

ПРОБЛЕМА МНОГКРАТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СТЫКОВОЧНОГО АГРЕГАТА ВОЗВРАЩАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПОСЛЕ ВЫПОЛНЕНИЯ СПУСКА В СРЕДЕ ПЛАЗМЫ

Смирнова Е. М.

ОАО РКК «Энергия», г. Королев, Московская область, Россия

В настоящее время в «космических» странах, в том числе и в нашей стране активно ведутся разработки многоразовых космических аппаратов. К числу таких аппаратов относится разрабатываемый отечественный орбитальный корабль (ОК), в США разрабатываются корабли Orion, Altair, DRAGON и т.п., в европейском космическом агентстве - ARV на базе беспилотного ATV, в японском космическом агентстве – ОК на базе НТВ. Потенциально подобные работы могут проводиться в КНР на основе разрабатываемого SSTV.

Задачами ОК являются транспортное и техническое обслуживание орбитальных пилотируемых станций (ОПС), участие в Лунных и Марсианских программах, а также выполнение спасательных операций и решение автономных задач на низких орбитах.

Основной задачей создания многоразовых ОК является резкое снижение финансовых затрат по поддержке космических программ, реализуемых многоразовым использованием дорогостоящих ОК. Сложность реализации данной задачи состоит в основном в обеспечении защиты корабля, его внешних агрегатов и систем при спуске в условиях воздействия плазмы.

Одной из особенностей всех разрабатываемых многоразовых кораблей является проблема сохранения целостности и работоспособности открытых интерфейсных поверхностей стыковочного агрегата (СТА) и обеспечение приемлемого теплового потока от стыковочной поверхности внутрь корабля с целью сохранения необходимых температурных условий для экипажа.

Для обеспечения стыковки ОК с ОПС и другими космическими объектами, СТА, установленный на корабле, должен иметь металлическую стыковочную поверхность, обработанную с определенным классом точности с целью создания механического интерфейса и герметичности стыка с использованием герметизирующих уплотнений.

Для реализации международных космических программ, а также для спасения экипажа при нештатных ситуациях на корабле, разрабатывается международный стандарт на интерфейсы стыковочных агрегатов. Стандарт предусматривает интерфейс Российского «гибридного» стыковочного агрегата для обеспечения жесткого соединения ОК с другими космическими объектами. Предусматривается возможность использования различных стыковочных механизмов, осуществляющих механическую сцепку и амортизацию при стыковке.

Стандартизация интерфейсов корпуса предопределяет длительную эксплуатацию аналогичной конструкции корпуса СТА для различных модификаций космических кораблей и различных условий спуска в атмосфере.

Одной из основных проблем обеспечения многоразовости полета корабля является сохранение целостности и работоспособности открытых поверхностей СТА и агрегата в целом, а также обеспечение приемлемых температурных условий внутри герметичного контура с учетом теплопритока от плазмы через конструкцию агрегата при спуске.

Во время спуска, в течение примерно одного часа, происходит процесс теплопритока. Нежелательно повышение температуры под крышкой СТА и на посадочном шпангоуте корпуса агрегата выше 30 °С. Эта задача, принимая во внимание низкий температурный уровень, необходимый для обеспечения жизнедеятельности, является основной и наиболее сложно реализуемой.

Сохранение работоспособности агрегата гарантируется не превышением температуры на его контролируемых элементах свыше 50 °С, что подтверждается типовой экспериментальной отработкой СТА. В качестве критичных и контролируемых элементов рассматриваются приводы герметизации стыка, аппаратура датчиков агрегата, транзитные

электрические и гидравлические разъемы, устанавливаемые на стыке агрегата. На этих узлах и элементах, как правило, устанавливаются температурные датчики для контроля их состояния. С целью контроля температурного режима стыковочной поверхности с нижней стороны шпангоута также устанавливаются температурные датчики.

Так как при спуске стыковочную поверхность конструктивно сложно защитить, то ее температура может достигать по предварительным оценкам до 200 °С, а при нештатном спуске – до 500 °С.

При штатном спуске возвращаемый аппарат (ВА) ориентируется лобовым теплозащитным щитом (ЛТЩ) по вектору скорости корабля, и основной тепловой поток воспринимается этим щитом. Стыковочный агрегат располагается на корабле с противоположной стороны щита и, при штатном спуске, находится в аэродинамической тени корабля. В этом случае на него действуют обратные потоки плазмы с относительно небольшим тепловым воздействием.

При нештатном спуске не обеспечивается требуемая ориентация ВА, поэтому большим тепловым потокам подвергается не только ЛТЩ, но и все другие поверхности корабля, в том числе открытые и закрытые поверхности СТА. В отличие от штатного спуска, тепловые потоки от плазмы увеличиваются в несколько раз. В этой критической ситуации остается только задача обеспечения приемлемого температурного режима для экипажа с увеличением допустимого температурного порога. В таких условиях возможна потеря будущей работоспособности узлов и механизмов СТА. В этом случае агрегат не подлежит восстановлению и дальнейшей эксплуатации.

Перед отделением корабля от ОПС, с целью уменьшения тепловых потоков на крышку и уменьшения массы теплозащитного покрытия (ТЗП), стыковочный механизм демонтируется от крышки по имеющемуся технологическому стыку и укладывается внутри ОК. На внутреннюю поверхность всего корпуса агрегата с крышкой наносится ТЗП. С целью минимизации работ по межполетному обслуживанию используются неаблирующие теплозащитные материалы. Нанесение теплозащиты требует незначительных конструктивных доработок агрегата. Технически такая возможность существует, кроме отдельных небольших зон, обеспечивающих функционирование

агрегата и выходов кабелей из герметичного отсека. Стыковочная поверхность агрегата остается открытой. После снятия стыковочного механизма часть конструкции посадочного шпангоута механизма без ТЗП под стыковочным механизмом закрывается экипажем дополнительными теплозащитными элементами.

При аварийном спуске стыковочный механизм отстреливается от агрегата, но при этом остается открытой поверхность посадочного шпангоута крышки под стыковочным механизмом, что повышает тепловой поток от крышки в ОК.

При всех условиях спуска и готовности агрегата к штатному спуску, должна быть обеспечена безопасность экипажа.

Ввиду сложности и многофакторности тепловых процессов, происходящих с различными элементами СТА, и их влияния на обеспечение приемлемой температуры открытых поверхностей агрегата, входящих в герметичный контур ОК, а также верификации возможности повторного использования СТА, необходима разработка тепловой модели СТА высокого уровня в условиях спуска, обеспечивающей выполнение проектно-конструкторского анализа на ранних стадиях разработки СТА и создание инженерных методик проведения тепловых анализов.

Тепловое воздействие на элементы СТА при спуске в атмосфере является сложной функцией конструктивных параметров ОК и агрегата, параметров траектории спуска, состояния атмосферы и других. Эти параметры можно разбить на следующие группы:

- конструктивные параметры: форма и размеры корпуса ОК, размеры СТА и его элементов, конструкционные материалы СТА, конструктивная схема СТА с точки зрения обеспечения теплопередачи;
- параметры траектории спуска: угол входа в атмосферу, ориентация ОК при входе в атмосферу, нагрузка на мидель ОК.

Эти параметры, за исключением параметров траектории спуска, колеблются в относительно узком диапазоне, что позволяет указанные параметры принимать как постоянные в процессе данного спуска. Исходя из этого, можно использовать принцип линеаризации параметров для конкретного варианта расчета.

Для решения задачи используется классическая методика определения теплопередачи от газа до внутреннего объема герметичного контура через многослойную конструкцию.

Вывод

1. Предлагаемая работа рассматривает постановку и конечные цели задачи обеспечения многократности использования СТА разрабатываемого ОК и обеспечения безопасности экипажа в процессе спуска ОК с орбиты.
2. Задача является актуальной для разработки инженерных моделей анализа теплового состояния СТА в связи с разработкой многократных ОК.
3. Проводимый анализ, с использованием тепловой модели, позволит сформировать рекомендации по общей и локальной теплозащите элементов СТА и выбору их конструкционных материалов.