МРНТИ 55.49.29 https://doi.org/10.52081/tst.2026.v03.i15.090

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЁЖНОСТИ КОНСТРУКЦИИ НАНОСПУТНИКА В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ

Лязат Ж.Т., магистр технических наук
lyazat.zhanbolat@kaznu.kz, https://orcid.org/0000-0002-8022-6143
Маман Е.П., студент 3 курса бакалавриата по специальности 6B07111 «Космическая техника и технологии», mamanertai05@gmail.com, https://orcid.org/0009-0009-8653-3409
Сейфулина С.Р., студент 2 курса бакалавриата по специальности 6B07111 «Космическая техника и технологии», seifsati2008@gmail.com, https://orcid.org/0009-0009-3694-7806
Азизова М.М., студент 2 курса бакалавриата по специальности 6B07111 «Космическая техника и технологии», malikaazizova258@gmail.com, https://orcid.org/0009-0005-1227-1400

Казахский национальный университет имени аль-Фараби, г. Алматы, Казахстан

Аннотация. На раннем этапе проектирования CubeSat расчёты обычно выполняются при неполном наборе исходных данных. Проблема возникает тогда, когда результаты такого скрининга трактуются как уже подтверждённые характеристики конструкции. В работе предложена схема предварительной оценки рамы 3U CubeSat из сплава AL 7075-T6, в которой конструктивный, тепловой и вакуумный этапы разделены по типу допустимого вывода. Вибрационные нагрузки задавались по профилю Falcon 9/Falcon Heavy. Для полётного режима принят интегральный уровень 5,13 grms; для квалификационной проверки спектральную плотность увеличивали на 3 dB. При Q = 10 расчёт по уравнению Майлса дал трёхсигмовые отклики от 12,0 до 35,5 g на частотах 108,5-445 Гц. Близко расположенные моды 108,5 и 112,3 Гц объединяли методом CQC. Тепловое состояние оценивалось двухузловой моделью: при выбранных параметрах электронный узел достигает +85 °C при поглощённом внешнем теплопритоке около 80,6 Вт. Вакуумную чистоту оценивали по предельным значениям ECSS-Q-ST-70-02C (RML < 1,0 %, CVCM < 0,10 %), оставляя окончательное подтверждение за испытанием. Такой порядок не смешивает предварительный расчёт с последующей МКЭ-, вибрационной и термовакуумной проверкой.

Ключевые слова: 3U CubeSat, AL 7075-T6, случайная вибрация, тепловой анализ, аутгазинг, предпроектная оценка.

Введение. CubeSat даёт возможность быстро перейти от идеи к лётному аппарату, но сокращение габаритов само по себе не упрощает требования к конструкции. Для 3U-платформы внешний контур и интерфейс с диспенсером задаются CubeSat Design Specification, тогда как реальные механические воздействия зависят уже от выбранного средства выведения и схемы интеграции [1]. Поэтому даже на раннем этапе приходится одновременно контролировать модальные свойства, случайную вибрацию, тепловой режим и пригодность материалов для вакуума. В современных работах по 3U CubeSat структурная часть, как правило, строится вокруг модального, квазистатического и случайно-вибрационного расчёта с последующей проверкой модели по испытаниям [2-4].

На ранней стадии проблема связана прежде всего с качеством исходных данных, а не с отсутствием расчётных средств. Если границы исходной информации не обозначить, результат упрощённой модели может выглядеть точнее, чем он есть. Поэтому расчёт разбит на последовательные этапы: новые данные уточняют предыдущую оценку и позволяют отказаться от части допущений. Аналогичная поэтапная логика использована при предпроектном баллистическом анализе ракет-носителей [5]; в данной работе она применена к оценке конструкции и теплового режима малой космической платформы.

При задании вибрационной нагрузки отдельно рассматриваются полётная среда и испытательный запас. В Falcon User’s Guide 2025 максимальная прогнозируемая случайная вибрация на верхней части адаптера соответствует 5,13 grms, тогда как квалификационные и протоквалификационные испытания проводят с увеличением

спектра на 3 dB [6]. Поэтому 5,13 grms используется как MPE полётного режима, а MPE + 3 dB - только для квалификационного скрининга. Такое разделение позволяет связать каждый результат с тем профилем, для которого он рассчитан.

В тепловой задаче аналогичная осторожность нужна при работе с абсолютными температурами. Температура элемента зависит от ориентации аппарата, оптических свойств покрытий, геометрических факторов обзора, внутренних тепловыделений и временной структуры режима. ECSS-E-ST-31C предполагает формирование горячих и холодных расчётных случаев из согласованного набора внешних потоков, свойств материалов и профилей диссипации [7]. Пока эти данные не зафиксированы, более информативна параметрическая оценка чувствительности, после которой можно переходить к транзиентной модели и её корреляции по теплобалансным или термовакуумным испытаниям [8-15].

Задача работы - получить воспроизводимую предпроектную схему оценки рамы 3U CubeSat из AL 7075-T6 и одновременно не выйти за пределы того, что действительно можно доказать на имеющемся наборе данных. Поэтому результат каждого этапа имеет разный статус: вибродинамический расчёт формирует контрольные уровни, тепловая модель показывает чувствительность к внешнему теплопритоку, а вакуумная часть задаёт критерии лабораторной приёмки материалов. Научно-методическая новизна работы заключается в объединении вибродинамического, теплового и вакуумного предпроектных скринингов в единую трассируемую процедуру с явным разделением расчётных оценок и параметров, требующих экспериментального подтверждения.

Материалы и методы исследования

Исходные данные и постановка задачи.

В расчётной схеме рассматривалась рама 3U CubeSat с четырьмя продольными направляющими, поперечными силовыми панелями и внутренним пакетом плат PC/104. Габариты конструкции составляют 100 × 100 × 340,5 мм, расчётная масса - 4,29 кг; компоновка приведена на рисунке 1. Для рамы выбран сплав AL 7075-T6. Его справочные характеристики зависят от состояния полуфабриката и толщины детали. Поэтому значения около 503 МПа для предела текучести и 572 МПа для предела прочности использованы лишь при первичном выборе материала. Они не заменяют данные сертификата на конкретную заготовку и не являются основанием для окончательной квалификации [16-17].

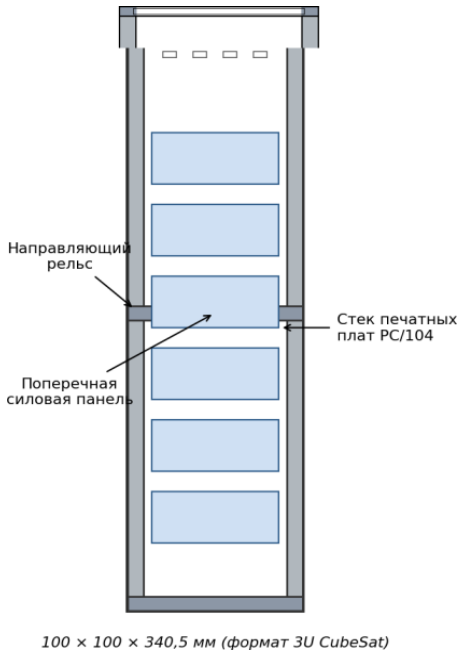


Рисунок 1 – Компоновочная схема рассматриваемой рамы 3U CubeSat и стека PC/104

Для анализа сохранены шесть контрольных резонансных частот исходной расчётной модели: 108,5; 112,3; 187,6; 224; 318 и 445 Гц. Они используются как точки, в которых вычисляется локальная спектральная плотность возбуждения и отклик одномодовой системы. На данном этапе частоты рассматриваются как расчётные входные данные и подлежат подтверждению высокодетальной МКЭ-моделью или модальным испытанием. Такой подход соответствует практике, в которой предварительный расчёт предшествует корреляции динамической модели [2], [3], [4], [18], [19].

Таблица 1 – Исходные параметры предпроектной оценки

Параметр	Обозначение	Значение	Статус
Формат аппарата	-	3U, 100 × 100 × 340,5 мм	по CDS Rev.14.1
Расчётная масса	m	4,29 кг	исходная компоновка
Материал рамы	-	AL 7075-T6	концепция
Добротность	Q	10 (ζ = 0,05)	скрининговое допущение
Контрольные частоты	fn	108,5-445 Гц	исходная расчётная модель
Геометрическая площадь	Ageo	0.1562 м²	расчёт по габаритам
Эффективная радиирующая площадь	Arad	0.1250 м²	0,8·Ageo, допущение
Эмиссивность поверхности	ε	0,80	параметрический расчёт
Внутреннее тепловыделение	Pint	6 Вт	контрольный режим
Термическое сопротивление	Rth	1,1 К/Вт	контрольный кондуктивный путь

Методика предпроектной оценки. Скрининг случайной вибрации.

Для возбуждения использован профиль Falcon 9/Falcon Heavy Random Vibration MPE (P95/50) из Falcon User’s Guide 2025 [6]. Узловые значения спектра составляют 0,0044 g²/Гц при 20 и 100 Гц, 0,01 g²/Гц при 300 и 700 Гц, 0,03 g²/Гц при 800 и 925 Гц и 0,00644 g²/Гц при 2000 Гц; интегральный полётный уровень равен 5,13 grms. Квалификационный скрининг сформирован увеличением спектральной плотности в два раза, то есть на +3 dB. Между заданными точками спектр интерполируется в логарифмических координатах по частоте и СПМ.

Отклик на каждой контрольной частоте оценивается уравнением Майлса для одномассовой системы. В расчёте Q = 10, что соответствует относительному демпфированию ζ = 0,05. Трёхсигмовое ускорение определяется выражением:

$$3\sigma_a = 3\sqrt{\frac{\pi}{2} f_n Q S_a(f_n)} \qquad (1)$$

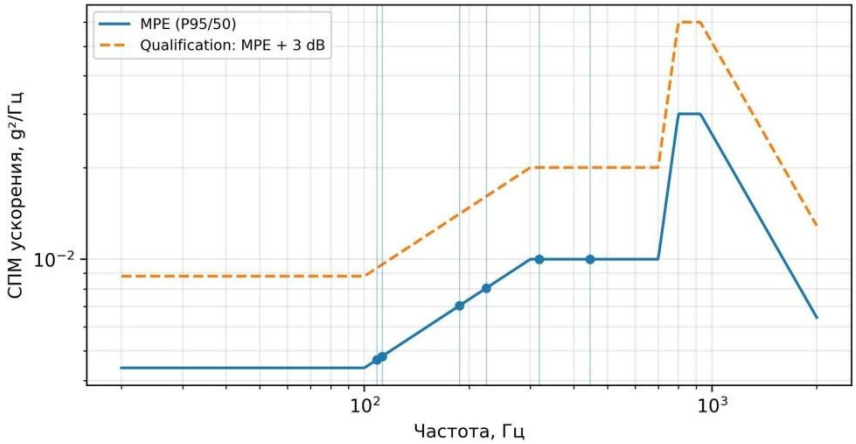
Уравнение Майлса используется только как верхнеуровневый скрининг. Оно не задаёт эквивалентную статическую силу для многомодовой конструкции и не позволяет без модальных масс, форм колебаний и геометрии сечений однозначно получить локальные напряжения. Для сложной конструкции NASA рекомендует частотный расчёт по коррелированной конечно-элементной модели [20], [21].

Отдельно учитывается корреляция близких мод. В NASA-HDBK-7005 метод SRSS основан на предположении о некоррелированных модальных откликах; для близко

расположенных частот используется Complete Quadratic Combination (CQC) [20]. Для одинакового демпфирования коэффициент корреляции пары мод может быть записан в виде:

$$\rho_{ij} = \frac{8\zeta^2 (r+1) r^{3/2}}{(r+1)^2 [(r-1)^2 + 4\zeta^2 r)}, r = \frac{f_j}{f_i} \quad (2)$$

$$^{L}C\,QC = \sqrt{\sum_i \sum_j {}^{L}i\,\rho_{ij}\,{}^{L}j} \quad (3)$$



Коррелированный отклик близко расположенных мод определяется по выражению (3).

Рисунок 2 – Профиль Falcon 9/Falcon Heavy MPE и квалификационный уровень MPE + 3 dB [6]

Параметрическая тепловая модель. На тепловом этапе использована двухузловая модель низкого порядка. Её назначение - не предсказать температуру конкретного витка орбиты, а показать, при каких сочетаниях внешнего теплопритока и теплового сопротивления появляется риск выхода электроники за допустимый диапазон. Первый узел представляет внешнюю раму с эффективной радиирующей площадью Arad, второй - электронный блок; между ними задано кондуктивное сопротивление Rth. Для стационарной контрольной точки баланс рамы и перепад температуры между узлами записываются как:

$$Q_{ext} + P_{int} = \varepsilon \sigma A_{rad} T_{frame}^4 \quad (4)$$

$$T_{elec} = T_{frame} + P_{int} R_{th} \quad (5)$$

Здесь Qext - эффективный суммарный внешний поглощённый теплоприток; он объединяет вклад прямого солнечного потока, альбедо, инфракрасного излучения Земли и зависит от ориентации и оптических свойств поверхностей. Поэтому Qext варьируется в диапазоне 10-80 Вт, а не присваивается конкретной орбите. Геометрическая площадь внешних поверхностей 3U корпуса составляет 0,1562 м²; в скрининге 80 % этой площади считается эффективно радиирующей, ε = 0,80, Pint = 6 Вт, Rth = 1,1 К/Вт. Полученная модель не заменяет транзиентный hot/cold-анализ, но позволяет определить чувствительность температуры к внешнему теплопритоку и к качеству кондуктивного пути [7-15].

Вакуумная чистота и аутгазинг. Вакуумная часть сформулирована как программа подтверждения материала, поскольку аутгазинг нельзя надёжно закрыть одной расчётной

оценкой. ECSS-Q-ST-70-02C предусматривает термовакуумный скрининг при 125 °C и высоком вакууме с определением TML, RML и CVCM [22]. Для общего применения в работе приняты критерии RML < 1,0 % и CVCM < 0,10 %. Для FR4, клеёв, компаундов, кабельной изоляции и покрытий поэтому не присваивается расчётный статус PASS:

фиксируются партия и технология подготовки, после чего решение принимается по результатам лабораторного испытания. Для материалов вблизи оптических поверхностей критерии могут потребовать дополнительного ужесточения.

Результаты исследований, обсуждение. Вибродинамический скрининг

В таблице 2 приведены значения, полученные по уравнению (1) для квалификационного спектра MPE + 3 dB. Максимум среди шести контрольных точек приходится на 445 Гц и составляет 35,5 g по уровню 3σ. Это ускорение относится к идеализированному одномодовому отклику при Q =

Использовать его как готовую «эквивалентную статическую» нагрузку на весь аппарат некорректно: для перехода к усилиям и напряжениям нужны модальные массы, формы колебаний и геометрия конкретных элементов.

Таблица 2 – Результаты расчёта по уравнению Майлса для MPE + 3 dB

№	fn, Гц	MPE, g²/Гц	MPE+3dB, g²/Гц	a3σ, g
1	108.5	0.00468	0.00935	12.0
2	112.3	0.00480	0.00960	12.3
3	187.6	0.00704	0.01408	19.3
4	224.0	0.00804	0.01608	22.6
5	318.0	0.01000	0.02000	30.0
6	445.0	0.01000	0.02000	35.5

Отношение частот 112,3 и 108,5 Гц равно 1,035. При $\zeta = 0{,}05$ по выражению (2) получен коэффициент корреляции $\rho 12 = 0{,}894$. Если локальные модальные отклики направлены одинаково, их консервативное сочетание по CQC составляет примерно 23,7 g. Эта величина относится к принятой расчётной точке и не может трактоваться как ускорение всей конструкции. В пространственной модели необходимо складывать соответствующие модальные усилия или напряжения с учётом форм колебаний, а не объединять только скалярные значения ускорения.

Поэтому запас по текучести можно оценивать лишь после задания реальных сечений, условий закрепления, распределения массы и коэффициентов участия мод. На текущем этапе получены контрольные уровни, предназначенные для построения подробной МКЭ-модели. Затем расчёт требуется сопоставить с результатами модального испытания и квалификационной вибрации. Такой порядок применяется и в исследованиях 3U CubeSat, где собственные частоты и случайно-вибрационный отклик проверяют совместно с shaker-тестами [2-4].

Тепловая чувствительность

Расчёт по выражениям (4)-(5) показывает ожидаемую, но важную для проектирования зависимость: при фиксированных ε, Arad, Pint и Rth температура электронного узла почти напрямую определяется эффективным поглощённым теплопритоком. Полученная серия точек не привязана к конкретной ориентации на солнечно-синхронной орбите. Поэтому таблица 3 используется как карта чувствительности и как способ быстро оценить запас до температурного ограничения, а не как прогноз будущей телеметрии.

Таблица 3 – Параметрическая оценка стационарных температур

Qext, Вт	Tframe, °C	Telec, °C
10	-42.7	-36.1
20	-12.9	-6.3
30	9.1	15.7
40	27.0	33.6
50	42.1	48.7
60	55.3	61.9
70	67.1	73.7
80	77.8	84.4

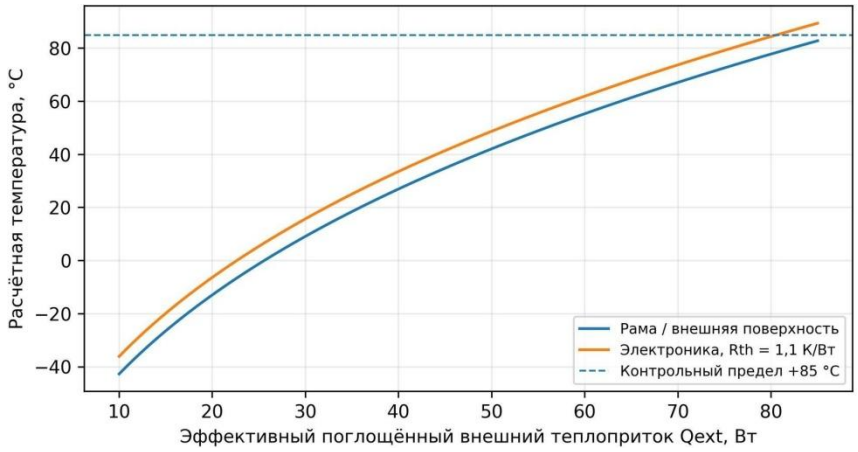


Рисунок 3 – Чувствительность температуры рамы и электронного узла к эффективному внешнему теплопритоку

При принятых параметрах уровень Telec = +85 °C достигается при Qext ≈ 80,6 Вт. Этот результат удобен как инженерный порог: после задания ориентации, коэффициентов поглощения и излучения, альбедо и инфракрасного потока рассчитанный суммарный теплоприток можно сравнить с 80,6 Вт и понять, требуется ли более детальная проработка горячего случая. Холодный случай, напротив, должен анализироваться во времени, потому что участок затмения определяется тепловой инерцией аппарата. Для финальной верификации нужна транзиентная hot/cold-модель с реальными свойствами поверхностей и последующая корреляция по TVAC или теплобалансному испытанию [7-15].

Критерий вакуумной чистоты

Таблица 4 переводит вакуумный этап из формулировки «материал подходит» в проверяемую процедуру приёмки. Расчётные значения TML/RML/CVCM для FR4 намеренно не приведены: без измерения конкретной партии они не воспроизводимы. Предварительный bake-out остаётся полезной технологической операцией, но сам по себе не доказывает соответствие. Основанием для решения должны быть измеренные значения RML и CVCM и зафиксированные условия подготовки образца.

Таблица 4 – Минимальная программа подтверждения вакуумной чистоты

Этап	Условие	Показатель	Критерий/выход
Предкондиционирование	22 ± 3 °C; 55 ± 10 % RH; 24 ч	m0	зафиксированная исходная масса
Micro-VCM	125 °C; высокий вакуум; 24 ч	TML, RML, CVCM	протокол испытания
Приёмка	по ECSS-Q-ST-70-02C	RML	< 1,0 %
Приёмка	по ECSS-Q-ST-70-02C	CVCM	< 0,10 %
Критические оптические зоны	по требованию проекта	CVCM/спектр загрязнения	ужесточённый критерий

Ограничения и дальнейшая верификация

На данном этапе уравнение Майлса используется для оценки возможного резонансного усиления. Для многомодовой системы этой информации недостаточно, поскольку в расчёт не входят модальные массы и пространственные формы колебаний. Полученные значения поэтому служат контрольными уровнями для последующей МКЭ-проверки. Для мод 108,5 и 112,3 Гц это особенно существенно: из-за их близости простое SRSS-сочетание без корреляции может дать некорректный результат [20].

Ограничение тепловой модели связано с тем, что Qext пока рассматривается как независимый параметр. Однозначно задать «орбитальную температуру» нельзя без ориентации аппарата, солнечной β-геометрии, коэффициентов α/ε для отдельных граней, профиля внутренних тепловыделений и длительности затмений. Поэтому сначала определяется чувствительность температуры к внешнему теплопритоку. После уточнения миссии на этой основе формируются расчётные hot/cold cases. Такой порядок соответствует практике CubeSat: расчётную модель уточняют и затем коррелируют по результатам теплобалансных или TVAC-испытаний [8-15].

Для аутгазинга основным источником неопределённости становится уже не модель, а сам материал и его технологическая история. RML и CVCM могут изменяться в зависимости от партии, режима отверждения, загрязнения и предварительного bake-out. Поэтому кинетический расчёт пригоден для анализа тенденций, но не заменяет Micro-VCM-приёмку по ECSS-Q-ST-70-02C [22].

Работа, следовательно, не рассматривается как завершённая лётная квалификация конкретного экземпляра CubeSat. Её выход - набор воспроизводимых предпроектных проверок и порогов, достаточных для выбора направления дальнейшей проработки без подмены испытаний расчётными оценками. Следующий этап должен включать коррелированную МКЭ-модель рамы, модальный survey, расчёт случайной вибрации для фактического интерфейса запуска, транзиентный hot/cold-анализ и термовакуумные испытания материалов и сборки.

Заключение и выводы. Для профиля Falcon 9/Falcon Heavy полётный уровень случайной вибрации составляет 5,13 grms. Квалификационный скрининг выполнен на MPE + 3 dB, поэтому источник и назначение каждого используемого уровня остаются прослеживаемыми.

При Q = 10 расчёт по уравнению Майлса на частотах 108,5-445 Гц дал трёхсигмовые отклики 12,0-35,5 g. Для пары 108,5/112,3 Гц использовано CQC-сочетание; альтернативой является прямой многомодовый расчёт. Однако эти ускорения не определяют запас прочности сами по себе. Для такой оценки нужны реальные сечения, модальные массы и МКЭ-модель, подтверждённая испытаниями.

В двухузловой модели при Arad = 0,125 м², ε = 0,80, Pint = 6 Вт и Rth = 1,1 К/Вт электронный узел достигает +85 °C при Qext около 80,6 Вт. Это значение использовано

как ориентир для горячего случая на предпроектной стадии. Рабочий температурный диапазон следует рассчитывать для миссионных hot/cold cases и подтверждать теплобалансным либо TVAC-испытанием.

Для оценки вакуумной чистоты приняты критерии ECSS-Q-ST-70-02C: RML < 1,0 % и CVCM < 0,10 %. Расчётная оценка не заменяет испытание конкретного материала, а предварительный bake-out рассматривается только как операция подготовки образца.

Практическое значение схемы заключается в разделении решений по уровню доступных данных. Быстрые расчёты применяются там, где они дают проверяемый ориентир; вывод о соответствии формируется после получения геометрии, характеристик материалов и результатов испытаний. Для университетского 3U CubeSat такой порядок позволяет перейти к детальному проектированию без необоснованного запаса и преждевременного заявления о квалификации.

Финансирование. Исследование выполнено при финансовой поддержке проекта AP26104583.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов, способного повлиять на интерпретацию результатов.

Әдебиеттер:

[1] The CubeSat Program, Cal Poly SLO. CubeSat Design Specification (1U-12U), Rev. 14.1, CP-CDS-R14.1. – San Luis Obispo, CA, 2022. URL: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/01/cubesatdesignspecification_rev14cp-cds-r14_1_2022-02-09.pdf

[2] **Elshaal, A.,** Okasha M., Sulaeman E., Jallad A.H., Faris Aizat W., Alzubaidi A.B. Structural Analysis of AlAinSat-1 CubeSat // The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences.– 2024. – Vol. 27.– No. 3. – P. 532-546. DOI: 10.1016/j.ejrs.2024.06.006.

[3] **Thaheer, A.S.M.,** Ismail N.A., Amir M.H.H., Razak N.A. Static and dynamic analysis of different MYSat frame structure // Journal of Mechanical Engineering and Sciences. – 2024. – Vol. 18.– No. 4. DOI: 10.15282/jmes.18.4.2024.4.0810.

[4] **Mitra, P.R.,** Raouf M., Nasrabadi V.Y., Foing B., Ananwatanyoo P., Sonou U.N.A.N.T., Pacheco A.R., Hesar F.F., Irakleous C. Design of the Structure of an Earth Observation 3U CubeSat for Hyperspectral Imaging // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2025. – 2025.– P. 725-739. DOI: 10.52202/083081-0088.

[5] **Кумыспаев, А.Р.,** Ракишева З.Б., Нургужин М.Р., Спандияр Н.М. Аналитические методы предпроектной оценки конечной скорости активного участка траектории ракет-носителей: иерархия приближений // Вестник Алматинского университета энергетики и связи. – 2026. – № 2(73). – С. 172-183. DOI: 10.51775/2790-0886_2026_73_2_172.

[6] Space Exploration Technologies Corp. Falcon User’s Guide. - Rev. 2025-05-09. - Hawthorne, CA: SpaceX, 2025. URL: https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2025-05-09.pdf

[7] ECSS-E-ST-31C. Space Engineering - Thermal Control. - Noordwijk: European Cooperation for Space Standardization, 2008. URL: https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-31c-thermal-control/

[8] **Blanchete, N.,** Bah A. Thermal design, analysis and test: Framework for CubeSat in low Earth orbit // Results in Engineering. – 2024. – Vol. 24. – Art. 103401. DOI: 10.1016/j.rineng.2024.103401.

[9] **Quirino, M.,** Sciarrone G., Piazzolla R., Fuschino F., Evangelista Y., Morgante G., Guilizzoni M., Marocco L., Silvestrini S., Fiore F., Lavagna M. HERMES CubeSat Payload Thermal Balance Test and Comparison with Finite Volume Thermal Model // Applied Sciences.– 2023. – Vol. 13.– No. 9. – Art. 5452. DOI: 10.3390/app13095452.

[10] **Cannon, J.R.,** Mulford R.B., Iverson B.D. Triangular fin array passively actuated by bimetallic coils for CubeSat thermal control // Applied Thermal Engineering. – 2024. – Vol. 240. – Art. 122239. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2023.122239.

[11] **Cannon, J.R.,** Havey K.N., Housley N.S., Mulford R.B., Iverson B.D. Internally stowed, radially deployed radiator panels for passive CubeSat thermal control // Applied Thermal Engineering. – 2025. – Vol. 270. – Art. 126281. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2025.126281.

[12] **Yamagata, M.R.,** Wakita Y., Tsuruda Y., Miyata K. Feasibility study of low-temperature operable electric power supply for CubeSats using passive thermal control with VO2-based solid-solid

phase change material // Thermal Science and Engineering Progress. – 2023. – Vol. 37. – Art. 101601. DOI: 10.1016/j.tsep.2022.101601.

[13] **Capovilla, G.,** Cestino E., Reyneri L., Valpiani F. Modular Multifunctional Composite Structure for CubeSat Applications: Embedded Battery Prototype Thermal Analysis // Batteries. – 2025. – Vol. 11.– No. 5. – Art. 172. DOI: 10.3390/batteries11050172.

[14] **Bennett, N.S.,** Hawchar A., Cowley A. Thermal Control of CubeSat Electronics Using Thermoelectrics // Applied Sciences. – 2023. – Vol. 13.–No. 11.–Art. 6480. DOI: 10.3390/app13116480.

[15] **Kubicka, M.,** Zeif R., Henkel M., Hörmer A.J. Thermal vacuum tests for the ESA's OPS-SAT mission // e&i Elektrotechnik und Informationstechnik. – 2022. – Vol. 139. – P. 16-24. DOI: 10.1007/s00502-022-00990-w.

[16] ASTM B209/B209M-21. Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Sheet and Plate. – West Conshohocken, PA: ASTM International, 2021. URL: https://store.astm.org/b0209_b0209m-21.html

[17] ГОСТ 4784-2019. Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. Марки. – М.: Стандартинформ, 2019. URL: https://protect.gost.ru/gost/details/ec049aa0-9abc-406e-be53-2fcae00b74ef

[18] **Capovilla, G.,** Cestino E., Reyneri L. Modular Multifunctional Composite Structure for CubeSat Applications: Embedded Battery Prototype Modal Analysis // Aerospace. – 2023. – Vol. 10.– No. 12.– Art. 1009. DOI: 10.3390/aerospace10121009.

[19] **Dawood, S.D.S.,** Harithuddin A.S.M., Harmin M.Y. Modal Analysis of Conceptual Microsatellite Design Employing Perforated Structural Components for Mass Reduction // Aerospace. – 2022. – Vol. 9.– No. 1.– Art. 23. DOI: 10.3390/aerospace9010023.

[20] NASA-HDBK-7005. Dynamic Environmental Criteria. – Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 2001. URL: https://standards.nasa.gov/standard/NASA/NASA-HDBK-7005

[21] NASA-STD-5002A. Load Analyses of Spacecraft and Payloads. – Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 2019. URL: https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-std-5002a.pdf

[22] ECSS-Q-ST-70-02C. Space Product Assurance - Thermal Vacuum Outgassing Test for the Screening of Space Materials. – Noordwijk: European Cooperation for Space Standardization, 2008. URL: https://ecss.nl/standard/ecss-q-st-70-02c-thermal-vacuum-outgassing-test-for-the-screening-of-space-materials/

References:

[1] The CubeSat Program, Cal Poly SLO. CubeSat Design Specification (1U-12U), Rev. 14.1, CP-CDS-R14.1. San Luis Obispo, CA, 2022. Available at: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/01/cubesatdesignspecification_rev14cp-cds-r14_1_2022-02-09.pdf

[2] **Elshaal, A.,** Okasha M., Sulaeman E., Jallad A.H., Faris Aizat W., Alzubaidi A.B. Structural Analysis of AlAinSat-1 CubeSat. The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences, 2024, vol. 27, no. 3, pp. 532-546. DOI: 10.1016/j.ejrs.2024.06.006.

[3] **Thaheer, A.S.M.,** Ismail N.A., Amir M.H.H., Razak N.A. Static and dynamic analysis of different MYSat frame structure. Journal of Mechanical Engineering and Sciences, 2024, vol. 18, no. 4. DOI: 10.15282/jmes.18.4.2024.4.0810.

[4] **Mitra, P.R.,** Raouf M., Nasrabadi V.Y., Foing B., Ananwatanyoo P., Sonou U.N.A.N.T., Pacheco A.R., Hesar F.F., Irakleous C. Design of the Structure of an Earth Observation 3U CubeSat for Hyperspectral Imaging. Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2025, 2025, pp. 725-739. DOI: 10.52202/083081-0088.

[5] **Kumyspaev, A.R.,** Rakisheva Z.B., Nurguzhin M.R., Spandijar N.M. Analiticheskie metody predproektnoj ocenki konechnoj skorosti aktivnogo uchastka traektorii raket-nositelej: ierarhija priblizhenij // Vestnik Almatinskogo universiteta jenergetiki i svjazi. – 2026. – № 2(73). – S. 172-183. DOI: 10.51775/2790-0886_2026_73_2_172. [in Russian]

[6] Space Exploration Technologies Corp. Falcon User's Guide. Rev. 2025-05-09. Hawthorne, CA, SpaceX, 2025. Available at: https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2025-05-09.pdf

[7] ECSS-E-ST-31C. Space Engineering - Thermal Control. Noordwijk, European Cooperation for Space Standardization, 2008. Available at: https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-31c-thermal-control/

[8] **Blanchete, N.,** Bah A. Thermal design, analysis and test: Framework for CubeSat in low Earth orbit. Results in Engineering, 2024, vol. 24, art. 103401. DOI: 10.1016/j.rineng.2024.103401.

[9] **Quirino, M.,** Sciarrone G., Piazzolla R., Fuschino F., Evangelista Y., Morgante G., Guilizzoni M., Marocco L., Silvestrini S., Fiore F., Lavagna M. HERMES CubeSat Payload Thermal Balance Test and Comparison with Finite Volume Thermal Model. Applied Sciences, 2023, vol. 13, no. 9, art. 5452. DOI: 10.3390/app13095452.

[10] **Cannon, J.R.,** Mulford R.B., Iverson B.D. Triangular fin array passively actuated by bimetallic coils for CubeSat thermal control. Applied Thermal Engineering, 2024, vol. 240, art. 122239. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2023.122239.

[11] **Cannon, J.R.,** Havey K.N., Housley N.S., Mulford R.B., Iverson B.D. Internally stowed, radially deployed radiator panels for passive CubeSat thermal control. Applied Thermal Engineering, 2025, vol. 270, art. 126281. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2025.126281.

[12] **Yamagata, M.R.,** Wakita Y., Tsuruda Y., Miyata K. Feasibility study of low-temperature operable electric power supply for CubeSats using passive thermal control with VO2-based solid-solid phase change material. Thermal Science and Engineering Progress, 2023, vol. 37, art. 101601. DOI: 10.1016/j.tsep.2022.101601.

[13] **Capovilla, G.,** Cestino E., Reyneri L., Valpiani F. Modular Multifunctional Composite Structure for CubeSat Applications: Embedded Battery Prototype Thermal Analysis. Batteries, 2025, vol. 11, no. 5, art. 172. DOI: 10.3390/batteries11050172.

[14] **Bennett, N.S.,** Hawchar A., Cowley A. Thermal Control of CubeSat Electronics Using Thermoelectrics. Applied Sciences, 2023, vol. 13, no. 11, art. 6480. DOI: 10.3390/app13116480.

[15] **Kubicka, M.,** Zeif R., Henkel M., Hörmer A.J. Thermal vacuum tests for the ESA's OPS-SAT mission. e&i Elektrotechnik und Informationstechnik, 2022, vol. 139, pp. 16-24. DOI: 10.1007/s00502-022-00990-w.

[16] ASTM B209/B209M-21. Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Sheet and Plate. West Conshohocken, PA, ASTM International, 2021. Available at: https://store.astm.org/b0209_b0209m-21.html

[17] GOST 4784-2019. Aljuminij i splavy aljuminievye deformiruemye. Marki. – M.: Standartinform, 2019. URL: https://protect.gost.ru/gost/details/ec049aa0-9abc-406e-be53-2fcae00b74ef [in Russian]

[18] **Capovilla G.,** Cestino E., Reyneri L. Modular Multifunctional Composite Structure for CubeSat Applications: Embedded Battery Prototype Modal Analysis. Aerospace, 2023, vol. 10, no. 12, art. 1009. DOI: 10.3390/aerospace10121009.

[19] **Dawood S.D.S.,** Harithuddin A.S.M., Harmin M.Y. Modal Analysis of Conceptual Microsatellite Design Employing Perforated Structural Components for Mass Reduction. Aerospace, 2022, vol. 9, no. 1, art. 23. DOI: 10.3390/aerospace9010023.

[20] NASA-HDBK-7005. Dynamic Environmental Criteria. Washington, DC, National Aeronautics and Space Administration, 2001. Available at: https://standards.nasa.gov/standard/NASA/NASA-HDBK-7005

[21] NASA-STD-5002A. Load Analyses of Spacecraft and Payloads. Washington, DC, National Aeronautics and Space Administration, 2019. Available at: https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-std-5002a.pdf

[22] ECSS-Q-ST-70-02C. Space Product Assurance - Thermal Vacuum Outgassing Test for the Screening of Space Materials. Noordwijk, European Cooperation for Space Standardization, 2008. Available at: https://ecss.nl/standard/ecss-q-st-70-02c-thermal-vacuum-outgassing-test-for-the-screening-of-space-materials/

ҒАРЫШ ОРТАСЫНДАҒЫ НАНОСПУТНИК КОНСТРУКЦИЯСЫНЫҢ ДИНАМИКАЛЫҚ МІНЕЗ-ҚҰЛҚЫ МЕН ПАЙДАЛАНУ СЕНІМДІЛІГІН ЗЕРТТЕУ

Лязат Ж.Т., техника ғылымдарының магистры
Маман Е.П., бакалавриаттың 3-курс студенті
Сейфулина С.Р., бакалавриаттың 2-курс студенті
Азизова М.М., бакалавриаттың 2-курс студенті

Әл-Фараби атындағы Қазақ ұлттық университеті, Алматы қ., Қазақстан

Аннотация. CubeSat аппаратын жобалаудың бастапқы кезеңінде бастапқы деректер толық болмайтындықтан, есептеулер көбіне ықшам модельдермен жүргізіледі. Негізгі қауіп - осындай скрининг нәтижелерін конструкцияның сынақпен расталған сипаттамасы ретінде қабылдау. Бұл жұмыста AL 7075-T6 қорытпасынан жасалған 3U CubeSat рамасын алдын ала бағалау сызбасы ұсынылды; онда конструкциялық, жылулық және вакуумдық кезеңдер беретін қорытынды түріне қарай ажыратылды. Дірілдік бағалау үшін Falcon 9/Falcon Heavy кездейсоқ діріл профилі пайдаланылды: ұшу MPE деңгейі 5,13 grms, ал біліктілік спектрі MPE + 3 dB ретінде қабылданды. Q = 10 кезінде Майлс теңдеуі 108,5-445 Гц аралығындағы бақылау жиіліктері үшін 12,0-35,5 g үш сигмалық жауап берді; 108,5 және 112,3 Гц жақын модалары CQC әдісімен қосымша қарастырылды. Екі түйінді параметрлік жылулық модельде электрондық түйіннің +85 °C температурасына тиімді сыртқы жылу ағыны шамамен 80,6 Вт болғанда жететіні анықталды. Вакуумдық тазалық ECSS-Q-ST-70-02C бойынша RML < 1,0 % және CVCM < 0,10 % эксперименттік критерийлерімен бағаланады. Ұсынылған тәртіп жобалауалды скринингті кейінгі МКЭ, дірілдік және термовакуумдық верификациядан нақты ажыратады.

Тірек сөздер: 3U CubeSat, AL 7075-T6, кездейсоқ діріл, жылулық талдау, газсыздану, жобалауалды бағалау.

INVESTIGATION OF THE DYNAMIC BEHAVIOR AND OPERATIONAL RELIABILITY OF A NANOSATELLITE STRUCTURE IN THE SPACE ENVIRONMENT

Lyazat Zh.T., Master of technical Sciences
Maman Y.P., 3rd-year Bachelor's student
Seifulina S.R., 2nd-year Bachelor's student
Azizova M.M., 2nd-year Bachelor's student

Al-Farabi Kazakh National University, Almaty, Republic of Kazakhstan

Annotation. Preliminary CubeSat design is usually performed with an incomplete set of inputs, so the main risk is not the use of simplified models itself but treating screening results as already qualified hardware characteristics. This study proposes a staged assessment of an AL 7075-T6 3U CubeSat frame in which structural, thermal and vacuum tasks are separated by the type of conclusion each model can support. The Falcon 9/Falcon Heavy random-vibration environment is used for structural screening: the flight MPE is 5.13 grms and the qualification spectrum is taken as MPE + 3 dB. With Q = 10, Miles' equation gives 3σ responses of 12.0-35.5 g at six control frequencies between 108.5 and 445 Hz; the closely spaced 108.5/112.3 Hz pair is additionally combined using CQC. A two-node parametric thermal model shows that the electronics node reaches +85 °C at an effective absorbed external heat input of about 80.6 W for the adopted parameters. Vacuum cleanliness is treated as an experimentally verified property using ECSS-Q-ST-70-02C criteria of RML < 1.0% and CVCM < 0.10%. The resulting workflow separates preliminary screening from subsequent finite-element, vibration and thermal-vacuum verification.

Keywords: 3U CubeSat, AL 7075-T6, random vibration, thermal analysis, outgassing, preliminary assessment.