

РАСЧЕТ МОДУЛЯ ДЛЯ ЛУННЫХ ПОСЕЛЕНИЙ

Кошелев Д. В., Байгалиев Б. Е., Черноглазова А. В.

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

Бурное развитие космической техники позволяет утверждать, что освоение космоса — вполне достижимая и оправданная цель. В силу своей близости к Земле (три дня полёта) и достаточно хорошей изученности ландшафта. Луна уже давно рассматривается как приемлемый кандидат для места создания поселения человека.

В первой половине 1970-х гг. под руководством академика В.П. Бармина разрабатывался проект долговременной лунной базы, в котором, в частности, изучались возможности обваловки обитаемых сооружений направленным взрывом для защиты от космического излучения. Более детально, включая макеты экспедиционных транспортных средств и обитаемых модулей, был разработан проект лунной базы СССР «Звезда», который должен был быть реализован в 1970-х—1980-х гг. в рамках развития советской лунной программы [1]. В 2007 году Россия объявила о возможности организации полётов на Луну с 2025 года и создании в дальнейшем на ней базы [2].

Преимуществами сборных конструкций для лунных поселений при промышленном освоении луны, предложенных в данном проекте, являются: простота сборки конструкции, высокая мобильность, малое время процесса сборки конструкции, низкая стоимость используемых материалов.

Модуль представляет собой сферу (рис.1). Сфера очень прочна и сейсмоустойчива. Архитектура модуля положительно влияет на здоровье и сознание живущих в нем людей.

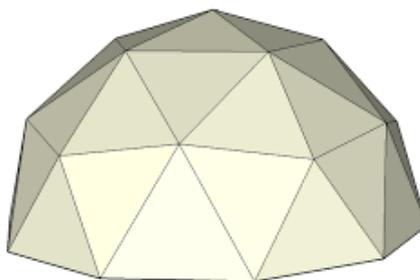


Рис. 1. Общий вид конструкции

При строительстве сферы с диаметром 7м общая площадь строения будет составлять 55 м^2 (первый этаж 30 м^2 , второй этаж 25 м^2).

Тепловой расчет модуля содержит разработку методики расчета теплопередачи через многослойную стенку с воздушными зазорами (рис. 2) и расчет по этой методике температурных состояний между пластинами [3].

Методика расчета содержит последовательные этапы расчета температурного состояния при заданных коэффициентах:

1. Расчет температурного состояния при приближенных коэффициентах теплоотдачи (α), приближенных коэффициентах теплопроводности (λ) полиэтилена высокого давления (ПЭВД) пластин, приближенных коэффициентах эквивалентной теплопроводности воздуха в зазорах ($\lambda_{\text{эк}}$).

2. Уточнение коэффициентов теплоотдачи, коэффициентов теплопроводности ПЭВД пластин, коэффициентов эквивалентной теплопроводности воздуха в зазорах.

3. Расчет температурного состояния при уточненных коэффициентах: коэффициентах теплоотдачи, коэффициентах теплопроводности ПЭВД пластин, коэффициентах эквивалентной теплопроводности воздуха в зазорах.

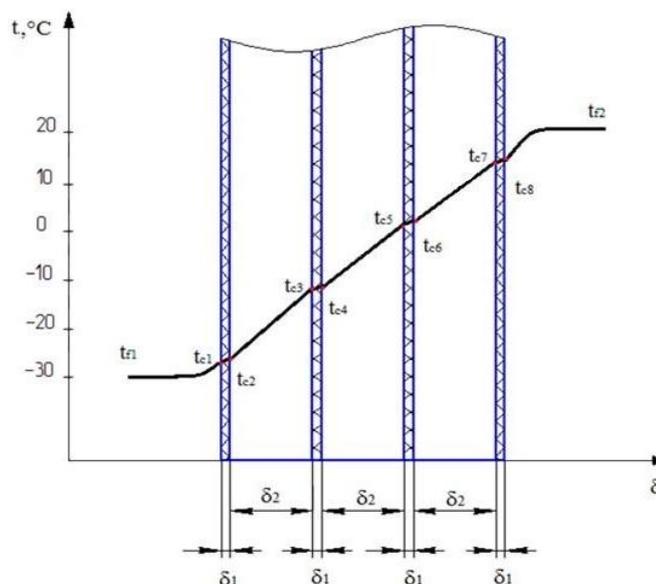


Рис. 2. График теплопередачи, где: $\delta_1 = 1$ мм – толщина полимерной пластины; $\delta_2 = 92$ мм – толщина воздушного зазора между пластинами; t_{f1} – температура воздуха окружающей среды вдали от стенки; t_{f2} – температура воздуха внутри модуля; t_{c1} – температура стенки, граничащей с окружающей средой; t_{c8} – температура стенки, граничащей с воздухом внутри модуля; $t_{c2}, t_{c3}, t_{c4}, t_{c5}, t_{c6}, t_{c7}$ – промежуточные температуры пластин.

Проведен тепловой расчет при уточненных коэффициентах. Методом последовательного приближения температур заданы значения плотности теплового потока, передаваемого через стену (q), позволяющую обеспечить температуру воздуха внутри модуля t_{f2} получилась равной 20°C .

По представленной методике проведены расчеты при наружной температуре от -30°C и -50°C . Получены значения для плотности теплового потока, равные во всех пунктах расчета, $-15,50$ Вт/м², и $-23,20$ Вт/м² соответственно.

Таким образом, при наружной температуре -30°C и -50°C достаточно будет установить внутри модуля источник тепловой энергии мощностью 1,8 кВт и 2,5 кВт соответственно, и температура внутри будет поддерживаться равной 20°C .

Библиографический список

1. Первушин, А. И. Битва за звезды-2 [Текст]/ А. И. Первушин// Космическое противостояние (часть 1) Издательство: ООО «Издательство АСТ», 2004, 105с.
2. Черток Б. Е. «Космонавтика в XXI веке» М.: РТСофт, 2010, 864 с.
3. Авдуевский, В.С., Галицейский, Б.М., Глебов, Г.А., Данило, Ю.И., под ред. В. К. Кошкина. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст]/ В. С. Авдуевский, Б. М. Галицейский, Г. А. Глебов, Ю. И. Данило//. Москва «Машиностроение», 1975. – 624 с.