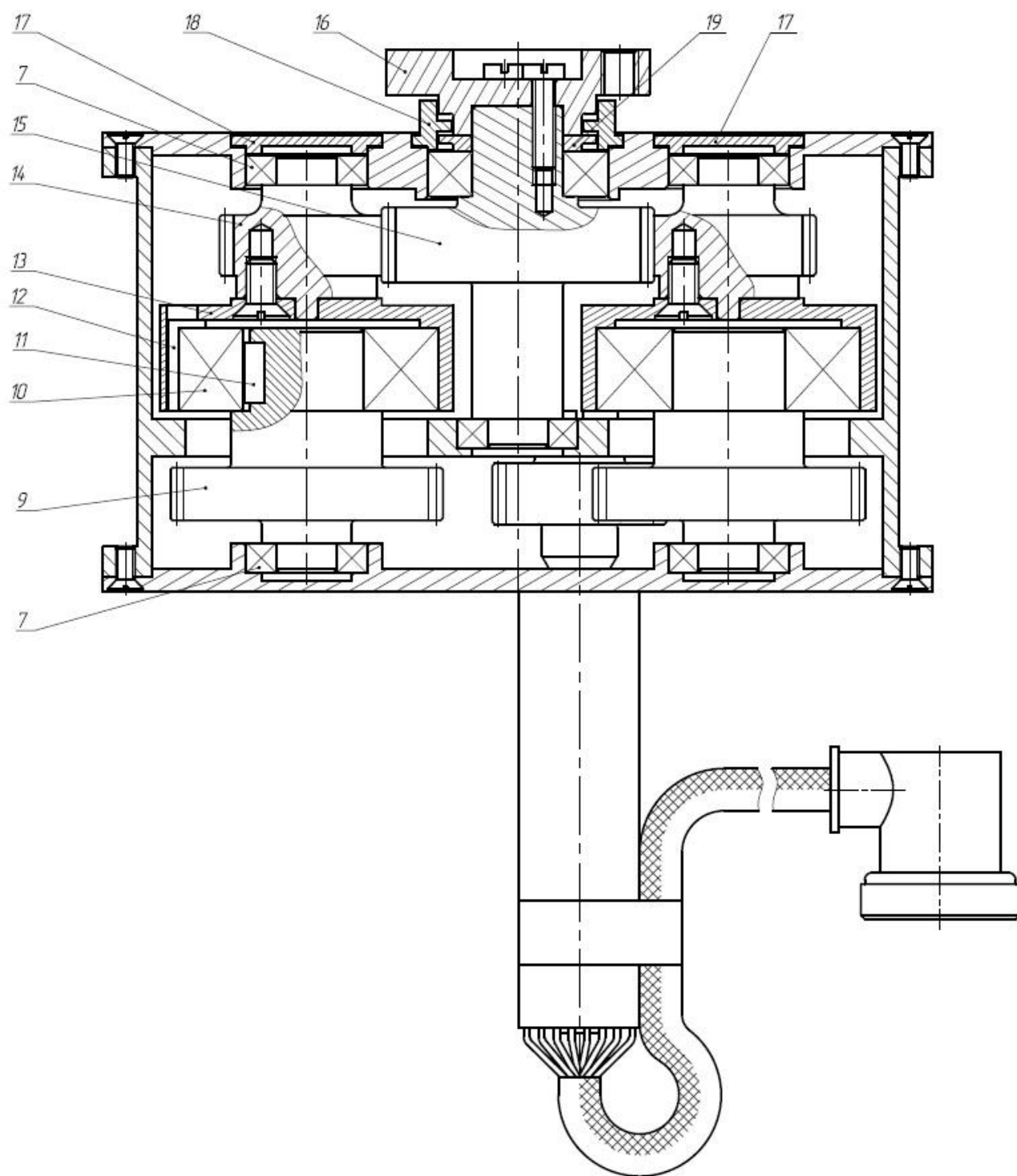


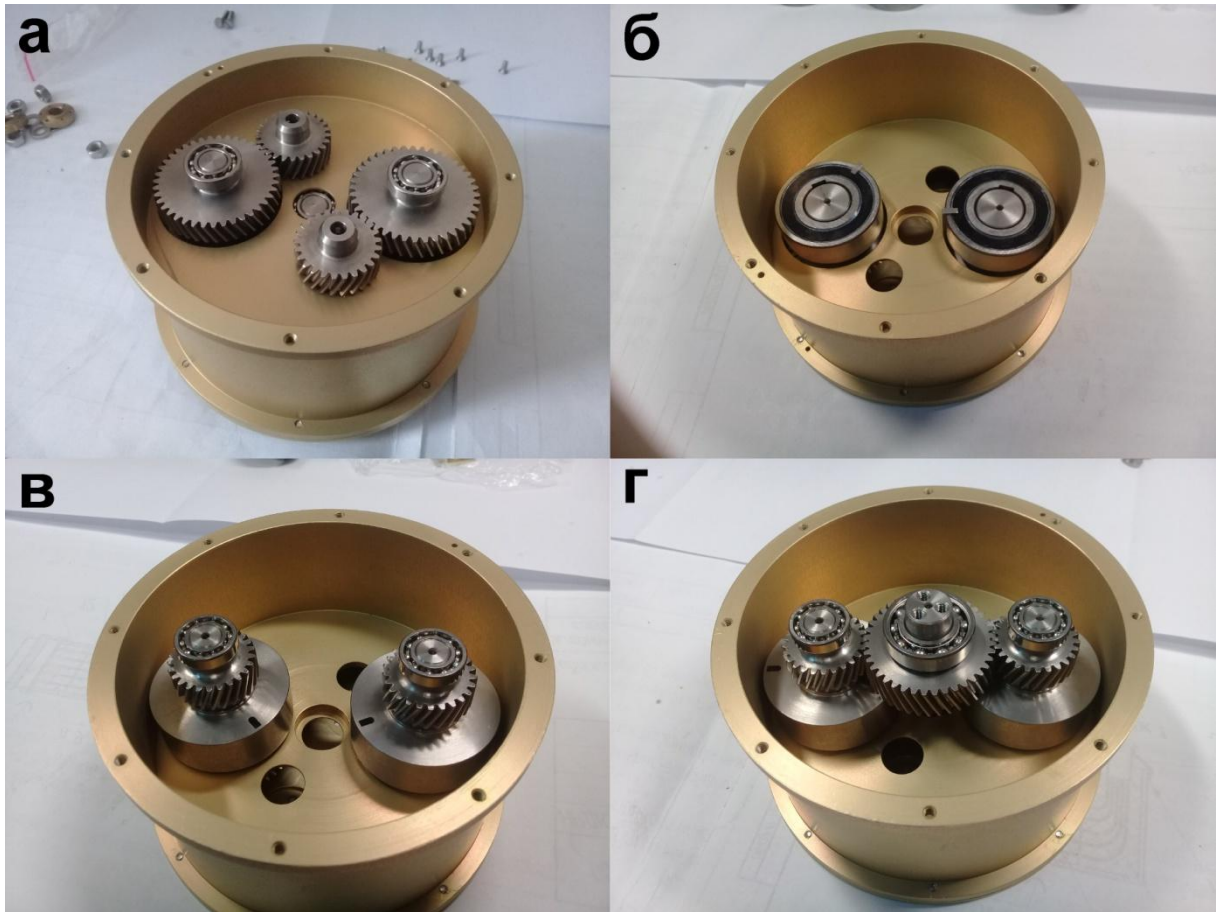
Рисунок 3.21 – Разрез привода вдоль второй ступени
(иллюстративный рисунок)

Привод состоит из двух электроприводов *тахом motor* 4, каждый из которых подключается отдельным жгутом 5 и управляется независимой внешней системой. Корпус редуктора состоит из трёх частей 1, 2 и 3. Первая ступень редуктора состоит из двух независимых друг от друга зубчатых пар, образованных шестернями 6 и зубчатыми колесами 9, при этом каждая шестерня 6 соединена со своим электроприводом 4. Зубчатые колеса 9 соединены с обгонными муфтами 10 с помощью шпонок 11. Внешние кольца обгонных муфт 10 соединены с переходниками 13 шпонками 12. К переходникам 13 винтами крепятся шестерни второй ступени 14. Таким образом, первая ступень редуктора соединена со второй через обгонные муфты 10. Две шестерни второй ступени 14 вращают одно зубчатое колесо второй ступени 15. Приводимый в действие обтюратор крепится к переходнику 16, который закреплён на зубчатом колесе 15 с помощью винтов.

Как видно из рисунков 3.20 и 3.21, привод имеет пять осей: две оси электродвигателей, две оси обгонных муфт и центральную ось. Свободное вращение осей относительно корпуса обеспечивается с помощью подшипников 7 и 8. Оси обгонных муфт и центральная ось имеют отдельные крышки 17 и 18, необходимые для регулировки зазоров путем добавления тонких регулировочных подкладок. Центральная втулка 19 служит для создания лабиринтного уплотнения.

Принцип дублирования электропривода основан на использовании обгонных муфт. Когда работают электроприводы, момент передаётся с первой ступени редуктора на вторую через обгонные муфты. Как только один из электроприводов выходит из строя, внешнее кольцо соответствующей этому электроприводу обгонной муфты начинает вращаться свободно, т.е. обгонная муфта начинает работать как подшипник. Таким образом, остановившийся выходной вал неработающего электропривода не препятствует вращению выходного вала привода.

Сборка лётного образца привода приведена на рисунке 3.22.



а – первая ступень редуктора; б – установка обгонных муфт; в – установка шестерён второй ступени; г – установка центрального зубчатого колеса второй ступени.

Рисунок 3.22 – Сборка летного образца привода обтюратора
(иллюстративный рисунок)

3.5 Обеспечение требуемого теплового режима детектора

В рентгеновском мониторе СПИН-Х1-МВН вся аппаратура, кроме детекторов, может функционировать при температуре от минус 10 до плюс 50 °С. Однако максимальная надёжность аппаратуры достигается при температуре около 20 °С. Детекторы должны функционировать при температуре -30 ± 2 °С. Таким образом, в МВН должны быть выделены две температурные зоны: первая, условна названная «холодной», включает детекторы, вторая «нетермостабилизируемая» – всю остальную аппаратуру. Температурный диапазон «холодной» зоны должен составлять -30 ± 2 °С; температура элементов «нетермостабилизируемой» зоны должна находиться в диапазоне 20 ± 30 °С. Дополнительную сложность в разделение МВН на разноуровневые температурные зоны вносит то, что элементы «холодной» зоны окружены элементами «тёплой» зоны. [Сербинов, Семена, 2016]

При установке научной аппаратуры на универсальном рабочем месте (УРМ) внешней поверхности МКС возникают две основные проблемы обеспечения её температурного режима. Первая проблема заключается в неподдерживаемой температуре посадочных мест аппаратуры. Диапазон колебаний этой температуры составляет от минус 150 до плюс 150 °С. Вторая проблема заключается в чрезвычайно высокой неравномерности большинства составляющих внешнего лучистого потока:

- прямого излучения от Солнца;
- отражённого от Земли солнечного излучения;
- отражённого от окружающей конструкции солнечного излучения;
- теплового потока от Земли;
- теплового потока от окружающей конструкции.

Таким образом, для аппаратуры, размещённой на УРМ МКС, отсутствуют две основные возможности стабилизации её температуры: за счёт стабильных тепловых условий на посадочных местах или за счёт ориентации излучающего

генерируемый аппаратурой тепловой поток радиатора в зону со стабильными тепловыми условиями. [Сербинов, Семена, 2016]

Единственный способ решения проблемы сильно переменной температуры посадочных мест – установка между аппаратурой и посадочными местами теплоизолирующих проставок [Сербинов, Семена, 2016].

Проблема переменных тепловых потоков должна решаться различными способами при различных требованиях к уровню и стабильности температуры аппаратуры. Стандартные требования, предусматривающие допустимость колебаний её температуры в диапазоне несколько десятков градусов, при массе аппаратуры больше нескольких килограмм, будут выполняться без дополнительных мер за счёт её теплоёмкости, которой достаточно для сглаживания колебаний температуры при воздействии переменных внешних тепловых условий за непродолжительный орбитальный период МКС, составляющий около 93 мин [Сербинов, Семена, 2016].

Однако для аппаратуры, в которой требуется поддержание высокостабильной температуры, необходима компенсация переменного поглощённого потока активным элементом, в качестве которого может выступать нагреватель. В этом случае, переменное тепловыделение нагревателя будет дополнять переменный поглощённый радиаторами поток до постоянного уровня, что обеспечит поддержание постоянной температуры аппаратуры [Сербинов, Семена, 2016].

Стабилизацию температуры аппаратуры на низком уровне можно также осуществить с помощью термоэлектрического охладителя. При этом за счёт повышения температуры пассивной части СОТР снижается её восприимчивость к неравномерности внешних лучистых потоков, но при этом возникают трудности управления охладителем при совместном использовании с радиатором-излучателем, облучаемым переменным тепловым потоком, из-за появления в такой системе сложной обратной связи [Семена, 2013].

В реальной СОТР обычно имеется запаздывание реакции датчиков температуры на активные воздействия нагревателей или охладителей. Из-за

данной инерционности эффективное управление активной частью СОТР, обеспечивающее стабильность температуры объекта терморегулирования в условиях переменных тепловых факторов космического пространства возможно при ограничении на определенном уровне амплитуды и скорости изменения температуры пассивной части СОТР – радиатора. Для сглаживания переменности температуры радиатора, вызываемой переменностью внешних лучистых потоков, могут быть использованы два способа – применение теплового аккумулятора или замена одного радиатора несколькими разноориентированными радиаторами [Семена, Коновалов, 2007]. Тепловые аккумуляторы в научной аппаратуре практически не используются из-за сложности их интеграции в прибор и значительных материальных и временных затратах, необходимых на их создание и отработку [Сербинов, Семена, 2016].

Применение разноориентированных радиаторов является значительно более простым способом по сравнению с использованием теплового аккумулятора. Оно основано на выравнивании суммарного поглощённого теплового потока за счёт сдвига фазы переменных потоков, поглощаемых различно ориентированными радиаторами при их повороте относительно внешнего источника тепла [Сербинов, Семена, 2016].

Для оценки возможности использования этого способа была решена оптимизационная задача по минимизации колебания температур объекта (5 – см. рисунок 3.23), установленного на УРМ МКС и имеющего четыре поверхности внешнего радиационного теплообмена (1-4) [Serbinov, Semena, Pavlinsky, 2017]. Из внешнего радиационного теплообмена объекта были исключены нижняя поверхность, которая заведомо будет экранироваться элементами УРМ и направленная на МКС поверхность, экранируемая корпусом МКС.

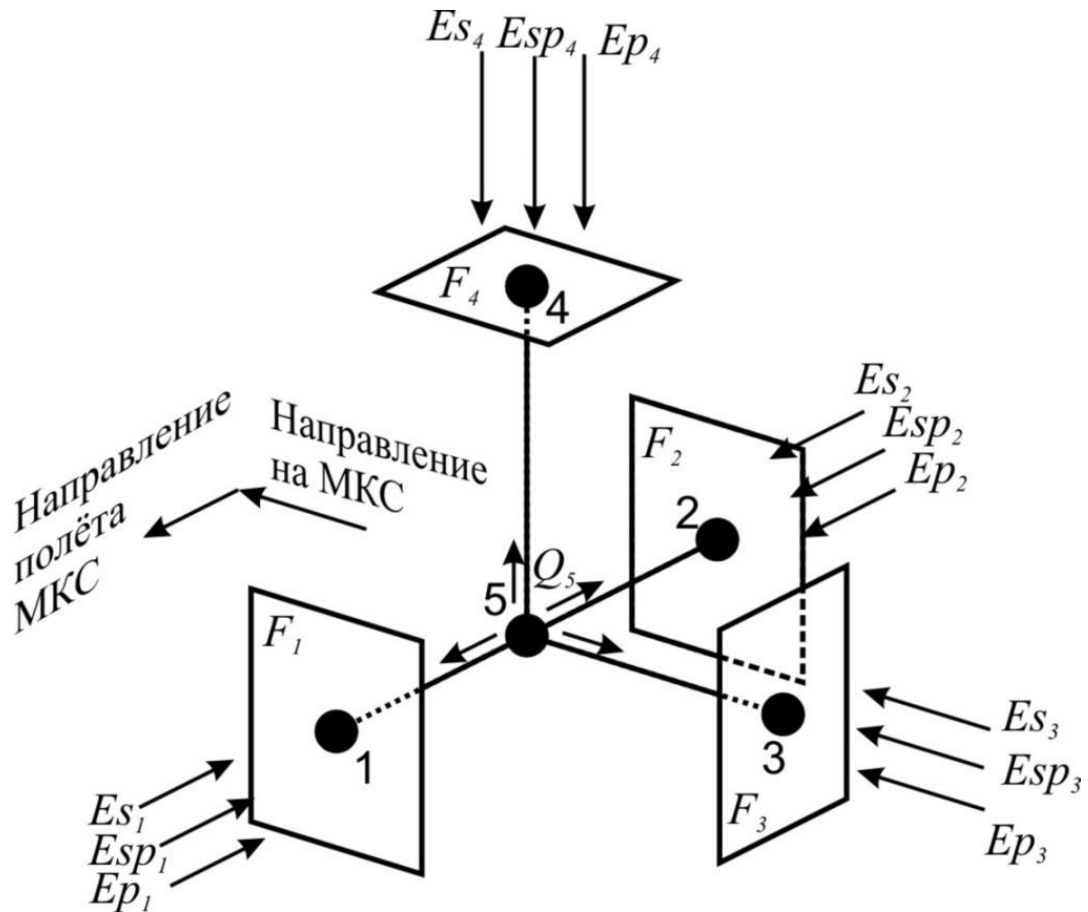


Рисунок 3.23 – Оптимизационная тепловая модель объекта на УРМ МКС
(совместный результат из работы Serbinov et al., 2017)

Задачей оптимизации являлось определение такого соотношения площадей поверхностей внешнего теплообмена данного объекта, при котором колебания его температуры были бы минимальны.

В качестве расчётных случаев были выбраны три ориентации орбиты МКС относительно Солнца, на которых реализуются экстремумы всех внешних лучистых потоков – при направлении на Солнце, лежащим в плоскости орбиты ($\psi_s = 0^\circ$) и при максимально достижимых углах между плоскостью орбиты и направлением на Солнце ($\psi_s = \pm 75^\circ$).

Для оптимизации была использована математическая тепловая узловая модель рассматриваемого объекта [Семена, 2014], включающая пять узлов, соответствующих четырём поверхностям внешнего теплообмена и связывающему их центральному элементу

$$\begin{aligned} \frac{dT_i(\tau)}{d\tau} \cdot C_i &= (As_i \cdot (Es_i(\tau, \psi_S) + Esp_i(\tau, \psi_S)) + \varepsilon_i \cdot Ep_i(\tau, \psi_S)) \cdot F_i - \frac{T_i(\tau) - T_5(\tau)}{R_{i-5}} - \varepsilon_i \cdot \sigma \cdot T_i^4(\tau) \cdot F_i \\ \frac{dT_5(\tau)}{d\tau} \cdot C_5 &= Q_5 - \sum_{i=1}^4 \frac{T_5(\tau) - T_i(\tau)}{R_{i-5}}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

где i – индекс, соответствующий номеру теплового узла ($i=1 \dots 4$);

$T_i(\tau)$ – температура i -того теплового узла ($i=1 \dots 5$);

C_i – теплоёмкость i -того теплового узла ($i=1 \dots 5$);

τ – время;

As_i , ε_i , F_i – поглощательная способность солнечного излучения, степень черноты в ИК области и площадь поверхности внешнего теплообмена i -того теплового узла ($i=1 \dots 4$);

$Es_i(\tau)$, $Esp_i(\tau)$, $Ep_i(\tau)$ – облучённости прямым солнечным излучением, отражённым от Земли солнечным излучением и собственным излучением Земли поверхности внешнего теплообмена i -того теплового узла ($i=1 \dots 4$);

R_{i-5} – тепловое сопротивление между i -тым ($i=1 \dots 4$) и 5-тым тепловыми узлами;

Q_5 – тепловыделение центрального теплового узла;

σ – постоянная Стефана-Больцмана.

Для повышения чувствительности модели к воздействию внешних лучистых потоков в ней были уменьшены до нуля параметры C_i , R_{i-5} , Q_5 , сглаживающие колебания температуры, вызываемые переменными внешними воздействиями.

Если для представления площадей внешнего теплообмена использовать коэффициенты k_i их долей в суммарной площади всей поверхности: $F_i = k_i \cdot (F_1 + F_2 + F_3 + F_4)$, где $k_1 + k_2 + k_3 + k_4 = 1$, то при одинаковом покрытии всех внешних поверхностей ($As_i = As$, $\varepsilon_i = \varepsilon$) с учётом того, что при нулевых тепловых сопротивлениях между узлами весь объект будет изотермичен ($T_i(\tau) = T(\tau)$), оптимизационная модель примет следующий вид

$$T(\tau, \psi_S, k_1, k_2, k_3, k_4) = \sqrt[4]{\frac{\sum_{i=1}^4 (As \cdot (Es_i(\tau, \psi_S) + Esp_i(\tau, \psi_S)) + \varepsilon \cdot Ep_i(\tau, \psi_S)) \cdot k_i}{\varepsilon \cdot \sigma}}, \quad (3.3)$$

где $\sum_{i=1}^4 k_i = 1$.

По формуле (3.3) рассчитываются температуры для разных наборов (k_1, k_2, k_3, k_4) . Расчёт сделан во временных точках: $0, \Delta\tau, 2 \cdot \Delta\tau, \dots, \tau_o$ (τ_o – орбитальный период) для каждой из трёх орбит ($\psi_s = -75^\circ; 0^\circ; +75^\circ$).

В результате j -му набору коэффициентов $(k_1, k_2, k_3, k_4)_j$ соответствуют следующие наборы температур:

- для орбиты $\psi_s = -75^\circ$: $T_{j1} = T(0, \psi_s = -75^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$; $T_{j2} = T(\Delta\tau, \psi_s = -75^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$; $T_{j3} = T(2 \cdot \Delta\tau, \psi_s = -75^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$, ..., $T_{j(n/3)} = T(\tau_o, \psi_s = -75^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$;

- для орбиты $\psi_s = 0^\circ$: $T_{j(n/3+1)} = T(0, \psi_s = 0^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$; $T_{j(n/3+2)} = T(\Delta\tau, \psi_s = 0^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$; $T_{j(n/3+3)} = T(2 \cdot \Delta\tau, \psi_s = 0^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$, ..., $T_{j(2n/3)} = T(\tau_o, \psi_s = 0^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$;

- для орбиты $\psi_s = +75^\circ$: $T_{j(2n/3+1)} = T(0, \psi_s = +75^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$; $T_{j(2n/3+2)} = T(\Delta\tau, \psi_s = +75^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$; $T_{j(2n/3+3)} = T(2 \cdot \Delta\tau, \psi_s = +75^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$, ..., $T_{jn} = T(\tau_o, \psi_s = +75^\circ, (k_1, k_2, k_3, k_4)_j)$,

где n – общее количество временных точек, в которых рассчитаны температуры, определённые для трёх характерных орбит ($\psi_s = -75^\circ; 0^\circ; +75^\circ$) для каждого набора коэффициентов $(k_1, k_2, k_3, k_4)_j$.

Для каждого набора коэффициентов $(k_1, k_2, k_3, k_4)_j$ результаты расчёта объединены в массив: $\{T\}_j = \{T_{j1}, T_{j2}, \dots, T_{jn}\}$. Для массива $\{T\}_j$ максимальные отклонения и среднеквадратичные отклонения определяются как:

$$\Delta T_{MAXj} = \text{MAX}\{T\}_j - \text{MIN}\{T\}_j; \quad (3.4)$$

$$\Delta T_{RMSj} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \cdot \sum_{l=1}^n (T_{jl} - \bar{T}_j)^2}, \quad (3.5)$$

где $\text{MAX}\{T\}_j$, $\text{MIN}\{T\}_j$ – максимальные и минимальные значения температур в массиве $\{T\}_j$;

$\overline{T}_j = \frac{1}{n}(T_{j1} + T_{j2} + \dots + T_{jn})$ – среднее арифметическое значение температуры для массива $\{T\}_j$.

Для выбора оптимального набора коэффициентов используется сумма максимального и среднеквадратичного отклонений по всем орбитам:

$$\Delta T((k_1, k_2, k_3, k_4)_j)_\Sigma = \Delta T_{\text{MAX}j} + \Delta T_{\text{RMS}j}. \quad (3.6)$$

Этот параметр (ΔT_Σ) называется полное колебание температуры. Он определяет зависимость между колебанием температуры и соотношением площадей радиаторов (коэффициентами $(k_1, k_2, k_3, k_4)_j$). Оптимальный набор коэффициентов $(k_1, k_2, k_3, k_4)_{\text{опт}}$ соответствует минимальному параметру ΔT_Σ . Такой набор коэффициентов будет оптимальным только для конкретной точки на поверхности МКС, потому что он определяется неравномерностью внешних тепловых потоков, которые разные для различных точек на поверхности МКС.

Данный метод был использован для УРМ, на котором планируется установить МВН. Облучённости лучистыми потоками четырёх внешних поверхностей рентгеновского монитора СПИН-Х1-МВН на УРМ за один орбитальный период МКС для трёх её граничных орбит показаны на рисунке 3.24 [Сербинов, Семена, 2018].

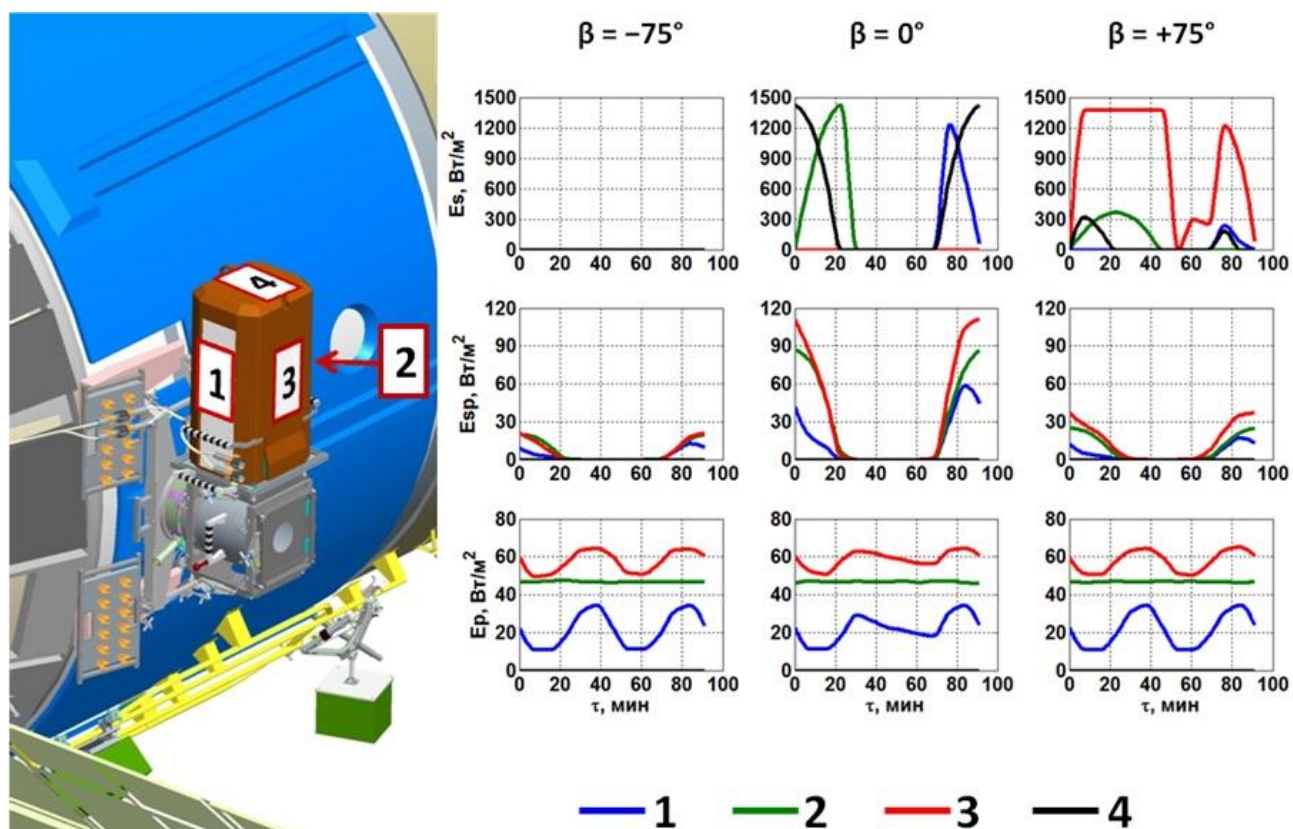


Рисунок 3.24 – Внешние лучистые потоки на СПИН-Х1-МВН, установленном на УРМ МКС

(иллюстративный рисунок)

На основании данных зависимостей был рассчитан критерий колебания температуры ΔT_Σ объекта для разных соотношений площадей поверхностей внешнего теплообмена, имеющих типичные для радиаторов космических устройств оптические характеристики: $As_i = 0,3$; $\varepsilon_i = 0,9$. На рисунке 3.25 приведены значения этого критерия для различных наборов коэффициентов k_i .

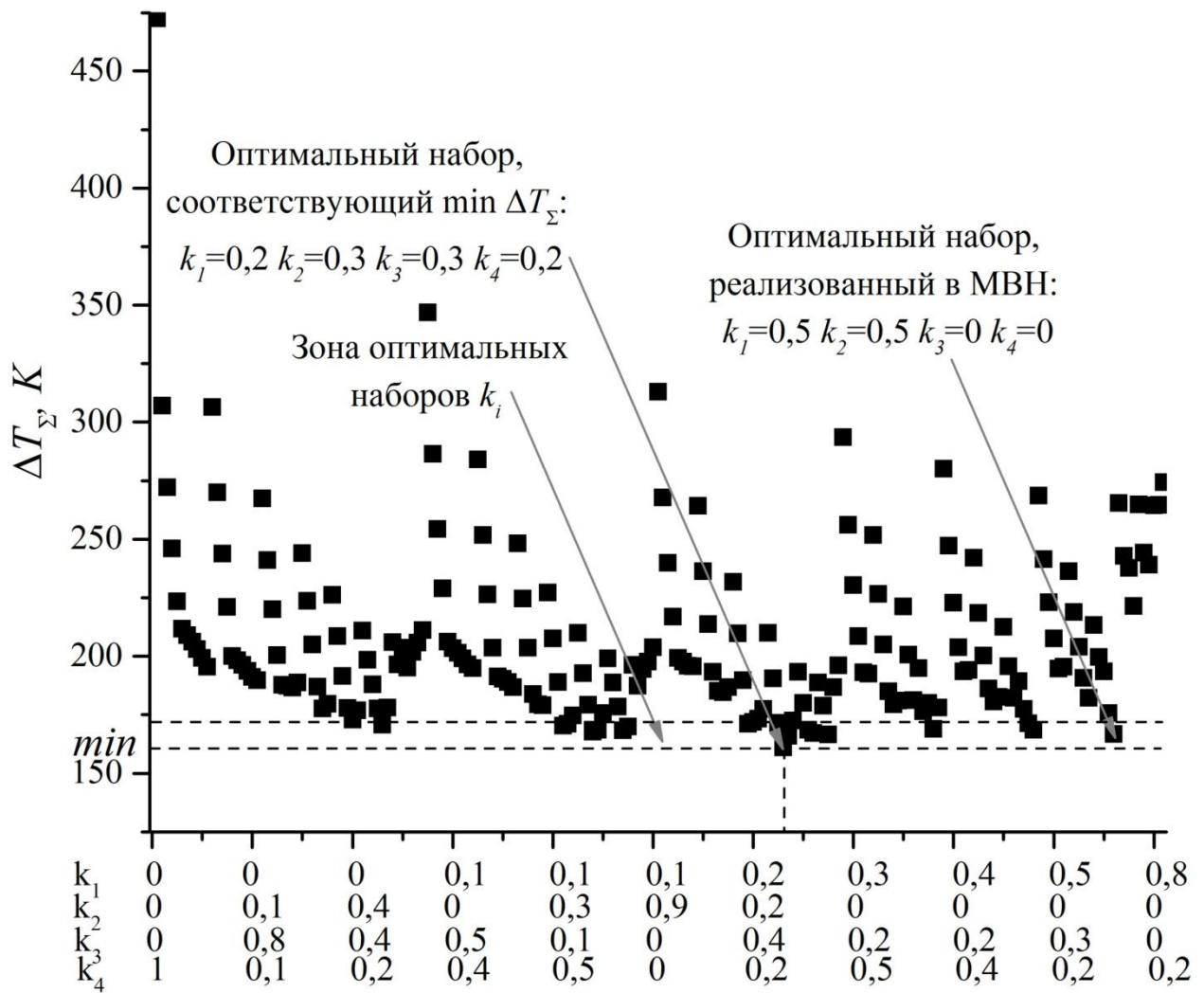


Рисунок 3.25 – Зависимость критерия ΔT_{Σ} от соотношения площадей разноориентированных поверхностей внешнего теплообмена для объекта на УРМ МКС

(иллюстративный рисунок)

Как видно из рисунка 3.25 минимум критерия ΔT_{Σ} , соответствующий минимальному колебанию температуры объекта, реализуется при соотношении площадей поверхностей 1, 2, 3 и 4 равном $0,2 \times 0,3 \times 0,3 \times 0,2$. Однако при этом может быть выделено несколько вариантов коэффициентов k_i , которые позволят получить значение критерия ΔT_{Σ} , близкое к минимальному. Поэтому была выделена зона оптимальных наборов k_i , которые могут быть использованы для формирования пассивного уровня СОТР прибора, устанавливаемого на УРМ.

Исходя из жёстких требований к термостабилизации детекторов, для МВН была создана СОТР с использованием новых схемных решений, состоящая из внешнего пассивного уровня и двух внутренних активных уровней (рисунок 3.26).

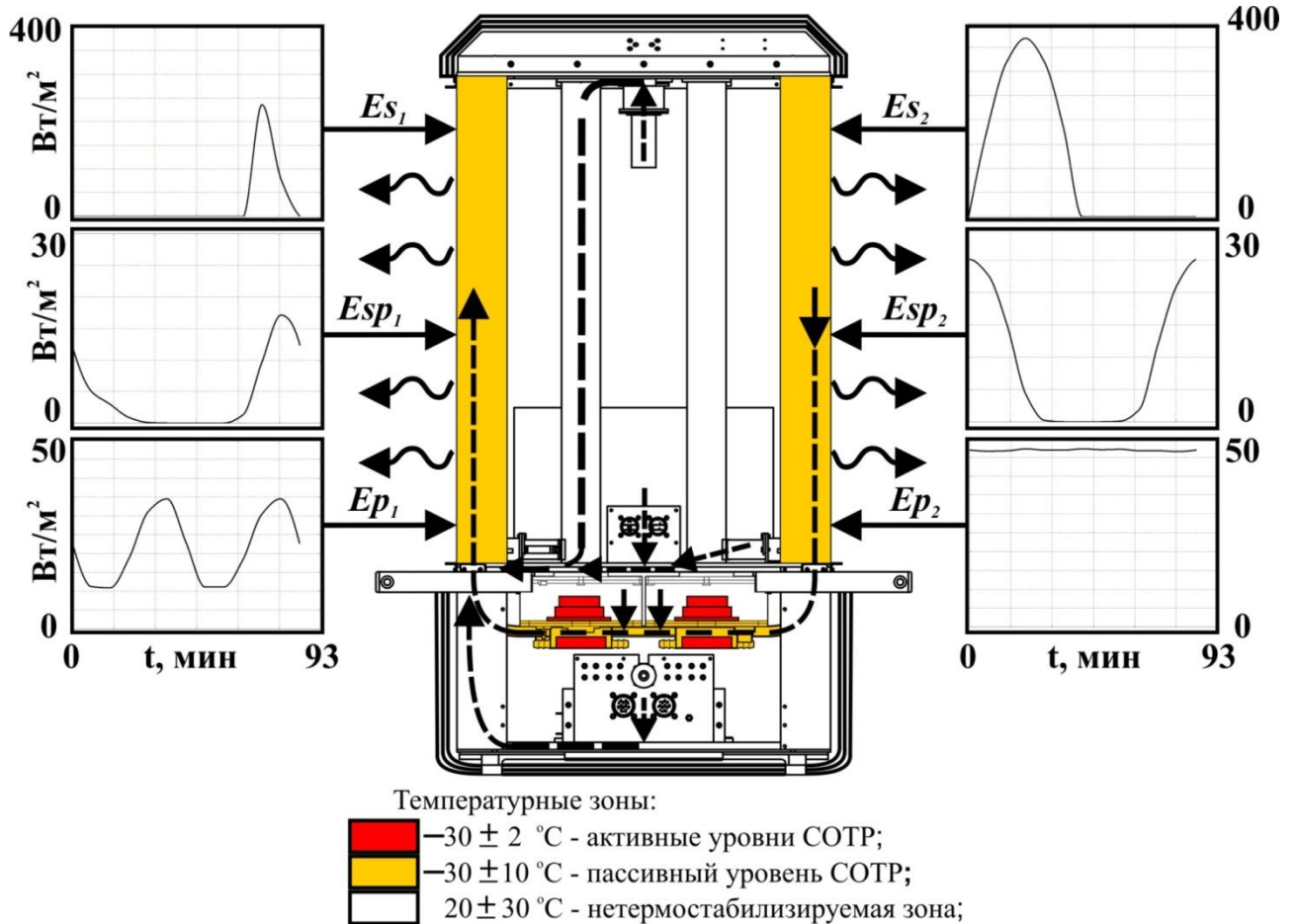


Рисунок 3.26 – Схема СОТР МВН

(совместный результат из работы Сербинов и др., 2022)

Внешний пассивный уровень СОТР был сформирован на основании результатов оптимизации и конструктивных особенностей МВН. Для пассивного уровня СОТР МВН был выбран один из оптимальных наборов коэффициентов k_i ($k_1=0,5$, $k_2=0,5$, $k_3=0$, $k_4=0$ – см. рисунок 3.25), который соответствует двум оппозитным радиатором, нормали к которым направлены по направлению и против направления полета МКС. Площадь радиаторов была определена исходя из условия минимального отклонения от требуемой для детектора температуры на

«тёплой» ($\psi_s = +75^\circ$) орбите, на которой средний поглощённый радиаторами тепловой поток имеет максимальный уровень, и на «холодной» ($\psi_s = -75^\circ$) орбите, на которой этот уровень минимален. Для радиаторов со стандартным терморегулирующим покрытием ЭКОМ-1 ($As = 0,3$, $\varepsilon = 0,9$) расчётная площадь составила по $0,1297 \text{ м}^2$ для каждого радиатора. Остальные поверхности прибора (кроме поручней) обшиты экранно-вакуумной теплоизоляцией.

Кондуктивную тепловую связь внешнего пассивного уровня СОТР с внутренними активными обеспечивают две тепловые U-образные трубы, на полке каждой из которых установлены по два детекторных модуля (рисунок 3.27). При этом тепловое сопротивление между пассивным и активными уровнями СОТР составляет $0,4 \text{ К/Вт}$.

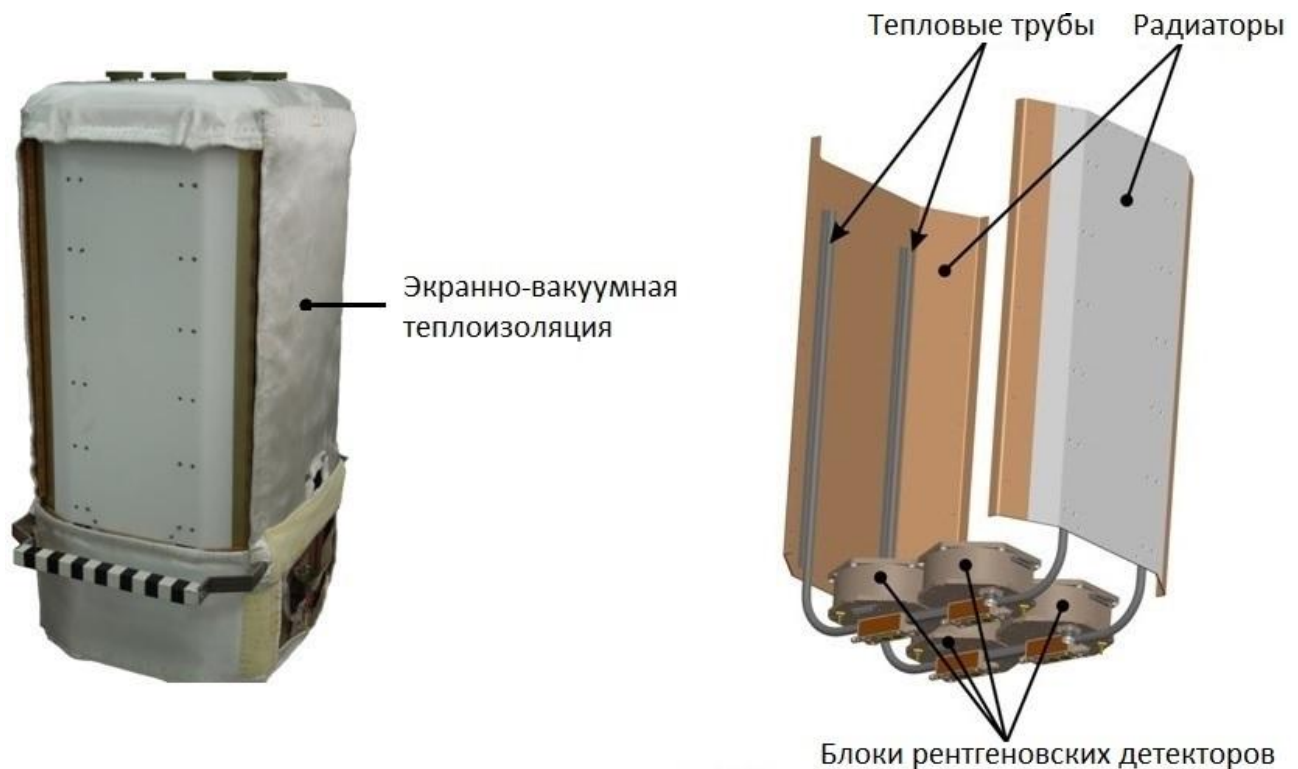


Рисунок 3.27 – Система обеспечения теплового режима МВН

(совместный результат из работы Сербинов, Семена, 2018)

Для определения эффективности применения двухрадиаторной схемы было проведено моделирование колебания температуры на входе в активный уровень СОТР МВН за один орбитальный период для двух случаев – для выбранной конфигурации СОТР ($k_1 = 0,5$, $k_2 = 0,5$, $k_3 = 0$, $k_4 = 0$) и для однорадиаторной

системы ($k_1 = 1$, $k_2 = 0$, $k_3 = 0$, $k_4 = 0$). При моделировании была использована узловая тепловая модель (6), в которой учитывались реальные тепловые сопротивления и теплоёмкости узлов в предположении постоянного тепловыделения центрального теплового узла $Q_5 = \text{const}$. Результаты моделирования показали, что колебание температуры на входе в активные уровни СОТР снижается в два раза при использовании двух оппозитных радиаторов по сравнению с однорадиаторной системой (см. рисунок 3.28).

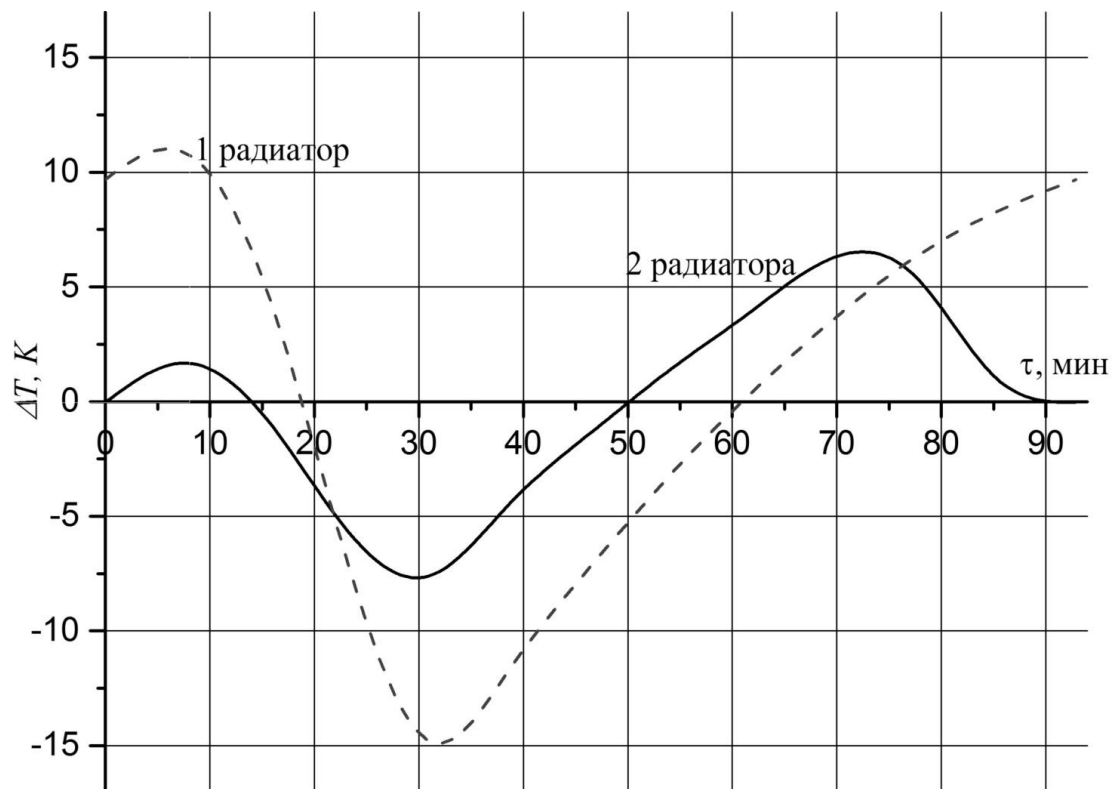


Рисунок 3.28 – Отклонение температуры на выходе пассивного уровня СОТР объекта, размещённого на УРМ МКС при использовании одного и двух радиаторов в течение одного орбитального периода
(результат соавтора из работы Serbinov et al., 2017)

Условие обеспечения минимального отклонения температуры термостабилизируемой зоны от требуемой температуры с помощью пассивного уровня СОТР привело к тому, что на «холодных» орбитах МКС температура на выходе пассивного уровня СОТР ниже требуемой, на «тёплых» — выше. Таким образом, для того, чтобы повысить температуру детектора на «холодных» орбитах

и снизить её на «тёплых» до требуемого постоянного уровня в СОТР МВН были введены два активных уровня – нагревательный и охлаждаемый. В качестве активных элементов для этих уровней используются нагреватели и термоэлектрические преобразователи.

Работоспособность СОТР рентгеновского монитора СПИН-X1-МВН подтверждена тепловым расчетом, проведённым методом конечных элементов. Сетка конечных элементов СПИН-X1-МВН представлена на рисунке 3.29 (вид слева – без ЭВТИ и передних стенок, вид справа – с ЭВТИ), параметры сетки – в таблице 3.2.

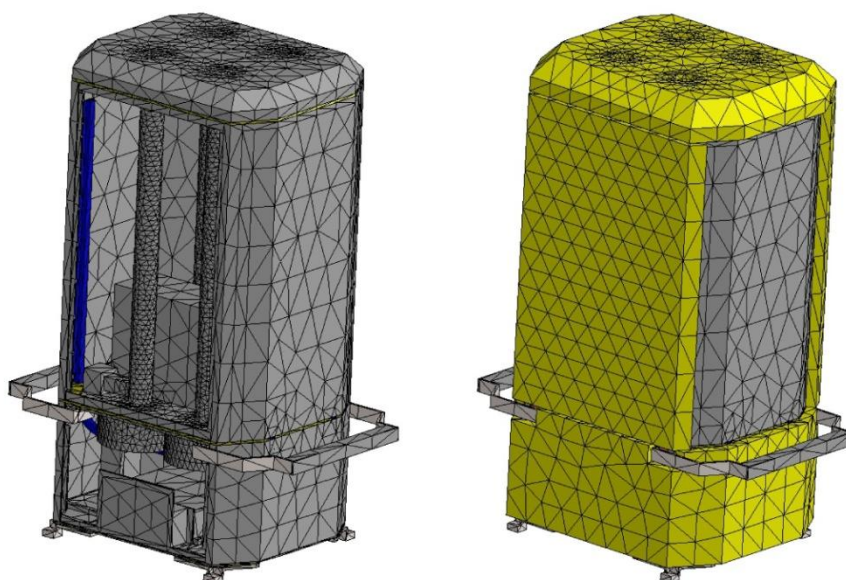


Рисунок 3.29 – Сетка конечных элементов СПИН-X1-МВН
(иллюстративный рисунок)

Таблица 3.2 – Параметры сетки конечных элементов

Наименование параметра	Значение параметра
Максимальный размер элемента, мм	61,3657
Минимальный размер элемента, мм	12,2731
Всего узлов	107817
Всего элементов	58842
Тип элементов	Параболические тетраэдральные твёрдотельные элементы

Результаты расчёта для «тёплой» орбиты приведены в таблице 3.3 и на рисунке 3.30, для «холодной» орбиты – в таблице 3.4 и на рисунке 3.31.

Таблица 3.3 – Результаты расчёта для «тёплой» орбиты

Наименование блока	Максимальная температура, °C	Минимальная температура, °C	Средняя температура, °C
БРД01	- 9,4	- 11,2	- 10,1
БРД02	- 9,5	- 11,2	- 10,1
БРД03	- 9,7	- 11,4	- 10,3
БРД04	- 9,7	- 11,5	- 10,3
БКИ01	+ 10,7	+ 10,3	+ 10,5
БКИ02	+ 10,6	+ 10,3	+ 10,4
БКИ03	+ 10,6	+ 10,3	+ 10,4
БКИ04	+ 10,6	+ 10,2	+ 10,4
Блок электроники	+ 27,8	+ 25,8	+ 26,4
Модуль управления приводами	+ 12,0	+ 10,3	+ 10,9
Привод обтюратора	+ 30,0	+ 16,4	+ 25,8

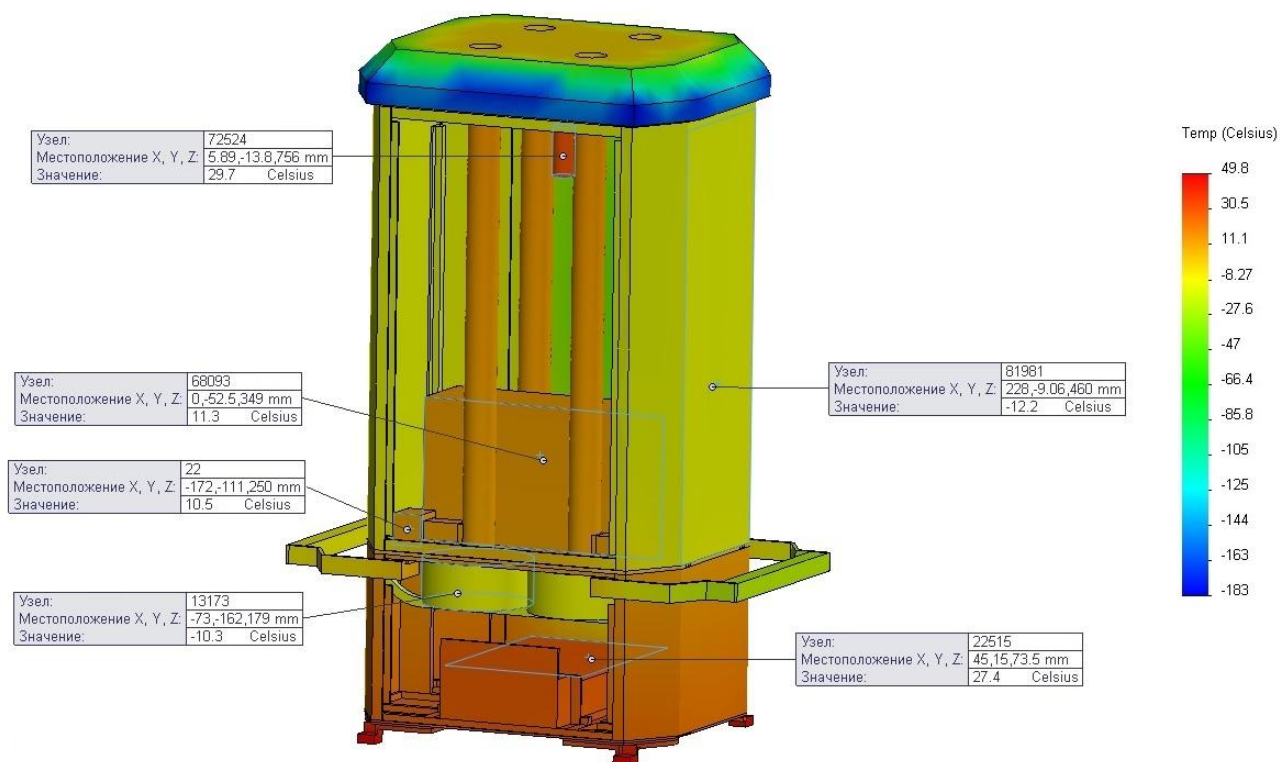


Рисунок 3.30 – Поле температур в СПИН-X1-MBN на «тёплой» орбите
(иллюстративный рисунок)

Таблица 3.4 – Результаты расчёта для «холодной» орбиты

Наименование блока	Максимальная температура, °C	Минимальная температура, °C	Средняя температура, °C
БРД01	- 36,6	- 38,2	- 37,0
БРД02	- 36,6	- 38,2	- 37,1
БРД03	- 36,8	- 38,4	- 37,3
БРД04	- 36,8	- 38,4	- 37,2
БКИ01	- 17,7	- 18,2	- 17,9
БКИ02	- 17,7	- 18,2	- 18,0
БКИ03	- 17,7	- 18,3	- 18,0
БКИ04	- 17,8	- 18,3	- 18,0
Блок электроники	- 12,9	- 15,0	- 14,2
Модуль управления приводами	- 16,6	- 18,2	- 17,5
Привод обтюратора	+ 1,8	- 11,8	- 1,5

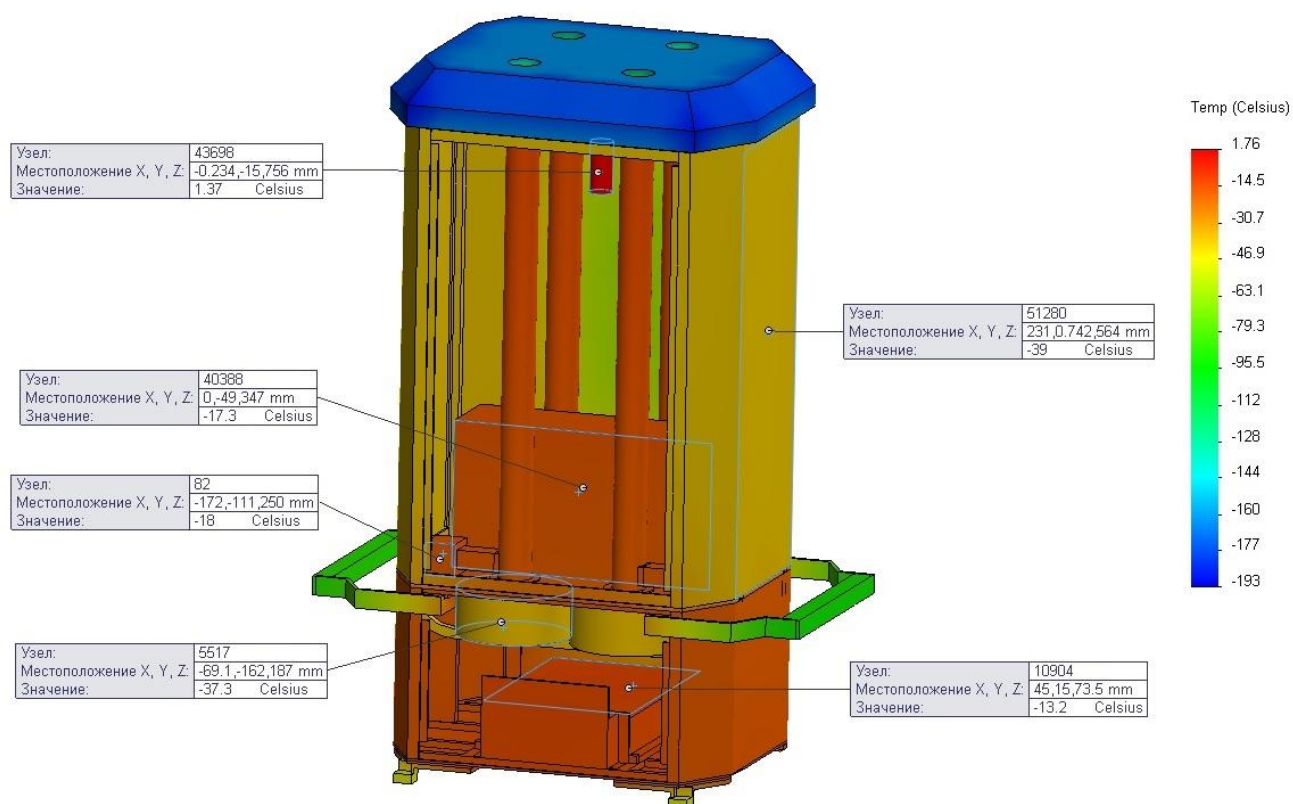


Рисунок 3.31 – Поле температур в СПИН-X1-MVN на «холодной» орбите
(иллюстративный рисунок)

3.6 Обеспечение полётной калибровки

В полёте детекторы МВН могут нуждаться в калибровке в зависимости от стабильности их температуры. Для этой цели в поле зрения детектора вводится радионуклидный источник фотонного излучения америций-241 (Am-241), который входит в состав блока калибровочного источника (рисунок 3.32), подсоединённого к коллиматору (рисунок 3.33).

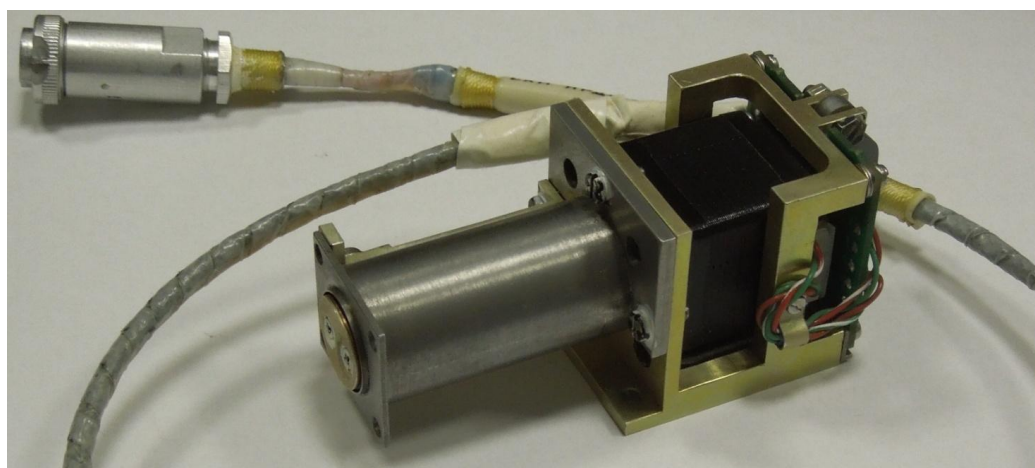


Рисунок 3.32 – Блок калибровочного источника
(иллюстративный рисунок)

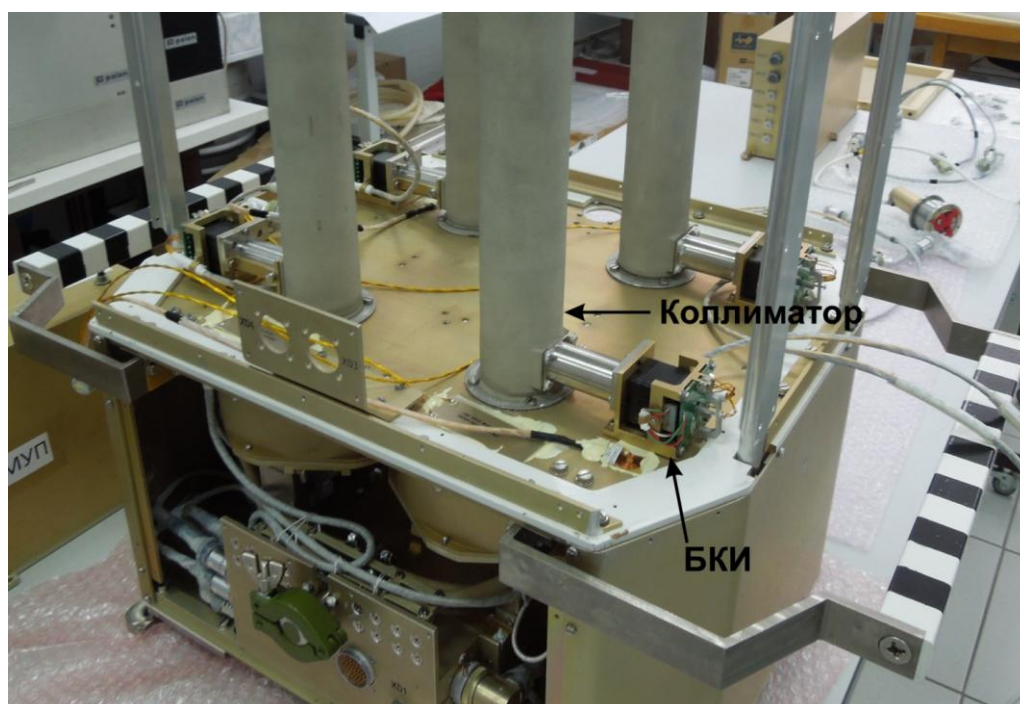


Рисунок 3.33 – Коллиматор с БКИ в СПИН-Х1-МВН
(иллюстративный рисунок)

БКИ представляет собой линейный привод, который по команде вводит внутрь коллиматора калибровочный источник Am-241 (рисунки 3.34 и 3.35). Основные технические характеристики БКИ представлены в таблице 3.5.

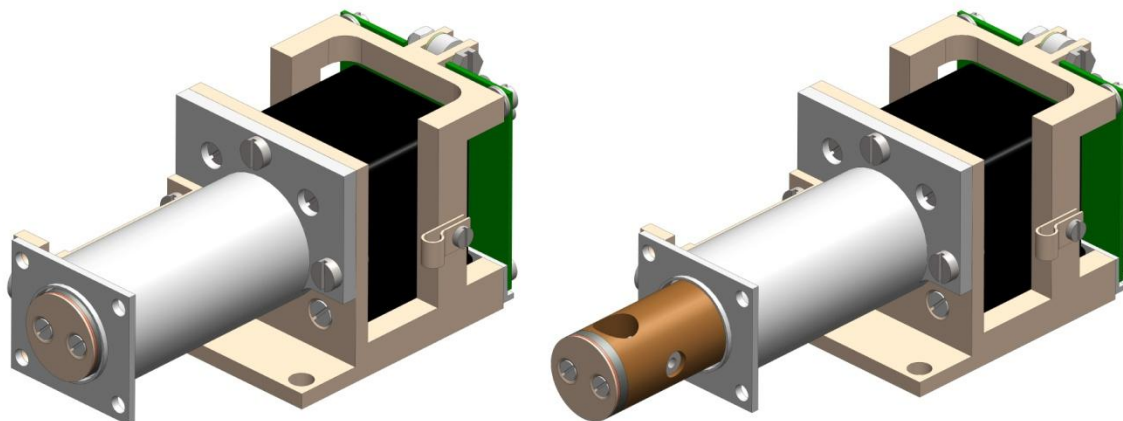


Рисунок 3.34 – Крайние положения БКИ (слева – задвинут, справа – выдвинут)
(иллюстративный рисунок)

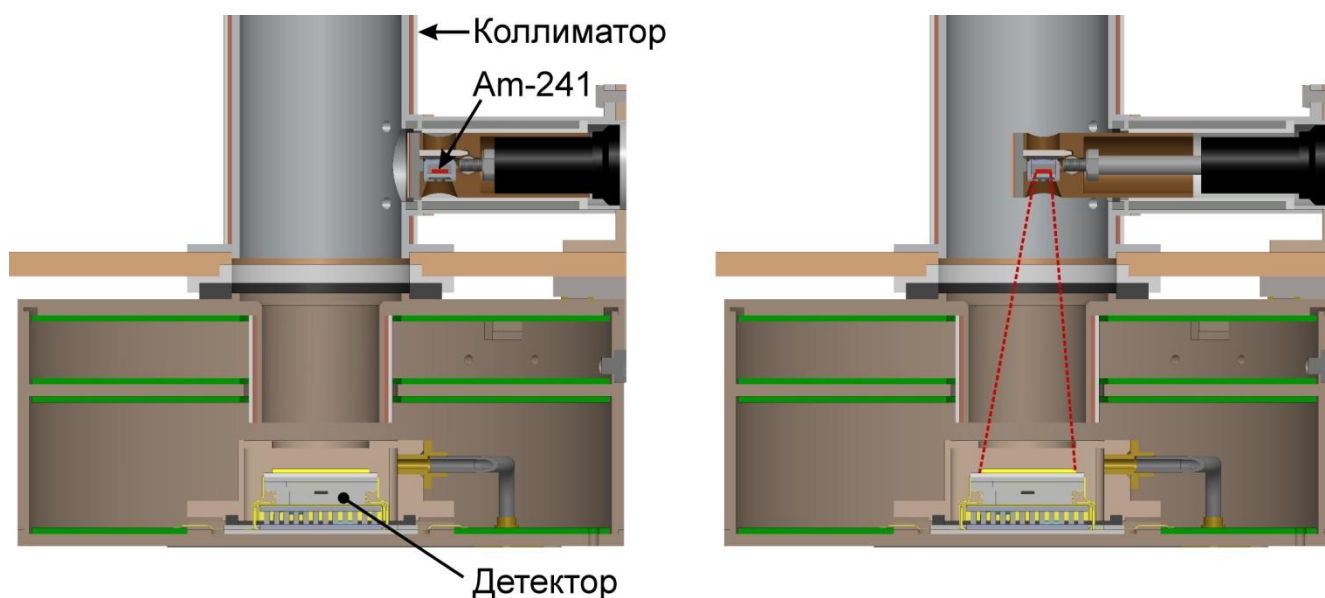


Рисунок 3.35 – Выдвижение Am-241 для калибровки детектора
(результат диссертанта из работы Serbinov et al., 2021)

Таблица 3.5 – Основные технические характеристики БКИ

Наименование	Значение
Габаритные размеры, мм	105×52×42
Масса, г	350
Потребляемая мощность, Вт	4,2
Рабочая температура, °С	От –45 до +85 °С
Рабочее напряжение, В	12
Ход штока, мм	25,4

Спектр Am-241, набранный детектором MBN, приведён на рисунке 3.36.

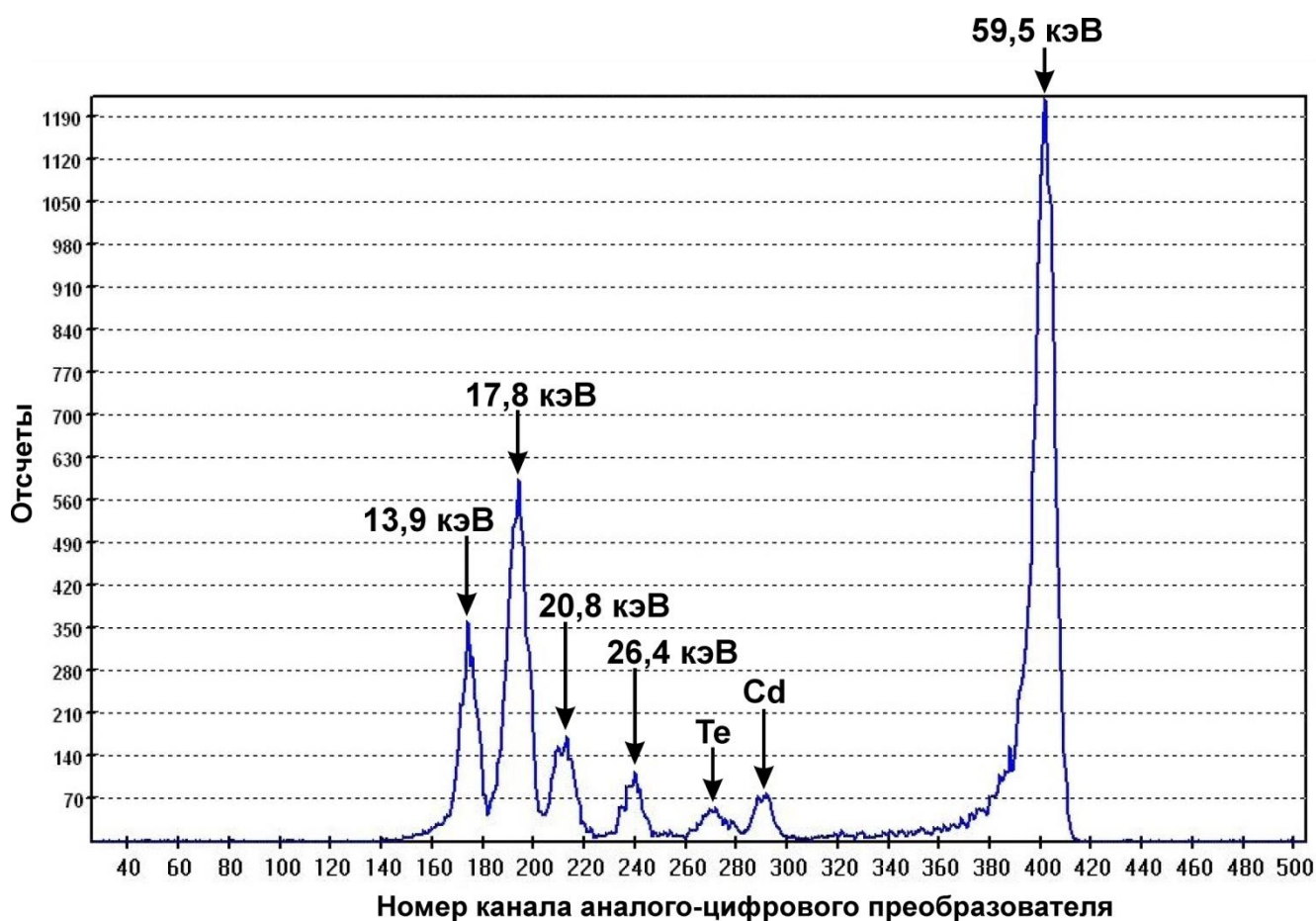


Рисунок 3.36 – Спектр Am-241

(результат соавтора из работы Serbinov et al., 2021)

Основой блока калибровочного источника является линейный шаговый актуатор HaydonKerk 28H47-12-025 Class 1 (рисунок 3.37).

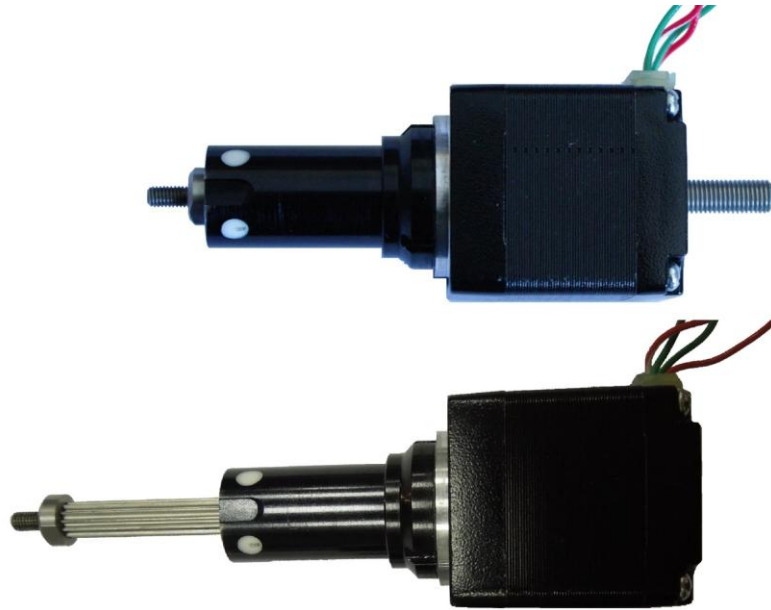


Рисунок 3.37 – Шаговый актуатор БКИ (вверху – задвинут, внизу – выдвинут)
(иллюстративный рисунок)

Калибровочный источник представляет собой герметичную капсулу диаметром 8 мм и высотой 5 мм. Активная часть источника (Am-241) имеет размеры 4×1 мм. Капсула изготовлена из титана и вольфрама, а снизу имеется бериллиевое окно, прозрачное для рентгеновского излучения (рисунок 3.38). Активность источника составляет 0,4 МБк.

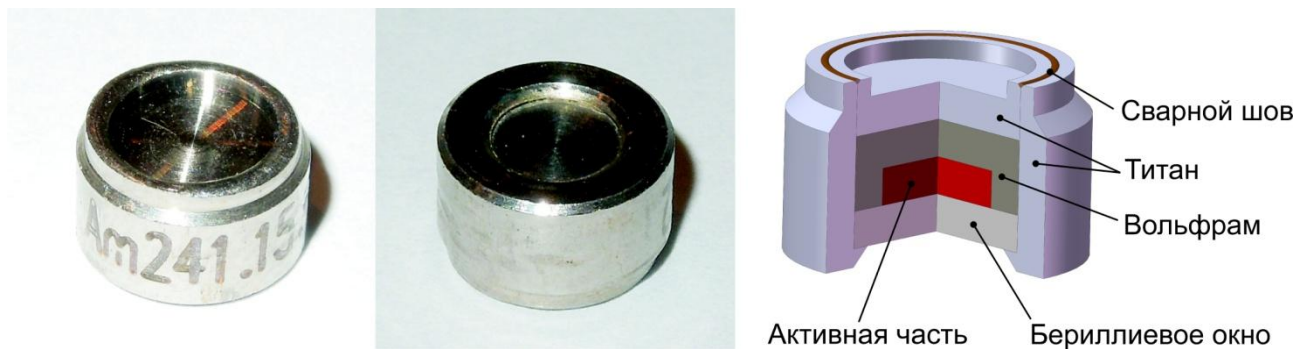


Рисунок 3.38 – Калибровочный источник Am-241
(иллюстративный рисунок)

Конструкция блока калибровочного источника представлена на рисунке 3.39.

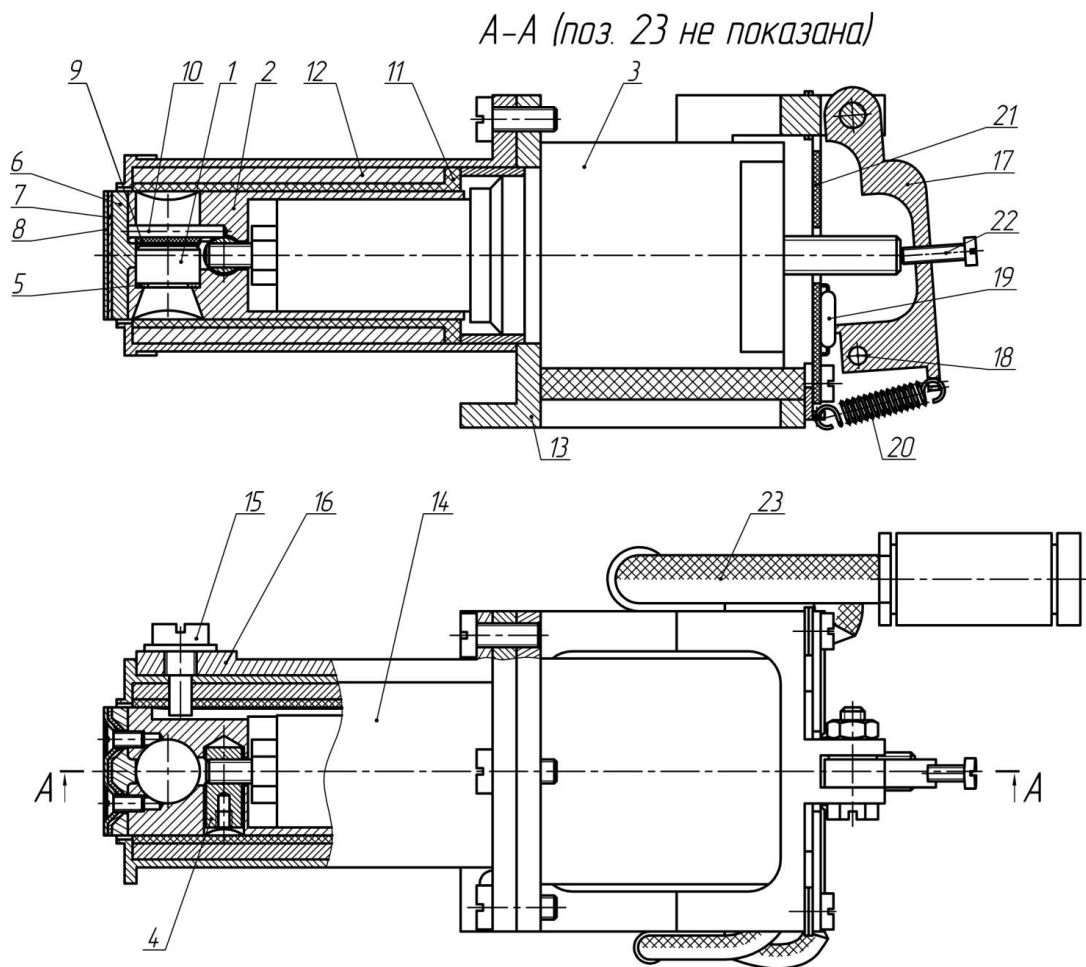


Рисунок 3.39 – Конструкция БКИ

(иллюстративный рисунок)

Источник Am-241 поз. 1 установлен в бронзовый шток поз. 2, который крепится к актуатору поз. 3 через муфту поз. 4. Под Am-241 подложена свинцовая шайба поз. 5 толщиной 0,5 мм. Над источником поз. 1 установлен резиновый уплотнитель поз. 9, который прижимается стержнем поз. 10. Этот стержень запирает источник поз. 1, а сам стержень запирается свинцовой крышкой поз. 6 толщиной 2 мм с двумя прокладками: медной поз. 7 и алюминиевой поз. 8. Обе прокладки толщиной по 0,5 мм. Актуатор крепится к кронштейну поз. 13. Бронзовый шток поз. 2 перемещается внутри полиимидной втулки поз. 11, которая помещена внутрь свинцового экрана поз. 12 с толщиной стенки 2 мм. Свинцовый экран помещён в стальной фланец поз. 14, который крепится к кронштейну поз. 13. Для недопущения вращения штока поз. 2 на одной его стороне выполнена лыска, в которую вставлен стопорный винт поз. 15 через

кронштейн поз. 16. Контроль крайнего положения штока осуществляется с помощью геркона поз. 19 на печатной плате поз. 21. При выдвижении штока пружина поз. 20 притягивает рычаг поз. 17, в который вклеен магнит поз. 18, замыкающий геркон. Выдвижение штока происходит на заданное число шагов. При втягивании штока актуатор выступающей сзади частью штока отодвигает магнит на рычаге от геркона. При размыкании геркона происходит остановка актуатора. На плату поз. 21 также распаян актуатор поз. 3 и жгут поз. 23 для подключения БКИ к управляющему блоку. Настройка положения магнита осуществляется подкручиванием винта поз. 22.

Описанный выше блок калибровочного источника был заимствован для телескопа ART-XC имени М.Н. Павлинского, успешно работающего на борту астрофизической обсерватории «Спектр-РГ» с 2019 года. В составе телескопа семь БКИ (с источниками $^{241}\text{Am} + ^{55}\text{Fe}$), проводящие калибровку детекторов раз в два месяца [M. Pavlinsky et al., 2021].

4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РЕНТГЕНОВСКОГО МОНИТОРА

4.1 Экспериментальные характеристики СОТР

Для подтверждения разработанной концепции СОТР был проведен тепловой эксперимент в условиях, имитирующих тепловые факторы космического пространства и воздействия внешних лучистых потоков на радиаторы МВН на «холодной» и «тёплой» орбите. Эксперимент проводился в рамках термовакuumных испытаний (ТВИ) образца МВН для конструкторско-доводочных испытаний.

Эксперимент был проведен в 2,5 кубовой термовакuumной камере с азотными криогенными экранами (рисунок 4.1).



Рисунок 4.1 – СПИН-X1-МВН перед установкой в термовакuumную камеру
(совместный результат из работы Serbinov et al., 2017)



Рисунок 4.2 – Схема электрическая соединений комплекса обеспечения ТВИ
(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2022)

Для воспроизведения воздействия внешних тепловых потоков на радиаторы МВН на «тёплой» и «холодной» орбитах МКС был использован кондуктивный имитатор усреднённых поглощённых тепловых потоков (ИПТП). К каждому радиатору крепились независимые друг от друга наборы нагревателей, электрически соединённых параллельно и управляемых от отдельного источника питания (источник питания 1 и источник питания 2 на рисунке 4.2).

Поддержание температуры посадочных мест МВН осуществлялось с помощью имитатора посадочных мест (ИПМ). СПИН-Х1-МВН имеет четыре места крепления и возле каждого из них крепилось по два нагревателя и одному термодатчику. Поддержание температуры посадочных мест на заданном уровне осуществлялось посредством измерителя-регулятора микропроцессорного ТРМ148-Т (ПИД-регулятор), который считывал показания термодатчиков и управлял твердотельным реле. По командам ПИД-регулятора твердотельное реле коммутировало электропитание нагревателей посадочных мест от источника питания 3 (см. рисунок 4.2). Элементы комплекса обеспечения ТВИ МВН, располагаемые вне вакуумной камеры, изображены на рисунке 4.3.



Рисунок 4.3 – Система управления комплексом обеспечения ТВИ МВН
(иллюстративный рисунок)

Для учета влияния отличия температуры азотных криоэкранов от радиационной температуры космического пространства сонаправлено с радиаторами были установлены измерители окружающей радиационной температуры (ИРТ).

Результаты проведенного эксперимента представлены на рисунке 4.4.

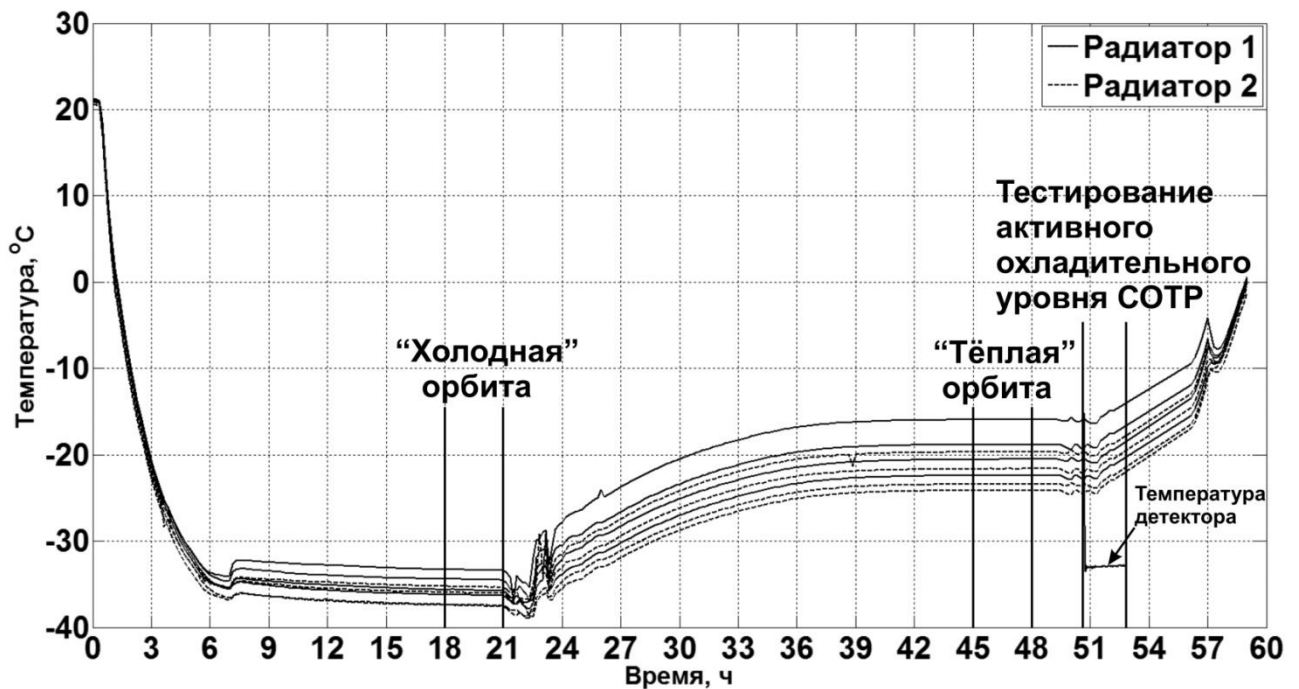


Рисунок 4.4 – Результаты термовакuumных испытаний МВН

(совместный результат из работы Serbinov et al., 2017)

Анализ этого эксперимента показал, что пассивный уровень СОТР МВН находился в прогнозируемых температурных диапазонах на режимах, имитирующих «холодную» и «тёплую» орбиту. Отклонение от требуемой температуры на выходе пассивного уровня СОТР составило 7 °C – при имитации условий «холодной» орбиты и 5 °C – для условий «тёплой» орбиты. Данное отклонение было меньше компенсирующей способности активных уровней СОТР. Смещение температуры радиаторов в тёплую зону было вызвано более высокой по сравнению с космическим пространством радиационной температурой криогенных экранов, которая по результатам измерений ИРТ составила от 158 до 163 К на «холодной» орбите и от 166 до 171 К на «тёплой» орбите.

Возможность стабилизации температуры детектора с помощью активного охлаждающего уровня было проверено на специальном этапе тестирования данного уровня, в котором в течение двух орбитальных периодов имитировалась максимальная разность температур пассивного уровня и объекта термостабилизации ($\sim 15 \dots 20$ °С) и максимальная скорость изменения температуры пассивного уровня СОТР (до ~ 20 °С/ч). При данных условиях активный охлаждающий уровень системы позволил стабилизировать температуру детектора на уровне $-32,5 \pm 0,1$ °С, что значительно выше поставленных требований.

4.2 Экспериментальные характеристики блоков калибровочных источников

Для наземной экспериментальной отработки БКИ была создана вакуумная установка с имитатором внешних тепловых условий на базе термоэлектрических модулей (рисунки 4.5, 4.6) [Сербинов, Семена, 2015].

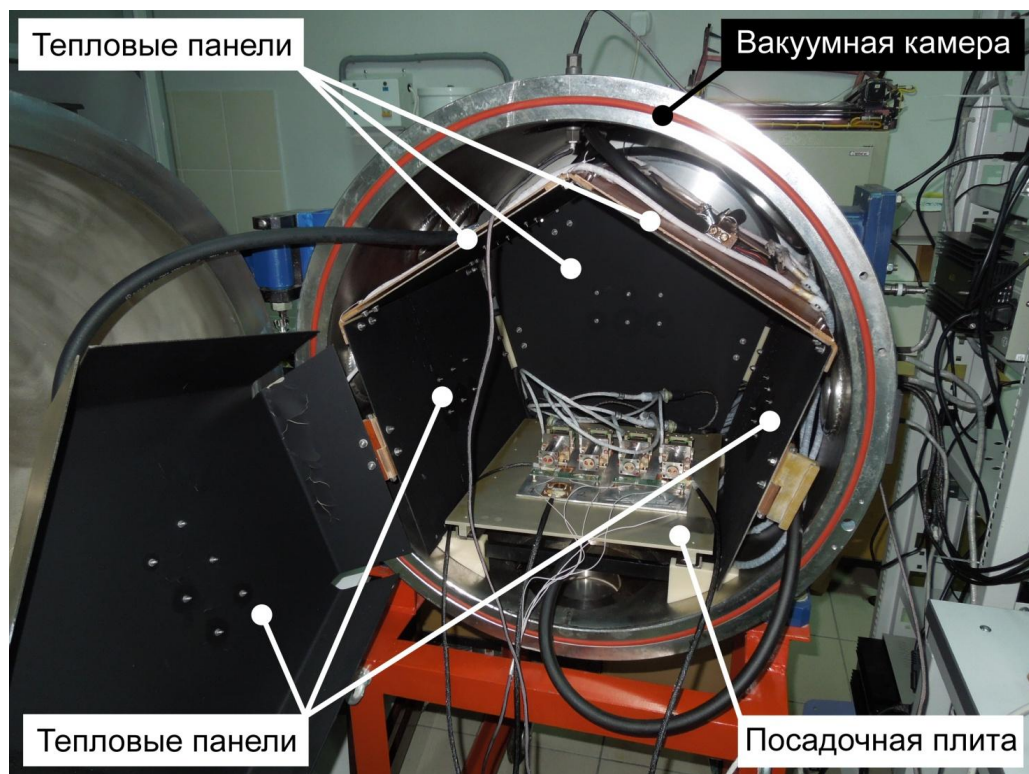


Рисунок 4.5 – Имитатор внешних тепловых условий в вакуумной камере
(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2022)

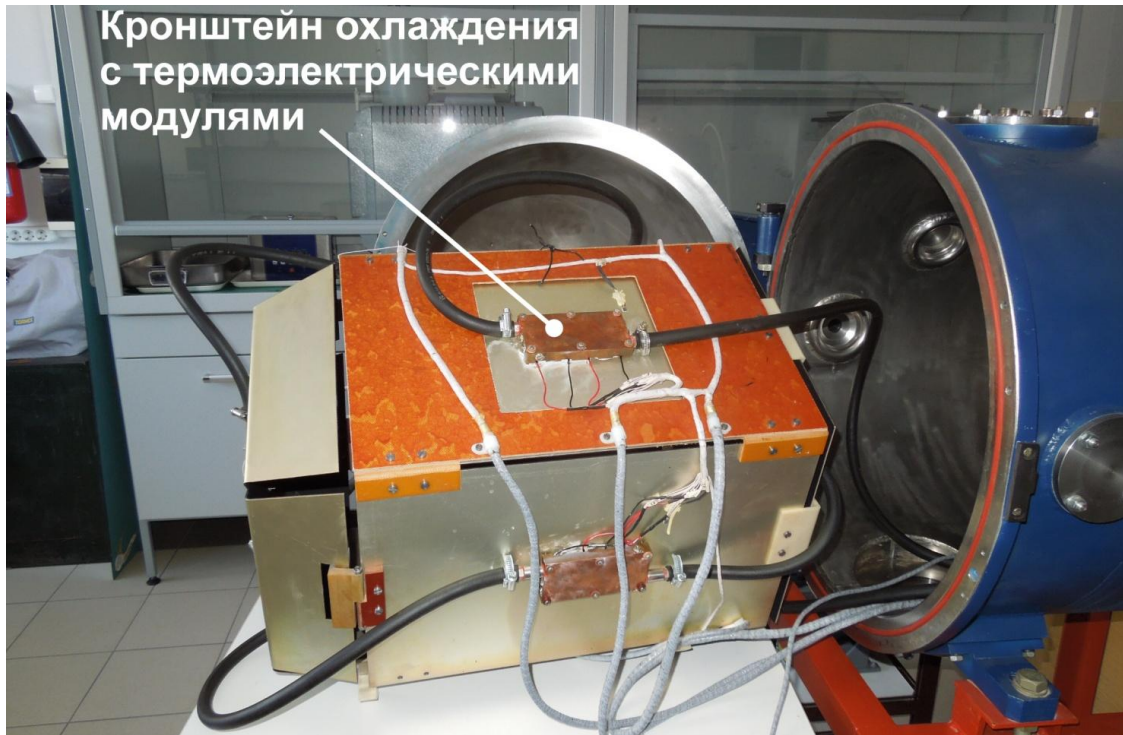


Рисунок 4.6 – Имитатор внешних тепловых условий вне вакуумной камеры
(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2022)

Схема охлаждения экрана имитатора представлена на рисунке 4.7.



Рисунок 4.7 – Схема охлаждения одной тепловой панели экрана
(иллюстративный рисунок)

Имитатор состоит из шести тепловых панелей и посадочной плиты. Тепловые панели соединены между собой с помощью стеклотекстолитовых и капролоновых уголков. Таким образом, все панели теплоизолированы друг от друга. Посадочная плита является выдвижной и также теплоизолирована от основания конструкции имитатора. Изнутри тепловые панели покрыты чёрной эмалью ЭКОМ-2, имеющую степень черноты, близкую к единице.

Имитатор устанавливается внутри вакуумной камеры на четырёх капролоновых опорах, являющихся тепловыми развязками от стенок вакуумной камеры. На каждой тепловой панели и под посадочной плитой установлены по два термоэлектрических модуля, которые крепятся с помощью медных кронштейнов охлаждения, соединенных шлангами последовательно друг с другом. Вакуумная камера имеет два гермоввода для подключения шлангов. Термоэлектрические модули охлаждаются проточной водопроводной водой, прогоняемой через кронштейны охлаждения. Температура охлаждающей воды составляет около 288 К. Для контроля температуры панелей и посадочной плиты на них приклеено по одному датчику температуры.

Характеристики имитатора внешних тепловых условий представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Основные характеристики имитатора

Термоэлектрические модули	ТВ-2-(199-199)-0,8
Размер рабочего пространства	500×280×280 мм
Размер посадочной плиты	400×340 мм
Диапазон температур	218...293 К
Степень черноты тепловых панелей	0,92...0,95
Максимальное энергопотребление	3,4 кВт
Общее количество термоэлектрических модулей	14

Как известно, термоэлектрические модули имеют две основные взаимосвязанные характеристики: холодопроизводительность (холодильная мощность) и разность температур между «горячей» и «холодной» сторонами [Кораблев, Тахистов, Шарков, 2003]. При работе всех термоэлектрических модулей при максимальном напряжении (24 В) имитатор внешних тепловых условий имеет холодопроизводительность, представленную на рисунке 4.8, при этом температура кронштейнов охлаждения составляет около 293 К.

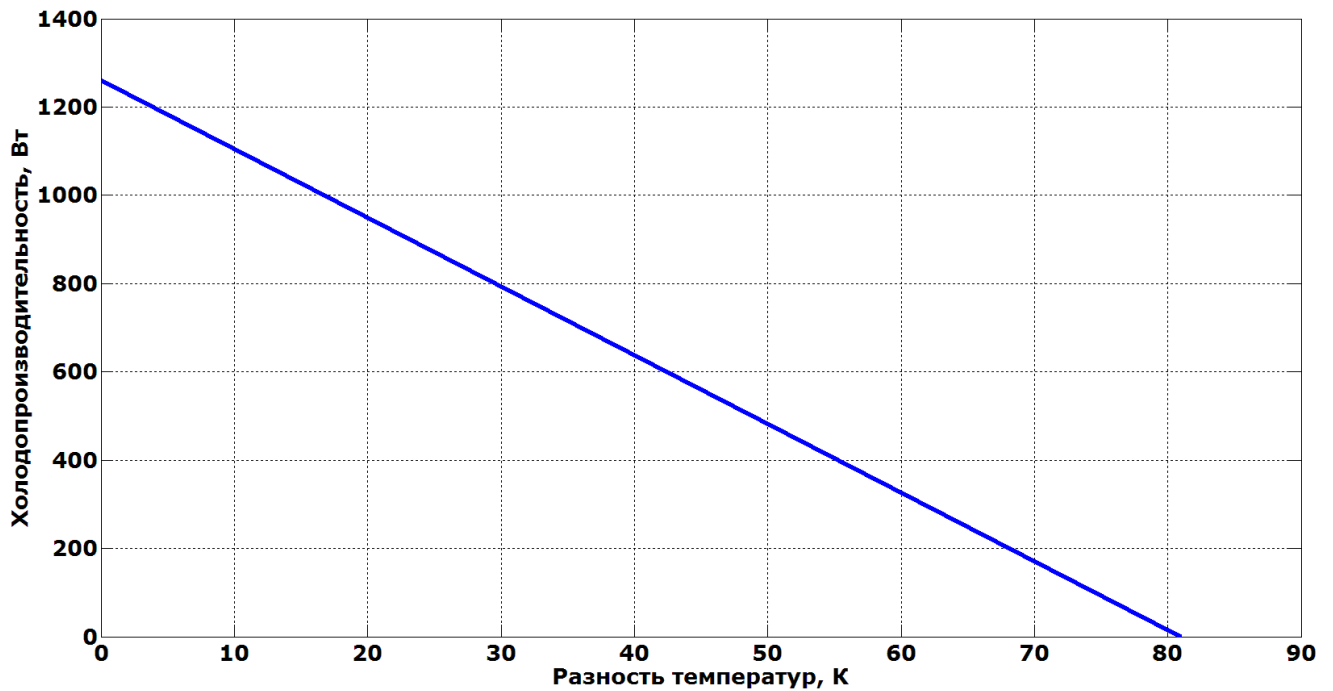


Рисунок 4.8 – Холодопроизводительность имитатора внешних тепловых условий в зависимости от разности температур
(иллюстративный рисунок)

Из графика на рисунке 4.8 видно, что для достижения температуры 218 К (разность температур 75 К) имитатор может отводить около 100 Вт.

Важной особенностью данного имитатора является то, что термоэлектрические модули, установленные на одной панели, управляются отдельным источником питания, то есть на каждой тепловой панели и посадочной плите поддерживается независимая от других панелей температура.

Опыт эксплуатации имитатора подтвердил его ожидаемые преимущества:

- точность установки температуры каждой панели и стабильность её поддержания;
- простоту эксплуатации и возможность полной автоматизации эксперимента;
- низкую стоимость проведения эксперимента.

Отдельно необходимо отметить, что уникальной особенностью этого имитатора является возможность независимо управлять температурой каждой панели. Благодаря данной особенности имитатор приобрел качественно новую

возможность создавать динамическое анизотропное поле вокруг прибора. За счёт этого, например, возможно имитировать в некоторых случаях вращение прибора относительно внешних источников тепла (Солнца или планеты).

К преимуществам такого имитатора также следует отнести низкую стоимость проведения испытаний, отсутствие расходных материалов (рабочих жидкостей и газов), простоту самой конструкции имитатора, малые габариты конструкции, отсутствие вибраций и шумов, высокую надежность, практически неограниченный ресурс работы, экологическую чистоту.

Целью испытаний БКИ в вакуумной камере с имитатором внешних тепловых условий была наработка ресурса БКИ при минимальной температуре. БКИ должен был отработать 2000 циклов «выдвинут-задвинут» при температуре посадочных мест и окружающей конструкции от минус 30 до минус 25 °С.

Одновременно испытывались четыре БКИ, которые крепились к алюминиевой пластине. На этой же пластине были установлены три термодатчика посадочных мест БКИ. Пластина размещалась на посадочной плите имитатора (рисунок 4.9). Значения температур с одного из термодатчиков посадочных мест БКИ приведены на рисунке 4.10. Давление в вакуумной камере во время испытаний не превышало 0,3 мм рт. ст.



Рисунок 4.9 – БКИ в вакуумной камере
(иллюстративный рисунок)

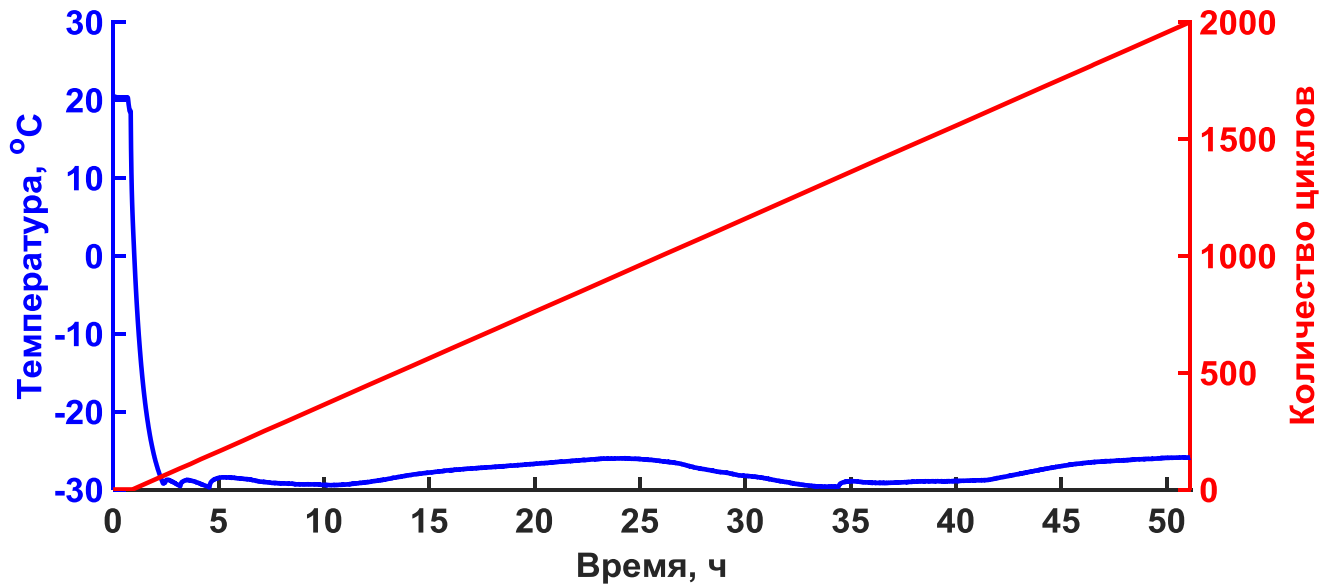


Рисунок 4.10 – Температура посадочных мест и количество циклов БКИ во время испытаний

(результат диссертанта из работы Сербинов и др., 2022)

Для автоматического осуществления циклограммы и фиксации положения штока БКИ была разработана система управления экспериментом. Данная система зафиксировала, что из 8000 заданных циклов было 2 сбойных. Несмотря на удовлетворительность этого результата, была проведена доработка конструкции БКИ, после которой сбои не фиксировались. Также за время работы телескопа ART-XC имени М.Н. Павлинского с 2019 года в реальных условиях космоса было осуществлено более 90 полётных калибровок детекторов, сбоев работы БКИ не зафиксировано.

4.3 Экспериментальное исследование системы модуляции апертуры

Работа системы модуляции апертуры была исследована с помощью трёх калибровочных источников, установленных над входными апертурами трёх коллиматоров. Модуляция сигнала над одним из детекторов не проводилась для сравнения шумового фона детекторов. Результаты исследования представлены на рисунке 4.11.

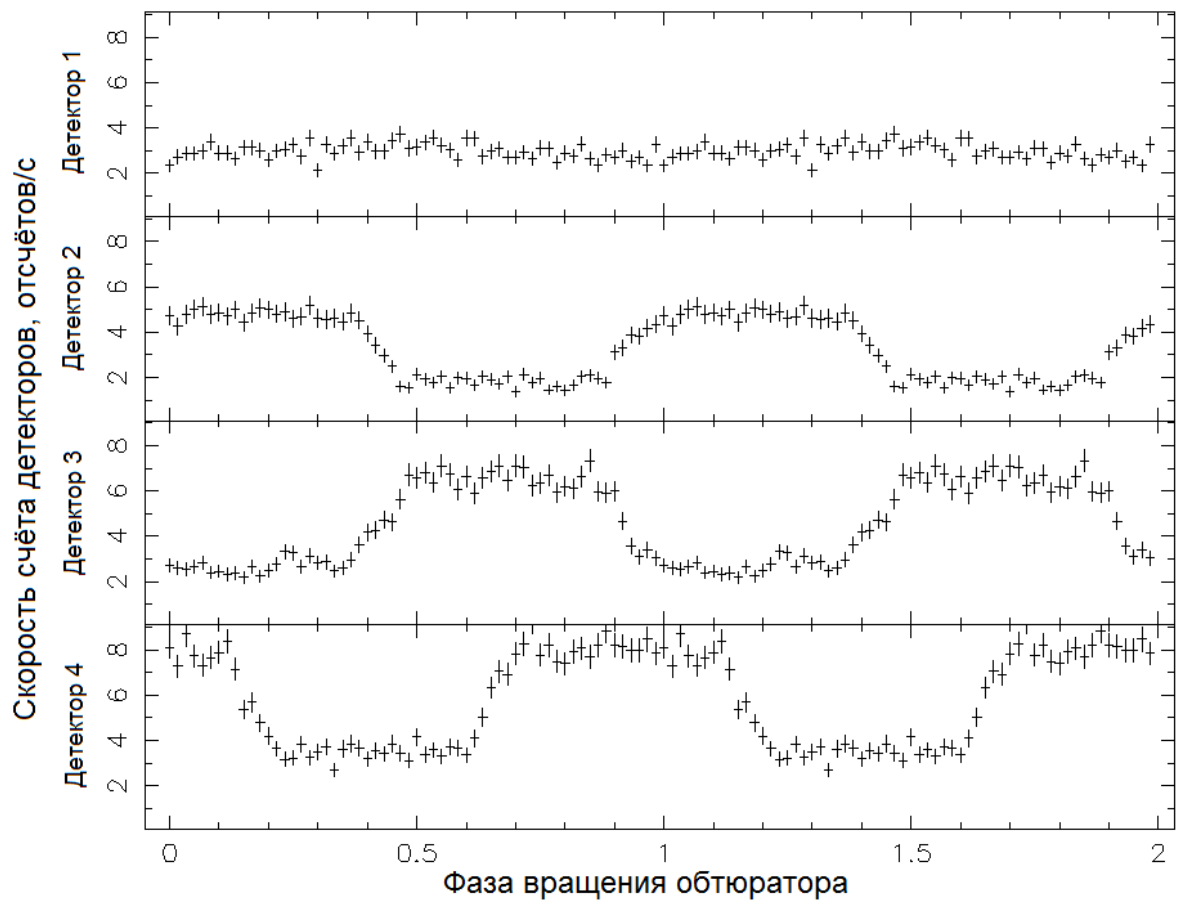


Рисунок 4.11 – Модуляция апертуры от калибровочных источников
(иллюстративный рисунок)

Как видно из рисунка 4.11, система модуляции успешно работает.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе решена актуальная научная проблема по созданию аппаратно-методических средств для проведения космического эксперимента, позволяющего измерить космический рентгеновский фон с гораздо более высокой точностью по сравнению с предшествующими измерениями.

Для достижения данной цели решён комплекс следующих взаимозависимых и одноцелевых задач:

- проведён аналитический обзор методов, средств высокоточного измерения КРФ и проанализированы проблемы измерения;
- проанализирована пригодность МКС для проведения эксперимента по высокоточному измерению КРФ;
- создана общая компоновка рентгеновского монитора, пригодная для решения поставленной задачи;
- создана система модуляции апертуры, позволяющая отделить КРФ от внеапертурного фона;
- разработана методика отбора данных, дающая возможность учесть апертурный фон;
- созданы система термостабилизации детекторов монитора и система полётной калибровки, обеспечивающие точную энергетическую и абсолютную калибровку детекторов;
- проведено математическое и экспериментальное моделирование характеристик монитора, подтвердившие возможность достижения поставленной цели диссертации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Акишин А. И. Воздействие атомарного кислорода на космические материалы. Перспективные материалы. 2006. №6. С. 15-22.
2. Анисимова Е. В., Беляев М. Ю., Волков О. Н., Обыденников С. С. Контроль микроускорений на МКС при проведении экспериментов, чувствительных к микроперегрузкам. В сборнике: Труды I чтений, посвященных разработке научного наследия идей К. Э. Циолковского. Материалы докладов. 2016. С. 122-129.
3. Беляев М. Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. – М.: Машиностроение, 1984. – 264 с.
4. Беляев М. Ю., Волков О. Н., Рябуха С. Б. Микровозмущения на Международной космической станции. Космическая техника и технологии. 2013. №3. С. 14-24.
5. Воробьев Ю. А., Магжанов Р. М., Семенов В. И., Устинов В. В., Фельдштейн В. А., Чернявский А. Г. Влияние высокоскоростных ударов метеороидов и частиц космического мусора на прочность стекол иллюминаторов модулей Международной космической станции. Космическая техника и технологии. 2015. №1(8). С. 53-66.
6. Вострухин А. А., Головин Д. В., Козырев А. С., Литвак М. Л., Малахов А. В., Митрофанов И. Г., Мокроусов М. И., Томилина Т. М., Гребенников А. С., Лактионова М. М., Бахтин Б. Н. Микрофонный эффект в сцинтилляционном гамма-спектрометре в условиях вибрационных воздействий на борту космического аппарата. Космическая техника и технологии. 2017. №1(16). С. 82-88.
7. Герасимов Ю. И., Крылов А. Н., Куриленок А. О., Мишина Л. В., Наумов С. Ф., Приходько В. Г., Соколова С. П., Ярыгин В. Н., Ярыгин И. В. Результаты исследований влияния загрязнений от СВА на характеристики конструкционных материалов и терморегулирующих покрытий кораблей

- и модулей МКС//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т. 12. <http://chemphys.edu.ru/issues/2011-12/articles/349/>.
8. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры.
 9. ГОСТ Р 25645.167-2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения потоков техногенного вещества в космическом пространстве.
 10. Кораблев В. А., Тахистов Ф. Ю., Шарков А. В. Прикладная физика. Термоэлектрические модули и устройства на их основе: уч. пособие // Под ред. проф. А. В. Шаркова. СПб: СПбГИТМО(ТУ), 2003. 44 с.
 11. Космические аппараты. В. Н. Бобков, В. В. Васильев [и др.]. Под общей редакцией проф. К. П. Феоктистова. М.: Военное издательство, 1983. 320 с.
 12. Крылов А. Н. Исследование динамики загрязнений в собственной внешней атмосфере орбитальных станций. Химическая физика, 2008, том 27, №10, с.77-83.
 13. Миронов В.В., Толкач М.А. Модели метеороидной среды в околоземном космическом пространстве и определение плотности потока метеороидов. Космическая техника и технологии. 2017. №2(17). С. 49-62.
 14. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. Л. В. Козлов, М. Д. Нусинов [и др.]. Под ред. акад. Г. И. Петрова. М.: Машиностроение, 1971. 382 с.
 15. Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т. / Под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. – Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. – М.: КДУ, 2007. – 1144 с.
 16. Москаленко Е. И. Методы внеатмосферной астрономии. М.: Наука, 1984. 280 с.
 17. Надежность и эффективность в технике: Справочник. В 10 т. / Ред. совет: В. С. Авдуевский (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 1990. Т. 10:

- Справочные данные по условиям эксплуатации и характеристикам надежности / Под ред. В.А. Кузнецова. – 336 с.
18. ПЗ2958-106 «Международная космическая станция. Требования к оборудованию, хранящемуся и эксплуатируемому на РС МКС».
19. Полупроводниковые детекторы в экспериментальной физике / Ю. К. Акимов [и др.]. М.: Энергоатомиздат, 1989. 344 с.
20. Разработка систем космических аппаратов. Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка; Пер. с англ. – М.: Альпина Паблишер, 2015. – 764 с.
21. Ревнивцев М. Г. Измерения космического рентгеновского фона Вселенной и эксперимент МВН. Письма в астрономический журнал: астрономия и космическая астрофизика. 2014. Т. 40. №11. С. 735-760.
22. Семена Н. П. Использование масштабных моделей в наземных экспериментах, воспроизводящих теплообмен в условиях космического пространства – Теплофизика и аэромеханика, 2014, том 21, № 1 с. 47-58.
23. Семена Н. П. Особенности использования термоэлектрических преобразователей в системах терморегулирования космического применения – Теплофизика и аэромеханика, 2013, том 20, № 2 с. 213-224.
24. Семена Н. П., Коновалов А. А. Методы создания механизмов саморегулирования пассивных систем обеспечения теплового режима устройств космического применения – Теплофизика и аэромеханика, 2007, том 14, № 1 с. 87-98.
25. Сербинов Д. В., Семена Н. П. Термостабилизация научной аппаратуры в условиях сильнопеременных внешних тепловых потоков на поверхности Международной космической станции. 13-я конференция молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования». Сборник трудов. Сер. «Механика, управление и информатика». Институт космических исследований Российской академии наук; под редакцией А. М. Садовского. 2016, с. 107-118.

26. Сербинов Д. В., Семена Н. П. Влияние факторов космического пространства на проведение астрофизических экспериментов на борту орбитальных станций. 15-я конференция молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования». Сборник трудов. Сер. «Механика, управление и информатика». Институт космических исследований Российской академии наук; под редакцией А. М. Садовского. 2018, с. 107-119.
27. Сербинов Д. В., Семена Н. П. Имитатор внешних тепловых условий на основе термоэлектрических модулей для испытаний космической аппаратуры. 12-я конференция молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования». Сборник трудов. Сер. «Механика, управление и информатика». Институт космических исследований Российской академии наук; под редакцией А. М. Садовского. 2015, с. 152-161.
28. Сербинов Д. В., Семена Н. П., Павлинский М. Н., Арефьев В. А. Возможности и ограничения орбитальных космических станций для проведения астрофизических экспериментов. – Инженерная физика, 2018, №4, с. 33 – 48.
29. Сербинов Д. В., Семена Н. П., Семена А. Н., Лутовинов А. А., Левин В. В., Мольков С. В., Кривченко А. В., Ротин А. А., Кузнецова М. В. «Монитор Всего Неба для высокоточного измерения космического рентгеновского фона с борта МКС», Письма в Астрономический Журнал, том 48, № 4, с. 243-264, 2022.
30. Широков Ю.М., Юдин Н.П. Ядерная физика. М.: Наука, 1980. 728 стр.
31. Beckwith, Steven V. W.; Stiavelli, M.; Koekemoer, Anton M., et al. The Hubble Ultra Deep Field. The Astronomical Journal, 132:1729-1755, 2006
32. Doroshenko, V., Santangelo, A., Kreykenbohm, I.; Doroshenko, R. The hard X-ray emission of X Persei. A&A 540, L1 (2012); doi: 10.1051/0004-6361/201218878

33. Friedrich, P.; Predehl, P.; Meidinger, N.; Strüder, L.; Vongehr, M.; Burkert, W.; Freyberg, M.; Hartner, G.; Bräuninger, H.; Hasinger, G.; Hofer, S.; Stuffer, T.; Hagl, F.; Hollerith, C. Results from a contamination experiment on the ISS. *Proc. SPIE 5900, Optics for EUV, X-Ray, and Gamma-Ray Astronomy II*, 59000N (2005/09/08); doi: 10.1117/12.616948.
34. Giacconi, Riccardo; Gursky, Herbert; Paolini, Frank R.; Rossi, Bruno B. Evidence for x rays from sources outside the solar system. *Physical review letters*, vol. 9, 1962.
35. Gilli, R. The cosmic X-ray background: abundance and evolution of hidden black holes. *Memorie della Societa Astronomica Italiana*, 2013, Vol. 84, 647.
36. Gorski, K.M.; Hivon, E.; Banday, A.J.; Wandelt, B.D.; Hansen, F.K.; Reinecke, M. and Bartelmann M. HEALPix: a framework for high-resolution discretization and fast analysis of data distributed on the sphere. *The Astrophysical Journal*, 622: 759-771, 2005.
37. Gruber D.E., Matteson J.L., Peterson L.E., Jung, G.V.: The spectrum of diffuse cosmic hard x-rays measured with HEAO 1. *The Astrophysical Journal*, 520: 124-129, 1999.
38. Kirsch, M.G.F.; Briel U.G.; Burrows, D., et al. Crab: the standart x-ray candle with all (modern) x-ray satellites. *Proc. SPIE 5898, UV, X-Ray, and Gamma-Ray Space Instrumentation for Astronomy XIV*, 589803 (18 August 2005); <https://doi.org/10.1117/12.616893>.
39. Krivonos, R., Revnivtsev, M., Churazov, E., Sazonov, S., Grebenev, S., Sunyaev, R. Hard X-ray emission from the Galactic ridge. *Astronomy and Astrophysics*, Volume 463, Issue 3, pp.957-967, 2007
40. Krivonos, R.; Wik, D.; Grefenstette, B.; Madsen, K.; Perez, K.; Rossland, S.; Sazonov, S. and Zoglauer, A. NuSTAR measurement of the cosmic X-ray background in the 3-20 keV energy band. *MNRAS* 502, 3966-3975 (2021); doi:10.1093/mnras/stab209

41. Luo, B.; Brandt, W. N.; Xue, Y. Q., et al. The Chandra Deep Field-South survey: 7 Ms source catalogs. *The Astrophysical Journal Supplement Series*, 228:2 (30pp), 2017
42. Murphy, Kendrah D.; Yaqoob, T. An X-ray spectral model for Compton-thick toroidal reprocessors, *Mon. Not. R. Astron Soc.* 397, 1549-1562, 2009
43. Oh, K.; Koos, M.; Markwardt, Craig B., et al. The 105-Month Swift-BAT All-sky Hard X-Ray Survey. *The Astrophysical Journal Supplement Series*, 235:4 (14pp), 2018
44. Pavlinsky, M.; Tkachenko, A.; Levin, V.; Alexandrovich, N.; Arefiev, V.; Babyshkin, V.; Batanov, O.; Bodnar, Yu.; Bogomolov, A.; Bubnov, A.; Buntov, M.; Burenin, R.; Chelovekov, I.; Chen, C.-T.; Drozdova, T.; Ehlert, S.; Filippova, E.; Frolov, S.; Gamkov, D.; Garanin, S.; Garin, M.; Glushenko, A.; Gorelov, A.; Grebenev, S.; Grigorovich, S.; Gureev, P.; Gurova, E.; Ilkaev, R.; Katasonov, I.; Krivchenko, A.; Krivonos, R.; Korotkov, F.; Kudelin, M.; Kuznetsova, M.; Lazarchuk, V.; Lomakin, I.; Lapshov, I.; Lipilin, V.; Lutovinov, A.; Mereminskiy, I.; Molkov, S.; Nazarov, V.; Oleinikov, V.; Pikalov, E.; Ramsey, B. D.; Roiz, I.; Rotin, A.; Ryadov, A.; Sankin, E.; Sazonov, S.; Sedov, D.; Semena, A.; Semena, N.; Serbinov, D.; Shirshakov, A.; Shtykovsky, A.; Shvetsov, A.; Sunyaev, R.; Swartz, D. A.; Tambov, V.; Voron, V. and Yaskovich, A. "The ART-XC telescope on board the SRG observatory", *A&A* 650, A42 (2021), <https://doi.org/10.1051/0004-6361/202040265>.
45. Revnivtsev, M., Sazonov, S., Churazov, E., Forman, W., Vikhlinin, A., Sunyaev, R. Discrete sources as the origin of the Galactic X-ray ridge emission. *Nature* 458, 1142-1144 (2009). <https://doi.org/10.1038/nature07946>.
46. Revnivtsev, M.; Semena, N.; Akimov, V.; Levin, V.; Serbinov, D.; Rotin, A.; Kuznetsova, M.; Molkov, S.; Buntov, M.; Tambov, V.; Lapshov, I.; Gurova, E.; Simonenkov, D.; Tkachenko, A.; Pavlinsky, M.; Markov, A.; Konoshenko, V.; Sibirtsev, D. MVN: x-ray monitor of the sky on Russian segment of ISS,

- Proc. SPIE 8443, Space Telescopes and Instrumentation 2012: Ultraviolet to Gamma Ray, 844310 (17 September 2012); doi: 10.1117/12.925916; <http://dx.doi.org/10.1117/12.925916>.
47. Sawyer, D.M.; Vette, J.I. (1976) AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum, NSSDC-76-06, NASA-GSFC
 48. Serbinov, D.V.; Pavlinsky, M.N.; Semena, A.N.; Semena, N.P.; Lutovinov, A.A.; Molkov, S.V.; Buntov, M.V.; Arefiev, V.A.; Lapshov, I.Y. MVN experiment – All Sky Monitor for measuring cosmic X-ray background of the Universe onboard the ISS, *Experimental Astronomy* 51, 493-514 (2021). <https://doi.org/10.1007/s10686-021-09699-8>.
 49. Serbinov, D.V.; Semena, N.P.; Pavlinsky, M.N. Opposite Radiators Used for Thermostabilizing of X-Ray Detectors of the All-Sky Monitor to be Installed on the ISS. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, Vol. 26, №3, pp. 366-376.
 50. Setti, G.; Woltjer, L. Active galactic nuclei and the spectrum of the X-ray background. *Astron. Astrophys.* 224, L21-L23. 1989.
 51. SSP 30425B. Space Station Program Natural Environment Definition for Design. February 8, 1994. URL: http://everyspec.com/NASA/NASA-JSC/NASA-SSP-PUBS/SSP-30425B_29660/ (дата обращения 21.09.2017 г.).
 52. Sugizaki, M. et al.: In-Orbit Performance of MAXI Gas Slit Camera (GSC) on ISS. *Publ. Astron. Soc. Japan*, 63, S635-S644, 2011
 53. Ueda, Y. et al. Toward the standard population synthesis model of the x-ray background: evolution of x-ray luminosity and absorption functions of active galactic nuclei including Compton-thick populations. *The Astrophysical Journal*, 786:104 (28pp), 2014.
 54. Vette, J.I. (1991) The AE-8 Trapped Electron Model Environment, NSSDC-91-24, NASA-GSFC.
 55. X-Ray Mass Attenuation Coefficients. URL: <https://www.nist.gov/pml/x-ray-mass-attenuation-coefficients> (дата обращения: 29.09.2020).