

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ТЕРМОВАКУУМНОЙ ОТРАБОТКИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.И. Майорова

victoria.mayorova@gmail.com

Н.А. Муллин

mullin@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

В настоящее время в мире значительно увеличивается число малоразмерных космических аппаратов. Наземная отработка таких аппаратов — это обязательный этап, включающий в себя тепловое моделирование, макетирование, термовакуумную отработку, что необходимо для проверки способности малоразмерного космического аппарата выполнять целевые задачи в условиях орбитального полета. Все это требует больших временных и материальных затрат. Приведен новый подход к тепловому моделированию и термовакуумной отработке с целью улучшить качество и гибкость моделирования, а также уменьшить продолжительность испытаний дорогостоящих тепловых макетов и образцов в термовакуумной камере. Согласно приведенной методике, расчет упрощенной тепловой модели начинается на стадии разработки конструкции космического аппарата. Упрощение и ускорение теплового моделирования достигается за счет исследований тепловых параметров термоинтерфейсов космических аппаратов, что приводит к уточнению тепловой модели. Метод позволяет внести необходимые изменения в конструкцию уже на ранней стадии разработки и выбрать тепловую схему с минимальным применением активных систем обеспечения теплового режима

Ключевые слова

Малоразмерный космический аппарат, термовакуумные испытания, тепловая модель

Поступила в редакцию 16.02.2016
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Введение. Развитие науки и техники способствует миниатюризации электроники, приборов и устройств. При таких условиях малоразмерные космические аппараты (МКА) способны выполнять все более сложные задачи, не доступные им ранее. Усложнение МКА заставляет предъявлять к ним все более высокие требования по надежности.

Для любого спутника важным фактором является его наземная отработка. Выбор внешних факторов, воздействующих на МКА при проведении испытаний, чрезвычайно важен. Это связано с тем, что в лаборатории невозможно полностью смоделировать условия эксплуатации спутника. Всевозможные испытания проводятся с различными допущениями, испытания часто далеки от реального воздей-

ствия. Для космических аппаратов проводятся термовакуумные испытания (ТВИ). Такие испытания дороги и технически сложны. Проведение ТВИ является обязательным для успешной эксплуатации КА. При этом необходимы значительные *временные затраты* на теоретическую проработку теплового воздействия (математическое моделирование при создании тепловой модели (ТМ)), на разработку программ и методик различных ТВИ, а также на испытания в термовакуумной камере (ТВК); *финансовые затраты* на проведение испытаний, подготовку оснастки, обеспечение работы ТВК, контрольно-проверочной аппаратуры (КПА), измерительных устройств; необходимо наличие *квалифицированного персонала*, способного провести и оценить правильность проведения испытаний, сделать анализ полученных данных, а в случае нештатных ситуаций с объектом принять меры для сохранения объекта испытания (ОИ).

В настоящей статье рассмотрен новый подход к термовакуумной отработке (ТВО) МКА. Термовакуумная отработка представляет собой комплекс расчетно-методических, экспериментальных и конструкторских работ по обеспечению и уточнению заданных технических характеристик системы обеспечения теплового режима (СОТР), подтверждение проектных значений параметров теплообмена и уточнение возможных условий функционирования КА [1]. Предлагаемый подход — это результат анализа как отечественных, так и зарубежных стандартов (например, нового МКА «CubeETH» стандарта CubeSat политехнического университета Лозанны (EPFL, Switzerland)). В подходе учтены опыт проведения ТВО КА в Институте космических исследований РАН (ИКИ РАН), результаты работ по созданию МКА «Бауманец-2» (МГТУ им. Н.Э. Баумана совместно с ВПК «НПО машиностроения») и анализу данных с МКА «SwissCube». Цель разработки нового подхода — уменьшение времени и стоимости проведения ТВО МКА. Новый подход опирается на методические принципы и технические возможности, позволяющие провести ускоренные комплексные ТВИ МКА.

Предпосылки для создания нового подхода к ТВО МКА. Наземная отработка является важным и продолжительным этапом создания МКА, при котором проверяется функционирование КА в условиях, максимально приближенных к условиям эксплуатации с учетом запасов прочности, надежности, времени безотказной работы. Она также подтверждает работоспособность после хранения и транспортировки. Высокие требования к надежности КА обусловлены невозможностью его обслуживания и ремонта в процессе эксплуатации.

Первые спутники испытывали на нагрузки [2], значительно превышавшие реальные воздействия. Было затрачено большое количество ресурсов, но спустя полвека изучения космического пространства стали известны реальные факторы, воздействующие на КА. В настоящее время наблюдаются два процесса: рост объема информации об условиях эксплуатации и поиск новых технических решений по адаптации КА к этим условиям. Второй процесс существенно влияет на ТВО.

Малоразмерные КА в настоящее время способны решать большой круг задач. Такие КА востребованы как для образования [3], науки [4, 5], так и для коммерческого применения [6].

При создании МКА предприятия космической промышленности и научно-исследовательские институты в последнее время выработали собственные методики отработки тепловых режимов [7, 8], базирующиеся на опыте успешных проектов. В РФ вся наземная отработка изделий РКТ, в том числе и проведение ТВО, должна осуществляться на основе следующих положений.

- О порядке создания, производства и эксплуатации (применения) ракетных и космических комплексов РК-98-КТ (утверждено постановлением Правительства Российской Федерации от 22.07.1998 № 819-31).

- О порядке создания, производства и эксплуатации (применения) космических комплексов РК-11-КТ (введено в действие приказом руководителя Роскосмоса от 22.12.2011 № 232).

В Европейском космическом агентстве применяются стандарты, разработанные комиссией «European Cooperation for Space Standardization» (ECSS).

- Общее положение по проведению наземной отработки объектов ракетно-космической техники (РКТ) ECSS-E-ST-10-03C от 1 июня 2012 года.

- Положение по проведению термовакуумных тестов ECSS-Q-ST-70-04C от 15 ноября 2008 года.

- Положение по дегазации ECSS-Q-ST-70-02C от 15 ноября 2008 года.

В США приняты стандарты, разработанные организацией «Department of Defense Standards».

- Общее положение по проведению наземной отработки объектов РКТ MIL-STD-1540D от 15 января 1999 года.

- Положение по проведению наземной отработки объектов РКТ MIL-HDBK-340A от 01 апреля 1999 года.

Опираясь на стандарты, можно составить полную программу тестирования на каждом этапе разработки КА. Универсальность описанных в стандартах процедур предлагает команде разработчиков МКА лишние процедуры, что увеличивает время и стоимость проекта.

В отличие от других КА для МКА, включающих в себя практически все университетские спутники, возможно упростить и ускорить ТВО благодаря новому подходу к проведению испытаний. Новый подход включает в себя набор методических рекомендаций и технические средства, позволяющие в комплексе выполнить поставленную задачу по отработке.

Рассмотрим некоторые особенности МКА в аспекте проведения ТВО.

- Современный МКА можно рассматривать как прибор, что позволяет проводить его испытания по упрощенным методикам. Такой подход существенно сокращает время проведения испытаний и экономит средства.

- Для МКА существует возможность установки локальных нагревательных / охлаждающих устройств практически в любую точку ОИ. Для них требуется меньшее число элементов, чем для крупногабаритных, что позволяет ускорить этап проведения ТВИ.

- Благодаря малым габаритным размерам МКА возможно использовать имитаторы Солнца менее сложных конструкций.

- Для проведения испытаний МКА не требуется большого объема ТВК, ее объем может быть всего на 10 % больше объема ОИ [9]. Данный факт позволяет экономить криогенные жидкости, используемые для охлаждения элементов камеры, и сократить время выхода ТВК на режим.

Особенности нового подхода к ТВО МКА. В отличие от существующего порядка проведения ТВО в настоящем исследовании предлагается новый методический подход: приступить к учету тепловых режимов на самых ранних стадиях проектирования аппарата. Блок-схема алгоритма учета тепловых нагрузок в процессе создания МКА приведена на рис. 1.

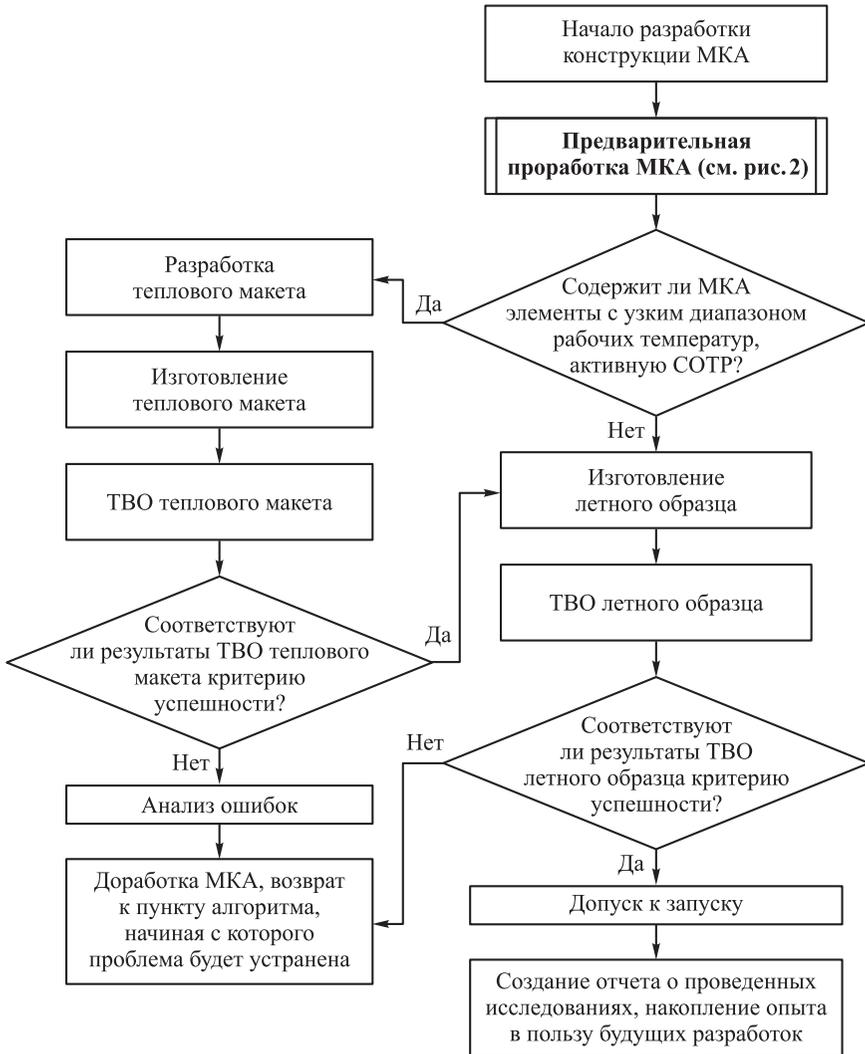


Рис. 1. Блок-схема алгоритма учета тепловых нагрузок в процессе создания МКА

После появления первого облика конструкции МКА следует сразу приступить к учету всех тепловых нагрузок, которые могут возникать в процессе эксплуатации КА. Если приступить к тепловому анализу конструкции МКА на бо-

лее позднем этапе, это может привести к непредвиденным осложнениям системы, например, добавлению активной СОТР в том случае, если температурный режим какого-либо элемента МКА выйдет за предельно допустимые значения. Алгоритм учета тепловых нагрузок при разработке МКА скрыт в блоке «Предварительная проработка МКА» (см. рис. 1). Ее развернутый вид представлен в виде блок-схемы на рис. 2.

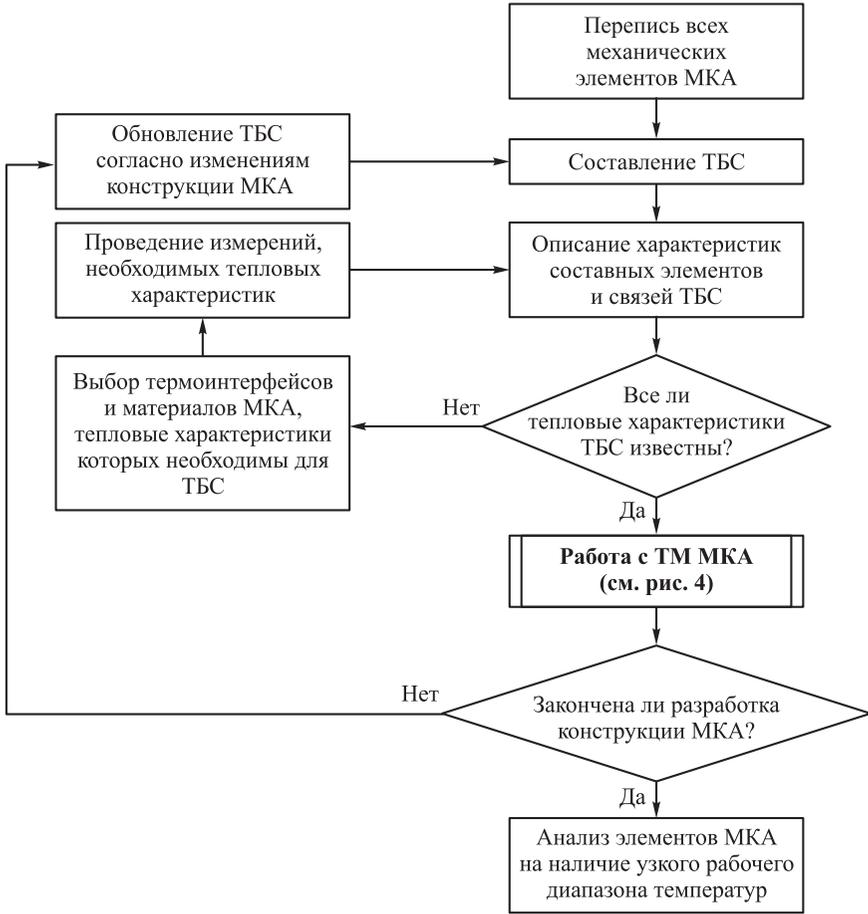


Рис. 2. Расширенная блок-схема алгоритма учета тепловых нагрузок в процессе создания МКА



Рис. 3. Элементы ТБС

Учет тепловых нагрузок начинается с разработки тепловой блок-схемы (ТБС). Графически она представляет собой блоки и двусторонние связи, соединяющие их (рис. 3). Блоки — отдельные механические элементы МКА, связи — тепловые взаимодействия. Блоки и связи должны содержать характеристики, необходимые для расчетов ТМ, построенных на основе ТБС. Этот процесс в блок-схеме алгоритма (рис. 4) представлен в виде блоков: «Выделить все мех. элементы МКА», «Выполнить сборку

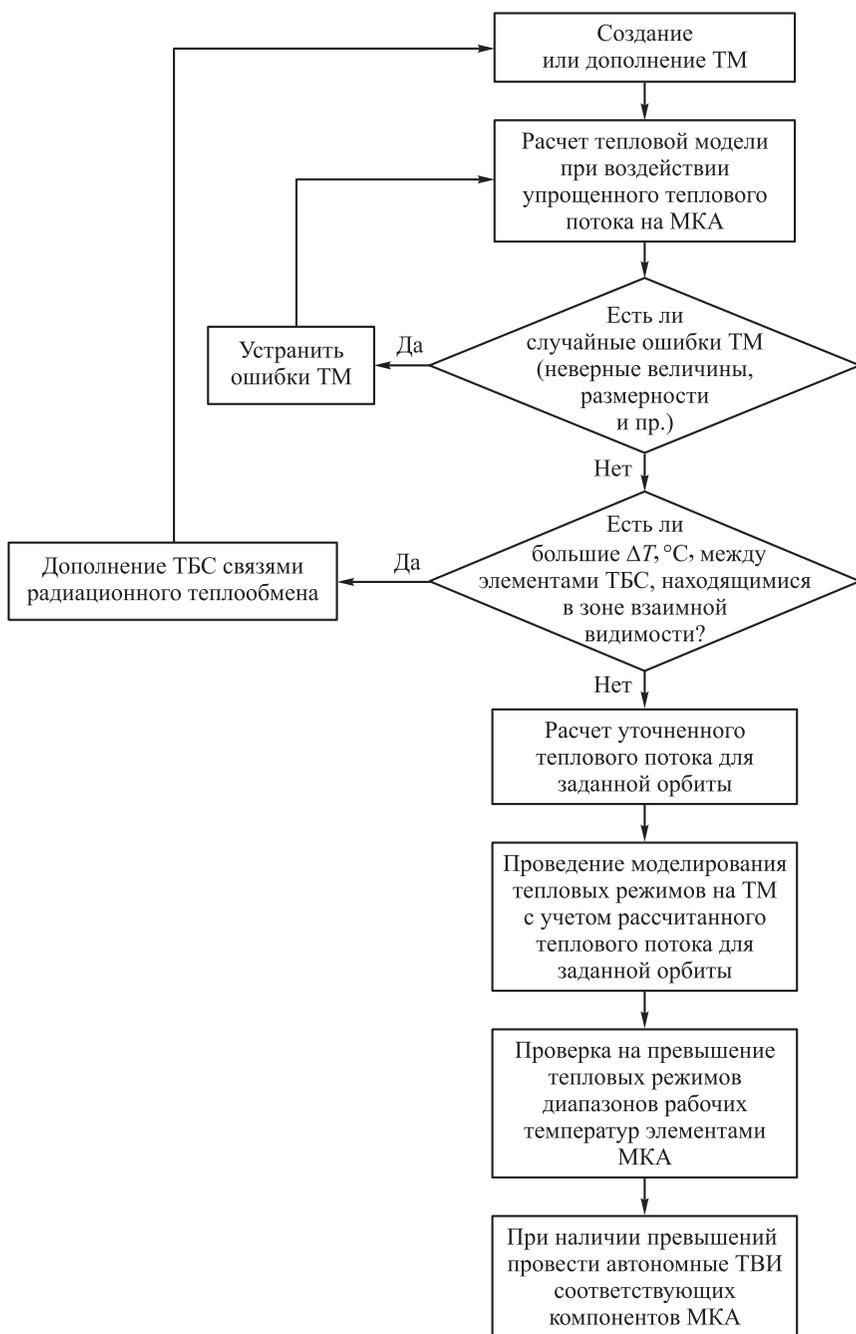


Рис. 4. Блок-схема алгоритма работы с тепловой моделью МКА

тепловой блок-схемы (ТБС)», «Охарактеризовать составные элементы и связи» (на рис. 4 не показаны).

Важным элементом нового подхода к ТВО МКА является описание характеристик элементов ТБС. Если характеристик недостаточно, необходимо провести новые измерения. В большинстве случаев при тепловом моделировании неизвест-

ным параметром является тепловое сопротивление между сопрягаемыми поверхностями механических элементов МКА (между термоинтерфейсами). При наличии площадей соприкосновения, сравнимых с геометрическими размерами элементов конструкции, можно говорить о зависимости термического сопротивления от сил сжатия и качества обработки поверхностей сопрягаемых тел. Добавление в термоинтерфейс прокладки или иного разделителя усложняет задачу теплового моделирования. В этом случае необходимо изготовить набор образцов, соединить их, приложив механические нагрузки (например, от затяжки болтов), эквивалентные расчетным нагрузкам между элементами конструкции МКА, и измерить. Испытания проводятся в соответствии со стандартом ASTM D5470-06 [10]. В связи с тем, что вакуум существенно влияет на процессы теплообмена и некоторые свойства материалов (оптические характеристики поверхности, тепловое сопротивление в области контакта двух тел), необходимо проводить измерения параметров термоинтерфейсов образцов в условиях вакуума ТВК. Для испытаний особо чувствительных к тепловым режимам мест МКА необходимо провести серию подобных испытаний для разных материалов и способов их обработки в целях поиска наиболее подходящего термоинтерфейса. В результате проведенных экспериментов разработчик получает реальные характеристики термоинтерфейсов, позволяющие уточнить тепловую модель. Полученные данные могут быть использованы в последующих разработках, что значительно сократит временные затраты на тепловое моделирование.

После уточнения всех необходимых характеристик можно приступить к созданию и анализу ТМ. Она может быть создана с использованием готовых программных продуктов, например специализированного ПО ESATAN или универсального ПО MATLAB с элементами Simscape Thermal библиотеки Simulink. Аналитический метод приведен в [11], пример расчета с использованием аналога в виде электрической цепи показан в [9]. Радиационный теплообмен вводится после предварительного проведенного расчета по формуле Стефана — Больцмана. Учет радиационного теплообмена — задача непростая. Поэтому предлагается в расчетах учитывать радиационные тепловые потоки отдельно взятых элементов ТБС, характеризующиеся степенью черноты, площадью и температурой излучаемой поверхности. При таком подходе в дальнейшем в расчетах предлагается учитывать радиационные тепловые связи, характеризующиеся наибольшей разницей радиационных тепловых потоков. Следует также учитывать переотражение излучения. Таким образом, определить необходимость учета радиационного теплообмена для случаев применения неспециализированных программных пакетов рекомендуется следующим образом.

- Выделить два тела, между которыми происходит радиационный теплообмен и которые имеют максимальную разницу радиационных тепловых потоков.
- Ввести данную связь между двумя телами в ТБС (при этом необходимо учесть площади исследуемых поверхностей и для упрощения расчетов принять угловые коэффициенты за единицу). Выполнить расчет температур ТБС.

- Если разность в температурах элементов МКА предварительного расчета и расчета с учетом введенной радиационной тепловой связи составит более 5 %, ввести угловые коэффициенты и следующую критическую радиационную связь.

Для случаев использования программного обеспечения, специализированного для тепловых расчетов, необходимо учитывать все радиационные связи. При известных параметрах поверхностей элементов конструкции МКА, влияющих на лучистый теплообмен, уточнение параметров не требуется. В противном случае, рекомендуется нанести на поверхность краски, параметры которых известны.

Алгоритм работы с ТМ приведен на рис. 4. Блок «Расчет тепловой модели» предполагает моделирование теплового режима МКА при воздействии упрощенного расчетного теплового потока. Например, возможно усреднение суммарного теплового потока от всех источников теплоты по всем внешним сторонам МКА, а также исключение плавного изменения внешнего потока солнечного излучения при переходе из теневой части орбиты на солнечную и пр. Цель проведения расчета тепловой модели заключается в следующем.

- Определение правильности тепловой модели в первом приближении, выявление ошибок программирования, несовпадения размерностей и пр. Например, при упрощенных внешних тепловых потоках легче обнаружить аномальное изменение температур отдельных компонентов МКА, ошибки характеристик тепловых связей.

- Выявление зон, в которых необходимо ввести радиационную тепловую связь. Из опыта реализованных проектов следует, что не было необходимости учитывать внутренние переизлучения из-за небольшой разности температур внутренних элементов конструкции.

Далее следует вычислить тепловой поток, которому будет подвержен МКА на орбите. Это приведет к усложнению ТМ, например, за счет описания тепловых потоков по отдельности для каждой стороны МКА. В этом случае возможно моделирование различных орбит и проверка температуры всех составных элементов конструкции для реальных условий эксплуатации.

Превышение допустимых значений температур некоторых элементов МКА может привести к сбоям в работе. Низкие температуры опасны для оптических (камеры) и механических систем (маховики, манипуляторы). Высокие температуры опасны для микроэлектроники (интегральных схем) и механических систем (уменьшение точности, рост вибрационных нагрузок маховиков). Особое внимание при анализе ТМ следует обращать не только на абсолютные значения, но и на динамику изменения температуры. Опасным фактором является высокая амплитуда температурных колебаний. Изменение температуры в широком диапазоне влияет на накопление остаточных деформаций в точках пайки коннекторов или электрорадиоизделий (ЭРИ). Это может привести к потере электрического контакта и отказу системы. Например, важно поддерживать температуру аккумуляторных батарей (АКБ) в рабочем диапазоне. Данный подход способен предупредить опасность переохладения АКБ и уже на ранних стадиях проектирования обеспечить его температурный режим. Согласно алгоритму

(см. рис. 4), следует провести ряд поверочных ТВИ отдельных элементов МКА, зависящих от температур посадочных мест. Так, например, необходимо выполнить калибровку гироскопов, проверить режимы работы маховиков и пр.

Все приведенные действия носят итерационный характер. При внесении изменений в механическую структуру МКА следует выполнять расчеты с обновленными параметрами. Вторая и последующие итерации значительно ускорены по сравнению с первой, так как в последующем достаточно лишь откорректировать ТБС, с помощью которой должна быть изменена ТМ, в соответствии с изменениями в конструкции МКА.

По завершении работ с механической частью МКА следует, согласно последнему блоку на рис. 4, проанализировать МКА на наличие элементов с узким рабочим диапазоном температур. В этом случае так же, как и с МКА с активным СОТР, необходимо разработать и изготовить тепловой макет МКА. Этот процесс пошагово описан в алгоритме на рис. 1. Тепловой макет предполагает подобие материалов и термоинтерфейсов, а также реализацию алгоритма работы СОТР.

После отработки тепловых режимов на тепловом макете в случае отсутствия замечаний можно приступить к производству летного образца. Часто МКА запускаются попутным грузом с другими аппаратами, поэтому операторы пуска предъявляют свои, достаточно жесткие требования к таким аппаратам. Эти требования касаются значительных внешних воздействующих факторов на этапе выведения, в том числе затронуты аспекты, обрабатываемые при ТВО. В большей степени это касается требований по дегазации. Без проведения этой операции оптические элементы попутных аппаратов рискуют быть засоренными. Такое возможно за счет сохранения низких температур при одновременном росте температур других элементов, например при выходе на солнечную часть орбиты. Молекулы газа, улетающие с других элементов конструкции МКА, будут намораживаться на оптике, как на центре кристаллизации.

В большинстве случаев ТВИ летного образца являются завершающим этапом наземной отработки МКА. В случае успешного проведения ТВИ КА допускается к запуску (см. рис. 1). При возникновении сбоев в работе теплового макета или летного образца после устранения выявленных недостатков необходимо вернуться к алгоритму, к тому пункту, на котором выявленная проблема может быть устранена. При любом исходе важно сохранить все результаты испытаний термоинтерфейсов для будущих проектов, в том числе тех, которые в конечном счете не были использованы в проекте.

Термовакuumные испытания летного образца являются важнейшим этапом отработки изделия и подлежат отдельному рассмотрению.

Выбор основных параметров ТВО. Для проведения ТВО МКА требуется ТВК. Выбор камеры и параметров, которым она должна соответствовать, обусловлен тремя факторами: давлением, температурой, бесконечностью космического пространства. Важны не только экстремальные значения параметров, но и их динамические характеристики: как быстро следует изменять температуры ТВК при проведении ТВИ.

При выведении МКА на орбиту происходит изменение давления: на уровне океана оно составляет примерно 760 мм рт. ст., в глубоком вакууме — порядка $1 \cdot 10^{-9}$ мм рт. ст. на высоте 3000 км. Воздействие глубокого вакуума обусловлено процессом испарения, потерей массы и изменением коэффициента трения. Процесс испарения компонентов материала определяется давлением паров компонентов и различен для чистых металлов, сплавов, других неорганических материалов и материалов на органической основе. При поддержании для каждого материала на органической основе температуры в диапазоне 200...300 °С в вакууме происходит потеря до 10 % массы вещества. Влияние вакуума на трение определяется изменением состояния поверхности материалов, ухудшением теплопередачи, испаряемостью жидких и твердых смазывающих материалов, имеющих высокое давление паров. Важным обстоятельством является то, что глубокий вакуум меняет параметры передачи теплоты между телами: в этом случае имеет место только излучение и теплопроводность. Приведенные факты подтверждают необходимость измерения тепловых параметров материалов и термоинтерфейсов в вакууме. Выделяют несколько этапов ТВИ по параметру «Давление в ТВК» [12]:

- безвакуумный — проверка работоспособности объекта испытания в закрытой ТВК при нормальном атмосферном давлении;
- низковакуумный — проверка работоспособности при вакууме на уровне $1 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст.;
- глубоковакуумный — проверка работоспособности при уровне вакуума $1 \cdot 10^{-6}$... $1 \cdot 10^{-7}$ мм рт. ст.

В космическом пространстве возможен большой градиент действующих температур. Малоразмерный КА взаимодействует с космическим вакуумом, температура которого приближается к 4 К. В зависимости от положения в пространстве и ориентации МКА относительно Солнца (для околоземного космического пространства) и применяемых внешних покрытий температура элементов МКА может достигать 400...450 К. В большинстве случаев температурный диапазон элементов конструкции МКА составляет 77...400 К.

Большой диапазон рабочих температур влияет на работоспособность оптико-механических устройств спутника, стабильность характеристик ЭРИ, тепловых развязок, а также механизмов раскрытия. Температурный фактор оказывает большое влияние на объект испытания — МКА, особенно если в состав объекта входят микроэлектронные компоненты, элементы, чувствительные к температурным деформациям (оптические системы), различные клеи и другие элементы, свойства которых меняются с изменением температуры.

Рассмотренный температурный фактор позволяет определить температурные режимы при проведении различных ТВИ в ТВК. Выделяют нормальные температуры $-40...50$ °С — допустимый диапазон температур работы элементной базы; низкотемпературный $-50...80$ °С; криогенно-температурный: 77 К — температура кипения жидкого азота; 55 К — температура кипения жидкого кислорода; 4 К — температура кипения жидкого гелия.

Сложнее всего обеспечить работу ТВК в режиме криогенных температур. Такие режимы отличаются дороговизной как оборудования, так и расходных криогенных жидкостей.

При имитации солнечного излучения на больших поверхностях возникают проблемы создания равномерного потока. Малые габаритные размеры МКА позволяют при необходимости дооснастить ТВК имитаторами Солнца менее сложных конструкций, что позволяет избежать неравномерного освещения: слабоосвещенных зон и зон, подверженных избыточному излучению. При моделировании движения аппарата такие зоны искажают реальное воздействие Солнца.

Если во внешних элементах конструкции МКА применяются материалы и покрытия, оптические свойства которых слабо зависят от длины волны, то возможно применение инфракрасных нагревателей, расположенных вокруг ОИ, причем все элементы внутри камеры жестко закреплены. Имитация солнечного излучения в этом случае будет идти за счет попеременного включения нагревателей.

При проведении ТВО важно оградить ОИ от внешних воздействий: погрешность вводят молекулы, оторвавшиеся от объекта и вернувшиеся обратно. Поэтому важно имитировать бесконечность космического пространства. Размер камеры должен на порядок превышать размер ОИ. Однако при степени черноты внутренней стенки камеры более 0,95 соотношения между размерами объекта и камеры могут лежать в интервале 0,5–0,9 [9].

Рекомендации по совершенствованию методики ТВО. Составной частью ТВО являются различные ТВИ. Представим типовую циклограмму ускоренных ТВИ [12].

- Установить ОИ в ТВК, выполнить подключение контрольно-измерительной аппаратуры.
- Выполнить проверку работоспособности при открытой камере.
- В случае прохождения проверки закрыть камеру.
- Проверка на функционирование при нормальных климатических условиях: $T = 20 \pm 5^\circ\text{C}$, $p = 760$ мм рт. ст., относительная влажность воздуха 45...80 %.
- Переходный процесс — снижение давления до $1 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. при $T = 20 \pm 5^\circ\text{C}$.
- Проверка на функционирование при давлении $1 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. и температуре $T = 20 \pm 5^\circ\text{C}$.
- Этап дегазации. Повысить температуру посадочных мест ОИ до 65...90 °С (рекомендуется наименьшая температура из всех допустимых для всех элементов ОИ). Выдержка 36...60 ч. Процесс дегазации считать законченным при установившемся давлении (зависит от камеры, в идеале — не более $0,5 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. за 4 ч).
- Переходный процесс — снижение температуры посадочных мест ОИ до $T = T_{\min} \pm 5^\circ\text{C}$, давление до $1 \cdot 10^{-7}$ мм рт. ст. Ограничение скорости изменения температуры 9 °С/ч.

- Проверка на функционирование при установившемся режиме температур. Для его достижения необходима выдержка от 2 до 6 ч при $T = T_{\min} \pm 5^\circ\text{C}$, давление до $1 \cdot 10^{-7}$ мм рт. ст.

- Переходный процесс — повышение температуры посадочных мест МКА до $T = T_{\max} \pm 5^\circ\text{C}$ при давлении $1 \cdot 10^{-7}$ мм рт. ст. Ограничение скорости изменения температуры $9^\circ\text{C}/\text{ч}$.

- Проверка на функционирование при установившемся режиме температур. Для его достижения необходима выдержка от 2 до 6 ч при $T = T_{\max} \pm 5^\circ\text{C}$, давление до $1 \cdot 10^{-7}$ мм рт. ст.

- Переходный процесс — снижение до температуры $T = 20 \pm 5^\circ\text{C}$ при давлении $1 \cdot 10^{-7} \dots 1 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. Ограничение скорости изменения температуры $9^\circ\text{C}/\text{ч}$.

- Проверка на функционирование при установившемся режиме температур. Для его достижения необходима выдержка от 2 до 6 ч при $T = 20 \pm 5^\circ\text{C}$ и давлении $1 \cdot 10^{-7} \dots 1 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. Экраны камеры размораживаются.

- Переходный процесс — переход к нормальным климатическим условиям ($T = 20 \pm 5^\circ\text{C}$ при давлении 760 мм рт. ст.).

- Проверка на функционирование при нормальных климатических условиях.

- Возможно открытие стенок камеры, демонтаж аппаратуры.

Приведенная циклограмма является типовой, в нее могут быть внесены изменения при использовании проверок СОТР, введении имитатора солнечного излучения или необходимости проверок функционирования в промежуточных точках тепловых режимов. Продолжительность циклограммы — один цикл — является достаточным для большинства проектов. Работоспособность проверяется при низких и высоких расчетных температурах эксплуатации с учетом коэффициентов запаса.

При наличии макета МКА, пригодного для ТВИ, проводят проверку ТМ с целью выявить ее корректность. При использовании приведенного подхода этого не требуется, так как параметры модели являются результатами испытаний термоинтерфейсов, входящих в состав МКА.

Циклограмма начинается с испытаний в областях низких температур. Это связано с низким КПД охлаждения в сравнении с процессом нагрева.

Продолжительность участков ТВИ, при которых ОИ выдерживается при определенных постоянных внешних воздействиях, сильно зависит от его конструкции. Рекомендуется применить местные нагревающие / охлаждающие устройства. Благодаря им компенсируется низкий тепловой поток к элементам, отделенным большим тепловым сопротивлением от поверхностей ОИ, через которые ОИ взаимодействует с тепловыми элементами ТВК. Данная рекомендация опирается на опыт проведения ТВИ МКА, который показывает, что в среднем на 1 кг массы КА требуется около 1 ч поддержания установившихся температур тепловых элементов ТВК.

Заключение. Опыт работы с введенным в эксплуатацию в сентябре 2009 г. спутником «Swiss Cube» (EPFL, Lausanne, Switzerland), а также с находящимся на

финальной стадии разработки спутником «МКА «Бауманец-2» [13] (МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва) и на ранней стадии разработки МКА «CubETH» [14] (EPFL, Lausanne, Switzerland) позволил отработать приведенный подход. Перечислим основные аспекты.

- Тепловые режимы вносят коррективы в конструкторскую часть МКА, начиная с ранних этапов разработки.
 - Разрабатывается ТБС, выполняющая функцию интерфейса между инженерами, ответственными за конструкции и ТМ МКА.
 - При необходимости проводится серия испытаний, в рамках которых определяются неизвестные параметры термоинтерфейсов, характеризующих МКА.
- Преимущества предлагаемого подхода следующие.
- Надежный инструмент, используемый как на этапах разработки при математическом моделировании ТМ, так и проведении ТВИ, что обеспечивает надежное функционирование КА в процессе эксплуатации.
 - Помогает оптимизировать конструкцию в процессе разработки для создания наилучшей тепловой схемы МКА.
 - Позволяет охарактеризовать конструкцию МКА с точки зрения тепловых режимов, выявить проблемные места и выдать рекомендации к их устранению.
 - Минимизация временных и материальных затрат на проведение ТВИ различных образцов и моделей МКА.
 - Позволяет снизить требования к ТВК, необходимой для проведения испытаний.
 - Отказ от дорогостоящего имитатора солнечного излучения или предоставление возможности использования инфракрасных нагревателей взамен дорогостоящих имитаторов солнечного излучения по дооснащению камеры стационарными нагревателями.
 - Универсальность применяемого метода с широкими возможностями по адаптации к конкретным проектам и масштабированию.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Крат С.А., Христич В.В.* Тепловакуумная обработка космических аппаратов: развитие новых тенденций // Вестник СибГАУ. 2010. № 4. С. 126–129.
2. *Салахутдинов Г.* Методы проектирования и отработки первых космических аппаратов в США (1955–1965) // Из истории авиации и космонавтики. 1998. Вып. 72.
3. *Mayorova V.* Integration of educational and scientific-technological areas during the process of education of aerospace engineers // Acta Astronautica. 2011. Vol. 69. No. 7–8. P. 737–743. DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.04.007 URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576511001160>
4. *Esper J., Panetta P.V., Ryschkewitsch M.* NASA–GSFC nano-satellite technology for Earth science missions // Acta Astronautica. 2000. Vol. 46. No. 2–6. P. 287–296. DOI: 10.1016/S0094-5765(99)00214-3 URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576599002143>

5. *Waydo S., Henry D., Campbell M.* CubeSat design for LEO-based Earth science missions // IEEE Aerospace Conference Proceedings. 2002. Vol. 1. P. 435–445. DOI: 10.1109/AERO.2002.1036863
URL: <http://ieeexplore.ieee.org/document/1036863/>
6. *Xue Y., Li Y., Guang J.* Small satellite remote sensing and applications — history, current and future // International Journal of Remote Sensing. 2008. Vol. 29. No. 15. P. 4339–4372.
DOI: 10.1080/01431160801914945 URL: <http://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/01431160801914945>
7. *Семена Н.П., Костенко В.И., Цукерман Е.Б.* Упрощенный метод моделирования тепловых режимов модулей космического телескопа «Содарт» при наземных термовакуумных испытаниях. М.: ИКИ РАН, 1998. 29 с.
8. *Дульнев Г.Н., Лукьянов Г.Н., Макаров С.Л.* Автоматизированная измерительная система для термовакуумных испытаний телевизионной системы «Вега». М.: ИКИ АН СССР, 1986. 184 с.
9. *Лю Ц., Костенко В.И.* Некоторые особенности проведения термовакуумных испытаний. М.: ИКИ РАН, 1995. 11с.
10. *ASTM D5470-12.* Standard test method for thermal transmission properties of thermally conductive electrical insulation materials. ASTM International, 2006. 6 p.
11. *Дульнев Г., Костенко В., Сахова Е., Ушаковская Е.* Тепловой расчет телекамеры «ВЕГА» // М.: ИКИ АН СССР, 1984. 34 с.
12. *Костенко В.* Разработка, развитие и внедрение технологических методов и средств для реализации космического эксперимента. М.: ИКИ РАН, 2002. 71 с.
13. *Mayorova V., Nerovny N., Leonov V., Grishko D.* Generic space micro platform Baumannets-2: on the verge of the launch // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC “66rd International Astronautical Congress 2012, IAC 2015”. 2015. P. 3284–3291.
14. *Ivanov A., Rossi S., Mullin N.* CubETH: nano-satellite mission for orbit and attitude determination using low-cost GNSS receivers // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC “66rd International Astronautical Congress 2015, IAC 2015”. 2015. P. 3955–3966.

Майорова Вера Ивановна — д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

Муллин Николай Александрович — аспирант кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Майорова В.И., Муллин Н.А. Некоторые аспекты термовакуумной отработки малоразмерных космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 2. С. 28–43. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-28-43

SOME ASPECTS OF SMALL SPACECRAFT THERMAL-VACUUM TESTING**V.I. Mayorova**
N.A. Mullinvictoria.mayorova@gmail.com
mullin@bmstu.ru**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

Abstract

The number of small satellites has increased drastically in the last decade. Thermal testing is a necessary step for numerous projects. It includes thermal modeling, manufacturing of thermal models, thermal vacuum tests. Thermal modeling is often important to establish feasibility and verify requirements for a mission. The work is time and money consuming. The study presents a new approach to thermal model testing and thermal vacuum testing. It enables us to improve the quality and flexibility of modeling, as well as reduce the duration of testing the expensive thermal experimental models and samples in the thermal vacuum chamber. According to the developed methodology, the calculation of simplified thermal models should start at the stage of structure and thermal model development. Simplification and acceleration of the thermal modeling is achieved by thermal parameters analysis which leads to higher accuracy of the thermal model. This allows for determining the necessary parameters of a thermal model without additional tests on the early stages of the project and choosing the simplest thermal scheme with optimal temperature control system

Keywords

Small spacecraft, test methods, accelerated test, thermal vacuum tests, thermal model

REFERENCES

- [1] Krat S.A., Khristich V.V. Spacecraft thermal vacuum optimization: development of new tendencies. *Vestnik SibGAU*, 2010, no. 4, pp. 126–129 (in Russ.).
- [2] Salakhutdinov G. Engineering and processing methods of the first spacecrafts in USA (1955–1965). *Iz istorii aviatsii i kosmonavтики* [From history of aviation and cosmonautics]. 1998, no. 72.
- [3] Mayorova V. Integration of educational and scientific–technological areas during the process of education of aerospace engineers. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 69, no. 7-8, pp. 737–743.
DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.04.007 Available at: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576511001160>
- [4] Esper J., Panetta P.V., Ryschkewitsch M. NASA–GSFC nano-satellite technology for Earth science missions. *Acta Astronautica*, 2000, vol. 46, no. 2-6, pp. 287–296.
DOI: 10.1016/S0094-5765(99)00214-3 Available at: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576599002143>
- [5] Waydo S., Henry D., Campbell M. CubeSat design for LEO-based Earth science missions. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, 2002, vol. 1, pp. 435–445.
DOI: 10.1109/AERO.2002.1036863 Available at: <http://ieeexplore.ieee.org/document/1036863>

- [6] Xue Y., Li Y., Guang J. Small satellite remote sensing and applications — history, current and future. *International Journal of Remote Sensing*, 2008, vol. 29, no. 15, pp. 4339–4372. DOI: 10.1080/0143116080191494 Available at: <http://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/01431160801914945>
- [7] Semena N.P., Kostenko V.I., Tsukerman E.B. Uproshchennyy metod modelirovaniya teplovykh rezhimov moduley kosmicheskogo telescopa «Sodart» pri nazemnykh teplovakuumnykh ispytaniyakh [Simplified thermal conditions simulation method of “Sodart” space telescope in ground thermal-vacuum tests]. Moscow, IKI RAN Publ., 1998. 29 p. (in Russ.).
- [8] Dul'nev G.N., Luk'yanov G.N., Makarov S.L. Avtomatizirovannaya izmeritel'naya sistema dlya termovakuumnykh ispytaniy televizionnoy sistemy “Vega” [Automated system for thermal-vacuum tests of “Vega” TV system]. Moscow, IKI AN SSSR Publ., 1986. 184 p.
- [9] Lyu Ts., Kostenko V.I. Nekotorye osobennosti provedeniya termovakuumnykh ispytaniy [Some features of thermal-vacuum tests]. Moscow, IKI RAN Publ., 1995. 11 p.
- [10] Standard D 5470–06. Standard test method for thermal transmission properties of thermally conductive electrical insulation materials. ASTM International, 2006. 6 p.
- [11] Dul'nev G., Kostenko V., Sakhova E., Ushakovskaya E. Teplovy raschet telekamery “VEGA” [Thermal calculation of “Vega” TV camera]. Moscow, IKI AN SSSR Publ., 1984. 34 p.
- [12] Kostenko V. Razrabotka, razvitie i vnedrenie tekhnologicheskikh metodov i sredstv dlya realizatsii kosmicheskogo eksperimenta [Developing, evolution and implementation of manufacturing methods and tools for space experiment implementation]. Moscow, IKI RAN Publ., 2002. 71 p.
- [13] Mayorova V., Nerovny N., Leonov V., Grishko D. Generic space micro platform Baumanets-2: on the verge of the launch. *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC “66rd International Astronautical Congress 2012, IAC 2015”*, 2015, pp. 3284–3291.
- [14] Ivanov A., Rossi S., Mullin N. CubETH: nano-satellite mission for orbit and attitude determination using low-cost GNSS receivers. *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC “66rd International Astronautical Congress 2015, IAC 2015”*, 2015, pp. 3955–3966.

Mayorova V.I. — Dr. Sc. (Eng.), Assoc. Professor of Spacecraft and Launch Vehicles Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

Mullin N.A. — post-graduate student of Spacecraft and Launch Vehicles Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Mayorova V.I., Mullin N.A. Some Aspects of Small Spacecraft Thermal-Vacuum Testing. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2017, no. 2, pp. 28–43. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-2-28-43