

Шахмистов В.М., Витченко А.С., Гоношилин А.Н., Горланова И.Ю.

ПРИМЕНЕНИЕ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ В КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Одной из важнейших задач, которые ставит перед разработчиками космической техники ее коммерциализация, является снижение относительной массы конструкции, поскольку это позволяет либо увеличить массу полезной нагрузки, либо снизить затраты на выведение космического аппарата на орбиту.

Одним из основных направлений решения этой задачи является применение многофункциональных конструкций.

Многофункциональной принято считать конструкцию, которая при минимуме своей массы и заданных прочностных характеристиках одновременно выполняет задачи различного функционального назначения. Как правило, такие конструкции создаются на базе трехслойных панелей - металлических, композитных или комбинированных.

Например, известны конструкции, которые одновременно воспринимают нагрузку от внешних сил, выполняют роль силового элемента крепления приборов и могут использоваться вместо термоплат для отвода тепла от установленных на этой конструкции приборов. Известны конструкции гермоотсеков космических аппаратов (КА), воспринимающие внешние и внутренние нагрузки с одновременной термоизоляцией от воздействия тепловых потоков и защитой от высокоскоростных механических частиц [1].

Главной причиной, сдерживающей применение многофункциональных конструкций, было отсутствие методического и инструментального обеспечения прочностных расчетов сложных конструкций из разнородных материалов, поскольку при проектировании многофункциональных конструкций возникает большое число вопросов, связанных с необходимостью анализа работы конструкции при одновременном воздействии различных факторов эксплуатации.

На текущем этапе развития программного обеспечения широкое распространение получили универсальные пакеты конечно-элементного моделирования, такие как NASTRAN, ANSYS, LS-DYNA и др., которые позволяют объединить процессы проектировочного, пове-

точного расчета и оптимизации в одной программной среде. Упомянутые программные комплексы являются универсальными с той точки зрения, что в них практически любая конструкция, будучи заданной геометрически, может быть представлена в виде математической модели. При этом сама математическая модель скрыта от пользователя и создается автоматически. В результате специалист имеет дело с виртуальной моделью конструкции. Адекватность этой модели зависит от выбранной расчетной схемы и степени детализации конструкции.

Целью данной работы является исследование конструкции герметичного корпуса базового блока орбитальной станции, выполненной из многофункционального конструкционного материала.

Особенностью конструкции упомянутого базового блока орбитальной станции является использование, в качестве несущей, трехслойной обшивки с сотовым наполнителем, изготовленной с применением композитных материалов (для изготовления сотового наполнителя используется ортогонально армированный стеклопластик; для наружного слоя обшивки – многослойный композит, армированный кевларовым волокном).

С точки зрения расчета на прочность данная конструкция является достаточно сложной. В связи с этим для проведения поверочного расчета и назначения сечений шпангоутов выполнен переход от реальной конструкции к расчетной схеме, при этом сделан ряд упрощений.

Одним из таких упрощений является замена геометрически сложного сотового наполнителя сплошным однородным ортотропным телом с эквивалентными упругими характеристиками. В настоящее время существует хорошо зарекомендовавшая себя процедура пересчета упругих характеристик сот в соответствующие характеристики сплошного тела [2].

Особенность применяемого сотового наполнителя, а именно: большая относительная высота и поперечный размер сот, – вынудили провести ряд численных экспериментов для подтверждения адекватности замены наполнителя непрерывной моделью [3].

В связи с существованием плоскости симметрии напряженно-деформированного состояния конструкции блока построена конечно-элементная модель половины блока. Полученная модель была нагружена в соответствии с расчетными случаями избыточного внутреннего давления, максимальной осевой перегрузки, максимального скоростного напора.

Все расчеты проведены с использованием пакета конечно-элементного моделирования MCS/NASTRAN VERSION – 70.6.0 FEB 9, 1999.

Результаты расчетов подтвердили эффективность применения многофункциональных конструкций: относительная масса герметичного отсека базового блока орбитальной станции снизилась по сравнению с прототипом более, чем на 30%.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Ли Чжун Инь и др. Многофункциональная конструкция несущей оболочки герметичного отсека космического аппарата, Патент на изобретение № 2151085, – М., 2000.
2. Лизин В.Г., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. Машиностроение, 1976.
3. Панин В.Ф. Конструкции с сотовым наполнителем. – М. Машиностроение, 1982.

УДК (629.7:744.32)518.5

Шулепов А.И.

РАЗМЕЩЕНИЕ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ОТСЕКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ВЫДЕЛЕНИЯ ТЕПЛА

При размещении бортового оборудования в отсеках минимального объема в процессе проектирования космических аппаратов (КА) возникает необходимость жесткого контроля теплового режима. Тепловой режим в значительной степени определяет надежность функционирования бортового оборудования КА [1,2]. При этом уменьшение габаритов отсеков, в частности, и размеров КА, в целом, вступает в противоречие с тепловым критерием через надежность. В связи с этим весьма важно, чтобы при разработке математической модели автоматизированной компоновки бортового оборудования, кроме конструктивных и технологических ограничений, одновременно учитывались требования к тепловому режиму.

Тепловой режим отсека определяется состоянием внутренней среды отсека и источниками тепла, в качестве которых выступают отдельные приборы или блоки. Местоположения источников тепла во многом определяют тепловой режим отсека.