

ГЛАВА 02

ОБЩИЕ СИСТЕМНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

TABLE OF CONTENTS / ОГЛАВЛЕНИЕ

1.	ОПИСАНИЕ.....	6
2.	ССЫЛОЧНЫЕ ДОКУМЕНТЫ.....	6
3.	ОПРЕДЕЛЕНИЯ И СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	6
3.1.	Определения.....	6
3.2.	Перечень сокращений.....	6
4.	ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ.....	8
5.	ТРЕБОВАНИЯ к Программе полёта.....	9
5.1.	Выведение КА на орбиту.....	9
5.2.	Орбитальное положение КА.....	9
5.3.	Изменение точки стояния КА.....	9
5.4.	перевод КА на орбиту захоронения.....	9
5.5.	Возможности управления по наклонению и наведению.....	9
5.6.	Regulatory Constraints / Законодательные ограничения.....	10
6.	ТРЕБОВАНИЯ К ИНТЕРФЕЙСУ.....	11
6.1.	Интерфейс ракеты-носителя	11
6.2.	Интерфейс с наземным сегментом.....	11
6.2.1.	Общие положения.....	11
6.2.2.	На Земле.....	11
6.2.3.	На орбите.....	11
6.3.	интерфейсов закрытия телеметрии и телекоманд.....	11
6.3.1.	Шифрование телекоманд	11
6.3.2.	Шифрование телеметрии.....	12
7.	ТРЕБОВАНИЯ К ВНЕШНИМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ.....	13
8.	ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ.....	14
8.1.	управление на орбите.....	14
8.1.1.	Общие положения.....	14
8.1.2.	Управление наклонения.....	14
8.1.3.	Управление в плоскости орбиты.....	14
8.1.4.	Точность.....	14
8.1.5.	Цикл управления положением.....	14
8.2.	Автономность.....	15
8.3.	Работоспособность.....	15
8.4.	Управляемость.....	15
8.5.	Наблюдаемость.....	16
8.6.	Определение технического ресурса.....	16
9.	HUMAN FACTOR REQUIREMENTS / ТРЕБОВАНИЯ, СВЯЗАННЫЕ С ЧЕЛОВЕЧЕСКИМ ФАКТОРОМ	16
9.1.	Safety / Безопасность	16
10.	ТРЕБОВАНИЯ по поддержке логистики.....	17

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

10.1.	Транспортировка	17
10.2.	Обслуживание	17
11.	ФИЗИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ	17
11.1.	Основные габаритные размеры КА.....	17
11.2.	Масса КА.....	17
11.2.1.	Расчётная масса.....	17
11.2.2.	Эффективная масса	17
12.	ТРЕБОВАНИЯ К ГАРАНТИИ КАЧЕСТВА ПРОДУКТА	18
12.1.	Надёжность.....	18
12.2.	Safety / Безопасность	18
12.3.	Ремонтопригодность	18
13.	ТРЕБОВАНИЯ К КОНФИГУРАЦИИ	18
14.	ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ	18
14.1.	Общие положения	18
14.2.	Непредусмотренный отказ.....	19
14.3.	разделение резервного оборудования	19
14.4.	Общее размещение	19
14.5.	система координат КА.....	19
14.6.	Заправка топливом.....	19
14.7.	Сборка, Интеграция и испытания	20
15.	подтверждение ТРЕБОВАНИИИ	20
15.1.	Общие положения	20
15.2.	Подтверждение испытанием	20
15.2.1.	Общие положения	20
15.2.2.1.	Цель	21
15.2.2.2.	Требования к испытаниям	21
15.2.2.3.	Дополнительные требования	22
15.2.3.	Проверка на совместимость.....	23
15.2.3.1.	Цель	23
15.2.3.2.	Заводские испытания	23
15.2.3.3.	Испытание на космодроме.....	23
15.2.4.	Испытание на ударные нагрузки.....	24
15.2.4.1.	Цель	24
15.2.4.2.	Требования испытаний	24
15.2.4.3.	Дополнительные требования	25
15.2.4.4.	Уровни и продолжительность испытаний.....	25
15.2.5.	Акустические испытания	26
15.2.5.1.	Цель	26
15.2.5.2.	Требования испытаний	26

От Подрядчика

От ГПКС

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

15.2.5.3.	Дополнительные требования	26
15.2.5.4.	Уровни и продолжительность испытаний	27
15.2.6.	Синусоидальный виброиспытания	27
15.2.6.1.	Цель	27
15.2.6.2.	Требования испытаний	27
15.2.6.3.	Дополнительные требования	28
15.2.6.4.	Уровни и продолжительность испытаний	28
15.2.7.	Испытание теплового баланса	29
15.2.7.1.	Цель	29
15.2.7.2.	Требования испытаний	29
15.2.7.3.	Дополнительные требования	30
15.2.7.4.	Уровни и продолжительность испытаний	30
15.2.8.	Термовакuumные испытания	30
15.2.8.1.	Цель	30
15.2.8.2.	Требования испытаний	31
15.2.8.3.	Дополнительные требования	31
15.2.8.4.	Уровни и продолжительность испытаний	32
15.2.9.	Испытания на давление/утечку	33
15.2.9.1.	Цель	33
15.2.9.2.	Требования испытаний	33
15.2.9.3.	Дополнительные требования	33
15.2.9.4.	Уровни и продолжительность испытаний	34
15.2.10.	Испытание на электромагнитную совместимость	34
15.2.10.1.	Цель	34
15.2.10.2.	Требования испытаний	34
15.2.10.3.	Уровни и продолжительность испытаний	36
15.2.11.	Испытания на соответствие системы	37
15.2.11.1.	Цель	37
15.2.11.2.	Описание испытания	37
15.2.11.3.	Уровни и продолжительность испытаний	37
15.2.12.	Предпусковые испытания	37
15.2.12.1.	Цель	37
15.2.12.2.	Требования испытаний	37
15.2.13.	In-Orbit Test / Испытание на орбите	38
15.2.13.1.	Purpose / Цель	38
15.2.13.2.	Требования испытаний	38

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

15.2.14.	Последовательность испытаний КА.....	39
15.2.15.	Максимальные допустимые пределы при испытаниях	40
15.3.	Подтверждение анализом.....	41
15.3.1.	Общие положения.....	41
15.3.2.	Системные анализы проекта КА и отклонения	41
15.3.3.	Анализ миссии	41
15.3.4.	Динамический анализ.....	43
15.3.5.	Анализ массовых характеристик.....	43
15.3.6.	Анализ наведения.....	43
15.3.7.	Анализ ГСАС.....	45
15.3.8.	Анализ снижения засорённости космоса и защиты от космического мусора 45	
15.3.9.	Анализ времени реакции на определение отказа, изоляции и восстановления работоспособности	45
15.3.10.	Анализ электромагнитной совместимости (ЭМС).....	46
15.3.10.1.	Общие положения.....	46
15.3.10.2.	Коллокация	46
15.3.10.3.	Ракета-носитель.....	46
15.3.11.	Анализ внешних воздействий.....	46
15.3.12.	Анализ влияния радиации	46
15.3.13.	Электростатический анализ.....	47
15.3.14.	Расчёт загрязнений.....	47
15.3.15.	Расчёт разгерметизации.....	47
15.3.16.	Расчёт надёжности.....	47
15.4.	Подтверждение проверкой конструкции	48
15.5.	Подтверждение осмотром	48
15.6.	Матрицы подтверждения	48
15.6.1.	Функциональные требования.....	48
15.6.2.	Требования миссии.....	48
15.6.3.	Требования к интерфейсу.....	48
15.6.4.	Экологические требования.....	48
15.6.5.	Эксплуатационные требования	49
15.6.6.	Требования, связанные с человеческим фактором.....	49
15.6.7.	Требования к материально-техническому обеспечению.....	49
15.6.8.	Физические требования.....	49
15.6.9.	Требования к качеству продукта.....	49
15.6.10.	Требования к конфигурации	50
15.6.11.	Требования к конструкции	50
15.7.	Требования по испытаниям и проверочные матрицы.....	50

1. ОПИСАНИЕ

В данной главе рассматриваются минимальные уровень системных технических требований к связному КА, одновременно с соответствующими требованиями к проверке правильности выполнения операций.

В случае противоречий между требованиями, изложенными в настоящей главе, и определёнными в других главах настоящего документа (Приложение В к Договору), преимущество отдаётся требованиям данной главы 2.

2. ССЫЛОЧНЫЕ ДОКУМЕНТЫ

См. главу 1

3. ОПРЕДЕЛЕНИЯ И СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

3.1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ

В данном документе приняты следующие термины:

Фаза пассивного полёта

Означает любую орбитальную или баллистическую фазу, при которой на траекторию не воздействует двигательная система.

Непрерывное удовлетворительное функционирование

Определение дано в Статье 1 Договора.

Запуск

Определение дано в Статье 1 Договора.

Срок службы

Определение дано в Статье 1 Договора.

Эксплуатационный срок службы

Означает расчётное время, в течение которого КА можно управлять на геостационарной орбите, как по наклонению, так и в плоскости орбиты.

Космический аппарат

Определение дано в Статье 1 Договора.

3.2. ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ

В данном документе приняты следующие сокращения:

AD	Applicable Document	Применимый документ
AIT	Assembly Integration and Test	Сборка, интеграция и испытания
BPE	Beam Pointing Error	Ошибка наведения луча
CLA	Coupled Load Analysis	Расчёт (анализ) связанных нагрузок
FMCR	Flight Model Completion Review	Рассмотрение готовности летной модели
FDIR	Failure Detection, Isolation and Recovery	Выявление отказа, определение место положения и восстановление

От Подрядчика

От ГПКС

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

FRR	Flight Readiness Review	Рассмотрение готовности к полету
GTO	Geostationary Transfer Orbit	Геопереходная орбита
GSO	Geostationary Orbit	Геостационарная орбита
IOT	In-Orbit Tests	Испытание на орбите
LEOP	Launch and Early Orbit Phase	Запуск и начальные операции на орбите
LVA	Launch Vehicle Adaptor (also called Payload Adaptor – PLA)	Адаптор РН (также называемый адаптер полезной нагрузки)
SCC	Spacecraft Control Centre	ЦУП
SOW	Statement of Work	Содержание работ
SPF	Single Point Failure	Точка единичного отказа
TC	Telecommand	Телекоманда
TCR	Telecommand and Ranging	Телекоманды и измерение дальности
TM	Telemetry	Телеметрия

4. ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

КА должен обеспечивать непрерывную удовлетворительную работу за всё время своей службы.

Эксплуатационный срок службы КА должен составлять не менее **TBD** лет за пределами ГСАС с вероятностью **95%**. *Примечание: прогноз делается с учётом раздела 11.2.*

Если не указано иное, КА должен обеспечивать непрерывное удовлетворительное функционирование независимо от его положения на геостационарной орбите.

КА должен обеспечивать непрерывное удовлетворительное функционирование после запуска с борта одного из указанных средств выведения.

КА должен обеспечивать непрерывное удовлетворительное функционирование в течении ГСАС после периода хранения **2 года** в соответствующих условиях в помещении Подрядчика. *Примечание: КА не должен хранить в лётной конфигурации.*

КА должен обеспечивать непрерывное удовлетворительное функционирование в течении ГСАС после периода хранения **6 месяцев** в соответствующих условиях на космодроме. *Примечание: КА должен хранить в полётной конфигурации, т.е. после рассмотрения готовности к запуску.*

5. ТРЕБОВАНИЯ К ПРОГРАММЕ ПОЛЁТА

5.1. ВЫВЕДЕНИЕ КА НА ОРБИТУ

Программа полёта КА должна состоять из двух последовательных этапов:

- Этап I) — начинается с момента отрыва от стартового стола и заканчивается принятием КА на орбите. Этот период включает в себя:
 - (i) запуск и начальные операции орбите, которые заканчиваются при достижении КА заданных высоты и наклона орбиты;
 - (ii) ввод в эксплуатацию и испытания на орбите, а также любой период или дрейф в нормальную орбитальную позицию.
- Этап II) — начинается после принятия КА на орбите и заканчивается после завершения манёвра перевода на орбиту захоронения. Этот период включает в себя:
 - (i) Фаза полностью стабилизированного положения на ГСО
 - (ii) Фаза на наклонной геосинхронной орбите с наклоном до **3 градусов**, если так будет решено в ГПКС;
 - (iii) манёвр перевода на орбиту захоронения.

Период первого этапа не должен превышать **90 суток**.

Примечание: в топливном бюджете не требуется учитывать операции на наклонной орбите.

5.2. ОРБИТАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ КА

Примечание: номинальная орбитальная позиция(-и) на геосинхронной орбите определена в главе 3.

Примечание: топливный бюджет должен быть рассчитан исходя из наихудшего случая орбитальной позиции, определённой в главе 3.

КА должен обеспечивать совместную коллокацию и функционирование с другими КА, чьи характеристики указаны в AD(B-50).

5.3. ИЗМЕНЕНИЕ ТОЧКИ СТОЯНИЯ КА

Должна быть предусмотрена возможность перевода КА по долготе в пределах геостационарной дуги со скоростью дрейфа до **2 градусов** в сутки в любое время в течение ГСАС. *Примечание: топливный бюджет должен быть рассчитан с учётом одного перевода по долготе.*

5.4. ПЕРЕВОД КА НА ОРБИТУ ЗАХОРОНЕНИЯ

Должна быть обеспечена возможность перевода КА на орбиту захоронения не менее, чем на **300 км** выше геостационарной орбиты в конце ГСАС. *Примечание: топливный бюджет следует рассчитывать с учётом такого манёвра.*

5.5. ВОЗМОЖНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПО НАКЛОНЕНИЮ И НАВЕДЕНИЮ

КА должен обеспечивать постоянное управление отклонением по углам крена, тангажа и рысканья в орбитальной позиции, сохраняя при этом характеристики управления ориентаций.

Возможности смещения точки прицеливания должны составлять:

От Подрядчика

От ГПКС

- \pm **TBD градусов** по крену;
- \pm **TBD градусов** по тангажу;
- \pm **TBD градусов** по рысканью.

КА должен обеспечивать измерение диаграмм направленности всех антенн в орбитальной позиции с единственной наземной станцией, расположенной в **TBD**.

Должно быть предусмотрено измерение диаграмм направленности всех антенн в орбитальной позиции в угловом диапазоне, который включает указанные зоны обслуживания и области изоляции, увеличенные во всех направлениях на **2 градуса**.

Примечание: оценка топливного бюджета должна учитывать оценку расчёта топлива измерения диаграммы направленности одной антенны в начале ГСАС.

5.6. ЗАКОНОДАТЕЛЬНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Требования к программе полёта КА должны удовлетворять требованиям к программе полёта, изложенным в российском законе о космосе (ТВС) и всем другим национальным законам, которые могут применимы для миссии

Должна быть предусмотрена пассивирования (создание защитной плёнки на поверхности металла) всех источников энергии КА, например, разрядка аккумуляторных батарей, топливных баков и выпуск газа наддува после перехода на орбиту захоронения. *Примечание: КА, запускаемые до 2020 г., должны отвечать требованию полной выработке ресурса.*

6. ТРЕБОВАНИЯ К ИНТЕРФЕЙСУ

6.1. ИНТЕРФЕЙС РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

КА должен быть совместим как минимум со следующими РН:

- семейство РН PROTON;

КА должен быть совместим со стандартными программами полета РН, как описано в соответствующих руководствах пользователя. *Примечание: возможно рассмотрение любой другой программы полета в рамках совместимости с конструкцией и требованиями КА.*

КА должен удовлетворять всем применимым законодательным ограничениям на момент запуска, которые введены агентствами по запуску РН.

6.2. ИНТЕРФЕЙС С НАЗЕМНЫМ СЕГМЕНТОМ

6.2.1. Общие положения

Должно обеспечиваться управление Спутником с использованием интерфейсных протоколов ТМ/ТК либо через кабельные разъёмы, либо через радиочастотные интерфейсы, либо через первое и второе средства
. *Примечание: во всех случаях Подрядчик обязуется обеспечить безопасную работу при использовании телекоманд и телеметрии.*

6.2.2. На Земле

Должно обеспечиваться непосредственное управление КА, либо из ЦУП для LEOP, либо из основного ЦУП, например, для подтверждения совместимости между наземным и космическим сегментами.

Должно обеспечиваться непосредственное управление КА, либо из ЦУП для LEOP, либо из основного ЦУП во время фазы АIT и на полигоне запуска, включая, на сколько это возможно технически, проверки всех наземных систем и функций.

Должно обеспечиваться непосредственное управление КА через протоколы телеметрии и телекоманд, либо через кабельный разъём, либо через радиочастотный интерфейс, либо через то и другое, будучи установленным на РН.

Примечание: в дополнение к протоколам телеметрии и телекоманд для управления КА, возможности наземных средств управления могут использоваться только в целях проверки.

6.2.3. На орбите

Должно обеспечиваться непосредственное управление КА при помощи интерфейса телеметрии и телеуправления либо из ЦУП для LEOP, либо из основного ЦУП.

6.3. ИНТЕРФЕЙСОВ ЗАКРЫТИЯ ТЕЛЕМЕТРИИ И ТЕЛЕКОМАНД

6.3.1. Шифрование телекоманд

КА должен быть полностью совместим с указанными протоколами шифрования телекоманд для обеспечения безопасной передачи телекоманд с наземного сегмента. *Примечание: окончательный выбор протоколов шифрования делается ГПКС до EDC.*

КА должен поддерживать дополнительные протоколы шифрования и проверки подлинности телекоманд в случае использования протокола шифрования CARIBOU (TBC). *Примечание 1: эти протоколы можно использовать на взаимоисключающей основе. Примечание 2: окончательный выбор дополнительного протокола шифрования делается ГПКС до EDC.*

6.3.2. Шифрование телеметрии

КА должен быть совместим с указанными протоколами шифрования телеметрии для обеспечения безопасной передачи телеметрических данных наземному сегменту. *Примечание: окончательный выбор телеметрического шифрования и соответствующего протокола делается ГПКС до EDC*

7. ТРЕБОВАНИЯ К ВНЕШНИМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ

Требования по отношению к внешним воздействиям приводятся в главе 12 настоящей Технической Спецификации.

8. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

8.1. УПРАВЛЕНИЕ НА ОРБИТЕ

8.1.1. Общие положения

Должно обеспечиваться управление КА на любой долготе геостационарной орбиты.

8.1.2. Управление наклона

КА должен обеспечить выполнения маневров коррекции наклона в направлении юг-север.

КА должен обеспечивать управление наклоном орбиты менее **0,05 градуса** от плоскости экватора, когда нет коллокации с другим аппаратом.

КА должен обеспечить управление наклоном орбиты менее **0,1 градуса** от плоскости экватора, в случае коллокации, когда имеется одно и тоже окно управления по долготе.

8.1.3. Управление в плоскости орбиты

КА должен обеспечивать выполнение манёвров по коррекции долготы в западном и восточном направлениях.

КА должен обеспечивать управление по долготе в пределах **±0,05 градуса** от номинальной долготы, в случае отсутствия коллокации с другим аппаратом.

КА должен обеспечивать управление по долготе в пределах **±0,1 градуса** от номинальной долготы, в случае коллокации с другим аппаратом, при использовании того же окна управления долготой.

Должно быть предусмотрено управление эксцентриситетом во время эксплуатационного срока службы посредством единичных манёвров на восток или запад, т.е. без необходимости выполнять особые манёвры по управлению эксцентриситетом или использовать различные комбинации манёвров на восток или запад.

8.1.4. Точность

Точность полученного прироста скорости КА, за счёт отданных соответствующих команд, должна быть не более **2%** или **0,001 м/с**, в зависимости от того, какая величина больше.

КА должен выдержать любое воздействие двигателя ориентации и стабилизации в течение фазы пассивного полёта во время цикла управления орбитой без появления изменений долготы, превышающих **0,001 градуса**.

8.1.5. Цикл управления положением

КА должен обеспечивать двухнедельный цикл управления положением на орбите.

Этот цикл состоит из следующих этапов:

- День 1: единичная коррекция наклона;
- День 2: коррекция орбиты отсутствует;
- День 3: единичная коррекция долготы двигателем малой тяги (запад или восток, в

От Подрядчика

От ГПКС

- зависимости от долготы КА);
- Дни 4-14: фаза пассивного полёта.

Примечание 1: если выполнены все остальные требования, относящиеся к управлению положением на орбите, то 4-недельным циклом может быть рассмотрен с пассивной фазой полёта с 4 по 28 день включительно.

Примечание 2: в случае использования электрической двигательной установки, то цикл управления должен быть основан на двухнедельном цикле управления КА с ежедневной коррекцией орбиты, по одному виду (по наклонению или по долготе) коррекции в день.

Примечание 3: в случае работы на наклонной орбите, управление орбитой должно состоять из 2- или 4-недельного цикла с одним включением двигателя в плоскости.

8.2. АВТОНОМНОСТЬ

КА должен непрерывно и удовлетворительно функционировать без связи с Землёй на протяжении любого **48-часового** периода во время срока его ГСАС, при условии отсутствия неисправностей в этот период.

КА должен сохранять работоспособность, без связи с Землёй на протяжении любого **48-часового** периода во время срока его ГСАС, включая единичный отказ, с отсутствием непоправимых последствий,

КА должен сохранять работоспособность, без связи с Землёй на протяжении любого **8-часового** периода после отделения от РН и до завершения последнего манёвра в апогее или перигее орбиты, включая любые условия единичного отказа, с отсутствием непоправимых последствий.

8.3. РАБОТОСПОСОБНОСТЬ

КА не должен иметь точек единичных отказов при операциях, т.е. при выполнении номинальных операциях должно отсутствовать ухудшение функциональности КА. *Примечание: любое отклонение от этого требования должно быть чётко определено, и должно быть предоставлено обоснование такого подхода и согласовано с ГПКС на EDC.*

В КА должна быть предусмотрена возможность отключения любого режима бортового управления (как чрезвычайная мера), и загрузки с Земли нового бортового компьютерного режима управления.

КА должен обеспечивать оценку жизнеспособности, определения неисправности и возможность проверки всех бортовых резервных элементов (аппаратного, программно-аппаратного и программного обеспечения), или оборудования, или функций, которые обычно не используются для стандартных операций на орбите.

КА должен иметь возможность автоматического копирования всех данных бортового процессора, которые требуется хранить в защищенной бортовой памяти.

КА должен позволять чтение и (или) загрузку данных памяти в целом или частично из любой области памяти бортового компьютера.

8.4. УПРАВЛЯЕМОСТЬ

КА должен иметь функцию бесперебойного получения телекоманд.

КА должен быть не восприимчив к ошибочным команды, т.е. эти команды не должны

вызывать непоправимый ущерб.

Любая критичная с точки зрения эксплуатации телекомандная функция должна требовать отдельной выдачи на борт как минимум двух различных телекоманд (предварительной и исполнительной или загрузка в память и выполнение) с подтверждением правильности прохождения команды с помощью телеметрических данных перед посылкой второй команды.

Должна быть обеспечена возможность отключения по команде с Земли любого оборудования, находящегося в неисправном состоянии от любых автоматических подключений, которые могут произойти во время режима обеспечения живучести.

В КА должна быть предусмотрена возможность отключения любых автоматических функций по команде с Земли.

Должна быть предусмотрена возможность включения и выключения шифрования и проверки подлинности на линии передачи телекоманд, а также линии передачи телеметрии независимо от телекоманд. *Примечание: подробные требования к шифрованию приводятся в главе 5 (общие требования к обработке данных) настоящей Технической Спецификации.*

КА должен автоматически переходить к нешифрованному режиму с проверкой подлинности для телекоманд и телеметрии в случае отсутствия телекоманд по истечению программируемого времени.

КА должен иметь возможность установки программируемого времени до 72 часов, для случая автоматического возврата к нешифрованному режиму с проверкой подлинности.

КА должен автоматически переходить к нешифрованному режиму с проверкой подлинности для телекоманд и телеметрии в случае существенного отклонения КА от номинального режима функционирования.

8.5. НАБЛЮДАЕМОСТЬ

В КА должна быть предусмотрена бесперебойная функция получения телеметрии. *Примечание: возможны исключения во время режима обеспечения живучести, связанных с переконфигурацией в случае активации штатного режима функционирования.*

КА должен позволять чтение памяти для диагностики проблем всего ПО и подтверждения.

8.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО РЕСУРСА

КА должен иметь возможность расчёта технического ресурса посредством телеметрической обработки в любой момент на фазе II этапа.

9. ТРЕБОВАНИЯ, СВЯЗАННЫЕ С ЧЕЛОВЕЧЕСКИМ ФАКТОРОМ

9.1. БЕЗОПАСНОСТЬ

КА должен удовлетворять требованиям по безопасности людей, изложенным как в национальном законодательстве, так и в документации РН.

Примечание: всякое вмешательство людей в аппаратное обеспечение КА должно производиться в соответствии с утверждёнными процедурами, которые исключают какую-либо опасность для персонала.

10. ТРЕБОВАНИЯ ПО ПОДДЕРЖКИ ЛОГИСТИКИ

10.1. ТРАНСПОРТИРОВКА

Должна допускаться транспортировка КА к месту запуска по воздуху в полностью собранном состоянии.

КА должен содержать оборудование для обеспечения мониторинга окружающей среды при перевозке. Примечание: контроль ударов, вибраций, температуры и влажности должен быть возможен, как минимум, на уровне интерфейса между контейнером и КА, так и на самом КА.

10.2. ОБСЛУЖИВАНИЕ

КА должен предусматривать обслуживание, совместимое с требованиями графика пусковой кампании, как указано в соответствующей документации Агентства по запуску.

11. ФИЗИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

11.1. ОСНОВНЫЕ ГАБАРИТНЫЕ РАЗМЕРЫ КА

КА должен иметь позволять совершать комбинированные операции с РН без ограничений конфигурации КА.

11.2. МАССА КА

Примечание 1: в целях данного требования предполагается, что значение расчётной массы КА должно также включать:

- массу адаптера, если он предоставляется подрядчиком;
- массу любого полётного оборудования, необходимого для перехода с геопереходной на геостационарную орбиту; например, апогейные двигатели.

Примечание 2: разница между эффективной массой и расчётной массой регулируется статьёй 22 Договора.

11.2.1. Расчётная масса

Расчётная масса — величина, рассчитываемая по модели, приведенной в Приложении 1 к настоящему документу на основании следующих предпосылок:

- стартовая конфигурация КА;
- проектные конструктивные рабочие параметры, включая неопределённости;
- теоретическая разница скоростей между геопереходной и геостационарной орбитой равна 1500 м/с;
- номинальный режим работы (3 сигма);
- ГСАС.

Расчётная масса должна быть не более **TBD** кг.

11.2.2. Эффективная масса

Эффективная масса — величина, рассчитываемая по модели, приведенной в

Приложении 1 к настоящему документу на основании следующих предпосылок:

- стартовая конфигурация КА;
- заявленные фактические рабочие параметры на момент контрольной проверки готовности к запуску, включая неопределённости;
- теоретическая разница скоростей между геопереходной и геостационарной орбитой 1500 м/с;
- номинальный режим работы (3 сигма);
- срок службы.

12. ТРЕБОВАНИЯ К ГАРАНТИИ КАЧЕСТВА ПРОДУКТА

12.1. НАДЁЖНОСТЬ

КА должен включать в себя необходимое резервирование компонентов, оборудования и (или) подсистем, с тем, чтобы поддерживалась бесперебойная удовлетворительная эксплуатация в течение ГСАС

КА должен быть устойчив к неисправностям, т.е. любая неисправность, кроме точек единичных отказов, в худшем случае должна привести КА в состояние, из которого возможен выход по команде с Земли. *Примечание: общий перечень точек единичных отказов, который подлежит согласованию с ГПКС на EDC, приводится в Приложении 2 к настоящему документу.*

Надёжность КА к моменту перевода на орбиту захоронения должна быть не менее 0.9 (вывод из эксплуатации).

12.2. БЕЗОПАСНОСТЬ

КА должен отвечать всем требованиям по безопасности производителя РН.

КА должен отвечать всем национальным требованиям по безопасности, которые могут применяться к нему.

12.3. РЕМОНТОПРИГОДНОСТЬ

Конструкция КА должна позволять штатную установку, снятие или замену отдельных узлов на испытательной или пусковой площадке без необходимости дальнейшей разборки КА.

13. ТРЕБОВАНИЯ К КОНФИГУРАЦИИ

КА должен гарантировать, что различные антенны имеют минимальное затенение, минимальные помехи и влияние электромагнитных полей.

КА должен обеспечивать отсутствие помех в поле зрения датчиков ориентации при всех условиях движения КА и его выступающих частей во всех режимах работы, во время режима обеспечения живучести и при выходах из них.

14. ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКЦИИ

14.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

КА должен включать в себя необходимое резервирование компонентов, оборудования и (или) подсистем, с тем, чтобы поддерживалась непрерывная удовлетворительная эксплуатация в течение ГСАС.

КА должен содержать режимы обеспечения живучести и функции безопасности для всех своих систем, для гарантии безопасности КА и, при возможности, резервирование,

От Подрядчика

От ГПКС

для снижения риска отклонения от непрерывной удовлетворительной работы в условиях возникновения неисправностей.
КА должен иметь возможности режима обеспечения живучести для того, чтобы соответствовать требованиям надёжности.

14.2. НЕПРЕДУСМОТРЕННЫЙ ОТКАЗ

В КА должны быть предусмотрены средства, исключающие распространение единичного отказа в каком-либо узле, на резервное оборудование КА или на любую другую его функции.

КА должен гарантировать физическое разделение всех силовых и сигнальных линий и их выходы, связанных с основными и резервными функциями. *Примечание: сюда входит размещение разъёмов на уровне оборудование (внутренние и внешние разъёмы) и уровне кабельной сети, так как в определении трассировки кабельных сетей.*

КА должен гарантировать двойную изоляцию и физическое разделение проводов, когда различные электрические потенциалы размещены в одной и второй же сборке. *Примечание: Это требование в первую очередь относится к противоположным контактным дорожкам шин, например, скользящих контактов, силовых диодов и элементов аккумуляторных батарей.*

14.3. РАЗДЕЛЕНИЕ РЕЗЕРВНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

КА должен гарантировать, что номинальные и резервные функции выполнены на разном оборудовании КА. *Примечание: в случае, если основные и резервные функции находятся в одном и том же механическом корпусе, его конструкция должна исключать распространение неисправности между основными и резервными функциями.*

14.4. ОБЩЕЕ РАЗМЕЩЕНИЕ

КА должен обеспечивать совместимость между его компоновкой и создаваемыми им условиями среды так, чтобы не было ограничений по отношению к:

- полям обзор для датчиков и антенн;
- струя химических двигателей, например: тепловое влияние, загрязнение продуктами сгорания, возмущающий момент; возможное увеличение внутреннего давления;
- отражение струи плазменных двигателей, например, тепловое влияние, разъедание, напыление, загрязнение (любое), возмущающий момент, эффекты электромагнитной совместимости и взаимодействие радиочастот, возможное внутреннее повышение давления в КА, инфракрасные или оптические помехи датчикам;
- конфигурацию вентиляционных отверстий КА (используемых на стадии дегазации для вывода внутренних газов);
- микровибрации и внутренние толчки;
- загрязнение чувствительных поверхностей при обезгаживании КА;
- воздействие внешних условий, например, микрометеоритов, космического излучения (частицы и электромагнитные волны), разгерметизация, заряд.

14.5. СИСТЕМА КООРДИНАТ КА

КА должен иметь собственную ортогональную трехосевую система координат.

14.6. ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ

КА должен обеспечивать любой возможный диапазон заправки топлива по массе между величинами, необходимыми для обеспечения требуемого ГСАС и максимальным объемом бака.

14.7. СБОРКА, ИНТЕГРАЦИЯ И ИСПЫТАНИЯ

КА должен обеспечивать проверки соединений, т.е. механических, электрических, пневматических, для измерения показателей так, чтобы во время всех фаз сборки, интеграции подключение и отключение испытываемого оборудования не мешали или не приводили к предшествующим шагам в последовательности сборки, интеграции или не ухудшали результаты ранее измеренных характеристик.

КА должен обеспечивать автоматизацию испытания, сбор и оценка данных.

КА должен учитывать работы обезвешивающих устройств для создания условий имитации невесомости при сборке, интеграции и испытаниях на раскрытие для предотвращения нежелательных нагрузок.

15. ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ

15.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Процесс подтверждения должен соответствовать требованиям, изложенным в главе 6 Содержания работ.

15.2. ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ИСПЫТАНИЕМ

15.2.1. Общие положения

КА должен быть подвержен на следующим типам :проверок при испытаниях

- на соответствие характеристикам (см. раздел 15.2.2);
- проверка готовности (см. раздел 15.2.3);
- ударные испытания (см. раздел 15.2.4);
- акустические (см. раздел 15.2.5);
- вибрационные (см. раздел 15.2.6);
- тепловой баланс (см. раздел 15.2.7);
- термовакуумные (см. раздел 15.2.8);
- давление и утечка (см. раздел 15.2.9);
- электромагнитная совместимость (см. раздел 15.2.10);
- системные подтверждение (см. раздел 15.2.11);
- препусковые (см. раздел 15.2.12);
- орбитальные (см. раздел 15.2.13).

Испытания на КА включают как можно более реальную имитацию всех возможных типов внешних воздействий (вибраций, загрузки интерфейса, вакуума, тепла и т.п.), в которые КА может попасть в течение ГСАС (например, при обращении с ним на Земле, сборке, хранении, перевозке, запуске и эксплуатации).

Конфигурация КА должна содержать все его лётные подсистемы с летным бортовым ПО и быть оснащена средствами взаимодействия с внешним аппаратным обеспечением и средства, а также (или) симуляторами для проверки внешних интерфейсов

На всех фазах работы КА его рабочие показатели должны изменяться во всех

возможных рабочих режимах в комбинации с условиями наихудшего случая для определённого соответствующего внешнего воздействия.

Если КА невозможно испытать как законченную систему, то могут быть проведены испытания отдельные модули. В таком случае должны быть предоставлены специальные устройства для достижения необходимой нагрузки, тепла и других интерфейсов, которым модули могут быть подвержены, если проводить испытания всего КА.

Должны быть обеспечены проверки соединений, т.е. механических, электрических, пневматических, для измерения показателей так, чтобы во время всех фаз сборки, интеграции подключение и отключение испытываемого оборудования не мешали или не приводили к предшествующим шагам в последовательности сборки, интеграции или не ухудшали результаты ранее измеренных характеристик.

Сборки или подсистемы могут быть доставлены к месту сборки, интеграции и испытаний как полностью собранные изделие (например, солнечные батареи) или как полностью собранное изделие уже интегрированное на (на часть) конструкцию КА (например ретранслятор), или набор отдельного оборудования. Во всех случаях должен быть выполнен этап входного контроля \ приемочная инспекция в соответствии с требованиями гарантии к качеству продукта.

15.2.2. Испытания на рабочие характеристики

15.2.2.1. *Цель*

Испытания на рабочие характеристики должны подтвердить, что механические, электрические (в т.ч. радиочастотных) параметры КА соответствуют требованиям, в т.ч. совместимость с наземным оборудованием, а также подтвердить все испытательные методы и алгоритмы ПО, используемые в компьютеризованном вспомогательном управлении и обработке данных. Необходимо продемонстрировать правильную работу всех резервных узлов и приборов.

Структура испытаний на рабочие характеристики КА в его полётной конфигурации со всеми подключенными узлами и подсистемами, за исключением взрывчатых элементов, должна допускать следующее, если иное не оговорено при проведении TRR (рассмотрение готовности к испытаниям):

- измерение рабочих характеристик КА и его подсистем и оборудования в абсолютных значениях для сравнения с номинальными и предельными значениями;
- включение всех приборов, основных и резервных, и выполнение всех команд и рабочих режимов в максимально практически возможной степени;
- проверку всех линий кабельной сети и функций телеметрии и телеуправления для всех комбинаций резервного оборудования;
- установку критериев исправности\неисправности как предусмотрено, для учёта максимальных и минимальных значения, которые были изменены для подстройки при условиях наземных испытаний.

Проверка рабочих характеристик должна проводиться до, во время и после каждого испытания на внешнее воздействие во всей последовательности испытаний КА.

Проверки рабочих характеристик выполняются при протоквалификационных и приёмочных испытаниях.

15.2.2.2. *Требования к испытаниям*

15.2.2.2.1. *Механические испытания*

Механические устройства, клапаны, развёртываемые и разделительные системы должны быть функционально испытаны на уровне КА в пусковых, LEOP, соответствующими функциями.

При необходимости следует выполнить регулировки.

Испытание должно подтвердить работоспособность КА с минимальными и максимальными значениями в наихудших случаях, включая внешнюю среду, время и другие применимые требования.

Испытания должны показать положительный запас по прочности, крутящему моменту, кинематике и зазорам.

15.2.2.2.2. *Сквозные испытания характеристик*

Эти испытания должны подтвердить работоспособность сквозных трактов, включая функции, резервные системы, компоновка схемы, сквозные пути и, как минимум, номинальные рабочие показатели, включая радиочастоты и другие входные значения датчиков. Высокочастотные диаграммы направленности излучающих элементов (приёмопередающие и рупорные антенны, и т.п.) также подлежат измерению.

Функционирование всех приборов управления терморегулированием, таких как нагреватели и термостаты, также подлежит проверке испытанием. В случаях, когда управление такими элементами или приборами осуществляется датчиками, электрическими или электронными устройствами, кодированными алгоритмами или компьютером, требуется проведение сквозных испытаний функционирования.

Эти испытания должны показать, что все команды с предварительными условиями (такие как разрешить или запретить определенную конфигурацию оборудования и специальную последовательность команд) не могут выполняться, пока не выполнены эти предварительные условия.

Рабочие характеристики оборудования, которые могут повлиять на сквозное функционирование, такие, как скорость передачи данных и команд, должны меняться в своих указанных диапазонах, чтобы показать функционирование.

Автономные функции подлежат проверке.

15.2.2.3. *Дополнительные требования*

Испытания рабочих характеристик необходимо проводить до и после программы испытаний КА на внешние воздействия, чтобы выявить аномалии оборудования и убедиться в том, что измеренные значения рабочих характеристик удовлетворяют техническим требованиям.

Если операцию нельзя выполнить в условиях земного тяготения или эксплуатационной температуры окружающей среды, необходимо использовать соответствующую наземную испытательную установку, чтобы обеспечить оценки функционирования и рабочих характеристик.

В случае неисправности раскрытия какого-либо прибора, после испытаний на внешние воздействия, при условии, что доказано, что эта неисправность является результатом таких воздействий, после устранения неисправности КА подлежит дополнительному испытанию на устойчивость к внешним воздействиям.

Необходимо проанализировать достаточность данных для подтверждения соответствия испытаний условиям и подлинность данных прежде чем вносить какие-либо изменения в конфигурацию испытаний на внешние воздействия, чтобы успешно завершить любые необходимые повторные испытания.

Во время этих испытаний на работоспособность необходимо максимально использовать телеметрию для получения данных, выявления и её локализации проблемы.

Испытания КА, включая предоставление средств для испытательных, организации испытаний, испытательного оборуд и подключения для проведения испытаний, испытание КА.. должны проводиться таким образом, чтобы в любой момент во время выполнения последовательности испытания КА, характеристики самого КА, его подсистем и оборудования могли быть проверены.

Испытания рефлекторов антенн, солнечных батарей и прочих развёртываемых узлов и оборудования в условиях обычного земного тяготения должны симулировать реальные условия невесомости с помощью специального оборудования.

Рабочие характеристики КА должны быть проверены во всех режимах работы оборудования, которые могут потребоваться во время тех фаз, когда данное оборудование используется и в комбинации с условиями наихудшего случая в этой фазе (например, пики температуры в сочетании с повышенным напряжением и шумом), насколько это осуществимо. При этом должны испытываться все резервные функции оборудования, насколько это возможно.

Непрерывный мониторинг чувствительных приборов, включая входные и выходные параметры, и главную шину КА при помощи устройств регистрации быстрых изменений мощности и электрического тока должны быть выполнены для выявления кратковременных плавающих неисправностей.

15.2.3. Проверка на совместимость

15.2.3.1. Цель

Проверка на совместимость призвана определить механическую и электрическую совместимость между КА и адаптером, а также совместимость процедур подтверждения интерфейса.

15.2.3.2. Заводские испытания

Если нет документального подтверждения преемственности, то подрядчик КА должен выполнить проверку на совместимость. В этом случае должно быть использовано лётное оборудование, если это практически возможно. В противном случае можно использовать его точную копию или его части для проведения проверочных испытаний на ранней стадии графика для того, чтобы уменьшить влияние на изменение конструкции любой аппаратуры, которые могут потребоваться.

15.2.3.3. Испытание на космодроме

Проверка на совместимость КА с лётным адаптером РН должна быть выполнена во время пусковой кампании перед заправкой топливных баков.

Эта проверка должна быть выполнена при протоквалификации и приёмочных испытаний.

15.2.3.3.1. *Требования испытаний*

Адаптер РН и фиксирующая лента — должны быть оборудованием летного типа, т.е. либо летная модель адаптера и ленты, либо полностью лётная модель адаптера вместе с лентой.

Испытания по проверке на совместимость должны проверить и подтвердить следующее.

- точность установки маркеров совмещения КА и адаптера РН;
- физическая совместимость соответствующих разъёмов;
- механическая совместимость;
- установка и натяжение фиксирующей ленты, проверка интерфейсов, в т.ч. положение пироболтов;
- доступность внутренней части переходника для установки и позиционирования пружин, проверки зазоров и снятия крышки сопла главного двигателя КА;
- проверка целостности электрических цепей и наземных проверочных кабелей;
- электрическая целостность цепи в плоскости разделения (т.е. проверка связи);
- механические и электрические интерфейс соединительных разъёмов;
- целостность всех механических интерфейсов после отделения системы разделения и отделения КА от РН (проверка осмотром);
- критические зазоры между кормовой частью КА и РН и опикателем ;

- подтверждение процедур кампании запуска;
- электрическая проверка полётной кабельной сети, соединяющего КА с адаптером РН.

15.2.3.3.2. *Уровни и продолжительность испытаний*

Величина натяжения фиксирующей ленты при проверке на совместимость может отличаться от величины в полёте. В таком случае эта испытательная конфигурация должна быть рассмотрено производителем РН и получено достаточное подтверждение по результатам расчёта.

15.2.4. Испытание на ударные нагрузки

15.2.4.1. *Цель*

Испытание на ударные нагрузки призвано подтвердить способность КА выдерживать ударные нагрузки или, если применимо, работать в условиях наведённых ударной внешней обстановке.

Испытание на ударные нагрузки

- подтвердить соответствие узла уровням квалификационных ударных нагрузок;
- является квалификационным испытанием.

Эти испытания выполняются для протоквалификации и квалификационных испытаний. *Примечание: Процесс квалификации КА в отношении ударных нагрузок на РН должен определяться в близком сотрудничестве с производителем РН.*

15.2.4.2. *Требования испытаний*

КА в своей стартовой конфигурации должен поддерживать и быть сконфигурирован так, чтобы получать динамические реакции от КА по отношению к амплитуде, частотного спектра и путей распространения аналогичные лётным.

Примечание: Возможна испытательная конфигурация КА с пустыми топливными баками при условии, что (I) основные лётные составные части основной

конструкции были испытаны по отдельности предельными полётными нагрузками с запасом по всем уровням и (II) выполнен соответствующий процесс проверки нагрузок интерфейсных путей.

Тестовое оборудование должно исключать чрезмерное воздействие испытательных креплений и не допускать повторного контакта разделённых узлов.

Во время ударных испытаний или серии таких испытаний КА должен быть подвергнут кратковременным ударам, которые имитируют экстремальное ожидаемое ударное воздействие, которым он может подвергнуться на практике.

Ударные нагрузки, которые требуется протестировать, включают отделение и раскрытие под влияние действия пиросредств или других устройств, а также воздействия и внезапное приложение или снятие нагрузок, которые могут быть значимыми для динамической реакции изделия.

Все устройства КА, которые могут передавать значительные ударные нагрузки к блокам КА должны быть включены.

Эти потенциально существенные внешние для КА источники ударных нагрузок, такие как головной обтекатель или ближайший стык ступени, также должны быть включены или имитируемы и приложены через соответствующих интерфейсных устройств.

Приборы для измерения динамических нагрузок должны быть установлены для измерения реакции на ударные нагрузки в трёх ортогональных направлениях, закреплением на выбранных блоках.

Примечание: При условии демонстрации способности КА выдерживать ударные нагрузки РН, отдельное испытание не требуется. Достаточно использовать данные предыдущих испытаний, которые принимаются и ГПКС, и владельцем РН.

15.2.4.3. Дополнительные требования

Электрические и электронные приборы должны быть в лётной конфигурации, функционирующие и контролируемые в максимально применимом объёме.

Непрерывный мониторинг для определения кратковременных отказов должен быть выполнен к:

- выбранным характеристическим параметрам, включая входные и выходные параметры;
- главной шины КА.

15.2.4.4. Уровни и продолжительность испытаний

Квалификация Все пироустройства и прочие потенциально значимые приборы или события производящие ударные нагрузки, включая источники которые не располагаются на КА, должны быть активизированы по крайней мере однажды или имитированы, как применимо.

К существенным источникам ударных нагрузок относятся те, которые вызывают ответный спектр ударных нагрузкой при любой размещении блока, который находится в пределах 6 дБ диапазона спектра реакции на ударную нагрузку от всех источников ударной нагрузки. Существенные источники требуется дополнительно активировать дважды для обеспечения изменяемости в испытаниях КА и предоставления данных для прогноза максимального и экстремально ожидаемо ударных влияний

	на приборы. Активизация основных и резервных устройства должна выполняться в той же последовательности, в какой они включаются во время нормальной работы.				
Приемка	Необходимо	выполнить	одно	существенное	событие
	производящее ударные нагрузки.				
Протоквалификация	Необходимо	выполнить	два	существенных	события
	производящие ударные нагрузки.				

15.2.5. Акустические испытания

15.2.5.1. Цель

Акустические испытания призваны подтвердить способность КА выдерживать акустические и произвольные вибрационные внешние воздействия и соответствовать требованиям во время и после попадания в экстремальные ожидаемые акустические случайные внешние воздействия в полёте.

Должен быть проведён акустический тест, за исключением тех приборов, внешнее воздействие на которые обусловлено вибрацией конструкции, который:

- подтверждает соответствие блока уровням вибрационных нагрузок;
- служит квалификационным испытанием;
- демонстрирует отсутствие производственных дефектов в КА.

Эти испытания должны быть выполняться при приёмки, протоквалификации и приёмочных испытаний.

15.2.5.2. Требования испытаний

КА в пусковой конфигурации должен быть размещён в установку для акустических испытаний, которая может генерировать звуковые поля или условия изменения поверхностного давления, вызывающие вибрационные внешние воздействия на КА, необходимые для его квалификация.

Примечание: Возможна испытательная конфигурация КА с пустыми топливными баками при условии, что (I) основные лётные составные части первичной конструкции были индивидуально испытаны на предельные лётные нагрузки с запасом по всем уровням и (II) выполнен особый процесс подтверждения по нагрузке интерфейсных путей.

КА должен быть смонтирован на лётном типе поддерживающей конструкции или на её реалистическом макете.

Оборудование, измеряющее динамические нагрузки, должно быть установлено для измерения реакции на вибрации в трёх ортогональных направлениях в точках крепления критических и репрезентативных приборов.

Контрольные микрофоны должны быть размещены не менее чем в четырёх достаточно удалённых друг от друга точках, по возможности на расстоянии, вдвое меньшем расстояния от проверяемого прибора до ближайшей стенки камеры, но не ближе, чем 0,5 м до поверхности испытываемого прибора и стенки камеры.

15.2.5.3. Дополнительные требования

КА должен находиться в стартовой конфигурации и запитанный от своих

аккумуляторных батарей. Т.е., включено должно быть только оборудование, которое требуется включить во время фазы запуска, а испытание проводится на КА с полными топливными баками и под соответствующим давлением газов и жидкостей, чтобы имитировать условия, связанные с жидким топливом и газом вытеснителем, а в случае использования электрической или плазменной тяги следует имитировать массу и давление в худшем случае стартовой конфигурации.

Должен быть организован Непрерывный мониторинг кратковременных неисправностей в части:

- выбранных характеристических параметров, включая входные и выходные параметры;
- главной шины питания КА.

Должны быть проведены низкоуровневые акустические испытания до и после полных акустических испытаний на уровнях и с продолжительностью, достаточно для подтверждения целостности КА.

15.2.5.4. Уровни и продолжительность испытаний

Спектр акустического испытания должен включать спектр всех указанных РН.

Квалификация: 4 дБ выше приемочного уровня на протяжении 3 минут.

Приемка: диапазон от максимально требуемого внешнего воздействия до минимального квалификационного уровня на протяжении 1 минуты.

Протоквалификация: 3 дБ выше условий для приемки на протяжении 1 минуты.

15.2.6. Синусоидальный виброиспытания

15.2.6.1. Цель

Синусоидальные вибрационные испытания должны подтвердить способность КА выдержать с запасом условие внешних воздействий при запуске и выведении.

За исключением тех приборов, внешнее воздействие на которые вызвано акустической/случайной вибрацией, передающейся от элементов конструкции, синусоидальные вибрационные испытания должны:

- подтвердить аналитическую механическую модель;
- подтвердить адекватность уровней квалификационных вибраций блоков;
- служить квалификационным испытанием;
- продемонстрировать, отсутствие производственных дефектов в конструктивных элементах.

Эти испытания должны быть выполнены при приёмки, протоквалификации и приёмочных испытаниях.

15.2.6.2. Требования испытаний

КА и интерфейс лётного адаптера в стартовой конфигурации должны быть подвергнуты вибрациям от одного или нескольких источников вибрации через соответствующие вибрационные приспособления.

Вибрация должна быть применена по каждой из трёх взаимно ортогональных осей, одно направление из которых должно быть параллельно линии тяги двигательной

установки КА.

Должна быть установлена аппаратура для выполнения измерений на тех же трёх осях, на точках входа вибрации и в точках отклика вибрации критических и репрезентативных приборах.

15.2.6.3. Дополнительные требования

Во время вибрационных испытаний КА должен находиться в стартовой конфигурации запитанный от своих аккумуляторных батарей. Т.е., должно быть включено только то оборудование, которое требуется запитать во время фазы выведения, кроме того испытания должны быть выполнены на КА с полными топливными баками и с газами и жидкостями под давлением, чтобы имитировать условия, связанные с жидким топливом и газов вытеснителем, а в случае использования электрической или плазменной двигателей следует имитировать худший случай массы и давления газа для проектной фазы выведения

Примечание: Возможна испытательная конфигурация КА с пустыми топливными баками при условии, что (I) основные лётные составные части первичной конструкции были индивидуально испытаны на предельные лётные нагрузки с запасом по всем уровням и (II) выполнен особый процесс подтверждения по нагрузке интерфейсных путей.

Необходимо непрерывно измерять и фиксировать напряжение и ток электропитания КА, а также выбранные рабочие параметры.

Для подтверждения работоспособности КА, перед и во время синусоидальных вибрации оси, исследование синусоидального резонанса должно быть выполнено между 5 Гц и 150 Гц со скоростью свипирования 2 октавы в минуту. *Примечание: возможно применение других процессов определения резонансной частоты при условии, что точность измерений этого процесса (частота, амплитуда и фаза) окажется такой же, как при синусоидальном свипирования.*

Спектр может быть ограниченным или пилообразным для исключения невозможных входных сил или откликами прибора или там, где анализы показали потенциальные ответные уровни, превосходящие проектные пределы, которые были установленные требованиями внешних воздействий.

Запрещается ступенчатый широкий диапазон.

15.2.6.4. Уровни и продолжительность испытаний

Квалификация:	Квалификационные уровни: Скорость свипирования: 2 октавы в минуту. Пилообразность: если силы, превышают расчётные на 80%.
Приемка:	Уровни входных ускорений: не меньше определённых в диапазоне наихудшего случая требований приёмочных испытаний, определённых в руководствах РН для всех специфицированных РН. Частота развёртки: 4 октавы в минуту. Пилообразность: в случае, если силы превышают 1,25 диапазона CLA в наихудшем случае
Протоквалификация:	1,25 x приемлемый уровень Частота развёртки: 3 октавы в минуту. Уровень: если силы, превышающие 80% от расчётных.

15.2.7. Испытание теплового баланса

15.2.7.1. *Цель*

Испытание теплового баланса призвано предоставить данные, необходимые для подтверждения расчётной тепловой модели и демонстрации способности системы терморегулирования поддерживать КА в заданных температурных диапазонах блоков в различных эксплуатационных условиях на протяжении ГСАС.

Испытание теплового баланса можно совместить с термовакуумными испытаниями.

Эти испытания должны быть выполнены при протоквалификации и приёмочных испытаний.

15.2.7.2. *Требования испытаний*

На КА необходимо установить в термовакуумную камеру.

Требуется установить измерительную аппаратуру для получения данных, которые можно соотнести с тепловой моделью по всему диапазону времен года, циклов службы оборудования, условий выведения на орбиту, углов солнца, максимального и минимального теплового рассеяния, включая эффекты изменения напряжения на шине питания и комбинации затенения.

Особое внимание должно быть уделено определению условий испытаний, которые должны создать условия максимальных и минимальных температур для приборов, чувствительных к температуре.

Требуется значительные измерения, проводимые на внутренних и внешних узлах и деталях КА для подтверждения его тепловых конструкции, аппаратного обеспечения и расчётов.

Требования к работе и питанию всех термостатичных или электронно управляемых нагревателей и радиаторов должны подтверждены во время испытаний, а также должно быть продемонстрировано адекватное управление как первичными и резервными контурами.

Давление в испытательной камере при установленном испытуемом изделии не должно превышать 10^{-5} торр.

При необходимости следует принять меры для исключения косвенного воздействия на испытуемое изделие со стороны тёплых стенок камеры при помощи чёрного криогенного покрытия или достаточной площади и формы, чтобы имитировать условия температуры жидкого азота.

Измерительная аппаратура должна быть встроена на уровне приборы, для оценки рабочих показателей КА в целом в эксплуатационных диапазонах, также как определить проблемы приборов.

КА должен работать и находиться под наблюдением на протяжении всего испытания. Имитация лётной динамики КА по тепловым внешним воздействиям должна быть обеспечена до тех пор, пока внешняя температура КА существенно не перестанет изменяться от времени.

Каналы измерения температуры, используемые для определения теплового баланса, должны иметь стабилизацию от времени (уровень шума, демонстрируемый различными по времени показаниями на постоянной температуре, включая смещение и прогноз) сравнимую со скоростью изменений температуры (dT/dt), используемой для определения равновесия. Эта возможность определена как требование и должна

От Подрядчика

От ГПКС

быть продемонстрирована перед испытанием.

15.2.7.3. *Дополнительные требования*

Критерии успеха зависят не только от обеспечения живучести и функционирования каждого узла в специфицированных температурных пределах, но и от корреляции данных испытаний с расчётными.

Критерий стабильности, требуемый для испытаний теплового баланса, наряду с критерием успеха для подтверждения тепловой модели, приводятся в главе 9.

Корреляционная диспропорция с аналитической моделью может свидетельствовать о недостатках в модели, условий испытаний или материальной части КА.

В тех областях, где не удаётся получить корреляция, должна быть либо изменена тепловая модель, либо должно быть представлено объяснение, почему корреляция не может быть достигнута.

Корреляционная тепловая математическая модель должна быть сделана для прогноза окончательных температур на различных фазах полёта (такие как, подготовка к пуску, выведение на орбиту, начальные операции на орбите, функционирование на орбите, перевод на орбиту захоронения).

Эти ожидаемые температуры должны обеспечить подтверждение конструкцию подсистемы терморегулированию и запасы по тепловой неопределённости.

15.2.7.4. *Уровни и продолжительность испытаний*

Условия и продолжительность испытаний теплового баланса зависят от конфигурации КА, конструкции и особенностей миссии.

Граничные условия для оценки аппаратуры и конструкции подсистемы терморегулирования должны включать следующее:

- максимальный внешний поглощаемый поток плюс максимальное внутреннее рассеяние энергии;
- минимальный внешний поглощаемый поток плюс минимальное внутреннее рассеяние энергии;
- минимальный внешний поглощаемый поток плюс минимальное внутреннее рассеяние энергии в выключенном или ждущем состоянии.

Как тепловая постоянная времени подсистем так и профиль миссии влияют на время, необходимое для достижения КА теплового равновесия, и, следовательно, на продолжительность испытаний.

15.2.8. Термовакuumные испытания

15.2.8.1. *Цель*

Термовакuumные испытания должны подтвердить способность КА противостоять расчётным внешним тепловым воздействиям космического пространства, определить тепловые запасы в диапазоне температур и установить характеристики КА в условиях теплового вакуума и крайних значений температуры.

Это испытание должно разрешить определение производственных дефектов, дефектов материалов и процессов, которые вызываются условиями теплового

вакуума и тепловых нагрузок.

Эти испытания должны быть выполнены при приёмке, протоквалификации и приёмочных испытаниях.

15.2.8.2. Требования испытаний

КА необходимо установить в термовакуумную камеру и провести проверку характеристик испытаний, чтобы убедиться в готовности перед закрытием камеры.

Приборы, работающие во время выведения на орбиту, должны быть включены, за ними необходимо установить наблюдение на предмет обнаружения коронных и высокочастотных резонансных разрядов по мере снижения давления до минимального указанного уровня.

Скорость снижения давления в камере не должна быть больше, чем во время выведения на орбиту. Она может быть меньше, чтобы оставить достаточно времени для отслеживания коронных и высокочастотных резонансных разрядов.

Оборудование, работа которого не требуется во время запуска, должно быть включено после достижения минимального уровня давления.

Специализированные характеристики испытаний должны быть введены, как для низкой, так и для высокой температурных пределов вместе с эксплуатационной операцией и мониторингом чувствительных параметров во время всех других циклов.

Если имитация внешнего воздействия при выведении желательна в начале испытаний, то первый термоцикл можно начать с перехода в холодные условия, а не горячие внешние условия.

Примечание: помимо термоциклов камеру можно запрограммировать на имитацию различных операций во время полёта на орбите.

Необходимо скоординировать исполнение функциональных последовательностей с предполагаемыми внешними условиями; требуется выполнить тепловые переходы (либо от высокой температуры к низкой, либо наоборот) на всём оборудовании, включая функционирование и мониторинг резервных блоков и путей.

Электрооборудование КА должно работать и наблюдаться во время всего испытания.

Приборы для контроля температуры должны обеспечивать температурные пределы. Со стратегической точки зрения, или прочая аппаратура должна быть размещена в испытательной камере для измерения выделения газов из КА и испытательного оборудования.

15.2.8.3. Дополнительные требования

Перед созданием условий вакуума (т.е. закрытием камеры) и после восстановления нормального давления (т.е. открытия камеры) характеристики испытаний КА должны быть проверены, чтобы убедиться, что результаты специальных характеристик испытаний в условиях термовакуума подтверждены измерением базовой проверки характеристик. Эти испытания характеристики испытаний могут подтверждены для требований испытательным характеристикам до или после внешних воздействий.

Температуры в различных частях оборудования должны быть проконтролированы при помощи испытаний на внешнее воздействие и внутреннем нагреве в результате работы оборудования.

От Подрядчика

От ГПКС

Нельзя допускать выхода значений температуры приборов в любой момент во время испытаний за пределы их квалификационных, протоквалификационных или приемочного диапазона, как применимо, в любое время испытаний.

Давление должно поддерживаться не более 10^{-5} торр.

Во время выполнения специальных характеристик испытаний в цикле с высокой температурой, КА должен быть запитан энергией с мощностью солнечных батарей на начало срока существования через блок передачи энергии солнечных батарей на протяжении не менее чем 4 часов.

Чувствительные параметры должны наблюдаться на предмет неисправностей и плавающих неисправностей.

Все электрические цепи и пути должны быть проверены на характеристики сети целостность.

Во время изменения температуры необходимо провести специальные проверки рабочих показателей.

Необходимо выполнить испытание на затенение, чтобы проверить способность КА работать на полную мощность при получении питания от аккумуляторных батарей.

Время работы следует поделить приблизительно равномерно между резервными приборами.

Необходимо выполнять требования безопасности, в частности, для управления явлением выделения газов и высокой мощностью радиочастот.

Циклы

Протяженность термического воздействия должно продолжаться не менее 8 часов на каждом температурном пике. В промежуточных циклах термическое воздействие должно продолжаться не менее 4 часов.

Скорость изменения температуры (dT/dt) должна быть не менее максимальной расчётной во время полёта.

После стабилизации температуры всех приборов в условиях низкой или высокой температуры необходимо провести специальные проверки рабочих показателей.

15.2.8.4. Уровни и продолжительность испытаний

Количество циклов должно быть достаточным, чтобы обеспечить мониторинг всего оборудования полезной нагрузки во время переходов и должно быть не менее чем:

Квалификация: 10°C ниже гарантированной температуры;
не менее 10 циклов.

Приемка: 5°C ниже гарантированной температуры;
не менее 3 циклов.

Протоквалификация: 10°C ниже гарантированной температуры;
не менее 5 циклов.

Примечание: гарантированная температура оборудования — это прогнозируемая

От Подрядчика

От ГПКС

температура в худшем случае плюс (для максимума) или минус (для минимума) расчётная неопределённость.

15.2.9. Испытания на давление/утечку

15.2.9.1. Цель

Эти испытания должны подтвердить способность вытеснительных систем соответствовать требованиям по расходу, давлению и утечки.

Эти испытания должны быть выполнены при квалификации, протоквалификации и приемки.

15.2.9.2. Требования испытаний

КА необходимо поместить в установку, которая обеспечивает услуги и условия по безопасности, необходимые для защиты персонала и оборудования во время испытаний систем высокого давления и обращения с опасными жидкостями.

Предварительные испытания должны быть проведены, при необходимости, чтобы подтвердить совместимость с параметрами испытаний и гарантировать управление оборудованием и испытательными функциями.

Требования к вытеснительным системам, включая расход, утечки и регуляции должны быть измерены во время работы соответствующих клапанов, насосов и двигателей.

Проверка расхода должна подтверждать, что магистральные конфигурация являются достаточными.

Должна быть проведена проверка на чистоту вытеснительных систем, влажность и уровни кислотности.

Когда вытеснительные системы собраны с отличными от паяных или сварных соединений, то заданные нормированные усилия соединений, должны быть проверены перед началом квалификационной проверке на герметичность.

В дополнение к испытанию при высоком давлении, должны быть проверены топливные баки и клапаны двигателя малой тяги на отсутствие утечек при условии заправки.

Система должна находиться под давлением, а давление наблюдаться на падение, что является признаком утечки.

15.2.9.3. Дополнительные требования

При проведении испытаний необходимо следовать соответствующим стандартам по безопасности.

Проверки на отсутствие внешних утечек должны быть проведены в таких местах как стыки, крепёжные детали, заглушки и магистрали.

Допустимая скорость утечки, соответствующая требованиям полёта, должна быть основываться на соответствующих анализах.

Способ измерения должен принимать в расчёт изменения скорости утечки в

зависимости от давления и температуры, и иметь пороговое значение, разрешение и точность для определения любой утечки равной или больше соответствующей скорости утечки.

Если необходимо, то измерение скорости утечки нужно провести на стадии МЕОР и при рабочей температуре жидкости, с репрезентативным жидким наполнителем, для предоставления рациональных объяснений изменения объёма и вязкости.

Промежутки времени, необходимые для достижения равновесия давления и температуры, продолжительности испытаний и термочувствительности должны определяться по результатам анализов и проектных испытаний, и задокументированных испытаний.

Примечание: выявления утечки и процедуры измерений могут потребовать вакуумных камер, в которые помещается весь КА или определённые части, или других специального технологического оборудования для достижения требуемых точностей.

15.2.9.4. Уровни и продолжительность испытаний

Если не оговорено иное, в вытеснительных системах должно быть создано давление соответствующей величины, а именно в 1,25 раз больше, чем во время МЕОР, сохранять его на протяжении 5 минут, а затем снизить до величины МЕОР. Эту последовательность необходимо выполнить трижды для квалификации и один раз для приёмочных испытаний, после чего проводится проверка на отсутствие утечек на МЕОР.

Продолжительность испытания на утечку в не заправленной топливной системы не должна превышать времени, в течение которого система будет находиться в этом состоянии во время нормальной заправки топливом.

15.2.10. Испытание на электромагнитную совместимость

15.2.10.1. Цель

Испытание на электромагнитную совместимость должно показать электромагнитную совместимость КА.

При таком испытании на уровне КА предполагается, что полное испытание на электромагнитную совместимость выполнено на более низком уровне и что испытание шины питания полезной нагрузки на электромагнитную совместимость также выполнено в соответствии с описанным здесь испытаниями.

Эти испытания должны быть при квалификации, протоквалификации и приемки.

15.2.10.2. Требования испытаний

Работа КА и выбор измерительной аппаратуры должны быть соответствующими для определению запаса при неисправностях и неприемлемым или нежелательным реакциям связанными с электромагнитной несовместимостью.

Испытание должно продемонстрировать удовлетворительную работу электрического и электронного оборудования объединением с ожидаемым электромагнитным излучением от других подсистем и оборудования, например, других элементов КА и наземного оборудования.

КА должен подвергнуться необходимым испытаниям и в стартовой, и в орбитальной конфигурации и, по возможности, во всех возможных рабочих режимах, если это возможно.

Особое внимание необходимо уделить областям, которые были определены как предельные при испытаниях на уровне отдельных приборов и в результате анализов.

Необходимо измерить потенциальные электромагнитные помехи между испытуемым КА и другими подсистемами.

Испытания необходимо проводить в соответствии с методами электромагнитных испытаний признанных международных стандартов.

В испытания должно входить, но не ограничиваться, следующее:

- автосовместимость (подробнее ниже);
- качество питания;
- радиоизлучение;
- восприимчивость к радиоизлучению;
- кондуктивное излучение;
- кондуктивная восприимчивость;
- скачки питания;
- магнитный момент, если применимо;
- предельные запасы по цепям.

Пироустройства должны быть установлены в КА с электрозапалом, но не заряжены, и контролироваться во время испытаний. альтернативный вариант — имитаторы пироустройств с репрезентативной электрической нагрузкой, подключенной к КА в разъем взрывного устройства. Они должны контролироваться во время испытания.

15.2.10.2.1. Испытание на автосовместимость

15.2.10.2.1.1. Радиочастотная автосовместимость

Цель данного испытания — подтвердить электромагнитную совместимость КА с излучением в условиях, приближенных к наихудшему случаю в орбитальной конфигурации, т.е. там, где анализ предполагает низкие запасы.

Это испытание необходимо провести для демонстрации радиочастотной автосовместимости КА (способности действовать в собственной радиочастотной поле без снижения характеристик) и окончательной установки высокочастотной аппаратуры(установка волноводов).

Конфигурация КА должна быть максимально приближена к номинальной орбитальной.

Радиочастотная конфигурация КА должна быть максимально приближена к номинальной орбитальной, в частности, цепи связи должны использоваться на своей номинальной мощности с ограничениями, наложенными требованиями по безопасности.

Должны быть испытаны все номинальные режимы, от запуска до орбитальной позиции, и КА должен выдерживать собственные излучения без отклонений от нормальной работы.

Радиочастотные функциональные характеристики необходимо измерить, подтверждением излучаемый спектр и бортовую чувствительность.

От Подрядчика

От ГПКС

Должно быть проверено и измерено следующее:

- влияние ВЧ излучения полезной нагрузки на входную секцию полезной нагрузки;
- влияние ВЧ излучения полезной нагрузки на секцию приёмников КИС;
- отсутствие критических продуктов пассивной интермодуляции (паразитная пассивная интермодуляция);
- автосовместимость приемо-передающих секций полезной нагрузки и КИС;
- ВЧ излучения полезной нагрузки и КИС не влияют на функции системы электропитания (EPS) и системы ориентации и стабилизации (ADCS);
- функции системы электропитания (EPS) и системы ориентации и стабилизации (ADCS) не влияют на характеристики полезной нагрузки и ВЧ характеристики КИС.

15.2.10.2.1.2. Электрическая автосовместимость

Цель испытания на электрическую автосовместимость — продемонстрировать совместимость между модулем полезной нагрузки и модулем служебных систем (или же между подсистемами КА) и продемонстрировать по стабильности запасов шин питания и режим работы.

Это испытание, с наиболее важными результатами для компонент системы электропитания, должны позволять определить системные характеристики интегрированной СЭП и должно включать в себя следующее.

- измерения потребляемой энергии; измерения потребления шины питания во время основных рабочих фаз полета (стартовая конфигурация, режим полёта на переходной орбите, эксплуатация на орбите, режим обеспечения живучести);
- В режиме TDMA: измерить импульсные кратковременные отклики в режиме деградирования (TDMA) в значениях тока и напряжения, выдаваемого КА на первичную шину питания на уровне выхода регулятора распределения мощности в условиях солнечного освещения и в затенения, полутени и выходе из затенения;
- включение и отключение оборудования: измерение: измерить в режиме TDMA скачки тока и напряжения, которые появляются при функции включения и выключения (броски тока и напряжения). Данные испытания могут не понадобиться, если электрическая совместимость была продемонстрирована на платформе КА той же конструкции;
- перегорание предохранителей: определить профиль напряжения шины питания при солнечном освещении и в затенении, во время перегорания предохранителей (низкое напряжение) в отношении нескольких величин сопротивления короткого замыкания (включая сопротивление проводов) и проверить нормальный режим работы КА. Данные испытания могут не понадобиться, если электрическая совместимость была продемонстрирована на платформе КА той же конструкции;

15.2.10.3. Уровни и продолжительность испытаний

Квалификация	Запас в 12 дБ Протяженность временной задержки срабатывания: такое же, как при приемке.
Приемка	Запас в 6 дБ время адержки срабатывания: 20 минут на каждую передающую частоту. Если при более продолжительном времени задержки срабатывания имеют место помехи, требуется использовать время задержки срабатывания вчетверо дольше, чем минимальное.
Протоквалификация	Запас в 6 дБ

От Подрядчика

От ГПКС

время задержки срабатывания: такое же, как при приемке.

15.2.11. Испытания на соответствие системы

15.2.11.1. Цель

Это испытание должно подтвердить управляемость КА из Центра управления полётом (на этапе LEOP и штатного функционирования на орбите) протоколами ТМ/ТС, а также убедиться в том что реакции КА на телекоманды такие, как ожидается.

Эти испытания должно быть выполнено при квалификации, протоквалификации и приемки.

15.2.11.2. Описание испытания

КА должен последовательно подключаться к центрам управления полётом через выделенные наземные линии и соответствующее вспомогательное оборудование. Насколько возможно, следует запустить все последовательности команд конфигурации оборудования, доступа к функциям ПО и т.п., содержащиеся в номинальных процедурах и предусмотренных для нештатной ситуации, и проверить их действие.

В случае, если на КА загружено шифрование телекоманд:

- функции шифрования и проверки подлинности должны быть полностью испытаны;
- Окончательное испытание на подтверждение характеристик системы должно проводиться на космодроме после установки полётного ключа дешифрования для проверки работы системы шифрования.

15.2.11.3. Уровни и продолжительность испытаний

Процедура испытания на подтверждение характеристик системы КА уникальна для каждой программы создания КА по объёму операций, для гарантии того, что все интерфейсы ЦУП LEOP и ЦУП подтверждены. Продолжительность испытаний определяется соответственно.

15.2.12. Предпусковые испытания

15.2.12.1. Цель

Предпусковые испытания проводятся по прибытию на космодром и обычно делятся на две основных фазы с целью демонстрации готовности к запуску

- КА, включая его интерфейс с Центром управления полётом для LEOP;
- системы запуска.

На первом этапе в основном проверяется фактические рабочие показатели КА, установленные перед отправкой, и совместимость интерфейсов.

На втором этапе проверяется работа устройств сопряжения между РН и пусковыми оборудованием.

Эти испытания должно быть выполнено при квалификации, протоквалификации и приемки.

15.2.12.2. Требования испытаний

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

15.2.12.2.1. Фаза 1 (автономные операции)

Во время каждого испытания КА должен находиться в летной конфигурации, максимально совместимой с требованиями безопасности, управления и контроля.

КА должен быть подвергнут сокращенному объему испытаний, чтобы убедиться в том, что в результате перемещений и транспортировки с КА ничего не произошло.

Испытывать необходимо на утечку, работоспособность клапанов и механизмов.

Данные испытаний следует сопоставить с соответствующими данными, полученными во время заводских испытаний и отследить тенденции изменений рабочих параметров.

Необходимо провести проверку габаритов.

Необходимо провести испытание проверки системы (SVT).

При условии успешного завершения этих первичных испытаний можно переходить к заполнению КА топливом и герметизации.

15.2.12.2.2. Фаза 2 (комплексное испытание системы)

Эта фаза также называется «комбинированные операции».

При проведении предпускового подтверждающего испытания необходимо следовать прогрессивному порядку для обеспечения правильного функционирования каждого элемента пусковой системы перед переходом на следующий уровень. В целом, испытания должны придерживаться плана владельца РН.

Примечание: подтверждающие испытания этой фазы уникальны для каждой программы в отношении объёма операций, необходимых для обеспечения правильной проверки всех интерфейсов.

Во время каждого испытания КА должен находиться в летной конфигурации, максимально совместимой с требованиями безопасности, управления и контроля.

15.2.13. Испытание на орбите

15.2.13.1. Цель

Испытания на орбите необходимо провести для подтверждения функциональной целостности КА после запуска и манёвра на орбите.

Орбитальные испытания проводятся Подрядчиком.

Примечание: Орбитальные испытания полезной нагрузки проводятся Подрядчиком с использованием наземных станций и персонала ГПКС

При орбитальных испытаниях рабочие показатели КА должны соответствовать требованиям Спецификации с учётом погрешностей измерений.

15.2.13.2. Требования испытаний

Оценка рабочих параметров КА основывается на результатах измерений до запуска (все испытания рабочих параметров, в т.ч. испытания перед рассмотрением готовности летной модели и вплоть до помещения в герметизированный стартовый контейнер) и испытаниях на орбите, а также на анализах и предпусковой проверкой.

Рабочие параметры, которые требуется включить в оценку, указаны в требованиях Спецификации.

Погрешности измерений, оговоренные между ГПКС и Подрядчиком, необходимо учесть при определении соответствии результата измерений требованиям ГПКС следующим образом.

- для параметра, у которого указано лишь минимальное значение, измеряемая величина должна превышать это значение не меньше чем на величину погрешности;
- для параметра, у которого указано лишь максимальное значение, измеряемая величина должна быть меньше этого значения, но не меньше чем на величину погрешности;
- для параметра, значение которого определяется диапазоном величин, измеряемая величина должна укладываться в диапазон, который уменьшен со обоих концов соответственно на величину погрешности измерений.

Подрядчику предоставляется доступ к данным измерений и калибровки, а также к анализам и результатам расчётов, которые используются для определения рабочих параметров КА.

15.2.14. Последовательность испытаний КА

Последовательность испытания КА должна, в принципе, повторять естественный рабочий цикл КА, т.е. механические внешние воздействия, затем космические внешние воздействия. *Примечание: в ожидании соглашения с ГПКС возможно проведение испытаний теплового баланса и термовакуума до испытаний на вибрацию.*

Испытание на уровне КА состоит из испытаний на соответствие характеристикам, которые выполняются во время и после внешних воздействий и при нормальных условиях. В конфигурации КА должны быть все его лётные подсистемы с бортовым ПО, оснащённые средствами взаимодействия с внешним аппаратными средствами и оборудованием или имитаторы для проверки внешних интерфейсов.

Испытание	Раздел	Последовательность
Осмотр		1
Испытания на рабочие характеристики	Ошибка! Источник ссылки не найден.	2,11
Негерметичность	Ошибка! Источник ссылки не найден.	3,12
Электромагнитная совместимость	Ошибка! Источник ссылки не найден.	4,13
примерка	Ошибка! Источник ссылки не найден.	5
Ударные нагрузки	Ошибка! Источник ссылки не найден.	6
Вибрационные испытания	Ошибка! Источник ссылки не найден.	7
Акустические испытания	Ошибка! Источник ссылки не найден.	8

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

	не найден.	
Тепловой баланс	Ошибка! Источник ссылки не найден.	9
Термовакuumные испытания	Ошибка! Источник ссылки не найден.	10
Испытания на подтверждение характеристик системы	Ошибка! Источник ссылки не найден.	14
Испытания на космодроме	Ошибка! Источник ссылки не найден.	15
На орбите	Ошибка! Источник ссылки не найден.	16

15.2.15. Максимальные допустимые пределы при испытаниях

Параметры испытаний	допустимый предел
Температура (-54°C to +100°C)	Upper T°: -0/+3°C Lower T°: -3/+0°C
Относительная влажность	± 5 percent
Ускорение	+ 10/-0 percent
Статическая нагрузка и давление	+5/-5%
Продолжительность испытания	+10/-0 percent
Частота вибрации	± 2 percent
спектральная плотность мощности случайной вибрации	± 3.0 dB
Общая	+/- 1.0 dB
Уровни давления звука 1/3-Octave Mid-band Frequencies / частоты середины 1/3-октавного диапазона <ul style="list-style-type: none"> • 31.5 to 40 Hz • 50 to 2500 Hz • 2500 to 10000 Hz Общий уровень звукового давления	± 5.0 dB ± 3.0 dB ± 5.0 dB -1/+3 dB
Спектр реакции на удар (максимальное абсолютное ускорение, Q = 10) Естественные частоты с шагом в 1/6 октавы От 100 Гц до 1 кГц От 1 кГц до 10 кГц	+0/+6 dB +0/+6 dB
Электромагнитная совместимость	± 2 dB

15.3. ПОДТВЕРЖДЕНИЕ АНАЛИЗОМ

15.3.1. Общие положения

Ниже определяются минимальные анализы системного уровня КА, которые должен провести Подрядчик.

15.3.2. Системные анализы проекта КА и отклонения

В системном анализе проекта КА рассматривается в целом.

Системный анализ проекта должен, в частности, включать следующие соображения:

- основные отклонения по КА\подсистемам, (если имеется);
- полная конфигурация КА (механическую и электрическую);
- интерфейсы КА;
Примечание: для выполнения таких анализов, интерфейсы должны включать, те которые применимы к РН, телеметрии и телекоманд, анализы полёта, в т.ч. бюджеты и внешних воздействий на КА (вибрацию и ударные нагрузки, тепловые ограничения, устойчивость к радиации и т.п.).
- взаимосвязь различных подсистем;
Примечание: это следует рассматривать в форме резюме или краткого описания, массовых характеристик, компоновки оборудования, последовательность интеграции, функциональных блок-схем системы, планов электромагнитной совместимости и требований интерфейса электрического управления.
- оптимизацию компоновки оборудования с рассмотрением требований по ремонтпригодности и доступности.

15.3.3. Анализы миссии (если применимо)

Подрядчик обязуется провести подробные анализы миссии. Их результаты будут использоваться при анализе бюджета топлива, а также для определения плана лётных операций, в который входит подробная последовательность событий при всех операциях на орбите.

Анализ миссии должен, включать, но не ограничиваться, следующее:

- определение окон запуска и их ограничений, обусловленных используемыми РН;
- ошибки, возникающие при выводе на переходную орбиту; из которых составные индивидуальные части ошибок должны быть определены и обоснованы;
- манёвры, необходимые на переходной орбите для определенного РН и стратегий запуска;
- ограничения стратегий переходной орбиты, обусловленные КИС, подсистемой ориентации и стабилизации и прочими подсистемами;
- ошибки, возникающие от маневров требуемых для вывода на расчётную синхронную орбиту; из которых составные индивидуальные части ошибок должны быть определены и обоснованы;
- анализ ошибок допустимых отклонений на переходной и орбит дрейфа, а также в точки стояния;
- общая стратегия коррекции ошибок и достижение эксплуатационных орбиты и ориентации, включая ограничения подсистемы и видимость земной станции;
- анализ возмущающих моментов пространственного положения в точке стояния (например, давление солнечного излучения, ошибки установки двигателя малой

От Подрядчика

От ГПКС

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

тяги, перемещение топлива, смещение центра масс и т.п.);

- анализ орбитальных возмущений в точке стояния (например, факторы, сопряженные с манёврированием, эффекты от управления ориентацией, давление солнечного излучения и гравитационное притяжение Земли, Луны и Солнца) и определение орбитальных манёвров коррекции, необходимых для обеспечения ГСАС;
- анализы стратегии удержания в рабочей точке, включая минимальное окно удержания и предотвращение столкновений при управлении КА коллокируемого с количеством и типами КА, указанных в главе 3, и прочие требования, указанные в AD(2-50). Следует учитывать эффекты предельных отклонений, ошибки планирования и выполнения манёвров, перекрёстное переключение, включения двигателя с целью контроля ориентации, различия в характеристиках коллокируемого КА и т.п. В этих анализах должно быть учтено влияние задержек манёвров и нештатная ситуация КА;
- анализы собранных данных для добавления КА к существующей группе коллокирующих КА до **TBD** КА в соответствии с определением в AD(2-50);
- выполнимость целевых задач КИС и зон обслуживания связанных антенн;
- ограничения манёвра перехода на орбиту захоронения и эффекты от них;
- ограничения от всех орбитальных и манёвров ориентирования и их эффектов;
- расход топлива, соответствующий каждому режимом функционирования.

Необходимо проанализировать и предоставить обоснование соответствия КА техническим условиям при всех условиях в целом.

Если ГПКС не укажет иначе, анализы миссии должны изначально выполняться на основании указанных РН и сети в диапазоне «Ku» со следующими наземными станциями:

/ Станция	Широта, °	Долгота, °	Высота, км
Fucino	41.977	13.600	0.672
Pretoria	-25.885	27.713	1.556
Clarksburg	39.218	282.728	0.121
Kumsan	36.125	127.487	0.182
Uralla	-30.650	151.500	0.895
Castle Rock	39.276	255.192	2.128
Hartebeestoeck	-25.885	27.713	1.556
Allan Park	44.174	-80.936	0.266
Edmonton	53.49	-113.5	0.0
Gnangara	-31.807	115.883	0.016

Подрядчик обязуется обновлять и уточнять свои расчёты в соответствии с Содержанием работ, и окончательно сделать это после точного определения РН, других КА, устанавливаемых на РН (если таковые будут), переходной орбиты и наземных станций управления. *Примечание: ГПКС определит наземные станции управления для использования в расчётах не позднее, чем за три месяца до рассмотрения готовности лётной модели.*

Подрядчик также обязуется проверить анализы миссии, предоставленные подрядчиком по разработки LEOP, чтобы установить их соответствие требованиям КА.

Альтернативный вариант, для окончательного анализа миссии, по усмотрению ГПКС:

- Подрядчик обязуется проверить документацию по анализам миссии, предоставленную Подрядчиком по разработки LEOP в ГПКС. Если при этом

От Подрядчика

От ГПКС

<p>обнаружатся несоответствия, Подрядчик должен уведомить ГПКС и указать, какую часть документа требуется исправить;</p> <ul style="list-style-type: none"> • Подрядчик должен удостовериться в том, что анализы миссии LEOP учитывают все особенности построения и конструкции КА и/или требования; • Подрядчик должен проверить достоверность окон запуска, основанных на определения наземного сегмента для LEOP, а также подтвердить совместимость с КА. • Подрядчик должен поддерживать участвовать во встречах и (или) телеконференциях, организуемые ГПКС с Подрядчиком LEOP КА; • Подрядчик должен предоставить в ГПКС с результатами вышеперечисленных задач не позже, чем через 21 календарный день после получения первого представления анализов LEOP, а в случае последующих обновлений — не позднее 5 календарных дней. <p>Согласовано, что расчёты по анализам миссии LEOP от подрядчика LEOP могут не приниматься при составлении системного бюджета Подрядчиком.</p>

15.3.4. Динамический анализ

<p>Динамические анализы КА выполняются в различных динамических условиях во время разных фаз миссии.</p> <p>Динамический анализ должен включать, но не ограничиваться:</p> <ul style="list-style-type: none"> • весь диапазон заправки топливом и соответствующую динамику, совместимую с требованиями; • как минимум, эффекты колебания топлива, смещение гравитационного центра и изгиб нежёстких конструкций; • анализы динамики разделения КА от указанных РН. <p><i>Примечание: динамические анализы конструкции КА рассматриваются в главе 10.</i></p>

15.3.5. Анализ массовых характеристик

<p>Подрядчик обязуется выполнить расчёты массово характеристик для всех фаз миссии, конфигураций и всех возможных РН.</p> <p>Анализ массовых характеристик должен включать, но не ограничиваться:</p> <ul style="list-style-type: none"> • подробный список масс каждого узла КА, их относительное положение и вклад в центр масс КА, матрица момента инерции; <p>запас по массе с вероятностью не менее 1% от расчётной стартовой массы должен контролироваться во время программы.</p>

15.3.6. Анализ наведения

<p>Подрядчик обязуется выполнить анализы точности наведения с учётом всех возможных вкладов возмущения и ошибок, с целью определения ошибки наведения луча для последующего использования в анализах соответствующих зон покрытия.</p> <p>Методы расчёта должны учитываться возможности подсистем ориентации и стабилизации, отклонение диаграммы направленности каждой антенны от номинала относительно соответствующих опорных координат, максимальное определённый диапазон пределов удержания и все прочие известные источники ошибок, и возмущающие факторы.</p>

Погрешности ошибки наведения необходимо определять в этих анализах для каждой антенны, чтобы разрешить проектирование и расчёт зон обслуживания выражаемых в характеристиках антенн КА. Должен быть выпущен бюджет ошибок наведения, основанный на тщательном анализе источников ошибок наведения каждой антенны.

Эта величина должна показать вклад различных факторов для каждой антенны включая, но не ограничиваясь:

- погрешности механических регулировок;
- погрешности вследствие тепловой деформации;
- погрешности управления ориентацией;
- относительные ошибки орбитальных параметров;
- вклад ошибки рысканья в ошибки тангажа и крена.

В случае, если параметры наведения определены при использовании уменьшении погрешностей путём юстировок на орбите, анализы должны быть адресованы детализации характеристик различных элементов, которые влияют на эти юстировки (высокочастотный датчик, наземное оборудование, ПО и алгоритмы, а также влияние погодных условий во время измерения сигнала).

Для каждого типа источника ошибки необходимо установить вклад в каждый из четырёх следующих классов: постоянные ошибки, долговременные ошибки, суточные ошибки и кратковременные ошибки. Соответствующая допустимая ошибка плюс запас, должны быть после этого определены и обоснованы по каждому вкладу. Требуется предоставить и обосновать алгоритмы, используемые при комбинации различных вкладов внутри класса. Бюджет ошибки должен отдельно идентифицировать, для каждого класса, ошибки по движению и вращению антенны при прицеливании по отношению к номинальным осям рысканья, тангажа и крена КА. Бюджеты должны быть предоставлены для каждого режима КА в точке стояния.

На основании вышеупомянутых анализов Подрядчик определяет эллипсы ошибок прицеливания для каждой антенны в наихудшем случае, на протяжении ГСАС и ежесуточные. Эллипс ошибок наведения для всего ГСАС вычисляется на основании долговременных, суточных и кратковременных погрешностей. Эллипс суточной ошибки наведения вычисляется на основании суточных и кратковременных погрешностей. Необходимо предоставить и обосновать алгоритм, используемый для получения параметров эллипса ошибок наведения из прицеливания, выраженных относительно осей связанной системы координат.

Должны быть предоставлены отдельные анализ ошибки прицеливания антенны и бюджет для выполнения программы ИОТ для измерений диаграмм направленности на орбите.

Бюджет прицеливания антенны и детальный анализ должны быть обновлены и представлены на каждое конструкции систем КА, а также только бюджет должен поставляться в ежеквартальных отчётах о прогрессе. Окончательное уточнение бюджета ошибок прицеливания антенны на основании измеренных данных необходимо произвести при рассмотрении готовности лётной модели и включать в справочник параметров КА.

Рассмотрение проектов различных узлов и оборудования, работа которых влияет на погрешность наведения антенны, должно содержать особый раздел, посвящённый конструкции и рабочих характеристик, которые используются для расчёта погрешности наведения и демонстрации подтверждения их значимости.

15.3.7. Анализ ГСАС

В целях подтверждения ГСАС срока службы и определения технического ресурса КА Подрядчик должен выполнить анализ требований по расходам топлива КА на всех фазах миссии и предоставить топливный бюджет, определяющий необходимый запас топлива, основанный на наихудшем случае или неблагоприятной 3-сигма характеристики (вероятности завершения миссии, превышающей 0,9986).

Анализы должны принимать во внимание следующее:

- последовательность событий, определённых в анализе миссии;
- рабочие характеристики РН и стратегии выведения для каждого применимого РН и минимальные, номинальные и максимальные варианты миссии, определённые Подрядчиком;
- результаты анализов Подрядчика и, в частности, условия рекомендуемых стратегий удержания, в т.ч. требования по коллокации, принимая во внимание информацию, содержащуюся в AD (2-50);
- величины запасов в нештатных ситуациях, ошибки установки и потери эффективности двигателя малой тяги, остатки рабочего тела в подсистеме, утечку и разброс значения количества топлива при включении;
- все наихудшие комбинации двигателей малой тяги при работе двигательной установки;
- рабочие характеристики как функция включений, время горения при непрерывной работе, завершение рабочего цикла и количество импульсов при работе в режиме с ухудшенными характеристиками;
- потребности топлива для измерения диаграммы направленности одной антенной системы в начале срока ГСАС;
- потребности топлива одного изменения положения по долготе;
- потребности топлива при переводе на орбиту захоронения в конце ГСАС.

Подрядчик обязуется предоставить подробные методы ожидаемые рабочих показателей, используемые при прогнозе ограничений технического ресурса вследствие расхода топлива и оценку остатка топлива на борту.

Требуется также предоставить рекомендации по стратегии заправки для оптимизации технического ресурса службы при оговоренной массе топлива.

15.3.8. Анализ снижения засорённости космоса и защиты от космического мусора

Подрядчик обязуется выполнить анализы для подтверждения соответствия системы КА рекомендациям соответствующих документов AD(2-60), AD(2-61), AD(2-62).

Подрядчик обязуется предоставить декларацию о соответствии.

15.3.9. Анализ времени реакции на определение отказа, изоляции и восстановления работоспособности

Подрядчик должен выполнить анализ времени реакции на определение отказа, изоляции и восстановления работоспособности для каждого режима неисправностей, определённого в анализе видов, последствий и важности отказов.

Этот анализ должен показать, что действия по восстановлению выполнены корректно и определено, как идентифицировать неисправность и парировать её по данным телеметрии.

Анализ должен быть адресован на следующее, но не ограничиваясь:

От Подрядчика

От ГПКС

- Наблюдаемость неисправности в телеметрии;
- Завершённость исполнения действий по восстановлению;
- Наблюдаемость восстановления в телеметрии.

15.3.10. Анализ электромагнитной совместимости (ЭМС)

15.3.10.1. Общие положения

Подрядчик должен определить технические требования электромагнитной совместимости, которым должен соответствовать КА и всё его оборудование, и выполнить анализы и испытания для того чтобы показать, что конструкция КА позволяет адекватно выдерживать излучаемое и кондуктивное облучение, а также как и с восприимчивостью к внешним условиям магнитостатического воздействия, включая эксплуатация в режиме TDMA.

15.3.10.2. Коллокация

Подрядчик обязуется провести анализ, показывающие радиочастотную совместимость КА в соотношении с количеством КА, определённым в главе 3.

В частности, Подрядчик должен определить, КА BDR КА, какая группа таких КА имеет наихудшее влияние на связные характеристики КА и далее включить их в проектирование и анализы связной полезной нагрузки и подсистемы КИС.

Частотные планы КИС, ЭИИМ, ППМ, а также другая информация по КА приводится в AD(2-50).

15.3.10.3. Ракета-носитель

Подрядчик обязуется выполнить анализы, показывающие, что конструкция КА отвечает требованиям и ограничениям, налагаемым владельцем РН.

Подрядчик должен предоставить в ГПКС подробный частотный план КА для передачи владельцу РН. *Примечание: частотный план должен быть составлен в формате, необходимом владельцу РН.*

15.3.11. Анализ внешних воздействий

Подрядчик должен проанализировать воздействия внешней среды, в условиях которой КА будет функционировать перед и во время запуска, во время размещения на геостационарную орбиту и за всё время ГСАС.

В эти анализы, как минимум, должно входить следующее.

-

15.3.12. Анализ влияния радиации

Подрядчик должен оценить уровни радиации, под воздействие которой каждый прибор КА попадёт во время эксплуатации и реализовать соответствующие меры защиты.

Анализ влияния радиации должен основываться, как минимум, на соответствующих данных о внешних воздействиях, предоставленных в главе 12. Анализ должен быть достаточно подробным, чтобы показать правильную работу всех электронных приборов и оборудования, устойчивость к одиночным сбоям и одиночным переходным

От Подрядчика

От ГПКС

процессам вплоть до завершения технического ресурса после наихудшего возможного воздействия радиации во время переходной орбиты, орбиты дрейфа и работы на орбите.

15.3.13. Электростатический анализ

Подрядчик обязуется провести анализы системного уровня, которые покажут устойчивость КА к электростатическим разрядам в наихудших условиях.

В этих анализах необходимо учесть поверхностный и объёмный заряды и прогноз реакции КА и его важнейших подсистем переходные процессы .

В анализах следует включить схемы заземления и требования к внешним и внутренним поверхностям КА, а также описать измерения, которые будут выполнены для исключения или уменьшения эффектов между различными частями КА на орбите.

Анализы и результаты электростатических испытаний в соответствии с требованиями глав 12 и 13 должны показать достаточную электростатическую устойчивость конструкции КА на весь технический ресурс.

15.3.14. Расчёт загрязнений

Подрядчик должен выполнить анализы и подготовить мероприятия по исключению или управления всяким внутренним либо внешнем загрязнением на всех этапах производства, сборки, испытаний, хранения, перевозки, запуска и работы КА после отделения от РН и на протяжении всего ГСАС.

К источникам загрязнения, в частности, но не ограничиваясь, должны быть включены продукты обезгаживания от КА, воздействие струи двигателя малой тяги и изменение частоты вызываемое внешними источниками.

Начальные анализы должны определить риск вероятного снижения рабочих характеристик вследствие загрязнения чувствительных деталей и определить требования по защите приборов, изменению конструкции или модификации.

Окончательный вариант анализов должен показать устойчивость конструкции на всех этапах миссии и во всех вариантах окружающей среды.

15.3.15. Расчёт разгерметизации

Подрядчик обязуется выполнить анализы, показывающие, что КА может выдерживать наихудшие условия разгерметизации из указанных агенством по запуску.

15.3.16. Расчёт надёжности

Подрядчик должен провести анализы надёжности в соответствии с требованиями к качеству продукции, изложенными в Содержании работ, и продемонстрировать соответствие КА требованиям к надёжности на всех уровнях.

Доверительная вероятность для характеристики на конец эксплуатационных маневров (вывод из эксплуатации) должна быть выполнена на всей длительности маневра, при ей расчёте, выполняемый перед началом эксплуатация, необходимо учитывать все системы, подсистемы и оборудование, задействованное при этих манёврах, их потенциальные уровни резервирования и надёжности, с учётом воздействия старения на тот момент времени, когда предполагается выполнение этих манёвров, а также доступность энергетических устройств и ресурсов, необходимых для этих манёвров.

15.4. ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПРОВЕРКОЙ КОНСТРУКЦИИ

Зарезервировано.

15.5. ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ОСМОТРОМ

Зарезервировано.

15.6. МАТРИЦЫ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ

15.6.1. Функциональные требования

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.2. Требования миссии

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.3. Требования к интерфейсу

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.4. Экологические требования

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.5. Эксплуатационные требования

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.6. Требования, связанные с человеческим фактором

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.7. Требования к материально-техническому обеспечению

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.8. Физические требования

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.9. Требования к качеству продукта

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

От Подрядчика

От ГПКС

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					

15.6.10. Требования к конфигурации

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.6.11. Требования к конструкции

Требования	Метод проверки				Замечание
	Испытание	/ Анализ	Конструкция	/ Осмотр	
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					
Reserved					

15.7. ТРЕБОВАНИЯ ПО ИСПЫТАНИЯМ И ПРОВЕРОЧНЫЕ МАТРИЦЫ

Обозначения

Уровень модуля или сборочного узла

- T1 подлежит обсуждению
- T2 подлежит обсуждению
- T3 подлежит обсуждению

Уровень КА

- T1 Первоначальная проверка технических характеристик
- EV1 Первая проверка в условиях окружающей среды, напр., вакуум, тепло, холод, переходы
- T2 Промежуточная проверка технических характеристик
- EV2 Вторая проверка в условиях воздействия окружающей среды, напр., механические синусоидальные сигналы, акустика, ударные воздействия
- T3 Окончательная проверка технических характеристик
- T4 ПОДЛЕЖИТ ОБСУЖДЕНИЮ
- T5 EMC/Само-совместимость
- LP Подготовка к запуску
- ЮТ Испытания на орбите

От Подрядчика

От ГПКС

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

--

От Подрядчика

От ГПКС

Приложение В - СПЕЦИФИКАЦИЯ

Запрос на испытания Ссылка	Требования
Reserved	
Reserved	
Reserved	
Reserved	
Reserved	
Reserved	

От Подрядчика

От ГПКС

TECHNICAL REQUIREMENTS SPECIFICATION

Ссылка на требования	Модуль или узел			Космический аппарат										Запрос на испытание			
	T1	T2	T3	T1	EV1			T2	EV2			T3	T4	T5	LP	IO	Ссылка
					H	C	T		S	A	S						
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved
Reserved																	Reserved