

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования
«Южно-Уральский государственный университет
(национальный исследовательский университет)»
Высшая школа электроники и компьютерных наук
Кафедра «Системы автоматического управления»

РАБОТА ПРОВЕРЕНА

Рецензент

доцент каф. АиУ, к.т.н.

_____/ Л.А. Озеров

« ____ » _____ 2020 г.

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Заведующий кафедрой

д.т.н., профессор

_____/ В.И. Ширяев

« ____ » _____ 2020 г.

Алгоритм управления космическим аппаратом на этапе посадки на астероид

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ
ЮУрГУ – 24.05.06.2020.421.00 ПЗ ВКР

Руководитель работы

зав. каф. САУ, д.т.н., проф.

_____/ В.И. Ширяев

« ____ » _____ 2020 г.

Автор работы

студент группы КЭ-567

_____/ В.М. Жеребцов

« ____ » _____ 2020 г.

Нормоконтролер

зав. каф. САУ, д.т.н., проф.

_____/ В.И. Ширяев

« ____ » _____ 2020 г.

АННОТАЦИЯ

Жеребцов В.М. Алгоритм управления космическим аппаратом на этапе посадки на астероид. – Челябинск: ЮУрГУ, ВШ ЭКН; 2020, 63 с., 36 ил., библиогр. список – 37 наим., 14 листов слайдов презентации ф.А4.

Целью настоящей работы является обоснованный выбор аппаратуры БКУ и разработка алгоритма управления космическим аппаратом на этапе посадки на астероид.

В первой главе работы представлены общие сведения и требования к бортовым комплексам управления летательными аппаратами. Рассмотрены различные виды систем, входящих в бортовой комплекс системы управления и используемых для решения различных задач, описаны системы и подсистемы, необходимые для решения задачи посадки.

Во второй главе выполнен обоснованный выбор элементов бортового комплекса управления космического аппарата.

В третьей главе рассмотрены характеристики и динамические свойства двигательных установок, а также представлено описание компоновки, разрабатываемой МКБ «Астероид». Приведены особенности компоновки, которые необходимо учесть при посадке.

В четвертой главе рассмотрена математическая модель космического аппарата, также промоделированы два случая посадки на астероид, рассчитаны затраты топлива и электроэнергии. В ходе работы рассматривался только участок посадки на астероид.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ			
<i>Изм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Подпись</i>	<i>Дата</i>				
<i>Разраб.</i>		Жеребцов В.М.				<i>Лит.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листов</i>
<i>Провер.</i>		Ширяев В.И.			<i>Д</i>		4	63
<i>Реценз.</i>		Озеров Л.А.			ЮУрГУ Кафедра САУ			
<i>Н. Контр.</i>		Ширяев В.И.						
<i>Утверд.</i>		Ширяев В.И.						
<i>Алгоритм управления космическим аппаратом на этапе посадки на астероид</i>								

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	7
1 ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ	9
1.1 Общее представление об астероидах	9
1.2 Функции и состав бортового комплекса управления.....	11
1.3 Соответствие платформы «Навигатор» требованию технического задания.....	13
1.4 Унифицированная космическая микроплатформа «Карат»	17
1.5 Космическая платформа «Proteus».....	18
1.6 Цели и задачи	20
Выводы.....	20
2 ВЫБОР АППАРАТУРЫ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ И ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА АСТЕРОИД	
2.1 Подбор аппаратуры для платформы «Навигатор»	22
2.2 Астродатчик АД-1 на ПСЗ – матрице.....	23
2.3 Солнечный датчик положения СДП-1	24
2.4 Гироскопический измеритель вектора угловой скорости	25
2.5 Инерциальный измерительный блок	26
2.6 Лазерный скоростемер-дальномер	27
2.7 Бортовая цифровая вычислительная система «МАРС 4».....	28
2.8 Блок силовой автоматики.....	29
Выводы.....	30
3 ОПИСАНИЕ ВЫБРАННЫХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	32
3.1 Маршевая двигательная установка	37
3.2 Маневровая двигательная установка	40
3.3 Двигательные установки точной ориентации	42
3.4 Зарубежный ракетный двигатель	44
Выводы.....	45

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		5

4 МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА АСТЕРОИД	46
4.1 Вертикальная посадка космического аппарата на астероид	47
4.2 Посадка космического аппарата на астероид с орбиты.....	53
Выводы.....	57
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	58
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	60

ВВЕДЕНИЕ

Космос - это своего рода среда, в которой из всех сил природы, действующих на летательный аппарат, главной силой является притяжение небесных тел.

Теория притяжения, которая является законом всемирного тяготения Ньютона, позволяет количественно оценить силы притяжения различных материальных тел. Для понимания основ теории движения космических летательных аппаратов, нужны знания фундаментальных положений теории притяжения и ее основных результатов.

Космическая эра, начавшаяся с запуска первого искусственного спутника Земли, позволила добиться не только успехов в исследовании и освоения космического пространства, но и в развитии новых научных направлений техники, науки, промышленности, без которых эти успехи не были бы возможны. Одним из новых научных направлений является теория управления космическим кораблем.

Система управления движением относится к числу важнейших бортовых систем, с момента проектирования первых космических аппаратов и ее роль постоянно растет по мере увеличения возлагаемых на нее функций.

На сегодняшний день, когда многие страны принимают участие в гонке вооружений и стремятся к военному и техническому превосходству, задача сближения с космическими телами является одной из самых актуальных в мире. Причин такого интереса к астероидам множество, начиная от научного интереса (добыча полезных ископаемых, исследование космических тел), заканчивая возможностью использовать космические тела для военного превосходства. Также не на последнем месте стоит задача обороны Земли от возможных столкновений с другими космическими телами (кометы, астероиды).

Земля движется в огромном космическом пространстве, полном астероидов, комет и другого «космического мусора», дрейфующего рядом с её орбитой. Столкновение с этими объектами может привести к гибели человечества. Судя по частоте столкновений с внеземными телами в прошлом, существует небольшая вероятность, что в ближайшие несколько десятков лет столкновение с астероидом станет причиной гибели большей части человечества, либо его полного вымирания. Так как столкновения Земли с другими космическими телами уже происходили в прошлом, то вероятность столкновения в ближайшие миллионы лет возрастает почти до 100%.

Основной целью полетов к астероидам является добыча полезных ископаемых из них, а также изменение траектории, либо уничтожение космические тела в том

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		7

случае, если траектория полета астероида будет каким-либо образом угрожать обитателям Земли.

Посадка на астероид — задача достаточно сложная с точки зрения управления. Связано это с тем, что астероид движется в космическом пространстве с достаточно большой скоростью и при этом вращается относительно своего центра масс. Из-за этого возникают трудности с выбором места посадки. К тому же, астероиды, как правило, имеют не геометрическую форму, а отличаются неправильной формой. Связано это с тем, что сила тяжести на астероидах настолько слаба, что она не может сжать астероид в шар. При посадке космического аппарата это создает достаточно много проблем, если цель полета связана с приземлением на астероид.

Американцы в своих исследованиях пришли к выводу, что проще не садиться на астероид, а, с помощью специальной амортизирующей системы, «ударяться» об него, собирая в момент «удара», например частицы грунта, и, после нескольких таких ударов, возвращать КА на Землю. На этапе причаливания, необходимо выбрать, где лучше состыковаться с астероидом, для выполнения тех или иных задач, и направить космический аппарат так, чтобы он с максимальной точностью и за максимально малое время достиг необходимого нам участка.

Основной задачей является, выбор оптимальной посадки и алгоритм обработки данных с учетом технического задания.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
						8
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

1 ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Поскольку вакуум представляет опасность для многих элементов космического оборудования, к бортовым системам космического корабля предъявляются повышенные требования, в следствие необходимо обеспечить герметичность приборов. Также присутствуют проблемы с охлаждением оборудования, связанные с отсутствием терморегуляции. Но возникают еще резкие перепады температуры при переходе от света к тени. Все вышеперечисленные факты предъявляют противоречивые требования к конструкции космического аппарата.

Конструкция космического аппарата должна быть одновременно прочной и легкой, компактной и вместительной. Бортовое оборудование должно обеспечивать, при минимальном весе и габаритных размерах, максимальное энергоснабжение и бесперебойную работу [5].

1.1 Общее представление об астероидах

Астероиды – это твердые, скалистые тела, которые движутся по эллиптическим орбитам вокруг Солнца, подобно планетам. Но размеры этих тел намного меньше, чем у обычных планет, поэтому их также называют маленькими планетами. Диаметр астероида варьирует от нескольких десятков метров до 1000 км (размер самого большого астероида Церера) [11].

Термин "астероид" (или "подобный звезде") был дан знаменитым астрономом 18-го века Уильямом Гершелем для обозначения внешнего вида этих объектов при наблюдении в телескоп. С помощью больших наземных телескопов невозможно различить видимые диски самых крупных астероидов. Астероиды наблюдаются как точечные источники света, хотя, как и другие планеты, сами ничего не излучают в видимом диапазоне, а только отражают падающий на них солнечный свет.

Диаметры некоторых астероидов измерялись с помощью метода «покрытия звезд», в те моменты, когда они находились в одном луче зрения с достаточно яркими звездами. На сегодняшний день в большинстве случаев их размеры оцениваются с помощью специальных астрофизических измерений и расчетов. Большая часть известных на сегодняшний день астероидов перемещается между орбитами Марса и Юпитера на расстояниях от Солнца в 2,2-3,2 астрономических единицы (а.е.).

Всего на сегодняшний день открыто около 20000 астероидов, из которых около 10000 зарегистрированы, это значит, что им присвоены номера или даже собственные имена, а орбиты рассчитаны с большой точностью. Собственные

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		9

имена астероидам обычно присваивают их первооткрыватели, но с установленными международными правилами.

Кольцевая область пространства, которую занимают эти тела, называется главным поясом астероидов. При средней линейной орбитальной скорости около 20 км/с астероиды главного пояса тратят от 3 до 9 земных лет на оборот вокруг Солнца, в зависимости от расстояния до него.

При телескопических наблюдениях за астероидами было установлено, что яркость абсолютного большинства из них изменяется за короткое время (от нескольких часов до нескольких дней). Астрономы уже давно предполагают, что эти изменения яркости астероидов связаны с их вращением и определяются в первую очередь их неправильной формой. Первые снимки астероидов, полученные космическими аппаратами, подтвердили это, а также показали, что поверхности этих тел изрыты кратерами или воронками разного размера. Очевидно, что такие формы и поверхности малых планет образовались во время их многочисленных столкновений с другими твердыми небесными телами.

Для того чтобы решить проблему обеспечения безопасности астероидов, ученые предлагают различные варианты защиты Земли.

Способ №1. Предлагается либо изменить орбиту астероида, либо уничтожить его атомным оружием. Однако ни одна страна в мире пока не готова изменить договор, согласно которому "государства-участники договора обязуются не размещать на орбите Земли никаких объектов с ядерным оружием или любыми другими видами оружия массового уничтожения, не размещать такое оружие на небесных телах и не размещать такое оружие в космическом пространстве каким-либо иным образом". Кроме того, точный состав и плотность астероида неизвестны. Поэтому невозможно рассчитать, куда полетят осколки.

Способ №2: Корабль - буксир.

Европейское космическое агентство предлагает посадить космический аппарат на астероид. Как только он прочно закрепится на астероиде, он включит двигатели и заставит космическое тело изменить свою траекторию. В настоящее время пристыкованные корабли также корректируют орбиту МКС. Двигатель, работая на астероиде в течение года, мог бы перевести его на орбиту, которая станет безопасной.

Способ №3: Солнечный парус.

Заранее можно запустить к астероиду космический аппарат, который пристыкуется к астероиду и развернет на нем солнечный парус. Это светоотражающая полимерная пленка толщиной 7,5 мкм (примерно в десять раз тоньше человеческого волоса). Принцип работы, как на корабле, только роль ветра выполняет солнечный свет. Его частицы, а именно фотоны, ударяются о

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		10

полимерную пленку, создавая давление, тем самым астероид получает дополнительную скорость или меняет направление. Но до сих пор солнечный парус не испытывался в космосе.

В данной работе является задача посадки космического аппарата на астероид с целью доставки полезной нагрузки. Сближение космического аппарата с астероидом и посадка на него должна происходить в автономном режиме.

1.2 Функции и состав бортового комплекса управления

Бортовая система управления космическим аппаратом представляет собой совокупность приборов и устройств с информационно-программным обеспечением, предназначенных для управления движением космического аппарата и контроля функционирования бортовой аппаратуры [9].

Основными задачами БКУ являются:

- управление движением космического аппарата;
- навигация космического аппарата;
- сбор, обработка и анализ контрольно-диагностической информации;
- командно-логическое управление служебными системами и целевым оборудованием;
- автоматическое управление переходом на резервное оборудование, резервные режимы управления.

Задачи управления движением и навигацией:

- снижение угловых скоростей после разделения космического аппарата;
- построение и поддержание ориентации связанных осей космического аппарата относительно опорных систем координат;
- регулировка орбиты;
- определение и прогноз навигационных параметров;
- наблюдение работоспособности систем и исполнительных органов;

Задачи контроля состоянием бортовой аппаратуры:

- координированное управление службами бортовой системы при наземной подготовке, автономном функционировании космического аппарата;
- контроль и диагностика бортовой аппаратуры в целях автономного управления;
- синхронизация процессов управления и контроля служебными системами;
- распределение питания бортовыми потребителями;
- расчет баланса электропотребления и управление снижением нагрузки.

Задачи управления элементами конструкции:

- контроль космического аппарата после выведения;

										Лист
										11
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2020.421.00 ПЗ					

- защита электро-подрывных устройств от несвоевременного срабатывания и от воздействия статического электричества.

Структуру бортового комплекса управления рассмотрим на примере автоматического космического аппарата [12]. На рисунке 1.1 представлена схема бортового комплекса управления.



Рисунок 1.1 – Бортовой комплекс управления автоматического космического аппарата

В состав бортового комплекса управления космического аппарата входят:

- бортовая цифровая вычислительная система в виде вычислительных средств и устройств сопряжения, предназначена для информационного взаимодействия с бортовыми службами. Предлагает свои вычислительные ресурсы для решения задач управления системами космического аппарата и задач мониторинга их работы;
- система управления движением и навигации, служит для управления движением космического аппарата, как материальной точки, так и для управления угловым движением.

- система управления бортовым комплексом, выполняющая функции коммутации электропитания, выдачу команд управления в системы и приборы космического аппарата в соответствии с временными и логическими условиями, усиления и преобразования электрических сигналов;
- бортовой радиотехнический комплекс предназначен для обеспечения связи между бортовым комплексом управления и наземным комплексом управления;
- система бортовых измерений, служит для сбора, обработки и передачи в наземный комплекс управления и бортовую цифровую вычислительную систему информацию о результатах измерений, характеризующих состояние систем космического аппарата.

Программное обеспечение было сформировано как отдельный компонент БКУ [10]. Вследствие внедрения различных вычислительных средств в систему управления космическим аппаратом.

Бортовая система управления обеспечивает управление двигательной установкой, системой контроля температуры, энергосбережения и другими служебными системами.

Перечисленная группа систем проектируется как бортовой комплекс управления для широкого спектра космических аппаратов, как пилотируемых (ТПК «Союз», Международная космическая станция), так и беспилотных (ТГК «Прогресс», научные спутники, спутники связи, космические аппараты дистанционного зондирования Земли и т.п.).

1.3 Соответствие платформы «Навигатор» требованию технического задания

Для разработки бортовых комплексов управления космических аппаратов, важными условиями являются:

- срок активного существования (необходимый ресурс аппаратуры БКУ);
- требования по точности ориентации;
- степень автономности от наземного комплекса управления;
- инерционно-массовые характеристики космического аппарата;

Согласно требованию технического задания, посадка космического аппарата на астероид должна осуществляться с расстояния 10 км, а скорость космического объекта относительно КА должна быть равной 100 м/с. Скорость посадки должна быть не более 0,5 м/с. Также известно, что радиус космического тела примерно равен 300 м. Погрешность угловой ориентации относительно усредненного перпендикуляра к поверхности не должна превышать 5%. Масса космического аппарата примерно равна 300 кг. Вес полезной нагрузки должен составлять не

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		13

более 50 кг. На площадке не должны присутствовать выступы h высотой более 20 см на базе 4 метров, на которые может опереться днище КА, представлено на рисунке 1.2.

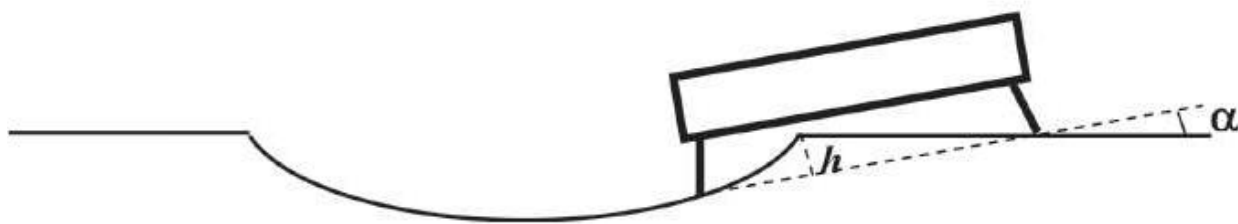


Рисунок 1.2 – Схема положения посадочного модуля КА на поверхности астероида

Вес конструкции должен быть сведен к минимуму. В соответствии с требованиями технического задания бортовая система управления выполняет следующие функции:

- определение параметров движения космического аппарата вокруг центра масс в базовой системе координат и осуществление стабилизации космического аппарата в заданной ориентации с требуемой точностью;
- управление работой двигателей;
- формирование команд управления целевой аппаратурой, системой электроснабжения;
- управление работой средств обеспечения теплового режима;
- мониторинг правильности работы приборов бортовой системы управления и процессов управления движением вокруг центра масс космического аппарата;
- автоматическое парирование последствий отказов или отклонений в управлении при функционировании БСУ, выявленных в результате контроля;

За прототип бортовой системы управления выберем БКУ платформ «Навигатор» и «Карат». Бортовая система управления платформы была разработана на основе технического задания, созданного к середине 2000-х годов МОКБ "Марс" и его кооперации в разработке системы управления перспективными космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли и связи. Преимущество работы была обеспечена принятием совместного решения НПО имени Лавочкина и Центра исследований и разработок "Марс" о

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		14

разработке и использовании передовых технических решений для системы управления космическими аппаратами [23].

Бортовая система управления платформы «Навигатор» была создана МОКБ "Марс" по техническому заданию НПО имени Лавочкина как универсальная система управления тяжелыми космическими аппаратами различного назначения. Бортовая система управления предназначена как для решения задач управления движением на основе автономного определения ориентации космического аппарата и баллистического прогноза, так и для решения задач управления бортовыми смежными системами:

- двигательными установками;
- средствами обеспечения тепловых режимов;
- ориентации и раскрытия солнечных батарей;
- элементами бортового радиокомплекса;
- телеметрической станцией;
- целевой аппаратурой.

Бортовая система управления должна обеспечивать как регулярную работу по программам, заданным полетными заданиями и кодовыми командами от наземного комплекса управления, так и длительную автономную работу при отсутствии связи с наземным комплексом управления. Заданный период активного существования бортовой системы управления в полете составляет 10 лет и более [18].

Структура бортовой системы управления формируется на основе центрального бортового компьютера и цифровых интерфейсов, образующих бортовую вычислительную сеть, что позволяет использовать различные характеристики измерительных приборов и исполнительных органов без существенных усовершенствований бортовой системы управления. Бортовая структура бортового комплекса управления платформы «Навигатор» и «Карат» во взаимодействии со смежными системами показана на рисунке 1.3.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		15

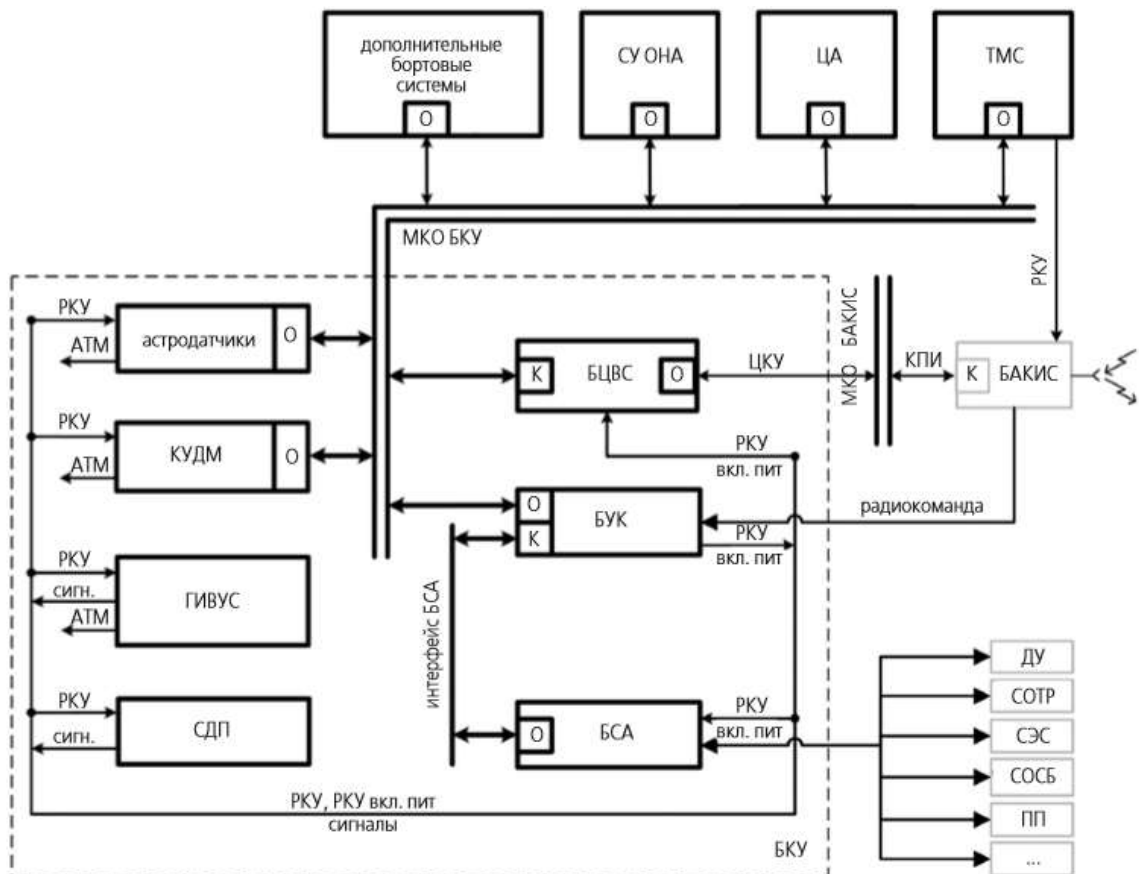


Рисунок 1.3 – Базовая структура бортового комплекса управления платформы «Навигатор» и «Карат»

На рисунке 1.3 приняты следующие обозначения:

- СЭС – система электроснабжения;
- ЦА - целевая аппаратура;
- ТМС - блок телеметрической системы;
- КУДМ - комплекс управляющих двигателей-маховиков;
- ГИВУС - гироскопический измеритель вектора угловой скорости;
- ДМ - двигатель-маховик;
- СУ ОНА - система управления остронаправленной антенны;
- СДП - солнечный датчик положения;
- БЦВС - бортовая цифровая вычислительная система;
- БУК - блок управления и контроля;
- БСА - блок силовой автоматики;
- БАКИС - бортовая аппаратура командно-измерительной системы;
- ДУ - двигательная установка;
- СОТР - система обеспечения теплового режима;

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2020.421.00 ПЗ

Лист

16

1.4 Унифицированная космическая микроплатформа «Карат»

Унифицированная космическая платформа (УКП) "Карат" – базовая космическая платформа для создания микроспутников научного назначения представлена на рисунке 1.4.

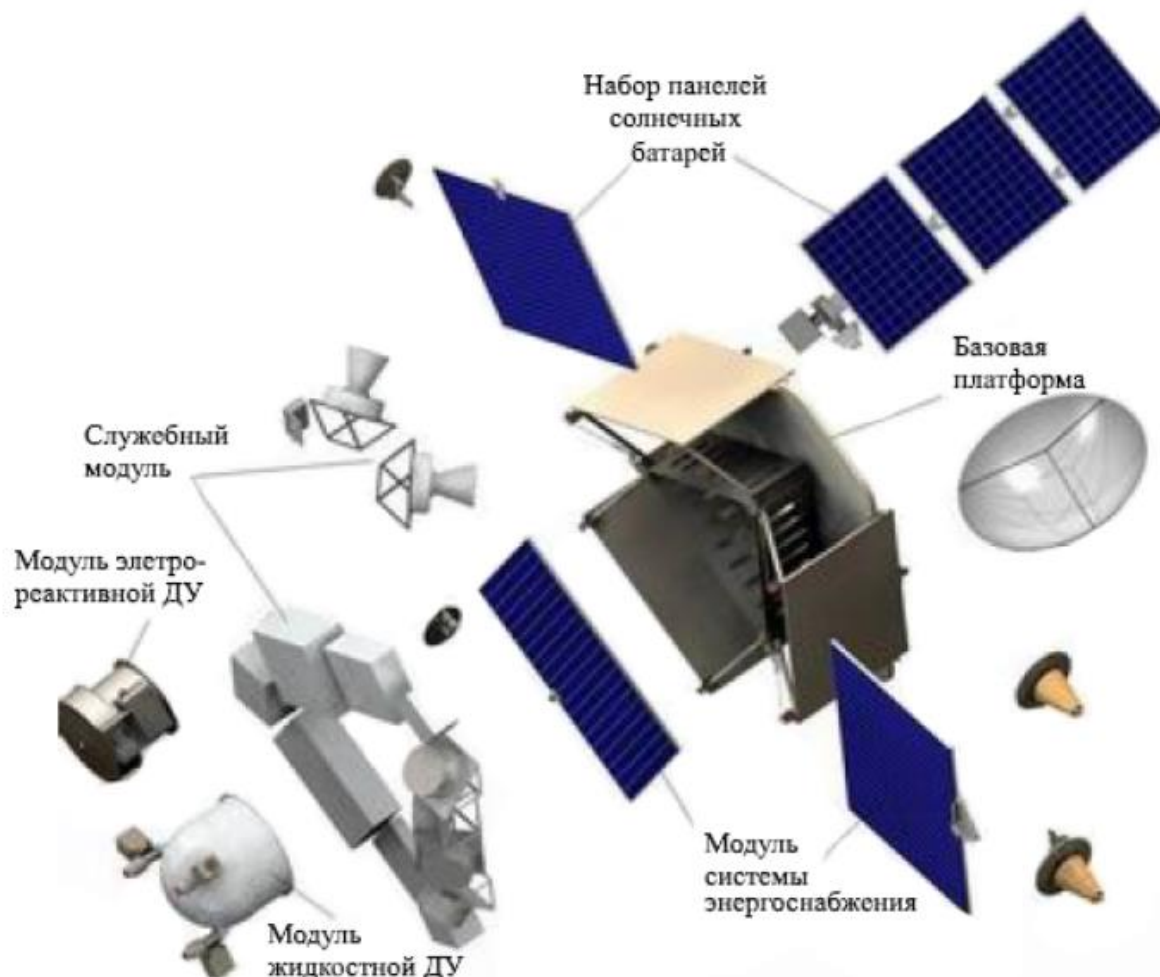


Рисунок 1.4 – Общий вид унифицированной космической платформы «Карат»

Микроплатформа «Карат» предназначена для создания микроспутников различного назначения – для проведения исследований Солнца и солнечно-земных связей, для наблюдения малых тел Солнечной системы, для проведения экспериментов в области астрофизики, для наблюдения Земли из космоса.

Платформа выполнена в виде бескорпусной, негерметичной конструкции. Её вес не превышает 100 кг, вес полезной нагрузки – до 60 кг.

Одним из главных преимуществ малогабаритных космических аппаратов является ценовая привлекательность производства и запуска в космос. Учитывая относительно невысокую цену таких устройств, из них могут быть сформированы системы спутниковой связи, непрерывного контроля земной поверхности и

научных исследований. Преимуществом таких систем является высокая живучесть и надежность.

Проектные работы по малогабаритным космическим аппаратам проводятся с учетом унификации комплектующих и платформы в целом, ее адаптации для выполнения широкого круга задач, а также возможности запуска на различных типах ракет-носителей.

Единая платформа "Карат" разработана с использованием технологических достижений НПО имени Лавочкина, полученных в процессе работы над проектами, в том числе малыми спутниками ("Солнечный парус" и др.). Платформа создана с максимальным использованием существующих и находящихся на завершающей стадии разработки российских бортовых систем, комплексов, устройств, узлов и агрегатов, работающих в условиях открытого космоса.

1.5 Космическая платформа «Proteus»

Платформа Proteus является разработкой компании Thales Alenia Space. По словам производителя, это одна из самых эффективных платформ в своем классе с точки зрения соотношения эффективности и стоимости. В общей сложности устройства на этой платформе проработали уже более 18 лет. Платформа была разработана в период с 1996 года по настоящее время по заданию французского космического агентства.

Отличительной особенностью системы является полностью централизованная архитектура вокруг одного процессора. Этот чип разработан с учетом высоких требований к отказоустойчивости.

Гарантированный активный срок службы системы составляет три года с вероятностью 0,9. платформа доказала эти показатели во время орбитальной эксплуатации, а также при выполнении орбитальных маневров.

Система передачи данных с платформы совместима с наземными антеннами диаметром 2.8 метра. Для передачи данных использует стандартизированный протокол CCSDS. При этом данные телеметрии и измерений могут передаваться в закодированном виде.

Система электроснабжения питается от двух симметричных солнечных панелей, которые оснащены двигателями. В результате при общей площади 10 квадратных метров система может обеспечить платформу и полезную нагрузку напряжением 23-37 вольт. Цифровые контроллеры позволяют регулировать заряд литиево-ионных аккумуляторов. В этом случае от системы электроснабжения отходят две независимые линии электропередачи, которые регулируются

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		18

центральным процессором. Шина питания полностью покрыта двойной изоляцией для защиты от короткого замыкания.

Система стабилизации и управления ориентацией основана на концепции эффекта гироскопа. В этом случае для стабилизации и удержания положения прибора используются два плоских гироскопа. Два звездных датчика в сборе имеют автономную систему теплового контроля. Работа в защищенном режиме осуществляется с помощью магнитометров и солнечных датчиков (два двухплоскостных магнитометра и восемь грубых солнечных датчиков). Кроме того, система оснащена чипами приема сигналов GPS, которые позволяют не только отслеживать положение устройства, но и получать информацию о времени. Точность, достигаемая платформой, лучше, чем 0,03 градуса.

Ядром платформы является алюминиевый куб со стороной 1 метр. На каждой из панелей куба может устанавливаться полезная нагрузка. Система терморегулирования аппарата базируется на использовании пассивных радиаторов общей площадью поверхности около 1.88 квадратных метра и систем активного охлаждения. Платформа стабильно работает в рабочем диапазоне от -10 до +40 градусов по Цельсию. Архитектура представлена на рисунке 1.5.

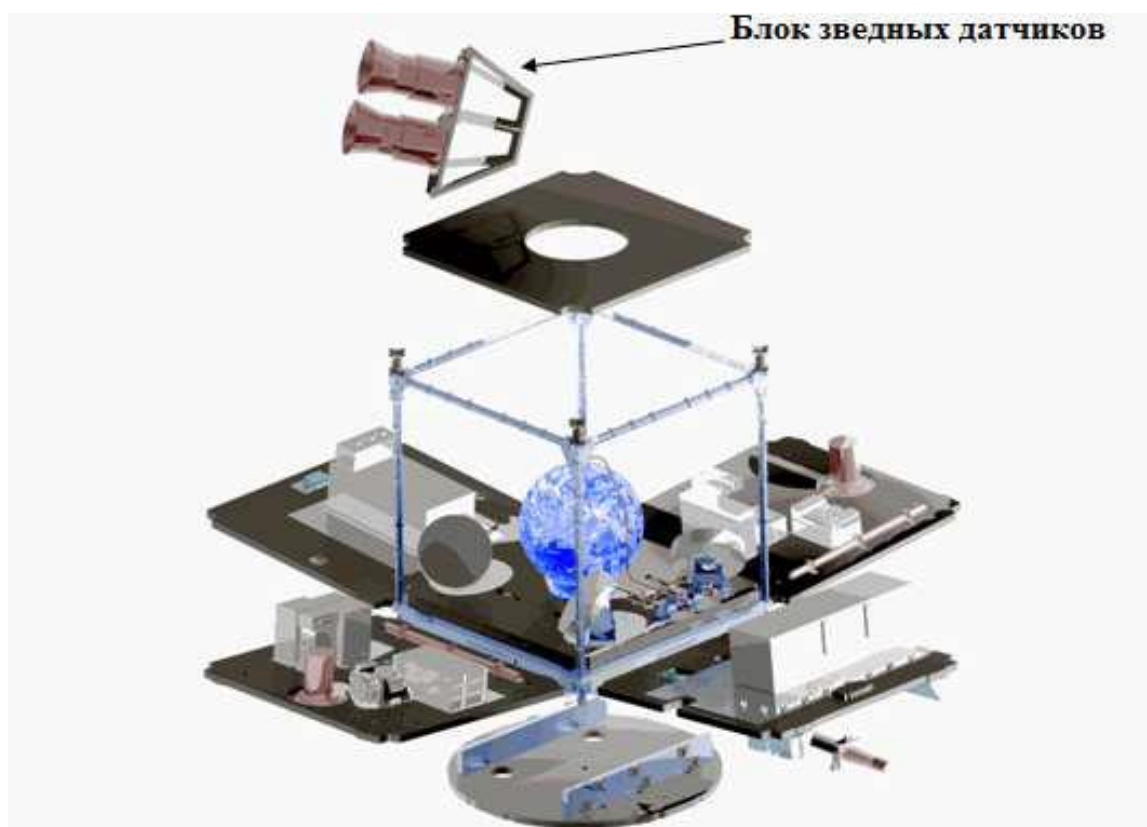


Рисунок 1.5 – Архитектура Proteus

Система двигательных установок системы разрабатывается в модульном исполнении, а поэтому их создание может идти параллельно общей сборке платформы. Для наддува баков с гидразином она использует азот. Четыре

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		19

Рассмотрены несколько бортовых комплексов управления. За прототип решено взять БКУ унифицированных платформ «Навигатор» и «Карат», разработанное МОКБ «Марс», так как они являются отечественными разработками и подтвердили свою работоспособность в условиях космического пространства.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
						21
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

2 ВЫБОР АППАРАТУРЫ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ И ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА АСТЕРОИД

2.1 Подбор аппаратуры для платформы «Навигатор»

Для повышения надежности используется технология отработки и сдачи системы управления. Данная технология обеспечивает значительный объем работ в процессе математического, полунатурного моделирования, электротехнических исследований на различных рабочих местах и стендах, что обеспечивает высокую степень аппаратной и программной разработки при взаимодействии бортовой системы управления.

Помимо реализации автоматического парирования отказа, программное обеспечение БСУ предоставляет широкие возможности по реконфигурации аппаратного и программного обеспечения с использованием командно-программной информации.

Программное обеспечение БСУ имеет иерархическую модульную структуру, разрабатывается на языке высокого уровня «С». Процесс создания программного обеспечения предполагает многоуровневую процедуру разработки, написания и отладки с использованием эмуляторов аппаратных средств БЦВС и БСА, что позволяет в значительной мере сократить сроки отладки и отработки ПО во взаимодействии с реальной аппаратурой.

Для решения задачи сближения и посадки в состав системы управления должны входить специализированные комплексы и подсистемы:

- система управления полетом космического аппарата в космосе при маневрировании;
- навигационные средства, обеспечивающие определение вектора состояния КА с использованием глобальной спутниковой навигационной системы, а также датчиков и средств проведения автономных навигационных измерений;
- набор специализированных средств, обеспечивающих взаимодействие и управление исполнительными органами;
- один маршевый двигатель и значительное число двигателей обеспечивающих развороты, стабилизацию и ориентацию космического аппарата;
- системы обеспечения взаимодействия с бортовым радиотехническим комплексом для организации связи с наземным комплексом управления.

Рассмотрим более подробный состав платформы, согласно техническому заданию.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		22

2.2 Астродатчик АД-1 на ПСЗ – матрице

Широкоугольный малогабаритный астродатчик АД-1 предназначен для систем астрокоррекции автономных систем. Успешно участвовавший в летных испытаниях в составе космических аппаратов «Монитор-Э» (с 2005г), «КазСат» (2006-2009гг.), «Экспресс-МД1» (с 2009г.) и «Электро-Л» (с 2011г.). На рисунке 2.1 представлен внешний вид астродатчика АД-1.



Рисунок 2.1 – Внешний вид астродатчика АД-1

Данный вид астродатчика способен решать, автономно, задачи поиска и обнаружения звезд, коррекция и измерения координат звезд относительно посадочных поверхностей.

- угловое поле – до 130 x 130;
- чувствительность $M_V = 5.0 - 6.0$;
- частота смены информации – не менее 0.5 Гц;
- количество одновременно отслеживаемых звезд – до 15;
- точность – до 5-15 угл.сек;
- потребляемая мощность – 15 Вт;
- масса – 3.85 кг;
- габариты - $\varnothing 238$ мм x 426 мм;

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		23

- интерфейс – ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B).

2.3 Солнечный датчик положения СДП-1

Щелевой малогабаритный солнечный датчик положения СДП-1 используется для ориентации и удержания солнечных батарей космического аппарата по направлению на Солнце, в нашем случае только для ориентации.

Успешно прошедшие летные испытания в составе космических аппаратов «КазСат» (с 2006г. - 2009г.), «Экспресс-МД1» (с 2009г.) и «Электро-Л» (с 2011 г.). На рисунке 2.2 представлен внешний вид солнечного датчика положения СДП-1.

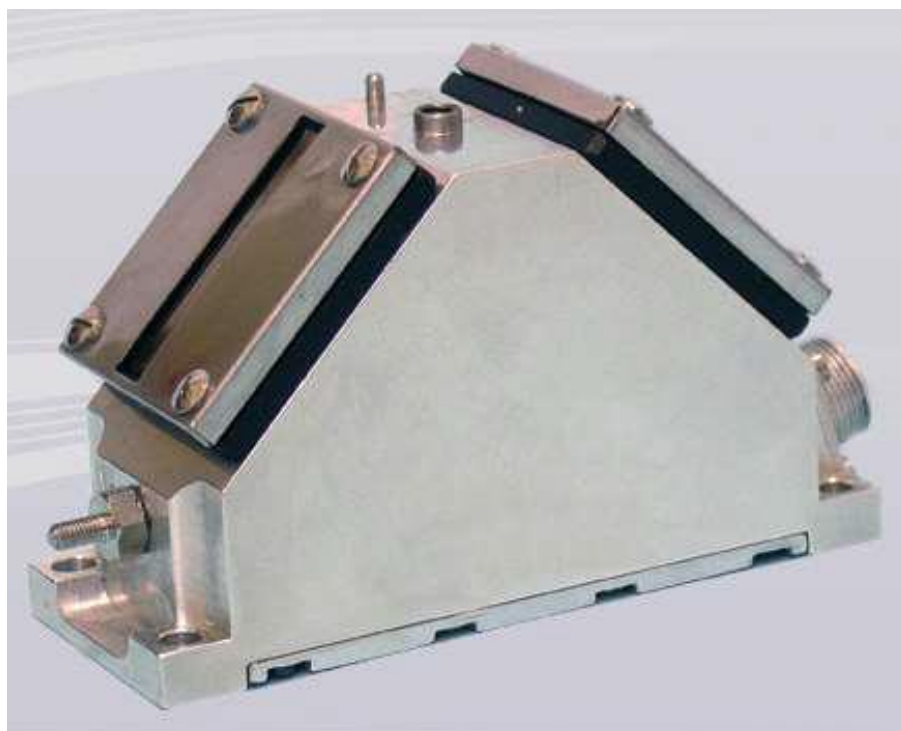


Рисунок 2.2 – Внешний вид СДП-1

В составе системы управления выполняет функции поиска и удержания Солнца относительно приборной системы координат. Поступает в систему управления аналоговый сигнал о наличии/отсутствии Солнца в поле зрения датчика. Характеристика СДП-1:

- угловое поле – до $185^\circ \times 5^\circ$;
- погрешность ориентации на Солнце – до 1 угл. мин.;
- напряжение питания постоянного тока – 15 В;
- потребляемая мощность – 0.85 Вт;
- масса – 0.4 кг;
- габариты (мм) – 93x33x54.

2.4 Гироскопический измеритель вектора угловой скорости

Данный прибор выдает информацию о проекции абсолютной угловой скорости путем определения, обработки сигналов и после, передает на бортовую систему управления космического аппарата.

Различные виды гироскопических измерителей делятся на классы по точности и используется в качестве датчиков угловой скорости.

В качестве примера использовать будем высокоточный датчик гироскопического измерения вектора угловой скорости типа КИНД34-020 на поплавковых гироскопах, который при массе 12,6 кг в диапазоне угловых скоростей до 0,4 град/сек обладает характеристиками дрейфа на уровне 0,005 град/час и нестабильностью масштабного коэффициента не хуже 0,01%.

Так же рассмотрим КИНД34-038 – гироскопический измеритель угловой скорости средней точности, используемые в динамически настраиваемых гироскопах. Согласно его характеристикам, дрейф данного прибора на порядок хуже (порядка 0,05 град/час).

Для обитания на орбите сроком больше 10 лет, к космическим аппаратам предъявляют высокие требования по точности и к устойчивому воздействию внешних факторов (космическое излучение) используется гироскопический прибор КИНД34-020, на базе поплавкового гироскопа. Установлен на космическом аппарате «Ямал-100» и имеет дрейф порядка 0,001 град/час, представлен на рисунке 2.3.



Рисунок 2.3 – Гироскопический измеритель вектора угловой скорости КИНД34-020

2.5 Инерциальный измерительный блок

АИСТ-350 представляет собой миниатюрный трехосный инерциальный измерительный блок, построенный на базе MEMS гироскопов и акселерометров компании Maxim Integrated и необходимой сервисной электроники (Рисунок 2.4).



Рисунок 2.4 – Инерциальный измерительный блок АИСТ-350

Основные характеристики инерциального измерительного блока АИСТ-350 представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Характеристика АИСТ-350

Параметры	
Диапазон измеряемых угловых скоростей, град/с	± 2000
Нестабильность нуля гироскопов в запуске, град/ч	4
Шум гироскопов в полосе пропускания, град/ч	300
Диапазон измеряемых линейных ускорений, g	± 15
Нестабильность нуля акселерометров в запуске, mg	0,5
Шум акселерометров в полосе пропускания, mg	50
Масса, г	170
Время выхода на точностный режим, с	5
Потребляемая мощность, Вт	1
Полоса пропускания, Гц	100

2.6 Лазерный скоростемер-дальномер

Программа полета космического аппарата определяется ответственной, критической задачей, в которую входит сближение и стыковка с объектом. Для решения задач сближения и стыковки используется лазерный дальномер.

Впервые его использовали в 1985-1986 гг. при сближении с орбитальными станциями «Салют-7» и «Мир» [7].

На борту применялся штатный армейский лазерный дальномер ЛПР-1 (1Д13), введенный впоследствии в состав всех пилотируемых КА «Союз». Диапазон измеряемых дальностей ЛПР-1 составлял 145...20000 м при погрешности измерения дальности 10 м. Использовалась рабочая длина волны 1,06 мкм [14].

Недостатком таких дальномеров является то, что данные поступают по результатам операторской деятельности космонавта.

В ходе проверки и эксплуатации на Международной Космической Станции (МКС), возникла необходимость в разработке для транспортных КА бортового лазерного дальномера-скоростемера (ЛСДК), который представлял собой некий моноблок и устанавливался в негерметичной зоне. Прибор автоматически определяет скорость сближения, измерения проводятся до дальности 0,1 м, допускаются измерения по уголкового отражателям.

Для ЛСДК перспективными источниками излучения являются полупроводниковые лазерные диоды (ЛД). Существенной особенностью требований ТЗ к ЛСДК в части измерений является достаточно широкий диапазон измеряемых дальностей (0,1...5000 м) и соответствующий ему диапазон значений погрешностей измерений.

Измерение скорости в радиолокации обычно реализуется на базе доплеровского эффекта. Для измерения частоты доплеровского сдвига в оптическом диапазоне необходимо наличие стабильного лазерного источника (газового лазера), гетеродинный прием излучения, точная юстировка оптической системы и другие трудности, которые выглядят труднореализуемыми в конструкции компактного и надежного бортового прибора, в связи с этой проблемой, в ЛСДК используется наиболее традиционный подход.

Для выполнения требований было принято решение использовать два измерительных канала: времяпролетный и фазовый, в которых используются соответственно импульсный и непрерывный сигналы.

Во времяпролетном канале используется твердотельный лазер на эрбиевом стекле с диодной накачкой. Источником излучения в фазовом канале является полупроводниковый ЛД, излучающий в непрерывном режиме, таким образом,

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		27

зондирующее излучение безопасно для органов зрения, рабочие длины волн 1,54...1,57 мкм.

Достоинством времяпролетного канала является измерения на дальние расстояния и помехоустойчивость. Однако, точность импульсных измерений, обычно составляет около 3...10 м [33] (погрешность единичного наблюдения). Достоинством фазового канала является точность измерения дальности порядка нескольких миллиметров, но при этом его дальность не превышает 100...200 м. Основная нагрузка по измерению скорости в диапазоне дальностей 100...5000 м приходится на времяпролетный канал.

Эффективность разных дальномеров значительно отличается, а эффективность ЛСДК выше на 4...5 порядков по сравнению с ручными лазерными дальномерами.

Существуют аналоги, близкие к ЛСДК, разрабатываемые отечественными и зарубежными производителями. Главное и значимое отличие в использовании данного прибора, заключается в эксплуатации непосредственно на самом космическом аппарате. ЛСДК можно сравнить по эффективности (при некоторых допущениях) с аналогичными образцами разработки ОАО ГПЗ [34], Jenoptik AG – Defense & Civil Systems (ФРГ) [35] и FLIR Systems, Inc. (США) [36].

Аналоги превосходят ЛСДК по некоторым показателям, однако они не предназначены для применения на борту КА (ЛСДК размещается в негерметичной зоне). При доработке аналогов для условий эксплуатации в космическом полете эффективность может снизиться еще больше.

Основным средством синхронизации орбит астероида и КА, начиная с дистанции около 100 км, а затем снижения до 500 м является лазерный высотомер – вертикант (ЛВ-В). У этого дальномера широкий температурный диапазон работы, большой динамический диапазон измерения дальности (от 100 км до 500 м), а масса излучателя лазера находится в пределах всего 1 кг. В приборе в качестве источников излучения, как и в большинстве бортовых лазерных дальномеров, применяются твердотельные Nd:YAG-лазеры, длина волны излучения которых $\lambda = 1064$ нм.

2.7 Бортовая цифровая вычислительная система «МАРС 4»

Бортовая цифровая вычислительная система «МАРС 4», внешний вид которой представлен на рисунке 2.5, используется в системах управления космических аппаратов на длительное время эксплуатации в жестких условиях [14].

Успешно проходит летные испытания в составе космических аппаратов «Монитор-Э» (с 2005 г.), «КазСат» (с 2006г. По 2009 г.) и «Экспресс-МД» (с 2009 г.).

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		28



Рисунок 2.5 – Внешний вид бортовой цифровой вычислительной системы «МАРС 4»

Значимой характеристикой бортовой цифровой вычислительной системы «МАРС 4» является наличие четырехкратного резервированного комплекса, состоящего из четырех идентичных каналов. Каждый канал содержит два процессора, один выполняет функции центрального процессора, реализуя прикладные алгоритмы, другой работает в качестве контроллера ввода-вывода.

За счет параллельной и независимой работы процессоров, достигается двойное увеличение производительности. Основная характеристика «МАРС 4»:

- частота 20 МГц;
- быстродействие 2.5 млн.оп/с;
- объем ППЗУ: ЦП – 2048 Кбайт;
- объем ОЗУ: ЦП – 240 Кбайт;
- потребляемая мощность сети 27 В – не более 30 Вт;
- масса – не более 8 кг;
- габариты (мм) – 156x205x214.

2.8 Блок силовой автоматики

Предназначенный для управления исполнительным устройством бортовой автоматики, блок силовой автоматики. Во взаимодействии со структурной схемой систем управления малым космическим аппаратом, с учетом работы смежных систем, а так же удобством разработки и отладки, данная автоматика

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		29

представлена в виде нескольких устройств, работающих не зависимо друг от друга:

- блок управления и контроля;
- блок управления энергетикой;
- блок управления двигательной установкой.

Успешно проходили и проходят летные испытания в составе космических аппаратов «Монитор-Э» (с 2005г.), «КазСат» (с 2006 г. по 2009 г.) и «ЭкспрессМД1» (с 2009 г.). На рисунке 2.6 представлен внешний вид блока силовой автоматики.



Рисунок 2.6 – Внешний вид блока силовой автоматики

Основная характеристика блока силовой автоматики:

- потребляемая мощность – не более 35 Вт;
- масса – не более 20 кг.

Выводы

Осуществлен обоснованный выбор элементов БКУ КА. Приведены характеристики и особенности конструкции, которые необходимо учесть при проектировании системы управления движением КА. Приведен перечень выбранных элементов БКУ КА с точностными характеристиками. В таблице 2 представлен перечень элементов бортового комплекса управления космического аппарата.

Таблица 2 – Перечень элементов бортового комплекса управления

№	Прибор	Название	Масса, кг	Габариты, мм	Энергопотребление, Вт	Кол-во	Диапазон//погрешность
1	Астродатчик	АД-1	3,85	Ø238ммХ426мм	15	2 (3)	-/5-15 угл. сек
2	Трехкомпонентный измеритель угловой скорости (ГИВУС)	КИНД34-020	0,4	61×61×90	8	1 (2)	Угловая скорость до 0,4 град/сек // 0,005 град/час
3	Солнечный датчик положения	СДП-1	0,4	93×33×54	0,85	1	-// до 1 угл.град.
3	Инерциальный измерительный блок (блок акселерометров)	АИСТ-350	0,17	64×64×53,5	1	1	Угловая скорость до ±2000 град/с // дрейф 4 град/ч //Шум 300 град/ч линейных ускорений ±15 g/0,5 mg // Шум 50 mg
4	Дальномер	ЛСДК	3,9	150×200×100	25	1	-// до 0,1 м
6	БЦВМ (Система управления бортовая)	МАРС4	8	156×205×214	30	1	
7	Блок силовой автоматики (Система управления бортовая)	БСА	20		35	1	

3 ОПИСАНИЕ ВЫБРАННЫХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В работе используется компоновка, разрабатываемая МКБ «Астероид», изображенная на рисунке 3.1. Корпус КА включает в себя модуль служебных систем, модуль полезной нагрузки, посадочное устройство и раму двигателя орбитального маневрирования.

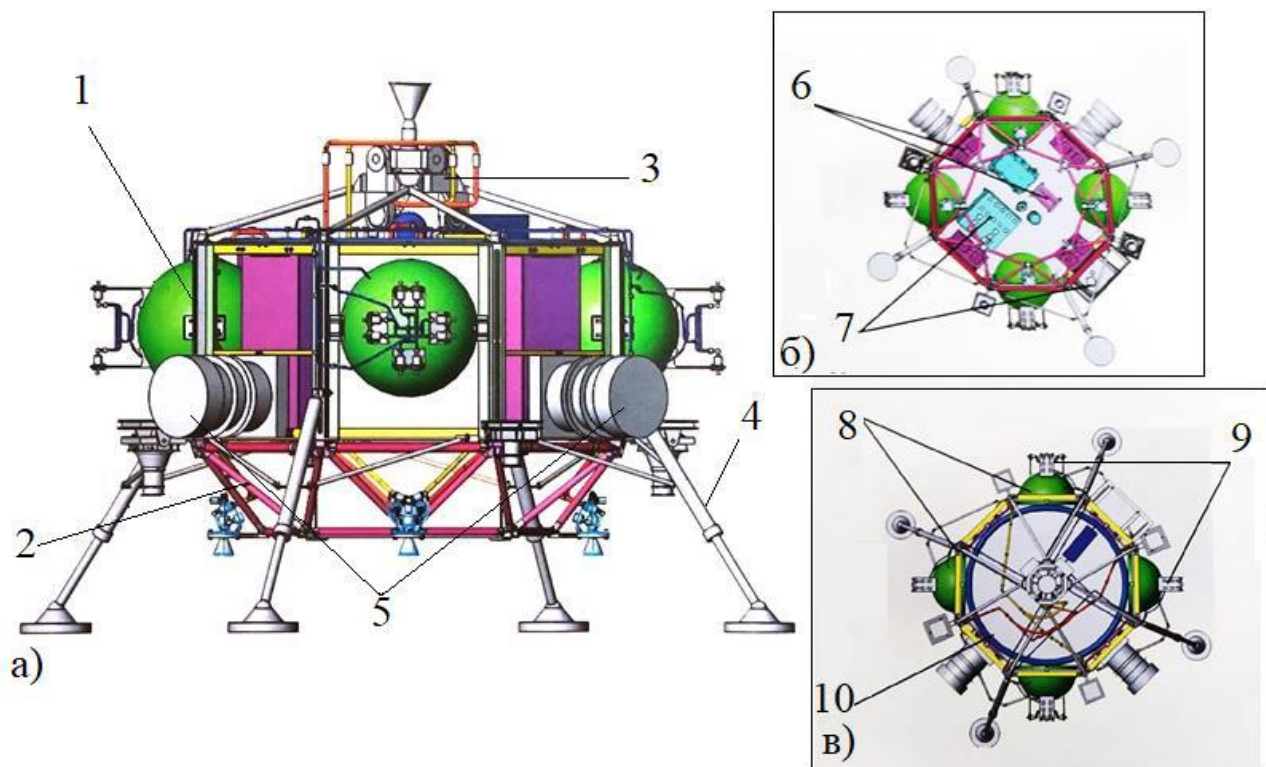


Рисунок 3.1 – а) КА вид сбоку, б) КА вид снизу, в) КА вид сверху

Обозначения на рисунке 3.1: 1 – модуль служебных систем; 2 – модуль полезной нагрузки; 3 – рама двигателя орбитального маневрирования; 4 – посадочное устройство; 5 – астродатчики; 6 – элементы энергообеспечения; 7 – элементы служебной аппаратуры; 8 – сферические баки с компонентами топлива; 9 – блоки двигателей точной ориентации; 10 - торообразный бак с газом наддува.

Модуль служебных систем представляет собой корпус с размещенными внутри элементами энергообеспечения и системы управления. Корпус является сварной конструкцией в форме прямой восьмигранной призмы, образованной из восьми продольных стоек и двух рядов поперечных силовых элементов. Такая форма позволяет свободно осуществить размещение элементов служебных систем внутри корпуса и боковые грани для расположения элементов на гранях по восьми направлениям.

Верхнее основание корпуса модуля служебных систем перекрыто панелью в форме восьмигранника, установленной на кронштейнах с зазором относительно боковых граней модуля для возможности расположения трубопроводов

двигательной установки. На панели же располагаются элементы энергообеспечения и системы управления. Элементы энергообеспечения располагаются на внутренних сторонах четырех боковых граней корпуса модуля служебных систем.

Расположение баков, углубленных в корпус, обеспечивает стабильное расположение центра масс при выработке топлива, что уменьшает затраты на стабилизацию и ориентацию в пространстве. Четыре блока двигателей точной коррекции расположены снаружи модуля непосредственно на баках в кронштейнах, что предполагает достаточное удаление от центра масс космического аппарата, а также увеличивает управляющие моменты от двигателей точной коррекции.

Четыре кронштейна тормозных двигателей устанавливаются с внешней стороны на опорные узлы нижнего ряда модуля полезной нагрузки.

Отличительные особенности космического аппарата:

а) расположение блоков двигателей снаружи модуля непосредственно на баках, что предполагает достаточное удаление от центра масс космического аппарата, а также увеличивает управляющие моменты двигателей ориентации;

б) наличие карданного подвеса двигателя орбитального маневрирования позволяет за счет корректировки вектора тяги уменьшить количество двигателей маневрирования, что предполагает уменьшение массы космического аппарата;

в) в посадочном устройстве присутствует краш-элемент, который позволяет погасить удар и предотвратить отскок от поверхности при посадке, а также имеется механизм выдвижения опоры, который совместно с системой ориентирования позволяет приспособливаться к любым неровностям поверхности и предотвратить опрокидывание космического аппарата.

Расположение элементов БКУ на космическом аппарате изображено на рисунке 3.2.

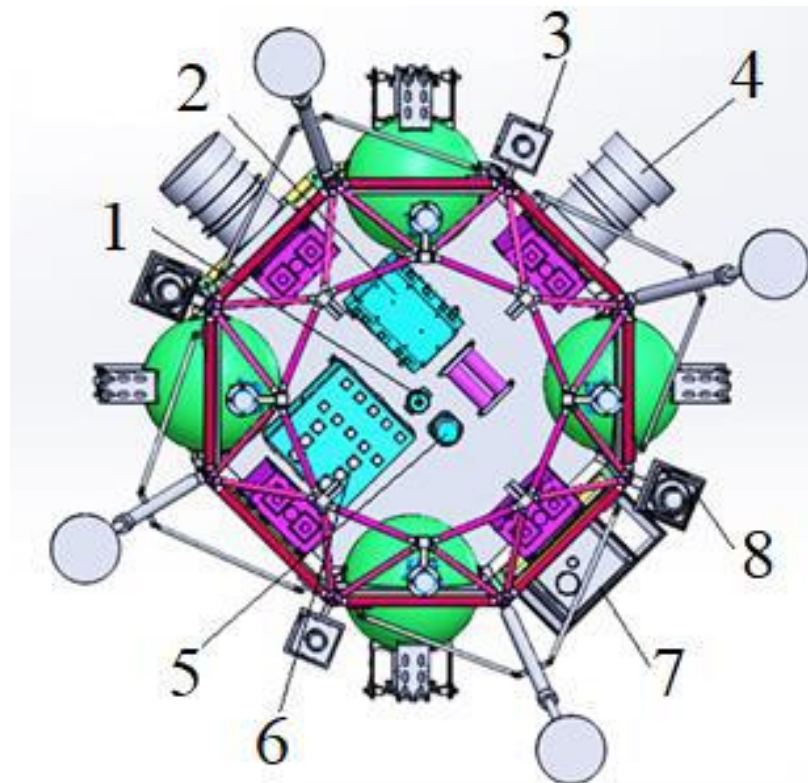


Рисунок 3.2 – Расположение элементов БКУ

Обозначения на рисунке 3.2: 1 – инерциальный измерительный блок АИСТ – 350; 2 – БЦВМ; 3 – широкоугольная камера; 4 – астродатчик АД-1; 5 – трехкомпонентный измеритель угловой скорости КИНД34 – 020; 6 – блок силовой автоматики; 7 – лазерный дальномер; 8 – узкоугольная камера;

Для регулирования вектора тяги двигателя орбитального маневрирования в конструкции космического аппарата предусмотрен карданный подвес, представленный на рисунке 3.3.

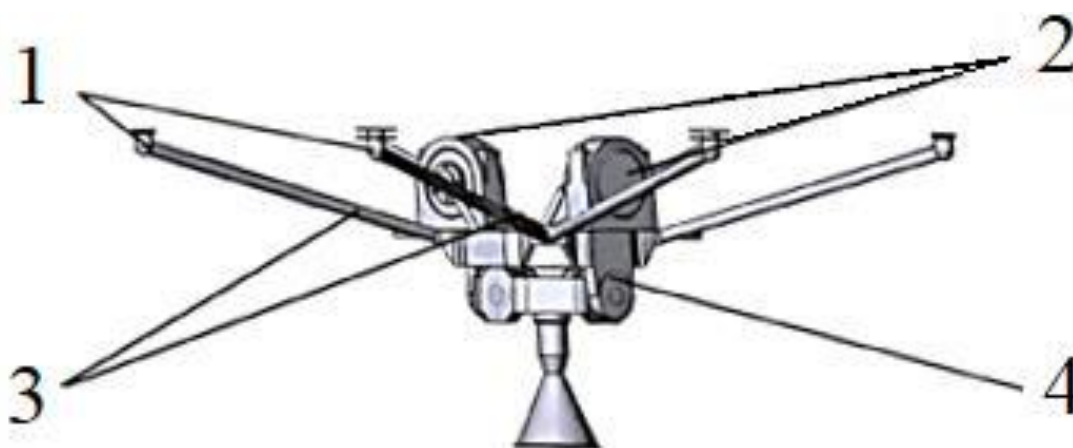


Рисунок 3.3 – Рама двигателя орбитального маневрирования: 1 – элементы стыковки; 2 – рулевые машинки; 3 – стержни; 4 – рама карданного подвеса;

Поворот обеспечивается использованием промежуточного устройства – кольца, когда двигатель орбитального маневрирования вращается с одной степенью свободы в этом кольце, а само кольцо вместе с двигателем вращается в

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2020.421.00 ПЗ

Лист

34

перпендикулярной плоскости относительно корпуса космического аппарата. Управление поворотом камеры двигателя орбитального маневрирования осуществляется двумя рулевыми машинками. Одна из них управляет положением камеры относительно кольца, другая – кольца относительно корпуса КА.

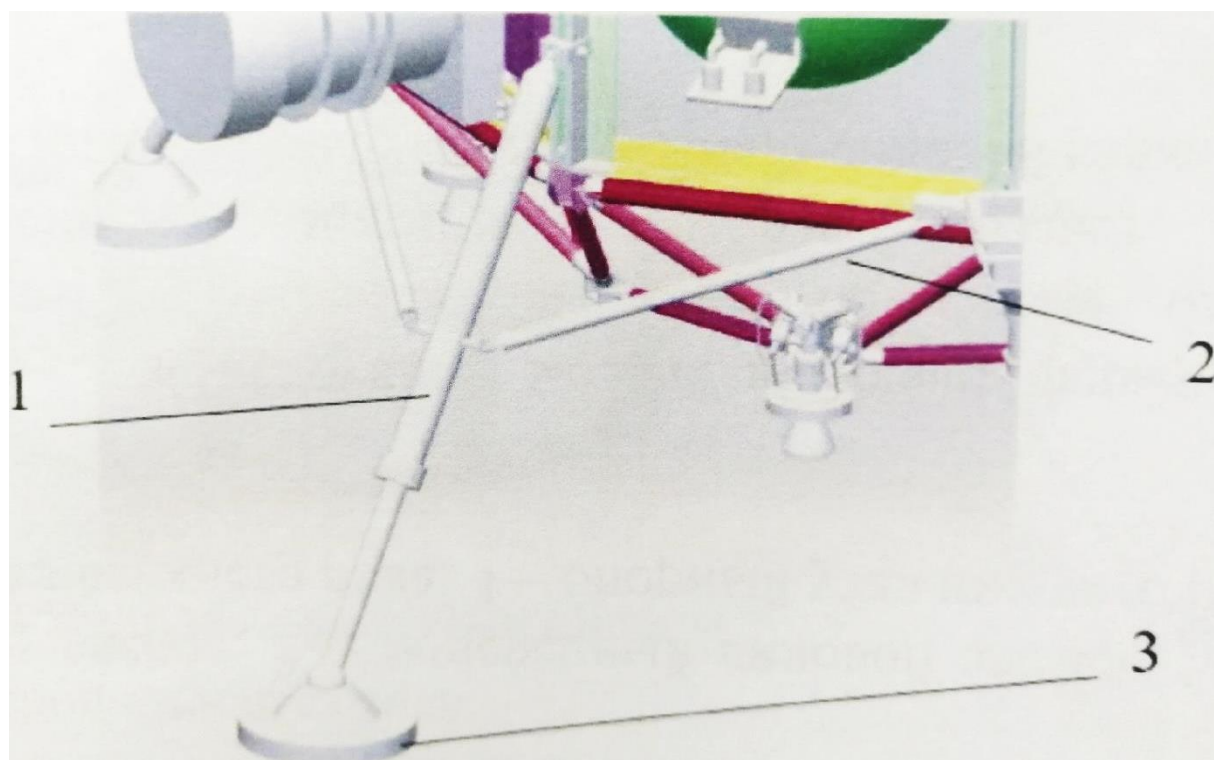


Рисунок 3.4 – Элементы посадочного устройства: 1 – центральная стойка; 2 – подкос; 3 – тарель

Посадочное устройство обеспечивает безопасную посадку космического аппарата на различные поверхности астероида как на плоские, так и под углом.

Характеристики разрабатываемой компоновки приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Характеристики разрабатываемой компоновки КА

Параметр	Значение
Сухая масса КА, кг	244,950
Масса горючего, кг	15,15
Масса окислителя, кг	27,50
Масса газа наддува, кг	8,94
Масса КА в заправленном состоянии, кг	296,54
Координаты центра тяжести:	
По оси X, мм	-7,73
По оси Y, мм	178,85
По оси Z, мм	-7,35

Моменты инерции:	
I_x , кг·м ²	29,21
I_y , кг·м ²	30,81
I_z , кг·м ²	37,66
Рама модуля служебных систем с баками компонент топлива (высота x диаметр вписанной окружности), мм	430x1130

Двигательная установка космического аппарата — система космического аппарата, обеспечивающая его ускорение. Преобразует различные виды энергии в механическую, при этом могут отличаться как источники энергии, так и сами способы преобразования; каждый способ имеет свои преимущества и недостатки, их исследования и поиск новых вариантов продолжают по сей день.

Согласно материалам МКБ «Астероид» разрабатываемая компоновка оснащается следующими двигательными установками:

- 1 маршевая двигательная установка 11Д428А-16;
- 4 двигателя стабилизации и ориентации 17Д58Э;
- 24 двигателя точной коррекции МД08-02.

Создание высоконадежных двигателей малой тяги для ориентации и стабилизации долговременных орбитальных станций «Салют», «Алмаз», «Мир» и Международной космической станции на протяжении 40 лет является уникальной специализацией ФГУП «НИИМаш» [16].

Показателем успеха деятельности предприятия является безотказная эксплуатация более 30 типов двигателей, разработанных для КА различного назначения. Около 15000 изготовленных нами РДМТ обеспечили выполнение программ полета около 1200 космических аппаратов с реальными сроками активного существования до 15 лет.

Все двигательные установки, используемые в космической отрасли являются импульсными с нерегулируемой тягой. Одним из главных недостатков импульсных двигателей является непостоянство тяги. Из-за наличия переходного процесса требуется время чтобы двигатель набрал тягу, но и тогда фактическая тяга будет разниться с номинальной. Связано это с тем, что процесс горения (окисления) является сложным труднопредсказуемым химическим процессом. Собственно, это является причиной того, что двигатели являются источником шумов. На рисунке 3.5 принципиально показана разница (σ) фактического и номинального импульса, в современных двигателях эта разница составляет примерно 5% от номинальной тяги.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		36

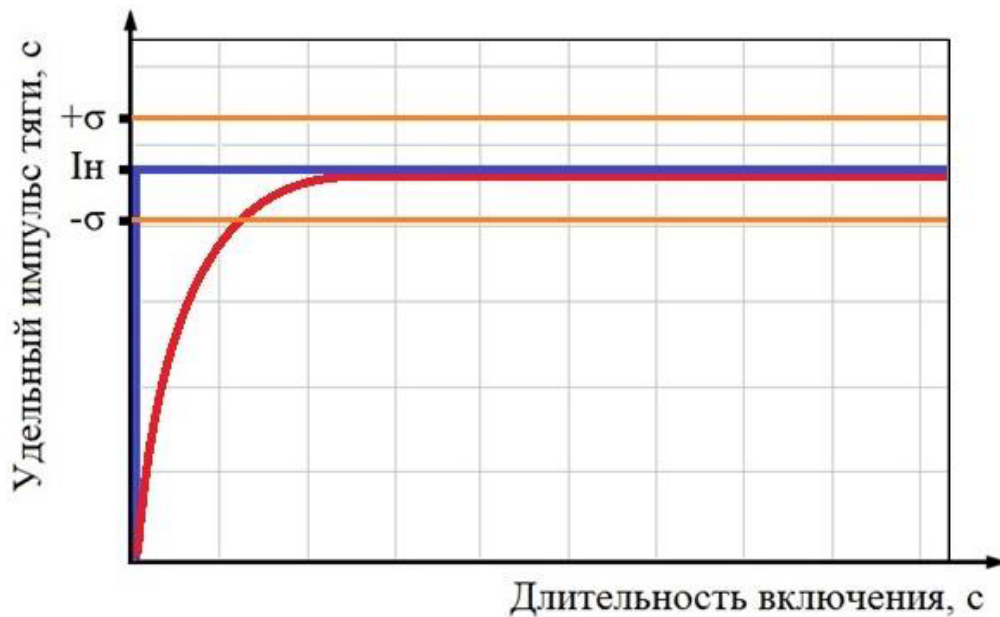


Рисунок 3.5 – Теоретическое отличие фактической и номинальной тяги импульсной двигательной установки

Эта разница, если ее не учесть в алгоритмах СУ, может привести к возникновению ошибок управления КА, которые могут стать причиной различных чрезвычайных ситуаций, начиная с того, что аппарат просто собьется с курса и заканчивая столкновением и разрушением изделия. Из-за невозможности регулирования тяги двигателя данная проблема решается регулированием времени работы двигательных установок, а, следовательно, должна быть учтена в алгоритмах управления КА в БЦВМ. Современные двигательные установки изготавливают такими, что эта характеристика представляет собой монотонный процесс.

Для осуществления посадки необходимо выбрать тип двигателей, их количество и расположение.

3.1 Маршевая двигательная установка

Функция: Создание многократного силового импульса в процессе ориентации и стабилизации космического аппарата по командам, получаемым от системы управления КА.

К началу 2015 года двигатели указанного типа обеспечили успешное выполнение полетов транспортных кораблей «Союз-ТМ», «Прогресс-М». Двигатель используется в служебном модуле «Звезда» Международной космической станции.

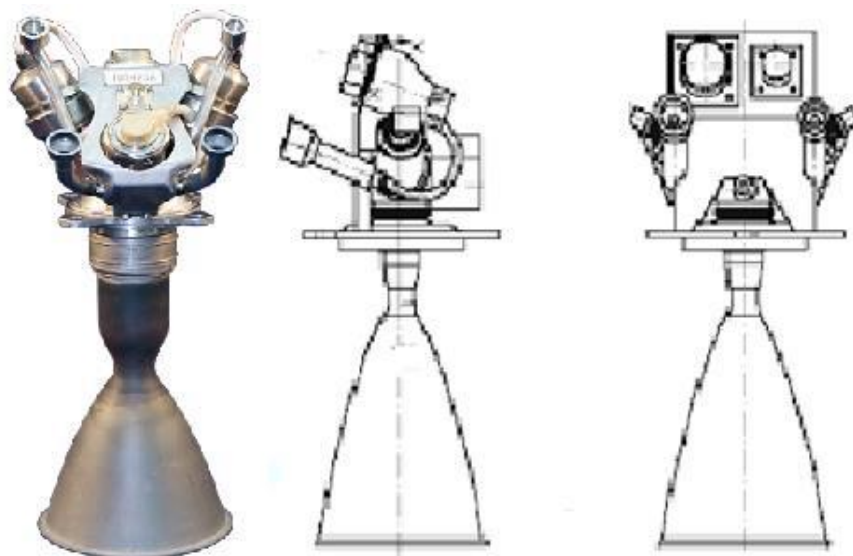


Рисунок 3.6 – Общий вид маршевой двигательной установки

Основные характеристики двухкомпонентного ракетного двигателя малой тяги 11Д428А-16 представлены в таблице 4:

Таблица 4 – Характеристика двухкомпонентного ракетного двигателя 11Д428А-16

Компонент, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,15
Номинальная тяга, Н	129,16
Средний удельный импульс тяги в непрерывном режиме, м/с	2852
Номинальное давление на входе, МПа	1,76
Рабочее давление на входе, МПа	0,98...1,86
Время включения, с	0,03...2000
Максимальная длина, мм	289,5
Максимальная масса, кг	1,5
Количество включений	500000
Рабочее напряжение, В	21...34

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

24.05.06.2020.421.00 ПЗ

Лист

38

Зависимость входных параметров представлена на рисунках 3.7-3.9.

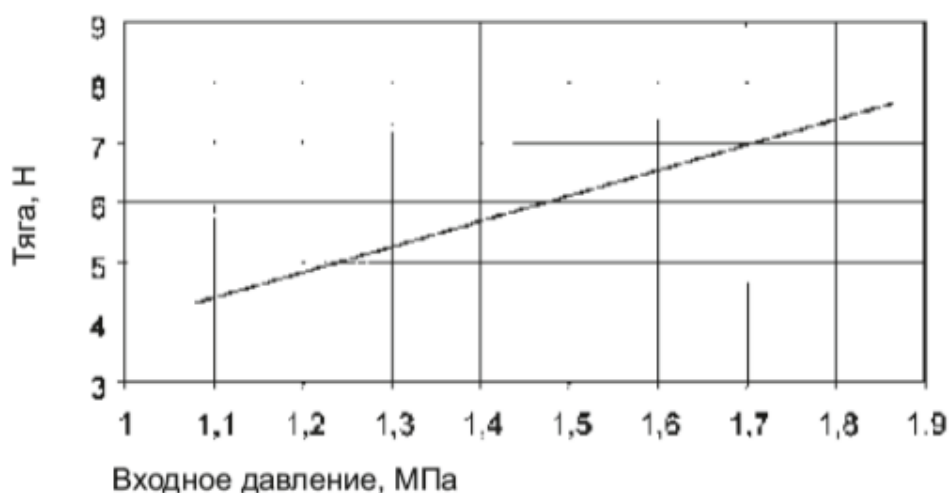


Рисунок 3.7 – Зависимость тяги от входного давления

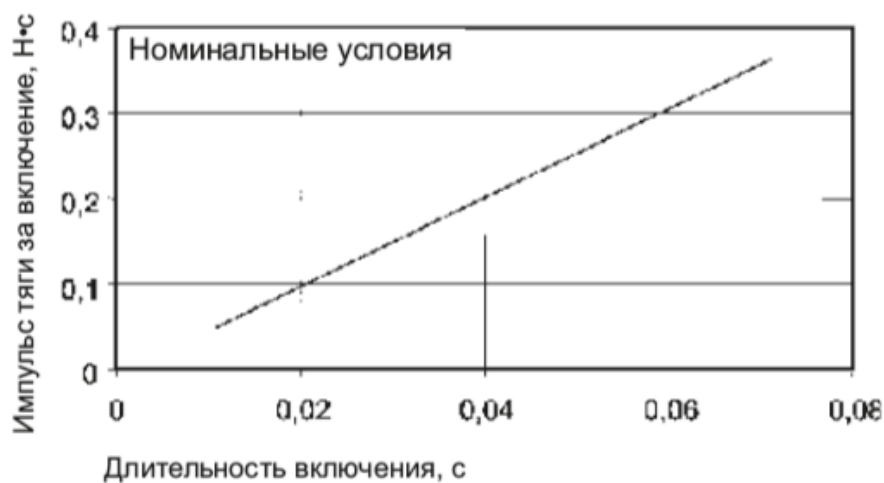


Рисунок 3.8 – Зависимость импульса тяги от длительности включения

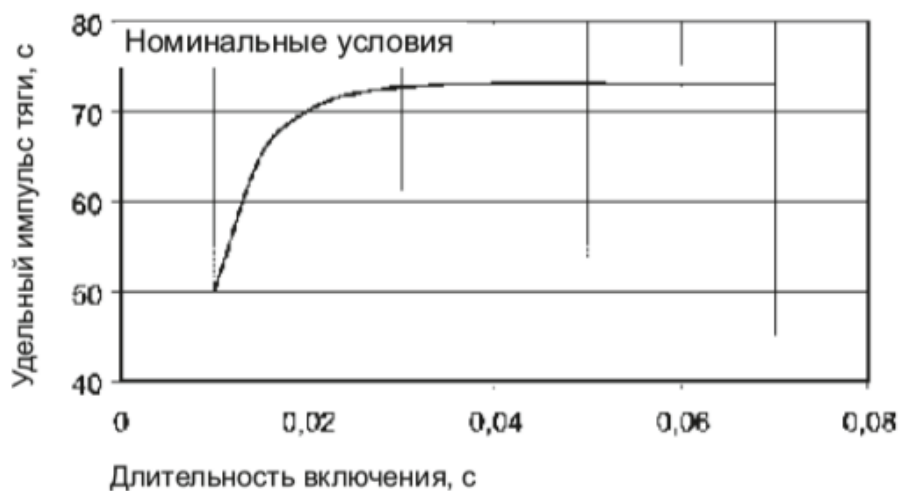


Рисунок 3.9 – Зависимость удельного импульса тяги от длительности включения

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

3.2 Маневровая двигательная установка

Функция: Создание многократного силового импульса в процессе ориентации и стабилизации космического аппарата по командам, получаемым от системы управления КА.

К началу 2015 года двигатели этого типа эксплуатировались в составе орбитальной станции «Алмаз», разгонного блока «Бриз», модулей дооснащения орбитальной станции «Мир» – «Квант-2», «Кристалл», «Спектр», «Природа», первого российского модуля «Заря» международной космической станции и верхней ступени РН «Стрела».

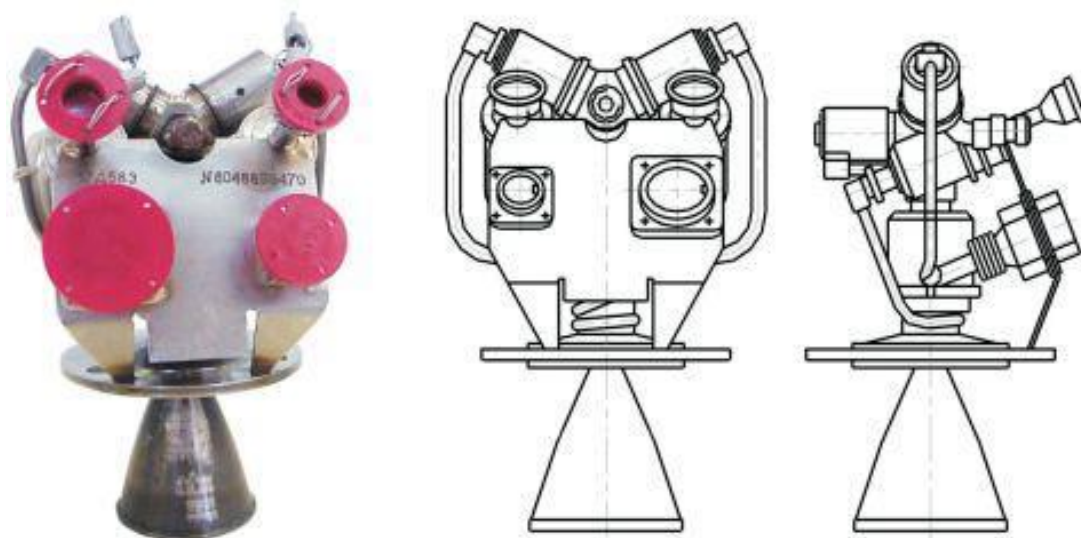


Рисунок 3.10 – Общий вид маневровой двигательной установки

Основные характеристики двухкомпонентного ракетного двигателя малой тяги 17Д58Э представлены в таблице 5:

Таблица 5 – Характеристика двухкомпонентного ракетного двигателя 17Д58Э

Компонент, горючее/окислитель	НДГМ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,2
Номинальная тяга, Н	13,3
Средний удельный импульс в непрерывном режиме, м/с	2688
Номинальное давление на входе, МПа	1,47
Рабочее давление на входе, МПа	0,78...3,43
Время включения, с	0,03...10000
Максимальная длина, мм	140
Максимальная масса, кг	0,55
Количество включений	450000
Рабочее напряжение, В	27±7

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

24.05.06.2020.421.00 ПЗ

Лист

40

Зависимость входных параметров представлена на рисунках 3.11-3.13.

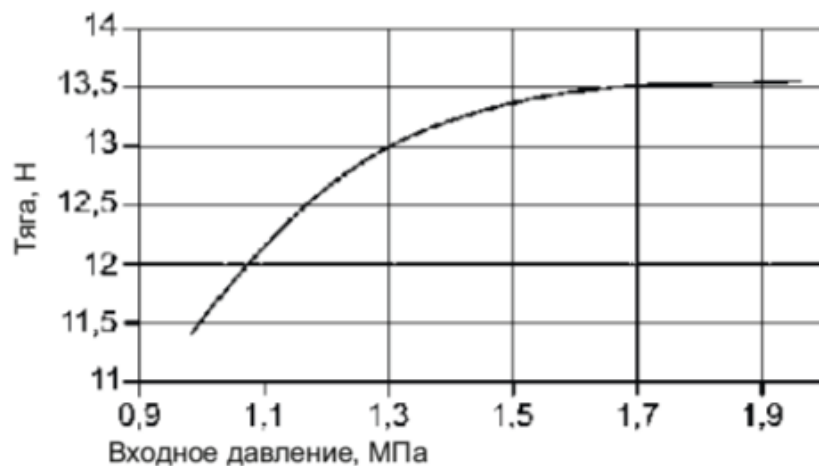


Рисунок 3.11 – Зависимость тяги от входного давления

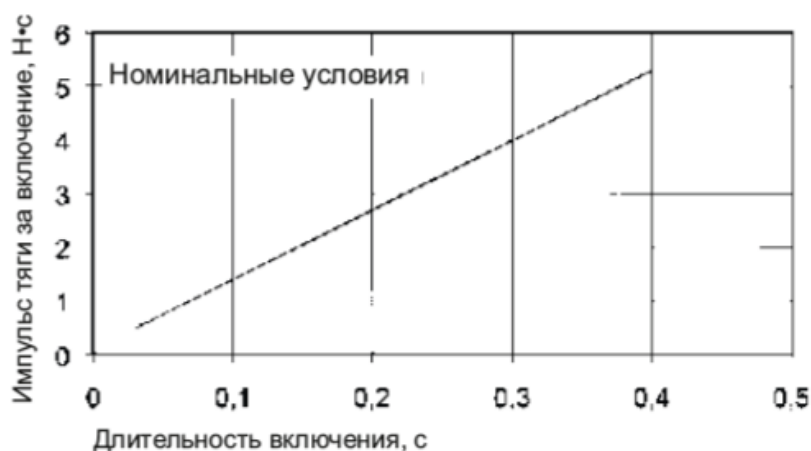


Рисунок 3.12 – Зависимость импульса тяги от длительности включения

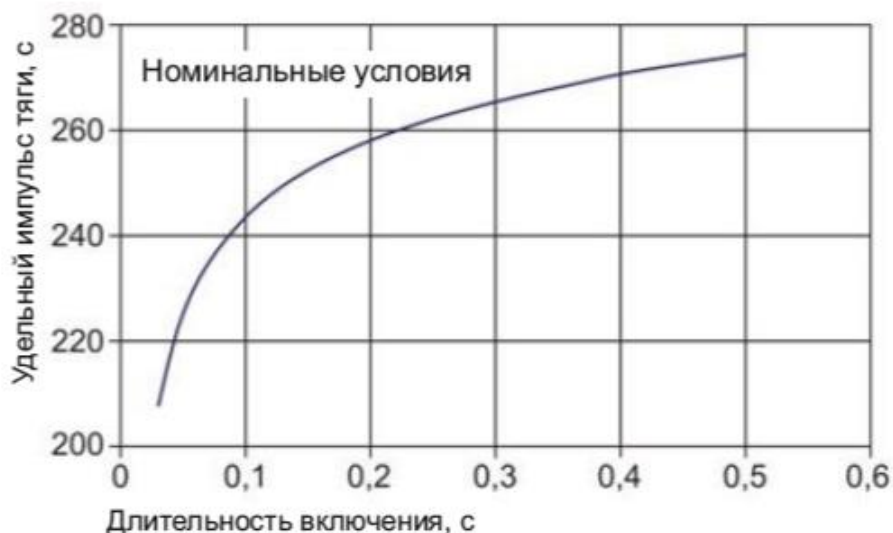


Рисунок 3.13 – Зависимость удельного импульса тяги от длительности включения

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата
------	------	----------	---------	------

3.3 Двигательные установки точной ориентации

Функция: Создание многократного силового импульса в процессе ориентации и стабилизации космического аппарата по командам, получаемым от системы управления КА.

Двигательная установка возвращаемого аппарата по международной программе «Фобос-Грунт». Особенности данного двигателя малые габариты и масса.

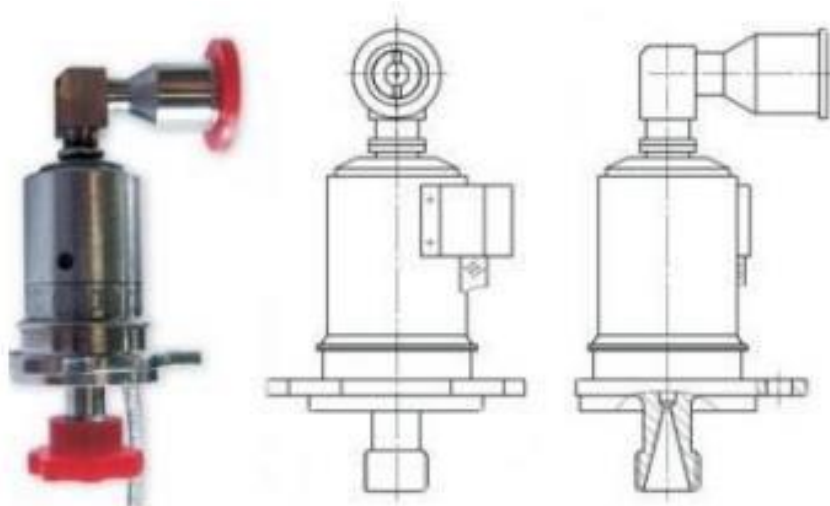


Рисунок 3.14 – Общий вид газовой двигательной установки

Основные характеристики газового ракетного двигателя малой тяги МД08-02 представлены в таблице 6:

Таблица 6 – Характеристика газового ракетного двигателя МД08-02.

Рабочее тело	Азот/Гелий
Номинальная тяга, Н	0,8/0,73
Удельный импульс в непрерывном режиме, м/с	716/1657
Номинальное давление на входе, МПа	1,77
Максимальное давление на входе, МПа	1,96
Минимальное давление на входе, МПа	1,47
Минимальный импульс за включение, Нс	0,043/0,039
Время включения, с	0,030...200
Габаритные размеры, мм	58,2x31,8x31,2
Максимальная масса, кг, не более	0,066
Максимальный диаметр сопла, мм	8
Геометрическая степень расширения сопла	64
Ресурс по времени включения, с	10000
Количество включений	80000

Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	20...34
Ток срабатывания, А	0,05...0,07

Зависимость входных параметров представлена на рисунках 3.15-3.17.

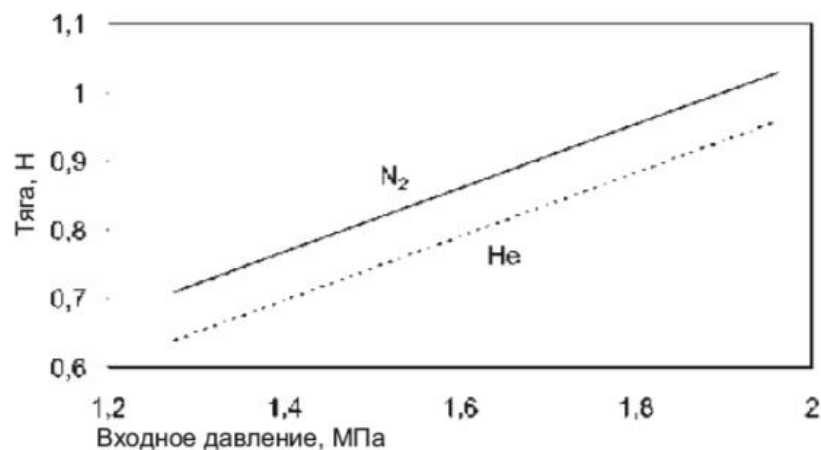


Рисунок 3.15 – Зависимость тяги от входного давления

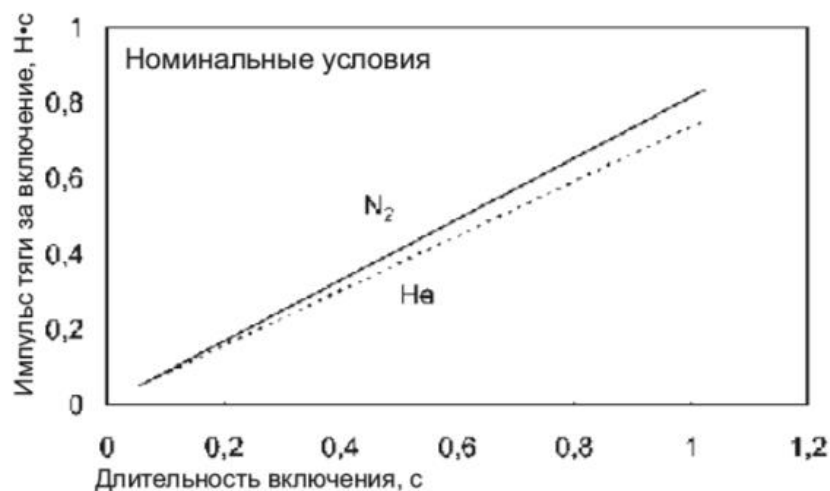


Рисунок 3.16 – Зависимость импульса тяги от длительности включения

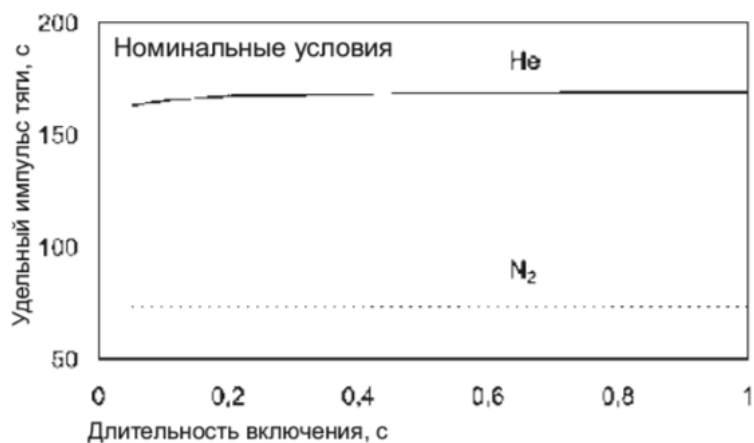


Рисунок 3.17 – Зависимость удельного импульса тяги от длительности включения

3.4 Зарубежный ракетный двигатель

Автоматическая межпланетная станция (АМС) оборудована тремя ксеноновыми ионными двигателями NSTAR производства компании L-3 Communications, разработанными на основе образца, испытанного на зонде Deep Space 1. Они установлены в нижней части аппарата: один вдоль оси, ещё два — на передней и задней панелях [37].

Принцип работы — ускорение в электрическом поле ионов ксенонового топлива (до скорости, почти в 10 раз большей, чем в обычных химических двигателях).

Габариты двигателя 33 см (длина) на 30 см (диаметр сопла), его масса составляет 8,9 кг, а тяга и удельный импульс, 19-22 мН и 3200-1900с, соответственно.

Уровень подачи топлива и электрическая мощность (от 0,5 до 2,6 кВт) обеспечивают регулирование ускорения и торможение. Движение осуществляется посредством работы одного из трёх двигателей.

При нормальной работе ионные двигатели «Dawn» обеспечивают прирост в скорости на 97 км/ч (60 миль/ч) за каждые 4 дня. Штатный режим разгона КА — недельный с перерывом на несколько часов для «общения» с Землей. Суммарная расчетная продолжительность работы трех двигателей — примерно 2000 дней, в том числе 1885 дней до прибытия на орбиту Цереры.

Топливом для такого типа двигателя является ксенон, данный вид топлива химически инертен, удобен в хранении в сжатом виде и обладает большой атомной массой, обеспечивающий большую тягу в сравнении с другими видами веществ. Топливо расходуется экономично — 3,25 мг за секунду (или около 10 унций (280 г) в сутки) при максимальной интенсивности работы. В качестве топлива используется ионизированный инертный газ, чаще всего ксенон и аргон, но иногда и ртуть.

Основным недостатком такого типа двигателя, в настоящее время, является слабая тяга, от 50 до 100 миллиньютонов.

Вследствие чего, невозможно применять ионный двигатель для старта с планеты, однако, при невесомости и достаточно длительной работы двигателя, появляется возможность разогнать космический аппарат до недоступных скоростей для других ныне существующих видов двигателей.

Действующие миссии:

- Starlink — проект компании Илона Маска SpaceX по выведению спутников на околоземную орбиту для создания глобальной сети интернет;
- Artemis;

										Лист
										44
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	24.05.06.2020.421.00 ПЗ					

- Хаябуса-2;
- VeriColombo в этой миссии используют ионные двигатели в количестве четырех штук, общей тягой 290 миллиньютонов (обладающие наибольшей мощностью в настоящий момент).

Завершённые миссии:

- SERT (программа NASA, в которой на спутниках впервые был использован ионный двигатель);
- Deep Space 1;
- Hayabusa (вернулся на Землю 13 июня 2010 года);
- Smart 1;
- GOCE;
- LISA Pathfinder (ЕКА) использовался ионный двигатель для точного контроля высоты;
- Dawn миссия, длившаяся 11 лет, прошла успешно.

Планируемые миссии:

- Международная космическая станция;
- Solar Orbiter.

Выводы

Рассмотрена компоновка космического аппарата, разрабатываемого МКБ «Астероид».

Сложности управления импульсными двигательными установками связаны с нестабильностью тяги, что должно быть учтено в алгоритмах системы управления КА. Приведены характеристики и динамические свойства двигательных установок, используемых на космическом аппарате. Зависимости удельного импульса тяги от длительности включения двигателя представляют собой монотонные характеристики.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
						45
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		

4 МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА АСТЕРОИД

Скорость космического аппарата при посадке на астероид должна не превышать 3,5 м/с, а скорость соприкосновения КА с астероидом при посадке должна быть не более 0,5 м/с. Радиус астероида примерно равен 300 м. Размер посадочной площадки должен составлять 110% от размера космического аппарата. Посадка на астероид должна быть выполнена в течение 1 часа. Погрешность угловой ориентации относительно усредненного перпендикуляра к поверхности не должна превышать 5%.

Рассматривается астросистема, в состав которой входят астродатчики АД-1, инерциальный измерительный блок АИСТ-350, лазерный дальномер-скоростемер ЛСДК, датчик солнца СДП-1, камеры УТК и ШТК, трехкомпонентный измеритель угловой скорости КИНД34-020.

Для решения задачи посадки необходимо получать информацию с астродатчиков (АД-1) и датчиков угловой скорости (ДУС), которые входят в состав КИНД34-020 об углах и угловых скоростях соответственно. Щелевой, малогабаритный солнечный датчик положения СДП-1 предназначен для ориентации и обеспечения удержания солнечных батарей космических аппаратов по направлению на Солнце. В составе системы управления выполняет режимы поиска и удержания Солнца относительно приборной системы координат. Выдает в систему управления аналоговый сигнал о наличии/отсутствии Солнца в поле зрения датчика. Прибор ЛСДК автоматически определяет скорость сближения и дальность, измерения проводятся до дальности 0,1 м, допускаются измерения по уголковым отражателям. Максимальная дальность измерений 5000 м, частота измерений 0,33 Гц.

При наличии обычных посадочных приспособлений для выполнения посадки, СУ должна гарантировать, что максимальное значение вертикальной составляющей посадочной скорости должна удовлетворять заданным условиям.

Посадочное устройство обеспечивает безопасную посадку космического аппарата на различные поверхности как на плоские, так и под углом [1].

В посадочном устройстве присутствует краш-элемент, который позволяет погасить удар и предотвратить отскок от поверхности при посадке, а также имеется механизм выдвижения опоры, который совместно с системой ориентирования позволяет приспособливаться к любым неровностям поверхности и предотвратить опрокидывание космического аппарата.

Согласно материалам МКБ «Астероид» разрабатываемая компоновка оснащается следующими двигательными установками:

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		46

1 маршевая двигательная установка 11Д428А-16;

4 двигателя стабилизации и ориентации 17Д58Э;

24 двигателя точной коррекции МД08-02.

Рассмотрим два вида посадки: вертикальную и посадку с орбиты.

4.1 Вертикальная посадка космического аппарата на астероид

При вертикальной посадке (Рисунок 4.1) возмущенная подлетная траектория находится вблизи номинальной, которая на участке торможения перпендикулярна поверхности астероида [19].

Управляемое движение КА при посадке на поверхность астероида удобно рассматривать в относительной СК OXYZ, жестко связанной с поверхностью астероида. Начало координат примем за расчетную точку посадки.

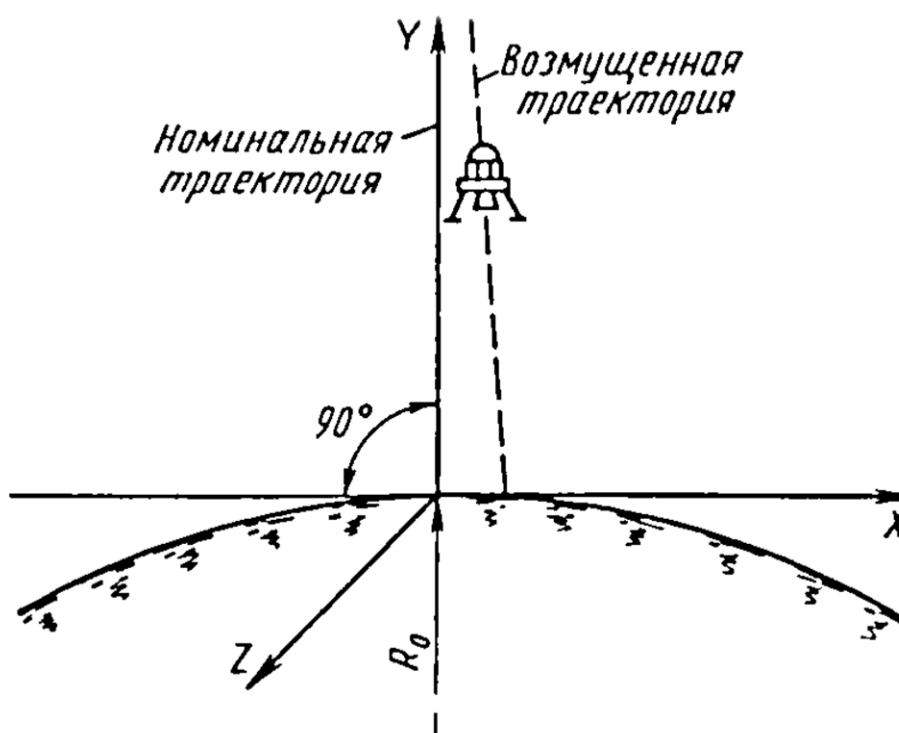


Рисунок 4.1 – Номинальная и возмущенная траектории при вертикальной посадке

Система управления, включающая устройства, измеряющие высоту и скорость КА относительно поверхности, при вертикальной посадке выполняет следующие основные операции:

1. Ориентация КА перед включением тормозного двигателя таким образом, что тяга его была направлена либо по вертикали, либо против вектора скорости, если ее направление существенно отличается от вертикали;

2. Включение тормозного двигателя по определенному функционалу, предусматривающему полное гашение вертикальной скорости на высоте 100...200 м с компенсацией погрешностей по высоте и скорости выведения КА в номинальную точку включения двигателя;

3. Стабилизация углового положения КА и управление движением центра масс на активном участке торможения;

4. Выключение основного тормозного двигателя в соответствии с выбранным функционалом. Если повторное использование основного двигателя не предполагается, то он может быть отброшен;

5. Когда функционал выключения основного тормозного двигателя предполагает неполное гашение скорости снижение, то окончательное торможение происходит на так называемом прецизионном участке, где работают дополнительные двигатели с небольшой тягой. Такие двигатели иногда называют точной коррекции. Система управления на этом участке, как правило, выполняет те же функции, что и на основном участке торможения;

6. Выключение двигателей малой тяги и всех бортовых систем в момент касания посадочным устройством КА поверхности астероида.

Уравнения ускорений в проекциях на оси относительной системы координат имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{v}_x = -\frac{\mu x}{[\sqrt{x^2+(y+R_0)^2+z^2}]^3} + u_x; \\ \dot{v}_y = -\frac{\mu(y+R_0)}{[\sqrt{x^2+(y+R_0)^2+z^2}]^3} + u_y; \\ \dot{v}_z = -\frac{\mu z}{[\sqrt{x^2+(y+R_0)^2+z^2}]^3} + u_z, \end{cases} \quad (1)$$

где μ - гравитационный параметр астероида, $\dot{v}_x, \dot{v}_y, \dot{v}_z$ – ускорения, u_x, u_y, u_z – управляющее ускорение, x, y, z – координаты места посадки, R_0 – радиус астероида.

Хоть гравитационный параметр μ мал, но в уравнениях он учитывается, за счет его наличия уменьшается погрешность полученных данных, получаем более точные значения параметров. Если же его не учитывать, уравнения становятся проще, уменьшится количество используемых данных, но при этом погрешность сразу же возрастет и точность посадки уменьшится.

Очевидно, что абсолютные величины сил, ускорений и скоростей весьма малы. Следовательно, вытекают определенные требования к управлению движением космического аппарата. Система управления движением КА должна реализовать управление астероидоцентрической скоростью КА на уровне долей сантиметра в секунду. Основным фактором возмущения будет являться отличие фигуры астероида от сферы, а также влияние гравитационных сил тел Солнечной системы [5].

Рассмотрим космический объект, астероид АПОФИС, поскольку изображений его пока не существует, для иллюстрации как одного из возможных вариантов фигуры астероида фото астероида ИТОКАВА [17].

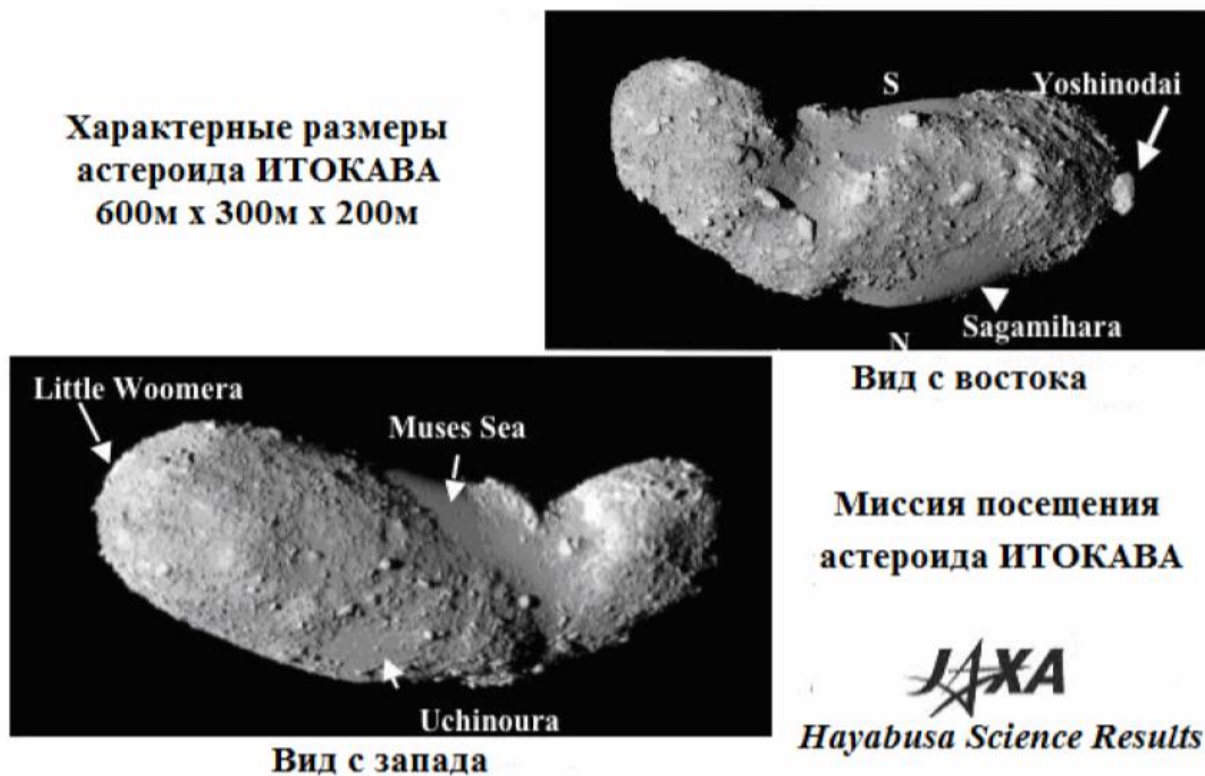


Рисунок 4.2 – Изображение астероида ИТОКАВА

Основные характеристики астероида даны ниже в таблице 7.

Таблица 7 – Характеристика газового ракетного двигателя МД08-02.

Основные параметры малого астероида АПОФИС	
Диаметр $D_{ап}$, м	~350
Масса $M_{ап}$, кг	~ $4.6 \cdot 10^{10}$
Плотность $d_{ап}$, г/см ³	~1.9
Гравитационный параметр $\mu_{ап}$, км ³ /с ²	~ $3.1 \cdot 10^{-9}$
Большая полуось орбиты $a_{ап}$, км	$138.3 \cdot 10^6$
Эксцентриситет орбиты $e_{ап}$, б/разм.	0.191
Наклонение орбиты $i_{ап}$, град	3.3
Период обращения $P_{ап}$, сутки	323.5

Затем линеаризуем (1), так как пренебрегаем полем тяготения в окрестности начала координат, получим следующие уравнения:

$$\begin{cases} \dot{v}_x = -\frac{\mu x}{R_0^3} + u_x; \\ \dot{v}_y = -\frac{\mu}{R_0^2} - \frac{2y\mu}{R_0^3} + u_y; \\ \dot{v}_z = -\frac{\mu z}{R_0^3} + u_z. \end{cases} \quad (2)$$

Используя полученные уравнения движения, найдем номинальную траекторию движения КА при вертикальной посадке.

Предположим, что торможение на основном участке осуществляется с помощью жидкостного реактивного двигателя, имеющего постоянную тягу с неизменным удельным импульсом. Тогда управляющее ускорение u будет изменяться во времени по закону

$$\begin{aligned} u &= ac/(1 - at); \\ a &= \dot{m}/m_0. \end{aligned} \quad (3)$$

где c – скорость истечения газов из сопла двигателя; $0 < t \leq T$ – текущее время активного участка; \dot{m} – массовый расход топлива; m_0 – масса КА в начальный момент.

Задав начальные и конечные условия движения зависящие от параметра t в виде:

$$\begin{aligned} x &= h_0; \quad x = h_k; \\ \dot{x} &= \dot{h}_0; \quad x = 0. \end{aligned}$$

Подставив начальные условия и проинтегрировав выражение (3), получим закон изменения параметров движения на номинальной траектории спуска.

Траектория движения КА полученная моделированием при вертикальной посадке на астероид $R=300\text{м}$ изображена на рисунке 4.3 [25].

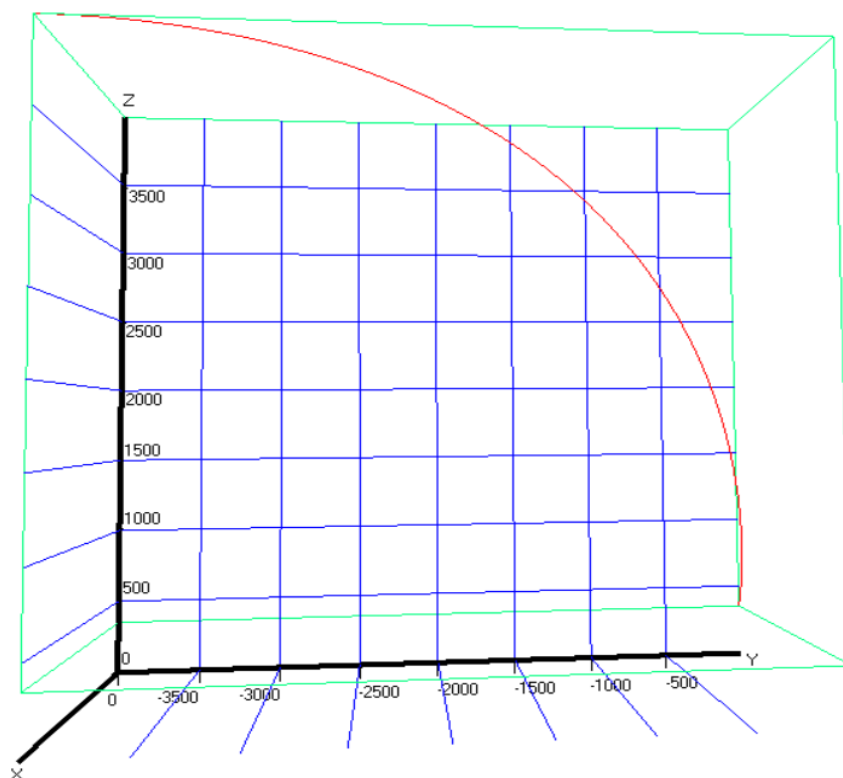


Рисунок 4.3 – Траектория посадки КА

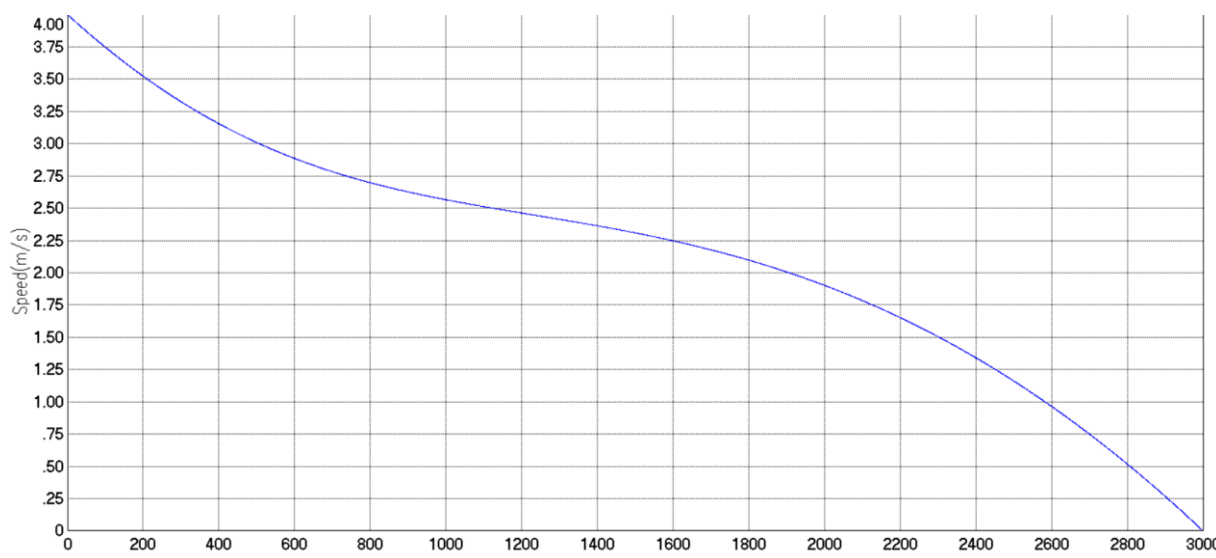


Рисунок 4.4 – График изменение скорости КА при посадке

С помощью рисунка 4.4 видим, что с расстояния 4 км осуществили посадку на астероид за 50 минут, что удовлетворяет требованиям ТЗ по времени (1 ч). При посадке на астероид с орбиты 1 км за 13,3 минуты.

Для данного вида посадки рассчитаем расхода топлива по времени работы двигательных установок, а также затраченное количество электроэнергии.

Рассчитаем секундный расход двигателей по следующей формуле и занесем в таблицу 8.

$$\dot{m} = P_{\text{тяги}} / P_{\text{уд.импульс}} \quad (4)$$

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

Таблица 8 – Секундный расход двигательных установок

Двигательная установка (ДУ)	Секундный расход, кг/с
Маршевая ДУ	0,04529
ДУ стабилизации и ориентации	0,0049
Двигатель точной коррекции	0,001117

Массу затраченного топлива будем считать по формуле:

$$M_{\text{топл}} = k \cdot \dot{m}_{\text{ду}} \cdot t_p, \quad (5)$$

где $\dot{m}_{\text{ду}}$ – секундный расход соответствующей двигательной установки, t_p – время работы двигателя (время расхода), k – количество двигательных установок.

Для посадки с орбиты протяженностью с 1 км до 500 м при маневренной ДУ, период торможения, время расхода составляет 400 секунд, тогда расход массы топлива будет:

$$M_{\text{топл}} = 4 \cdot 0,0049 \cdot 400 = 7,84 \text{ [кг];}$$

Так же рассчитаем расход топлива у двигателей точной ориентации с 500 м до 300 м, время расхода составляет 400 секунд:

$$M_{\text{топл}} = 24 \cdot 0,001117 \cdot 400 = 10,72 \text{ [кг];}$$

Для оценки энергетических затрат, суммируем затраченное топливо на время включения двигательных установок:

$$\sum M_{\text{топл}} = 7,84 + 10,72 = 18,56 \text{ [кг];}$$

Время затраченное на этапе посадки на астероид составило 13,3 [мин].

Расчет энергопотребления будет складываться из энергопотребления постоянно работающих элементов и энергопотребления ДУ во время работы. Энергопотребление БКУ и БСА составляет 79,85 [Вт] и 30 [Вт] соответственно. Энергопотребление маневровой двигательной установки и двигателей точной ориентации составляют 14,96 [Вт] и 1,87 [Вт] соответственно.

Рассчитаем общее энергопотребление КА за время полета по формуле:

$$E_{\text{треб}} = \sum P_{\text{эл}} \cdot T_p, \quad (6)$$

Где T_p – время работы, $P_{\text{эл}}$ – энергопотребление элемента.

Тогда энергопотребление за время 800 секунд составляет:

$$E_{\text{треб}} = 26,28 \text{ [Вт} \cdot \text{ч].}$$

4.2 Посадка космического аппарата на астероид с орбиты

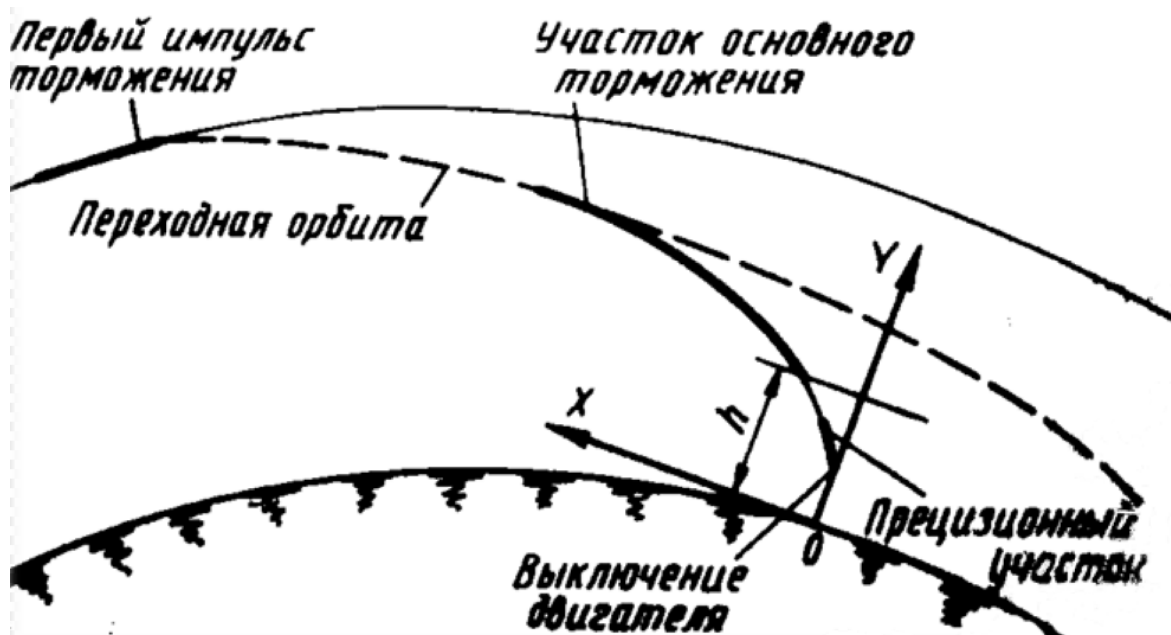


Рисунок 4.5 – Схема посадки с орбиты

Рассмотрим режимы работы системы управления при двухимпульсной схеме посадки. Траекторию посадки, с точки зрения режимов работы системы управления, можно разделить на ряд участков (Рисунок 4.5).

1. В результате приложения первого импульса торможения КК с круговой орбиты ожидания переходит на переходную эллиптическую орбиту. Тормозной двигатель выключается по сигналу системы управления, например, при достижении продольной составляющей кажущейся скорости заданного значения.

2. После выключения тормозного двигателя начинается пассивный участок, на котором система стабилизации продолжает работать, отрабатывая программный угол тангажа.

3. Через некоторое время прикладывается второй импульс торможения, в результате которого гасится основная составляющая скорости. Тормозной двигатель выключается на некоторой высоте h над поверхностью по сигналу либо с инерциальной навигационной системы, либо с высотомера.

4. С высоты h начинается прецизионный участок, на котором ликвидируются разбросы в скорости и высоте из-за погрешностей на основном участке торможения.

5. Маневр в горизонтальном направлении - участок, на котором КА перемещается вдоль поверхности.

6. Участок приземления, на котором непосредственно после горизонтального маневра происходит окончательное касание поверхности астероида [19].

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

24.05.06.2020.421.00 ПЗ

Лист

53

Движение аппарата задается следующими уравнениями:

$$\begin{cases} \ddot{x} = -g_x(r) \cdot m \cdot \sin \beta + \frac{F_{Дx} \cdot \cos \alpha}{m} + a_{Цx} \cdot m \cdot \sin \beta \\ \ddot{y} = -g_y(r) \cdot m \cdot \sin \beta + \frac{F_{Дy} \cdot \sin \alpha}{m} + a_{Цy} \cdot m \cdot \cos \beta, \end{cases} \quad (7)$$

где $g(r)$ – гравитационная сила;

m – масса космического аппарата, равна ~ 300 кг;

$F_{д}$ – сила тяги двигателей, Н;

$a_{ц}$ – центростремительное ускорение, м/с²;

Координата z равна нулю, так как космический аппарат движется в плоскости орбиты [27].

Первая космическая (круговая) скорость – минимальная скорость, которую надо сообщить объекту, чтобы он мог двигаться вокруг небесного тела по круговой орбите. При движении космического аппарата вокруг астероида по окружности радиусом r на него действует гравитационная сила:

$$F_{гр} = \frac{G \cdot M}{r^2}, \quad (8)$$

Гравитационная сила сообщает космическому аппарату центростремительное ускорение:

$$a_{ц} = \frac{v^2}{r}, \quad (9)$$

где v – скорость космического аппарата, м/с.

По второму закону Ньютона:

$$\frac{v_0^2}{r} = \frac{G \cdot M}{r^2}, \quad (10)$$

где v_0 – круговая скорость космического аппарата, м/с.

Сокращая обе части равенства на $\frac{1}{r}$, получаем скорость, которую надо сообщить объекту, чтобы он двигался по окружности вокруг астероида на высоте r :

$$v_0 = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}}. \quad (11)$$

Траектория движения КА полученная моделированием при посадке с орбиты на астероид $R=300$ м изображена на рисунке 4.6.



Рисунок 4.6 – Моделирование посадки КА на астероид

Модуль вектора скорости КА изображен на рисунке 4.7. Скорость КА и участки торможения изображены на рисунке 4.8.

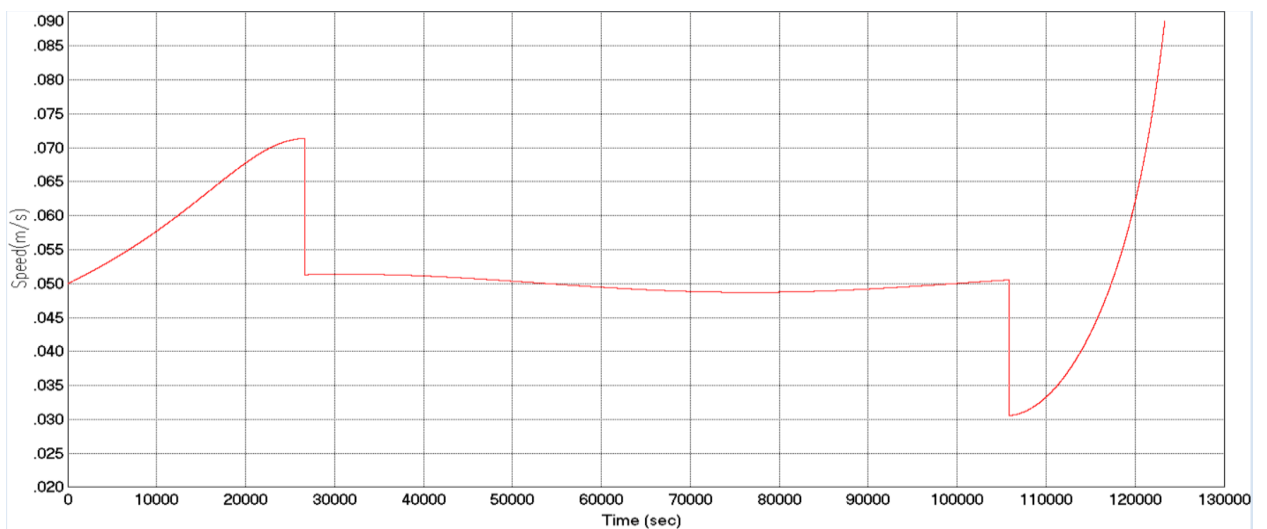
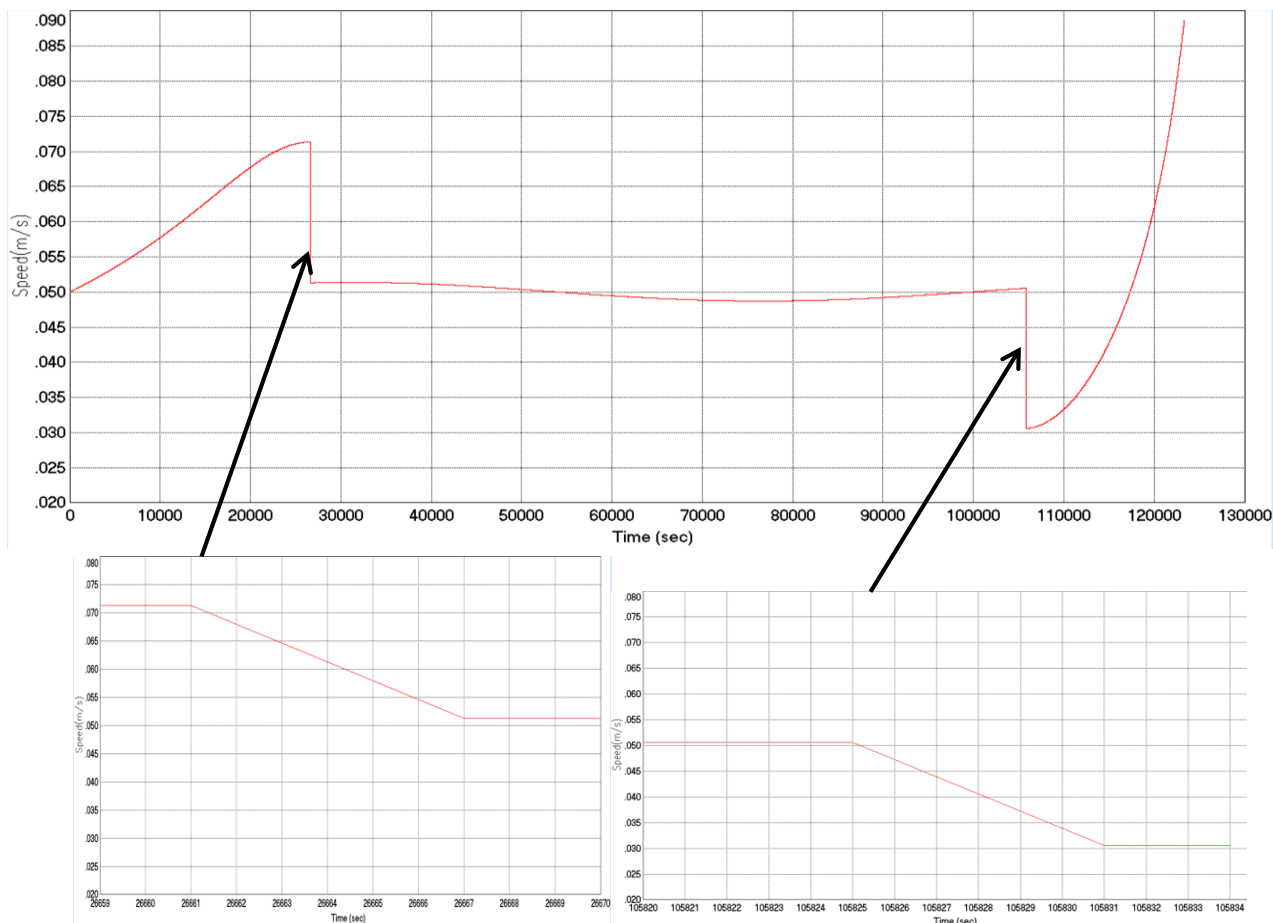


Рисунок 4.7 – Модуль вектора скорости КА

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата



Первый импульс торможения

Второй импульс торможения

Рисунок 4.8 – Модуль вектора скорости КА в масштабе

Из рисунка 4.7 видим, что при посадки с орбиты (1 км), за счет гравитационного параметра астероида, полученное время $T = 122\,963$ [с] = 34,156 [ч], что не удовлетворяет требованиям ТЗ (1 ч), так как гравитационный параметр очень мал.

С помощью рисунка 4.8 рассчитать массу затраченного топлива по формуле (6):

Первое торможение длится 6 секунд

$$M_{\text{топл}} = 4 \cdot 0,0049 \cdot 6 = 0,1176 \text{ [кг];}$$

Второе торможение длится 6 секунд

$$M_{\text{топл}} = 4 \cdot 0,0049 \cdot 6 = 0,1176 \text{ [кг];}$$

Для оценки энергетических затрат, суммируем затраченное топливо на время включения двигательных установок:

$$\sum M_{\text{топл}} = 0,1176 + 0,1176 = 0,2352 \text{ [кг].}$$

Время затраченное на этапе посадки на астероид составило 34,156 [ч].

Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата

Расчет энергопотребления будет складываться из энергопотребления постоянно работающих элементов и энергопотребления ДУ во время работы. Энергопотребление БКУ и БСА составляет 79,85 [Вт] и 30 [Вт] соответственно. Энергопотребление маневровой двигательной установки составляет 14,96 [Вт].

Рассчитаем общее энергопотребление КА за время посадки по формуле (6)

Тогда энергопотребление за время 122 963 секунд составляет:

$$E_{\text{треб}} = 3\,752,11 \text{ [Вт} \cdot \text{ч]}.$$

Сведем полученные затраты топлива, энергии и времени для двух случаев в таблицу 9.

Таблица 9 – Затраты ресурсов на этапе посадки на астероид

Вид посадки	Затраченное топливо, кг	Энергопотребление, Вт · ч	Время посадки, с
Вертикальная	18,56	26,28	800
С орбиты	0,2352	3 752,11	122 963

Выводы

В ходе работы была рассмотрена математическая модель космического аппарата и два вида посадки. Так же был произведен расчет расхода топлива и энергопотребление. На данный момент моделирование проводилось в условиях полной информации, в дальнейшем можно рассмотреть с учетом точностных характеристик приборов и систем, а также с учетом их собственных шумов и более точной модели работы двигательных установок.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрены теоретические сведения об управлении космическим аппаратом, общее представление об астероидах, варианты защиты Земли от астероидной опасности.

Полет к астероиду делится на три этапа: этап дальнего наведения, этап орбитального движения и посадка. В работе рассмотрен этап посадки на астероид. Требуется разработать алгоритм управления космическим аппаратом на этапе посадки на астероид. Точность системы управления определяется не только алгоритмом, но и характеристиками элементов БКУ КА.

В работе представлены общие сведения и требования, предъявляемые к БКУ КА. Кроме того, в состав БКУ должны входить все необходимые системы для дистанционного контроля, так как полет предполагается в автоматизированном режиме. За прототип взят БКУ унифицированных платформ УКП «Навигатор» и «Карат», разработанных МОКБ «Марс», так как они подтвердили свою работоспособность в условиях космического пространства.

Рассматривается астросистема, в состав которой входят астродатчики АД-1, инерциальный измерительный блок АИСТ-350, лазерный дальномер-скоростемер ЛСДК, датчик солнца СДП-1, камеры УТК и ШТК, трехкомпонентный измеритель угловой скорости КИНД34-020.

Скорость космического аппарата при посадке на астероид должна не превышать 3,5 м/с, а скорость соприкосновения КА с астероидом при посадке должна быть не более 0,5 м/с. Радиус астероида примерно равен 300 м. Размер посадочной площадки должен составлять 110% от размера космического аппарата. Посадка на астероид должна быть выполнена в течение 1 часа. Погрешность угловой ориентации относительно усредненного перпендикуляра к поверхности не должна превышать 5%.

В работе используется компоновка, разрабатываемая МКБ «Астероид». Одной из особенностей компоновки является наличие в посадочном устройстве краш-элемента, который позволяет погасить удар и предотвратить отскок от поверхности при посадке, а также имеется механизм выдвижения опоры, который совместно с системой ориентирования позволяет приспособливаться к любым неровностям поверхности и предотвратить опрокидывание космического аппарата.

Разрабатываемая компоновка оснащается следующими двигательными установками, разработанными ФГУП «НИИМаш»:

1 маршевая двигательная установка 11Д428А-16;

4 двигателя стабилизации и ориентации 17Д58Э;

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		58

24 двигателя точной коррекции МД08-02.

Все вышеупомянутые двигатели импульсные с нерегулируемой тягой. Одним из главных недостатков импульсных двигателей является непостоянство тяги. Поэтому фактическая тяга не соответствует номинальной. Из-за невозможности регулирования тяги двигателя данная проблема решается регулированием времени работы двигательных установок, а, следовательно, должна быть учтена в алгоритмах управления КА в БЦВМ. Современные двигательные установки, в том числе используемые в настоящей работе, изготавливаются такими, что эта характеристика представляет собой монотонный процесс.

В ходе работы была рассмотрена математическая модель космического аппарата, представлены уравнения для вертикальной посадки и посадки с орбиты, так же промоделированы оба случая посадки на астероид, рассчитаны затраты топлива и электроэнергии (таблица 9).

Из полученных результатов делаем вывод, что самая быстрая посадка это вертикальная посадка с временем 13,3 мин, с затраченным топливом 18,56 кг и 26,28 Вт·ч электроэнергией. Посадка с орбиты произведена по времени за 34,154 часа, затрачено топлива 0,2352 и электроэнергии 3 752,11 Вт·ч.

Наиболее предпочтительнее вертикальная посадка, так как время и электроэнергии затраченной при посадке меньше, чем при посадке с орбиты.

Стоит отметить, что на данный момент моделирование проводилось в условиях полной информации, в дальнейшем можно рассмотреть с учетом точностных характеристик приборов и систем, а также с учетом их собственных шумов и более точной модели работы двигательных установок.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		59

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1 Агеенко, Ю.И. Однокомпонентные и двухкомпонентные ЖРДМТ нового поколения для малых спутников // I международная конференция 6 выставка "Малые спутники, новые технологии, достижения, проблемы и перспективы международного сотрудничества в новом тысячелетии". Королев, Мос. обл., ЦНИИМАШ, 16-го ноября 1998 Секция VIII. Двигательные установки.

2 Аким, Э.Л. Баллистика, навигация и управление движением космического аппарата на этапе его посадки на поверхность Фобоса. / Э.Л. Аким, Р.Н. Архангельский, Ю.К. Зайко и др. // Космические исследования. – М.: Изд-во РАН. – 2009. – Т. 47. № 4. – С. 299–309

3 Алёшин, Б.С. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Под. Ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. – М.: ФИЗМАТЛИТ. – 2006. – 424 с.

4 Бек, В.В. Интегрированные системы терминального управления / В.В. Бек, Ю.С. Вишняков, А.Р. Махлин // М.: Наука. –1989. – 224 с.

5 Белинская, Е.В. История и перспективы использования систем технического зрения для управления процессом посадки на планеты и малые тела солнечной системы / Е.В. Белинская // Механика, управление и информатика. – 2009. – №1. – С. 268–278.

6 Богуславский, И.А. Методы навигации и управления по неполной статистической информации // М.: Машиностроение. –1970. – 256 с.

7 Гончаров, А.Д., Громов, А.В., Зиновьев, В.В. Приборы артиллерийской разведки: учеб. пособие. СПб.: НИУ ИТМО, 2012. 232 с.

8 Жаков, А.М. Основы космонавтики: учебное пособие / А.М. Жаков. – СПб.: Изд-во Политехника, 2000. – 173с.

9 Косова, А.Е. Автоматическая посадка малых беспилотных летательных аппаратов с использованием компьютерного зрения / А.Е. Косова, А.М. Корилов // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. – 2017. – Т. 20, №3. – С. 191–196.

10 Лобанов, А.А. Построение модели многофункционального бортового комплекса наведения и посадки КЛА / А.А. Лобанов, В.А. Мордвинов, М.В. Мураков, В.К. Раев // Программные системы и вычислительные методы. – 2018. – № 2. – С. 36 – 50.

11 Малые тела: Астероиды [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://xn--80aqldeblhj0l.xn--p1ai/article/12880/>. – Загл. с экрана.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		60

12 Микрин, Е.А. Бортовые комплексы управления космических аппаратов: учебное пособие / Е.А. Микрин. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 245 с.

13 Микрин, Е.А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения: учебное пособие / Е.А. Микрин. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 336 с.

14 Московское опытно-конструкторское бюро МАРС [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.marismokb.ru/product.html>. – Загл. с экрана.

15 Неусыпин, К.А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами / К.А. Неусыпин. – М., Изд-во. МГОУ, 2009. – 500 с.

16 НИИМаш [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.niimashspace.ru>. – Загл. с экрана.

17 Поль, В.Г. Оценка параметров динамики движения КА вблизи малого небесного тела // Науч.тех.журнал «Вестник». – 2009. – Вып. 2. – С. 49-58.

18 Проектирование и испытание бортовых систем управления: Учебное пособие / Под редакцией А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. – 344 с.

19 Разыграев, А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб. пособие для втузов. - М.: Машиностроение, 1990.

20 Рябогин, Н.В. Комплексирование информации инерциальных измерительных блоков и звездных приборов на основании оценки вектора малого поворота / Н.В. Рябогин, В.Н. Соколов, Н.М. Задорожная // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2017. – Т. 18, № 5 – С. 351-357.

21 Свиридов, В.П. Система технического зрения для обнаружения объектов / В.П. Свиридов, Т.С. Устинова // Информационно-измерительные и управляющие системы: сб. науч. ст. – Самара: Изд-во СамГТУ, 2018. – С. 161–165.

22 Старовойтов, Е.И. Исторические аспекты развития и принципы построения бортовых лазерных локационных систем для сближения и стыковки космических аппаратов // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 11.

23 Сыров, А.С. Бортовой комплекс управления платформы «НАВИГАТОР» / А.С. Сыров, В.В. Смирнов, В.Н. Соколов, Г.С. Иодко // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. Серия «Космонавтика и ракетостроение». – 2015. – Вып. №3(29). – С. 58-63.

24 Сыров, А.С. / Задачи управления движением многорежимных беспилотных летательных аппаратов / А.С. Сыров, А.М. Пучков, В.Ю. Рутковский, В.М. Глумов // Проблемы управления — 2014. — № 4. — С. 45—52.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		61

25 Фомичев, А.В. Моделирование системы управления перспективного малогабаритного космического аппарата для фундаментальных научных исследований: Учеб. Пособие / А.В. Фомичев. - М. : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011.

26 Фомичев, А.В. Решение задачи навигации космических аппаратов на основе астронавигационных измерений: Учеб. пособие / А.В. Фомичев. - М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011.

27 Чэнь Даньхэ Методика выбора посадочных параметров аппаратов, спускаемых на поверхность спутников планет, обладающих малым уровнем гравитации: дис. ... канд. техн. наук / Чэнь Даньхэ. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 126 с.

28 Шалыгин, А.С. Лысенко, Л.Н., Толпегин, О.А. Методы моделирования ситуационного управления движением беспилотных летательных аппаратов / А.С. Шалыгин, Л.Н. Лысенко, О.А. Толпегин // М.: Машиностроение. 2012. 584 с.

29 Reddy, V., et al. “Mineralogy and Surface Composition of Asteroids.” Asteroids IV, 2015, doi:10.2458/azu_uapress_9780816532131-ch003.

30 С. М. Hartzell, D. J. Scheeres, “Dynamics of levitating dust particles near asteroids and the Moon.” J. Geophys. Res. Planets, 2013, 118, 116-126.

31 R.M. Jones. The MUSES-CN rover and asteroid exploration mission. In 22nd International Symposium on Space Technology and Science, pages 2403-2410, 2000.

32 Lightholder, J., Thoesen, A., Adamson, E., Jakubowski, J., Nallapu, R., Smallwood, S., Raura, L., Klesh, A., Asphaug, E., Thangavelautham, J., “Asteroid Origins Satellite 1: An On-orbit CubeSat Centrifuge Science Laboratory,” Acta Astronautica, Vol 133, 2017, pp. 81-94.

33 Ivanov S.B., ed. Arms and Technologies of Russia. Vol. 11. Optoelectronic Systems and Laser Equipment. Moscow, Publishing House “Weapons and Technology”, 2005. 720 p. (in Russian).

34 Lazernyy dal'nomer s sinkhronnym nakopleniem ekho-signalov i vstroennym televizionnym kanalom [Laser rangefinder with simultaneous accumulation of echo signals and built-in TV channel]. Ryazan State Instrument-making Enterprise (RSIE): website [Электронный ресурс]. – Режим доступа: Available at: <http://www.grpz.ru/production/civil/laser/15/>.

35 Jenoptik Diode-pumped Er: Glass ELEM-DP 10k LRF [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.idssi.com/products/lrf/elem/elem-dp10k.aspx#.UxEKe-N_uNA.

36 K-Series Laser Rangefinders [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://cvs.flir.com/laser-rangefinder-mlr2k>.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		62

37 Yamakawa Hiroshi Hayabusa 2 Information Fact Sheet / Yamakawa Hiroshi. –
Tofu: JAXA, 2018. – 136 с.

					24.05.06.2020.421.00 ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата		63