

Всероссийская олимпиада студентов «Я – профессионал»

Демонстрационный вариант задания заключительного (очного) этапа по направлению «Освоение космоса»

Категория участия: «Магистратура/специалитет»
(для поступающих в аспирантуру/ординатуру)

Билет состоит из **9 заданий**. На все вопросы заданий необходимо дать полный развёрнутый ответ, все приведённые утверждения должны быть максимально обоснованы, решения – максимально подробны. На решение всех заданий билета отводится **240 минут**.

1. Проектирование/конструирование КЛА

Сравните характеристики термостабильной космической платформы, выполненной из полимерных композиционных материалов, выбрав предпочтительный вариант конструктивного исполнения. Материалы для сравнения: стеклопластик ($\rho = 2200 \text{ кг/м}^3$, $\alpha = +8 \cdot 10^{-6} \text{ 1/град}$), органопластик ($\rho = 1250 \text{ кг/м}^3$, $\alpha = -6 \cdot 10^{-6} \text{ 1/град}$), углепластик на эпоксидном связующем ($\rho = 1600 \text{ кг/м}^3$, $\alpha = +1 \cdot 10^{-6} \text{ 1/град}$). Линейные размеры панели $l_1 = 1000 \text{ мм}$, $l_2 = 500 \text{ мм}$, $l_3 = 5 \text{ мм}$. Перепад температуры по длине панели $\Delta T = 100 \text{ градусов}$.

2. Проектирование/конструирование КЛА

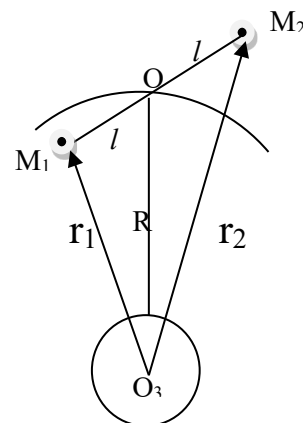
Приведите классификацию спускаемых аппаратов в зависимости их от аэродинамического качества. Дайте описание преимуществ и недостатков каждого из классов, если существуют, приведите примеры соответствующих аппаратов. Какие из этих классов аппаратов пригодны для возвращения экипажа после лунной и марсианской экспедиций без предварительного выхода перелётного модуля на опорную орбиту вокруг Земли?

3. Проектирование двигательных установок КЛА

Для испытаний модельного ракетного двигателя малой тяги, работающего на газообразных компонентах топлива кислород-метан, необходимо рассчитать действительные значения диаметров критического сечения, среза сопла, расходов горючего $\dot{m}_{г.д}$ и окислителя $\dot{m}_{о.д}$ с учетом коэффициента камеры $\varphi_k = 0,95$, коэффициента сопла $\varphi_c = 0,98$ при следующих условиях. Расчетные значения давления в камере сгорания: $p_k^* = 1,5 \text{ МПа}$, площади критического сечения $F_{кр} = 1,26 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$, расходный комплекс $\theta = 1857 \text{ м/с}$, стехиометрическое соотношение компонентов $K_{m0} = 4,0$ и коэффициент избытка окислителя $\alpha = 0,8$, геометрическая степень расширения сопла $f_a = 100$.

4. Баллистика

Для грубой стабилизации спутника при движении по орбите можно использовать следующий метод. Из корпуса спутника на длинной штанге выдвигается груз, и спутник стечением времени устанавливается так, что штанга располагается по прямой направленной к центру Земли. Пусть массы спутника и груза равны m , их соединяет прямолинейный невесомый стержень длины $2l$ (см. рис.). Центр масс системы O движется по круговой орбите радиуса $R = 7371 \text{ км}$. Относительно своего устойчивого положения равновесия система может совершать малые колебания, которые на практике гасятся при помощи демпфера и обеспечивают стабилизацию спутника. Определить период колебаний системы в отсутствие



демпфера. Зависит ли период колебаний от длины балансирующей штанги?

Указание: Рассмотреть малые колебания системы в неинерциальной орбитальной системе координат, связанной с центром масс системы.

5. Баллистика

По интегральной формуле, связывающей время движения τ по коническому сечению с истинной аномалией φ

$$\tau(\varphi) = \frac{p^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}} \int_0^{\varphi} \frac{d\varphi}{(1 + e \cos \varphi)^2},$$

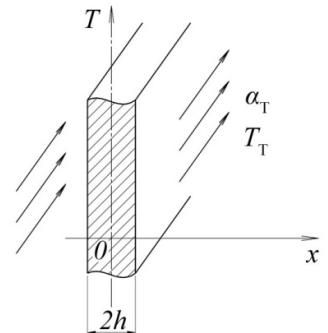
для случая движения по параболе с радиусом перигея r_p вывести формулу, позволяющую вычислить время перелёта от перигея до точки с заданным модулем радиус-вектора r .

6. Проектирование конструкций из композиционных материалов

Расчетным путем определить коэффициенты теплопроводности двухслойного пакета из композиционного материала в плоскости армирования. Коэффициент теплопроводности материала А принять равным $\lambda_1^1 = 50$ Вт/(м·К) в направлении армирования и $\lambda_1^2 = 0,6$ Вт/(м·К) в поперечном направлении, угол армирования – $\varphi_1 = 30$ градусов, толщина слоя – $h_1 = 2$ мм. Коэффициент теплопроводности материала Б принять равным $\lambda_2^1 = 4$ Вт/(м·К) в направлении армирования и $\lambda_2^2 = 0,50$ Вт/(м·К) в поперечном направлении, угол армирования – $\varphi_2 = 60$ градусов, толщина слоя – $h_2 = 1$ мм.

7. Тепловые режимы КЛА

Определить стационарное температурное поле $T(x)$ в плоском тепловыделяющем элементе (ТВЭЛ) ядерного реактора системы электропитания космического аппарата. На внешних границах ТВЭЛа заданы граничные условия третьего рода. Толщину h (см. рис.), теплопроводность λ и объёмную плотность теплового потока q_v ТВЭЛа, так же как коэффициент теплоотдачи $\alpha_{тн}$ и температуру $T_{тн}$ теплоносителя считать известными. Внутренние источники теплоты равномерно распределены в объёме ТВЭЛа. Вычислить максимальную температуру ТВЭЛа.



Безразмерная функция внутренних источников представить в следующем виде:

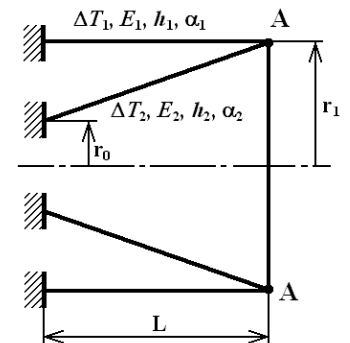
$$F(\xi) = \frac{q_v h^2}{\lambda T_m},$$

где ξ – безразмерная координата, T_m – известная температура.

Фундаментальная система решений для случая пластины $\psi(\xi) = \xi, \varphi(\xi) = 1$.

8. Строительная механика КЛА

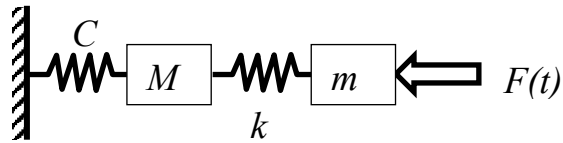
Моделируется узел развязки перемещений цилиндрического хвостового отсека (ХО) и конического защитного экрана (Э) в зоне торцевого шпангоута – точка «А» на рисунке. ХО нагрет на величину ΔT_1 , а Э – на величину ΔT_2 . Заданы характеристики материалов E_i, h_i, α_i – модуль упругости, толщина оболочки и КЛТР для материала ХО и Э соответственно, $i=(1,2)$. Геометрия и недостающие размеры показаны на рисунке. Оценить осевую силу (Н) в точке А, если такого механизма развязки нет. При расчёте оболочки считать стержнями. Цилиндрическая оболочка – стержень постоянного сечения; коническая оболочка – стержень переменного сечения.



9. Динамика конструкций КЛА

Два блока бортового оборудования массой $M = 200$ [кг] и $m = 100$

[кг] закреплены на корпусе орбитальной станции кронштейнами как схематично показано на рисунке. Считается, что масса орбитальной станции много больше масс блоков, а место крепления блоков к корпусу можно рассматривать как абсолютно жесткую заделку.



Блок массой m подвержен воздействию гармонической вынуждающей силы $F(t)=30 \sin(5 t)$ [Н]. Кронштейны можно рассматривать как невесомые пружины без демпфера. Жесткость пружины $C=1000$ [Н/м].

Требуется с точностью до 1 [Н/м] определить жесткость пружины k , необходимую для того, чтобы блок оборудования массой M играл роль динамического демпфера. Также с точностью до 1 мм необходимо найти амплитуду колебаний данного блока в этом случае.

