

УДК 62

Проектирование малого многоразового космического аппарата для обеспечения транспортного сообщения с космической станцией

Тюрин А.П., студент

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Аэрокосмический факультет, кафедра «Аэрокосмические системы»*

Научный руководитель: Журавлёв Е.И., к.т.н., доцент

Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

bauman@bmstu.ru

Пилотируемой космонавтике - важнейшему направлению космической отрасли, исполнилось больше чем полвека.

Сейчас, в начале XXI века, перед пилотируемой космонавтикой ставятся глобальные и фундаментальные задачи, связанные с развитием орбитальной инфраструктуры необходимой для проведения научных исследований, производства новых материалов и биопрепаратов, разработки высоких технологий, освоения Луны, Марса и других небесных тел.

Одним из главных направлений развития космонавтики, которое в будущем должно обеспечить прорыв в освоении Солнечной системы и исследованиях Вселенной, является создание околоземной обитаемой орбитальной инфраструктуры.

Корабли типа «Прогресс» и «Союз» за долгие годы эксплуатации подтвердили свою надежность и являются практически единственной связью с МКС, особенно сейчас, когда шаттлы США выработали свой ресурс и выведены из эксплуатации.

Проблема в том, что оба пилотируемых корабля были разработаны в 70-х гг. прошлого столетия и уже не справляется с теми задачами, которые требуется осуществлять для нужд современной космонавтики.

По мере развития техники назрела необходимость качественного изменения конструкции и комплекса бортовых систем кораблей, возникли новые концепции в формировании их облика, реализация которых позволит улучшить характеристики и существенно сократить затраты на эксплуатацию транспортных систем.

Предлагаемый многоразовый космический аппарат (далее МКА) должен удовлетворять следующим заранее определенным условиям:

- диапазон наклонений обслуживаемых орбит;
- высота реализуемых орбит;
- численность экипажа;
- масса транспортируемого груза;
- обеспечение аварийного спасения экипажа на всех стадиях запуска;
- длительность автономного полета;
- точность посадки;
- снижение перегрузок на этапе спуска;
- кратность использования;
- частота использования;
- использование РН с экологически чистым видом топлива.

Факторов, влияющих на выбор облика МКА множество, например назначение, срок пребывания в космическом пространстве, требования к кратности использования, способ посадки, траектория спуска в атмосферу, требования к аварийному прекращению полета, возможности средств выведения

Также огромную роль играет экономическая часть проекта, которая также может формулироваться по-разному, стоимость разработки, стоимость полета или стоимость всего жизненного цикла МКА. А также от того, является ли корабль полностью (Space Shuttle, Буран, Hermes) или частично возвращаемым (Клипер, Orion), т. е. к каждому полету требуется изготавливать дополнительную мат часть.

МКА представляет собой многоразовый многоцелевой космический корабль, который может использоваться как в пилотируемом, так и в беспилотном режиме.

Система может быть использована для обеспечения следующих задач:

- проведение технического обслуживания долговременных пилотируемых орбитальных станций на орбитах с наклонением 51,6° и 65-73°;
- в диапазонах полета 380-460 км, использования корабля для доставки и возвращения грузов массой 1,5-2 тонн;
- обслуживание кооперированных космических аппаратов (регламентные и ремонтно-восстановительные работы, маневры коррекции орбиты);
- использование в качестве корабля возвращения экипажей лунного и марсианского экспедиционных комплексов;
- выполнение совместных программ на контрактной основе с другими государствами;

- возвращение со станции на Землю результатов исследований и экспериментов;
- выполнение функции корабля-спасателя для эвакуации экипажа станции на Землю при возникновении нештатной ситуации (при нахождении корабля в составе станции);
- выполнение отдельных полетных операций в процессе дежурства в составе станции в рамках располагаемых ресурсов корабля;
- удаление со станции отработавшего свой ресурс оборудования, продуктов жизнедеятельности и т.д.;
- выполнение целевых пилотируемых полетов, предусматривающих эксперименты и исследования в автономном полете, включая отработку систем и элементов перспективных космических аппаратов;
- выполнение коммерческих космических полетов (например: посещение группой туристов орбитальной станции);
- получение экспериментальных данных в целях создания перспективных транспортных систем, в т. ч. предназначенных для полета к Луне и Марсу.

МКА является составной частью воздушно-космического комплекса, состоящего из:

- многоразового космического корабля;
- средств выведения на орбиту ИСЗ;
- автоматизированной системы управления полетом;
- средств подготовки экипажа и персонала управления;
- технических комплексов космических средств;
- технических комплексов ракетных средств;
- стартовых комплексов;
- полигонного измерительного комплекса;
- поисково-спасательных средств;
- медицинского обеспечения.

В качестве аппарата-аналога для проектирования был выбран МКА «Клипер», который имеет форму «несущий корпус» и конструктивно состоит из двух составных частей: спускаемого аппарата (СА) и агрегатного отсека (АО), которые разделяются перед входом аппарата в атмосферу. Предлагаемый же МКА представляет собой единое целое. Общий вид МКА показан на Рис. 1.

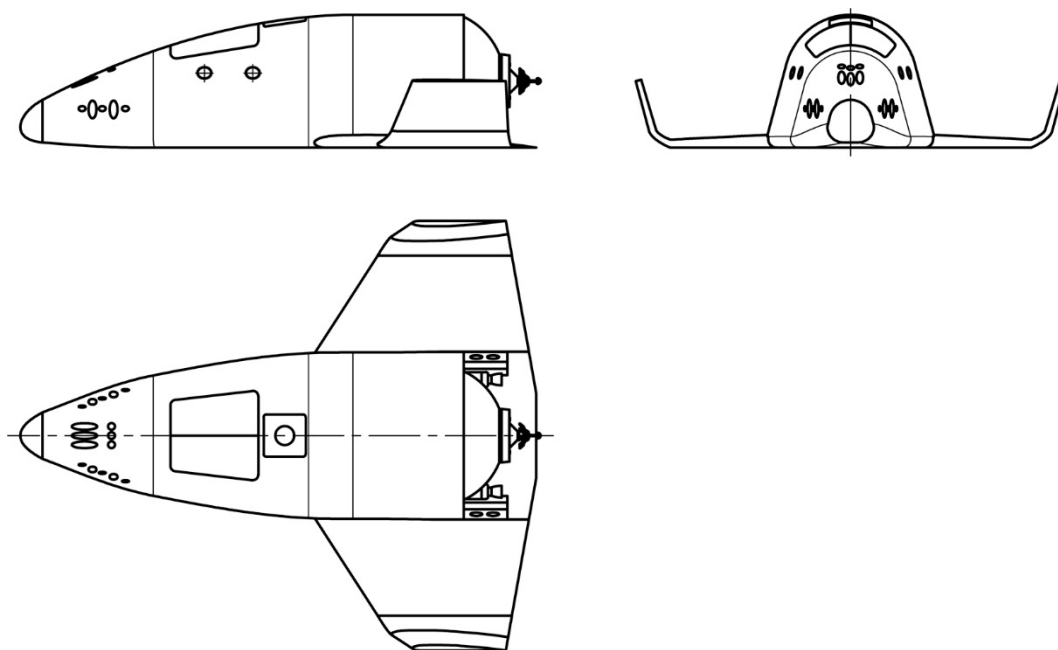


Рис. 1. Общий вид МКА

МКА подразделяется на:

1. агрегатный отсек (АО)
2. бытовой отсек (БО);
3. командный отсек (КО);
4. приборный отсек (ПО).

Схема деления корабля на отсеки показана на рис. 2:

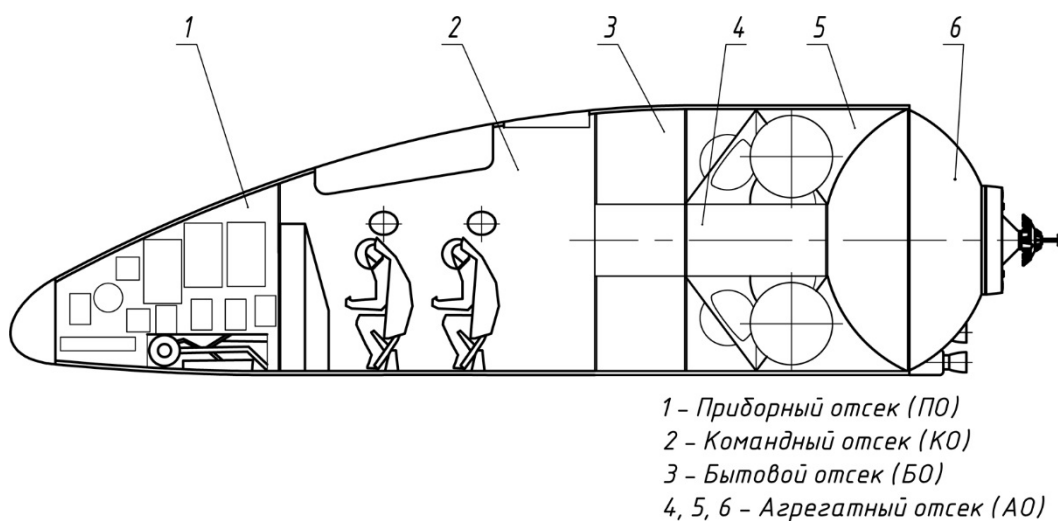


Рис. 2. Схема деления МКА на отсеки

Агрегатный отсек расположен в кормовой части хвоста. В центре отсека располагается герметичный контур, отделенный от АО и предназначенный для прохода космонавтов сквозь АО, в том числе и для осуществления выхода в открытый космос. Герметичный контур представляет собой чечевицеобразную оболочку из алюминия, соединенную с помощью вакуумного мешка из ткани-500 с БО. Также предусмотрена установка дополнительного люка для отделения пространства БО от пространства АО с целью использования герметичной части АО в роли шлюза для осуществления выхода в открытый космос, а также вход космонавтов в корабль из космического пространства. К другой части оболочки с помощью кольцевого шпангоута присоединен стыковочный агрегат ССВП для реализации возможности стыковки корабля с космической станцией. В чечевицеобразной оболочке АО имеется объем для полезной нагрузки, а также для оборудования, инструментов, продуктов питания космонавтов.

В негерметичной части АО находятся агрегаты и устройства кормовой объединенной двигательной установки (ОДУ), а также система электропитания (СЭП), представленная, главным образом, электрохимическими генераторами (ЭХГ). В качестве топлива МКА использует циклин (горючее) и жидкий кислород (окислитель). СЭП использует жидкие водород и кислород. Баки с этими компонентами также находятся в негерметичной части АО и прикреплены к двойной конической оболочке, которая соединена со шпангоутами корпуса и внутреннего герметичного контура. Такое исполнение позволяет максимально эффективно использовать доступное для компоновки пространство. Кроме отмеченных систем в АО располагаются: турбонасосный агрегат, электрохимические генераторы, блоки подачи кислорода и водорода, буферные аккумуляторы, газожидкостный теплообменник-генератор, кабельная сеть, трубопровод и т.д. Кроме того в АО располагаются задние шасси МКА и система их раскрытия.

Бытовой отсек МКА – это отсек, в котором расположены спальные места космонавтов, а также санитарно-гигиеническая каюта. В центре отсека имеется проход для перемещения космонавтов от стыковочного люка в командный отсек.

В командном отсеке располагаются рабочие места космонавтов, приборная панель, а также всё необходимое для поддержания жизнедеятельности экипажа в течение всего времени нахождения на орбите. КО имеет наибольший объем из всех отсеков МКА. Несмотря на это, в нем расположена меньшая часть всего оборудования. Это связано с обеспечением комфортного пребывания и работы в отсеке космонавтов в течение длительного периода времени (до 14 сут.). В отсеке располагаются 4 кресла в 2 ряда. При необходимости отсек может снабжаться дополнительными креслами (всего до 8). При

этом снижается масса полезной нагрузки, а также время автономного полета КА. Верхняя часть отсека отделена от основного пространства перегородкой. В этом объеме находятся звездные датчики, и инфракрасная вертикаль, а также аппаратура системы управления движением и ориентацией КА. Данная полость полностью герметизирована от КО. Расположенные в верхней части корпуса створки раскрываются во время полета корабля на рабочей орбите и открывают обзор датчикам, находящимся внутри. Также на раскрывающихся створках располагается система радиаторов для излучения тепловой энергии. В верхней части отсека расположен люк для входа космонавтов в корабль перед его стартом с ракетой-носителем, а также для эвакуации экипажа после посадки корабля на аэродром.

Приборный отсек располагается в носовой части корабля. В ПО располагаются практически все приборы и агрегаты МОК. Основное место занимают бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), система радиосвязи (СР), система обеспечения жизнедеятельности (СОЖ), носовая объединенная двигательная установка (НОДУ), система раскрытия шасси (СРШ), система управления движением и ориентации (СУДиО) и т.д. В этом отсеке также располагается отделение для передних шасси, выполненное в собственном герметичном контуре.

Вследствие эксплуатационных особенностей МКА должен быть оснащен надежной и эффективной тепловой защитой для противостояний температурному воздействию на агрегаты МКА и экипаж на участке атмосферного торможения. В этих целях используется три вида многоразового теплозащитного покрытия:

- «Гравимол» - углерод-углеродный материал для наиболее теплонагруженных участков конструкции (носовой обтекатель, секции передней кромки крыла). Рабочая температура: 1250 - 1650 С°;

- плиточная многоразовая теплозащита. Изготавливается из волокон двуокиси кремния и имеет белое или черное эрозионно-стойкое покрытие. Черное покрытие ЭВЧ-6, имеющее высокую излучательную способность, в основном защищает нижнюю часть планера при спуске от наибольших тепловых нагрузок. Белое покрытие ЭВС-6 - в орбитальном полете ограничивает температуру нагрева от солнечного излучения верхней части планера. Рабочая температура: 350 - 1250 С°;

- гибкая теплозащита на основе волокнистых органических материалов АТМ-19ПКП.

Рабочая температура: до 350 С°.

К элементам системы теплозащиты МКА также относятся иллюминаторы (рабочая температура до $750\text{ }^{\circ}\text{C}$), различные термостойкие уплотнения, а также панели абляционной теплозащиты для межэлевонной щели с термостойкостью до 1800°C .

Во время полета МКА выполняет ряд маневров для стабилизации и изменения ориентации в пространстве, сближения, стыковки и разделения с космической станцией, а также выполняет операции по снижению высоты полета и переходу на траекторию спуска. Упрощенная циклограмма работ МКА показана на Рис. 3.

На Рис.3:

P – маневры связанные с перемещением центра масс с помощью маршевых двигателей;

γ – маневры по каналу крена;

θ – маневры по каналу тангажа;

ψ – маневры по каналу курса.

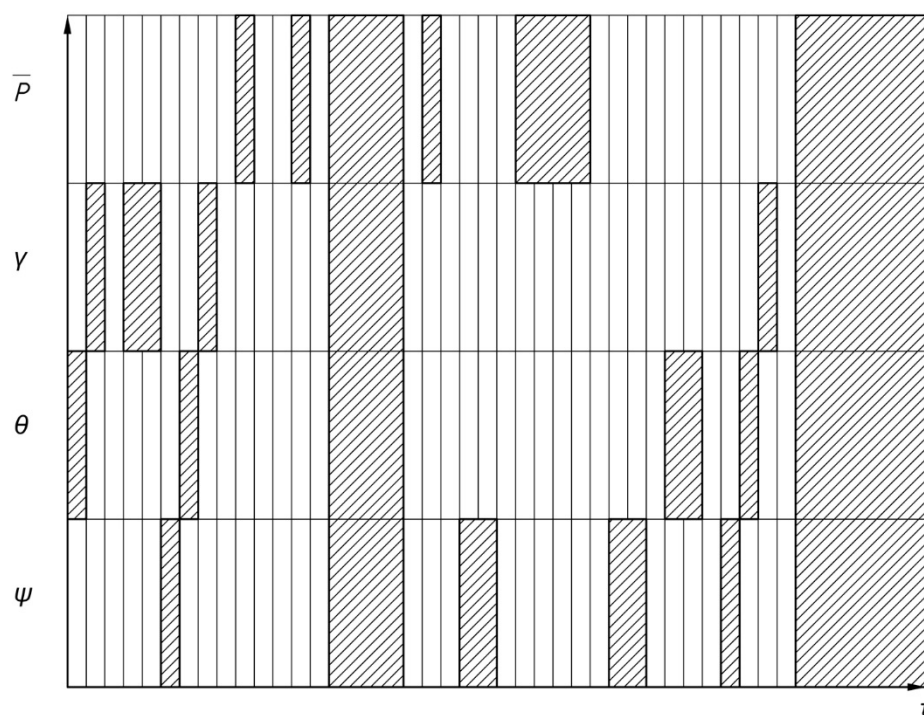


Рис. 3. Циклограмма работ МКА

Список литературы

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. 2-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 488 с.

2. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 344 с.
3. Зеленцов В.В. Основы баллистического проектирования ИСЗ: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 174 с.
4. Колесников К.С. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет: учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 376 с.
5. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знания, 2011. 407 с.
6. Беляев А.В., Зеленцов Вл. В., Щеглов Г.А. Средства выведения космических летательных аппаратов: учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 56 с.
7. Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет: учебник для машиностроительных спец. вузов. М.: Высшая школа, 1984. 391 с.