

## Моделирование теплового режима трансформируемого модуля складского назначения для околоземной орбитальной станции

Научный руководитель – Резник Сергей Васильевич

*Шалимов Роман Николаевич*

*Студент (магистр)*

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана,  
Специальное машиностроение, Москва, Россия

*E-mail: romanposte@mail.ru*

В связи с развитием частной космонавтики, исследования в области трансформируемых модулей активизировались. Необходимость максимального удешевления создания гермообъемов в космосе вынуждает предпринимателей обращаться к этой теме. В 2016 году американской компанией Bigelow Aerospace был выведен на орбиту экспериментальный модуль BEAM. В данный момент подобные исследования выполняются при поддержке Роскосмоса и NASA. В РКК «Энергия» создан макет экспериментального модуля складского назначения. Наряду с такими проблемами, как выбор материалов и устойчивость гермообъёма к проникающему излучению, важнейшим является обеспечение теплового режима модуля, с целью снижения энергозатрат на терморегулирование внутри аппарата.

Трансформируемый модуль - это пилотируемый космический аппарат, который может увеличивать свой гермообъем после вывода на расчётную орбиту. Краеугольным камнем конструктивно-компоновочных схем трансформируемых модулей является схема реализации оболочки. Можно выделить две основные схемы реализации оболочки модуля:

1. С межэкраным разделителем.
2. Без разделителя.

В настоящей работе рассматривается случай с межэкраным разделителем, когда некоторое количество слоёв арамидной ткани соединены между собой пенополиуретановым наполнителем, принято допущение об изотропности арамидной ткани.

Исходя из требований, предъявляемых к трансформируемым модулям, таким как:

1. Высокая прочность и жёсткость, устойчивость к проникающему излучению.
2. Безопасность, экономичность, надёжность.
3. Объём после развёртывания не менее чем в три раза больший, нежели в свёрнутом состоянии, при минимальной массе. Предложена следующая геометрическая модель.

Геометрическая модель трансформируемого модуля является многослойной сферической оболочкой диаметром гермообъёма 6 м.

Геометрическая модель объекта для численного моделирования представляет из себя:

1. Оболочку модуля сферической формы внешним диаметром 6,32 м.
2. Элемент затенения. Представлен в виде параллелепипеда (для ускорения расчётов) и имеет характерные размеры модуля «Заря» - 4,1:4,1:13.
3. Между модулем и элементом затенения имеет место быть стыковочный шлюз, внешним диаметром 1,275 м. В численной модели используется для определения температуры в местах стыка оболочки и шлюза.

Геометрическая модель оболочки модуля по толщине представляет собой:

- 4 слоя арамидной ткани, толщинами 1, 2, 3 и 4 мм соответственно;
- 4 слоя межэкранного разделителя из пенополиуретана, толщиной 100 мм;
- пакет ЭВТИ-И. Было принято допущение об изотропности пакета экранно-вакуумной теплоизоляции.

Материал шлюзовой камеры и элемента затенения - сплав АМг6.

Ткань гермооболочки и гидроизолирующие ткани не учитываются в тепловых расчётах.

Физическая модель объекта характеризуется:

- рабочая орбита - перигей 408 км, апогей - 418 км, угол наклона - 51,63°, период обращения - 92 мин 53 сек;

- даты моделирования - весеннее равноденствие и летнее солнцестояние.

Численное моделирование производилось в программном комплексе NX Siemens Space Systems Thermal. Получены максимальные и минимальные температуры, а также температурные градиенты по осям X, Y, Z. Результаты моделирования показали, что диапазон максимальных и минимальных значений температур не выходит за рамки допустимых (-100, +120 С°). Учитывая, что соединение шлюза и оболочки модуля длительное время находится в зоне отрицательных температур, то целесообразным представляется крепление шлюза к оболочке с той же толщиной, что и вся оболочка, для предотвращения обледенения этого участка объекта с внутренней стороны, и предотвращения ожогов экипажа.

### Источники и литература

- 1) Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композитных материалов. – М.: Изд. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. – 516 с.
- 2) Резник С.В., Калинин Д.Ю. Моделирование тепловых режимов крупногабаритных космических конструкций. – М.: Изд. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. – 50 с.
- 3) Jenkins, C. H. Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structures Technology for Space Applications. 2001. P. 586.
- 4) Seedhouse E. Bigelow Aerospace. Colonizing space one module at a time. 2015. P. 182.