

стовые и графические данные (1,14 Мбайт), – Самара, 2013. (дата обращения: 20.10.2020).

5. Заболотнов, Ю.М. Методы моделирования и исследования устойчивости резонансного движения твёрдого тела с малой асимметрией в атмосфере / Ю.М. Заболотнов // Диссертация на соискание учёной степени доктора технических наук. – Самара. – 1995. – 410 с. (дата обращения: 15.11.2020).

УДК 681.51

Любимов В.В., Бакри И.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ И СТАБИЛИЗАЦИЯ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ АСИММЕТРИЧНОГО КА ИЗМЕНЯЕМОЙ ФОРМЫ В РАЗРЯЖЕННОЙ АТМОСФЕРЕ МАРСА

Введение. Известно, что спускаемые космические аппараты (КА) применяют при спуске в атмосфере Марса бортовые реактивные двигатели в качестве тормозных устройств и устройств управления ориентацией. В данной работе для обеспечения стабильной ориентации перед входом в атмосферу Марса применяется управляемое изменение формы КА. Сокращение массы КА, обусловленное уменьшением количества бортовых реактивных двигателей и запасов топлива к ним, позволит уменьшить стоимость миссии или предоставит возможность отправить на поверхность Марса полезный груз большей массы [1,2].

Математическая модель. Управление формой поверхности однополостного или двуполостного гиперboloида может привести к увеличению угловой скорости космического аппарата относительно продольной оси КА перед входом в атмосферу Марса, что способствует достижению стабильной ориентации. Для решения задачи управления формой требуется вычислить характеристики однородного гиперboloида (главные моменты инерции, объём, площадь поперечного сечения). Эти характеристики для однородного гиперboloида вычислены в табл. 1, а для двуполостного гиперboloида вычислены в табл. 2.

Таблица 1. Характеристики однополостного гиперboloида

Площадь поперечного сечения	$S_1 = \pi \left(\frac{a}{c} \right)^2 (h^2 + c^2)$
Объем одной полости	$V_1 = \frac{\pi h}{3} (h^2 + 3c^2) \left(\frac{a}{c} \right)^2$
Главные моменты инерции половины гиперboloида	$I_{z1} = \frac{\rho \pi a^4}{2c^4} \left(\frac{h^5}{5} + \frac{2}{3} c^2 h^3 + c^4 h \right)$
	$I_{x1} = I_{y1} = \frac{\rho \pi a^4}{2c^4} \left(\frac{h^5}{5} + \frac{2}{3} c^2 h^3 + c^4 h \right) + \frac{\rho \pi a^2}{c^2} \left(\frac{h^5}{5} + \frac{c^2 h^3}{3} \right)$

Таблица 2. Характеристики двухполостного гиперboloида

Площадь поперечного сечения	$S_2 = \pi \left(\frac{a}{c} \right)^2 (h^2 + c^2)$
Объем одной полости из двух	$V_2 = \frac{\pi}{3} (c - h)^2 (2c + h) \left(\frac{a}{c} \right)^2$
Главные моменты инерции одной полости из двух	$I_{z2} = \frac{\rho \pi a^4}{2c^4} \left(\frac{h^5 - c^5}{5} - \frac{2}{3} c^2 (h^3 - c^3) + c^4 (h - c) \right)$
	$I_{x2} = I_{y2} = \frac{\rho \pi a^4}{2c^4} \left(\frac{h^5 - c^5}{5} - \frac{2}{3} c^2 (h^3 - c^3) + c^4 (h - c) \right) + \frac{\rho \pi a^2}{c^2} \left(\frac{h^5 - c^5}{5} - \frac{c^2 (h^3 - c^3)}{3} \right)$

С целью изменения габаритов однополостного и двухполостного однородного гиперboloида вращения сформулируем задачи нелинейного программирования (1) и (2), соответственно:

$$\begin{aligned}
 & \min_h \frac{\rho \pi a^4}{2c^4} \left(\frac{h^5}{5} + \frac{2}{3} c^2 h^3 + c^4 h \right), \\
 & V_1 = \frac{\pi h}{3} (h^2 + 3c^2) \left(\frac{a}{c} \right)^2 \geq V_{\min}, \\
 & 0 < S_1 = \pi \left(\frac{a}{c} \right)^2 (h^2 + c^2) \leq S_{\max},
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
& \min_h \frac{\rho \pi a^4}{2c^4} \left(\frac{h^5 - c^5}{5} - \frac{2}{3} c^2 (h^3 - c^3) + c^4 (h - c) \right), \\
& V_2 = \frac{\pi}{3} (c - h)^2 (2c + h) \left(\frac{a}{c} \right)^2 \geq V_{\min}, \\
& 0 < S_2 = \pi \left(\frac{a}{c} \right)^2 (h^2 + c^2) \leq S_{\max}.
\end{aligned} \tag{2}$$

Задачи нелинейного программирования (1) и (2) решаются в МАТЛАБ методом обхода узлов пространственной сетки. Отметим, что при получении численных результатов мы выбираем массу, наименьший объем и наибольшую площадь поперечного сечения КА, равными соответствующим значениям этих параметров для КА Mars Polar Lander [3]. При этом высота данного КА равна $h = 1,02$ м, радиус термозащиты равен $r_1 = R_{\max} = 1,2$ м, радиус верхнего поперечного сечения $r_2 = 0,19$ м, масса $m = 576$ кг, наибольшая площадь поперечного сечения однополостного и двуполостного гиперболоидов гиперболоида равна: $S_{\max} = \pi R_{\max}^2 = 4,52$ м², минимальная величина внешнего объёма однополостного и двуполостного гиперболоидов (для 1/2 их части) равна $V_{\min} = \frac{\pi h}{3} (r_1^2 + r_1 r_2 + r_2^2) = 1,82$ м³.

Величину угловой скорости $\omega_z(t)$ определяем из закона сохранения кинетического момента (внеатмосферный участок движения КА):

$$\omega_z(t) = \frac{I_{z1}(a, c, h, 0) + I_{z2}}{I_{z1}(a, c, h, t) + I_{z2}} \omega_z(0). \tag{3}$$

Здесь $\omega_z(0)$ – известное начальное значение угловой скорости $\omega_z(t)$, $I_z(a, c, h, 0)$ – известное начальное значение момента инерции поверхности КА $I_z(a, c, h, t)$, I_{z2} – неизменяемый известный суммарный момент инерции бортового оборудования спускаемого аппарата и теплозащитного щита относительно оси Z.

В результате вычисления получены расчётные значения переменных однополостного гиперболоида при изменении его высоты, показанные на рис. 1. На рис. 2 представлено изменение главных моментов инерции КА при изменении высоты аппарата. При этом из рис. 2 следует, что значение момента инерции I_{z1} уменьшается до некоторого значения, а главные моменты инерции $I_{x1} = I_{y1}$ увеличивается при достижении максимально возможного значения высоты КА.

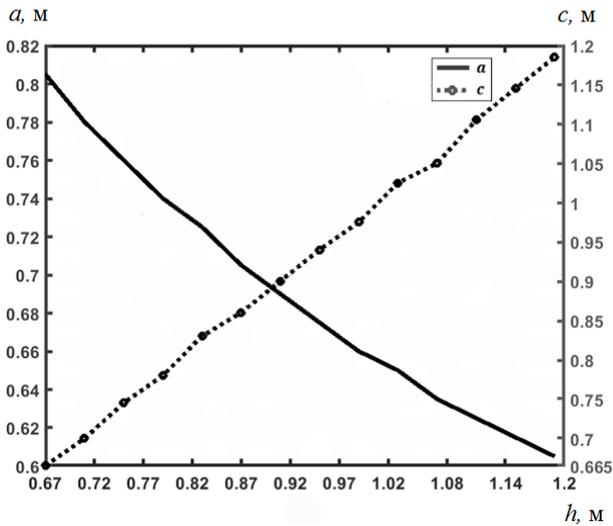


Рис. 1. Значение параметров a и c однополосного гиперboloида

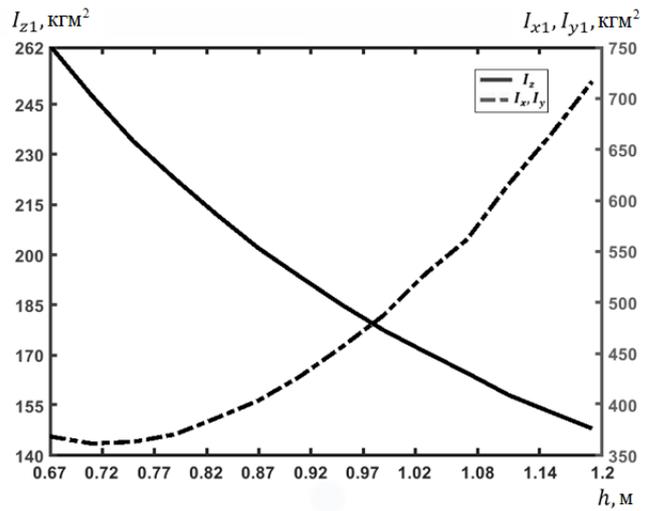


Рис. 2. Главные моменты инерции I_{z1} , I_{x1} , I_{y1} однополосного гиперboloида

В свою очередь, как это показано на рис. 3-4, наибольшая площадь поперечного сечения и объём КА уменьшаются с увеличением высоты гиперboloида до наименьших в заданной задаче величин.

Искомые расчётные значения параметров двуполостного гиперboloида представлены на рис. 5, а изменение величин главных моментов инерции данной поверхности показаны на рис. 6.

Зависимости угловой скорости от высоты и момента инерции КА I_z для двуполостного гиперboloида показаны на рис. 7 и 8, соответственно. В результате происходит увеличение угловой скорости КА относительно оси Z .

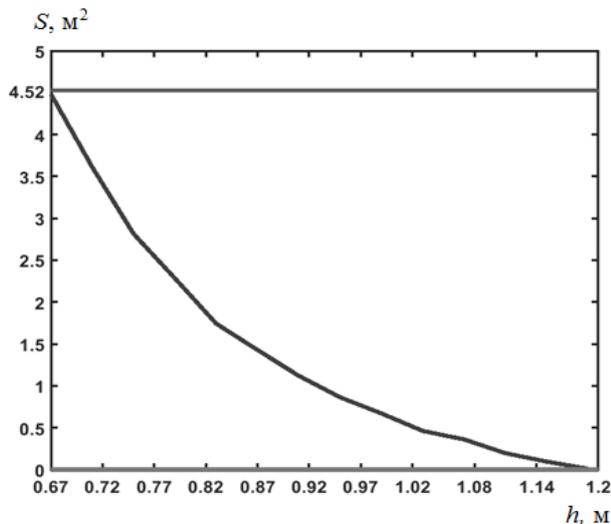


Рис. 3. Площадь сечения S однополостного гиперboloида

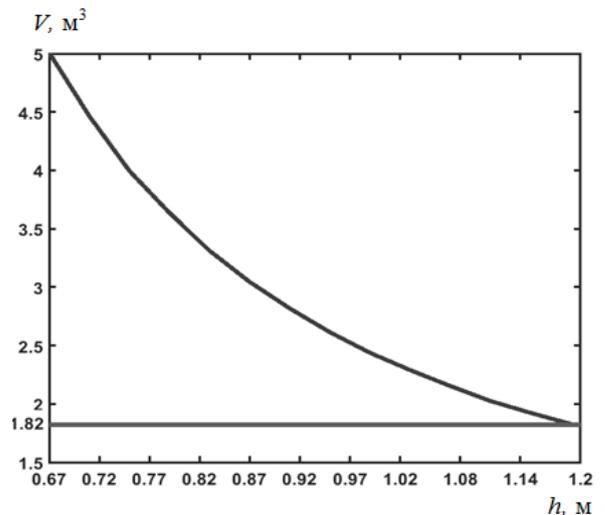


Рис. 4. Объём однополостного гиперboloида V

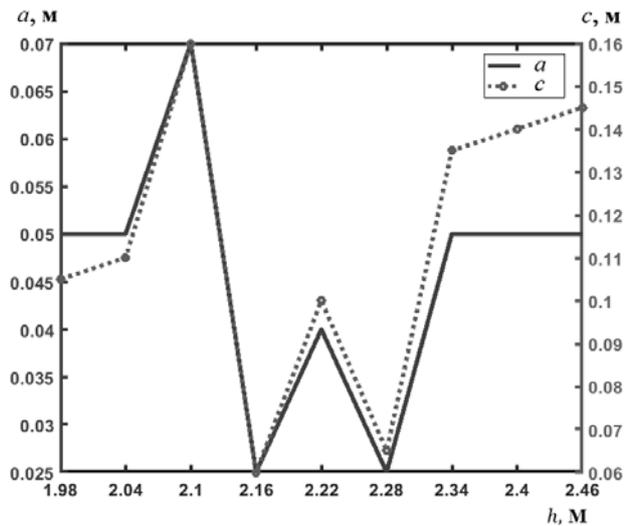


Рис. 5. Значение переменных
двуполостного гиперboloида

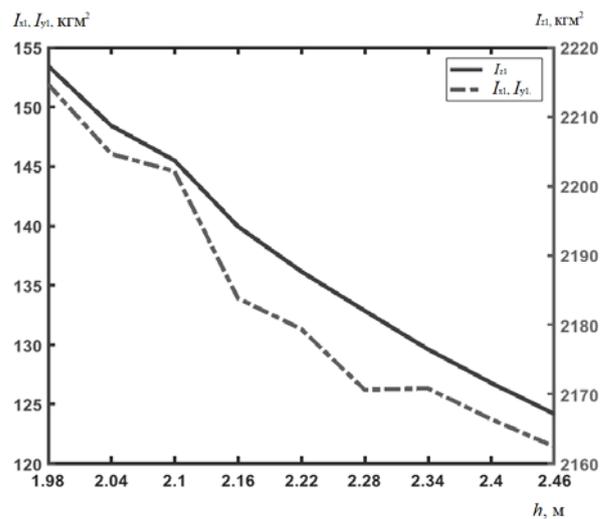


Рис. 6. Главные моменты
инерции двуполостного гиперboloида

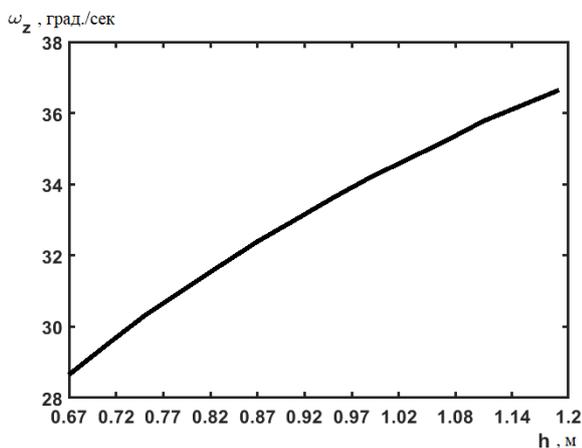


Рис. 7. Зависимости угловой скорости
от высоты гиперboloида

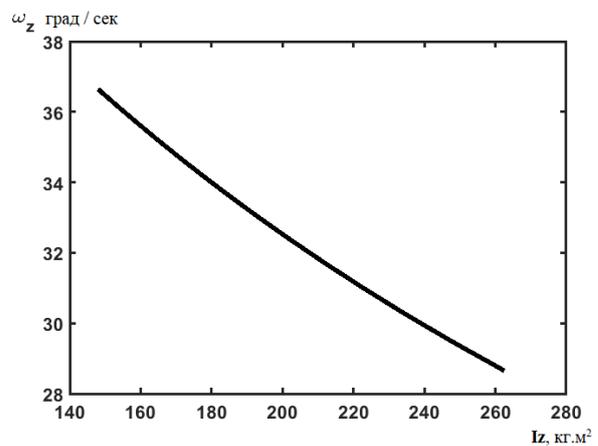


Рис. 8. Зависимости угловой скорости
от момента инерции

Заключение. Анализ численных результатов показал, что для решения поставленной задачи по обеспечению эффективного пассивного управления угловой скоростью КА следует применять форму аппарата в виде однополостного гиперboloида вращения. В этом случае момент инерции I_{z1} уменьшается до некоторого значения, а моменты инерции $I_{x1} = I_{y1}$ увеличиваются при достижении максимально возможных значений в процессе увеличения высоты поверхности. При этом не эффективно применять изменяемую верхнюю часть корпуса КА в виде двуполостного гиперboloида вращения, так что перед входом в разреженную атмосферу после увеличения высоты двуполостного гиперboloида КА приобретает дополнительную угловую скорость относительно главной связанной оси Z. Одновременно с этим он приобретёт дополнительную угловую скорость относительно других двух главных связанных осей X, Y. По этой причине, использова-

ние КА в форме однополостного гиперболоида вращения изменяемой формы является достаточно перспективным для решения задачи пассивного управления угловой скоростью КА.

Библиографический список

1. Ярошевский, В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов / В.А. Ярошевский. – Москва: Наука, 1988. – 336 с.
2. Любимов, В.В. Управляемое изменение габаритных размеров спускаемого в атмосфере Марса космического аппарата осесимметричной формы / В.В. Любимов, И. Бакри // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2021. – Т. 22. – №7. – С. 383–390.
3. Mars Polar Lander. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Mars_Polar_Lander.

УДК 629.786.2

Садыков О.Ф.

ОЦЕНКА МАССОВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОРАЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ

Введение. Космический комплекс транспортировки на низких околоземных орбитах (ККТ НОО) – это многоразовый космический комплекс, обеспечивающий межорбитальную перевозку полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств) массой от 1 до 17 т в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли с помощью орбитальной группировки транспортных орбитальных средств, в конструкцию которых входят солнечные батареи и маршевый ЖРД в объединённой двигательной установке [1, 3].

Постановка задачи. Космический комплекс транспортировки на низких околоземных орбитах выполняет следующие задачи [1]: межорбитальная транспортировка полезной нагрузки (одного или нескольких космических аппаратов и/или космических средств суммарной массы 1÷17 т) в диапазоне высот 190÷1000 км от поверхности Земли по оптимальному маршруту; сопровождение и доставка космического аппарата и/или космического средства с нефункциони-