

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ МЕХАНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ АВИАКОСМИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ И ОБОРУДОВАНИЯ

Ткаченко В.А., Абрамов В.Т., Головенёв Н.П.

Современные авиакосмические приборы, устанавливаемые на все виды летательных аппаратов (ЛА), подвергаются справедливой критике за их неудовлетворительные характеристики прежде всего из-за больших масс, габаритов и недостаточной работоспособности и надежности. Это в большей степени относится к механическим устройствам авиакосмических приборов, проектируемым зачастую по старым схемам, оправдавшим себя в стационарных земных условиях и не учитывающим экстремальных условий реальной эксплуатации (невесомость, вакуум, солнечное облучение и т.п.). Отчасти это объясняется тем, что еще не изучены в полной мере факторы, воздействующие на работоспособность устройств, отсутствуют фундаментальные данные о степени их влияния, нет фундаментальных исследований о работоспособности тех или иных конкретных механических устройств.

Оптимальное проектирование механических устройств в силу большого количества предъявляемых к ним требований (надежность, работоспособность, минимальные масса и габариты, требуемая точность, быстродействие, высокий коэффициент полезного действия и т.п.) представляет собой многофакторную задачу требующую фундаментальных исследований. Основным элементом механических устройств, определяющим его работоспособность, является передаточный механизм, выбор схемы которого весьма многообразен. Наиболее перспективными для эксплуатации в экстремальных условиях являются схемы, разрабатываемые на базе планетарных механизмов, что позволяет уменьшить массу и габариты в несколько раз (от двух до пяти раз) и создавать механические устройства с несколькими степенями подвижности с резервированием повышенной надежности.

В научной лаборатории кафедры приборов л.а. в последние годы проводятся фундаментальные теоретические и экспериментальные (включая натурные) исследования по изучению как оптимальных схем передаточных механизмов, так и воздействия на их работоспособность различных факторов реальных условий эксплуатации. Одним из таких факторов, изучаемых в лаборатории, яв-

ляется солнечное облучение, поскольку его интенсивность определяет характер изменения температуры механического устройства, расположенного на внешней поверхности летательного аппарата, характер его воздействия на детали и пары трения, которые в большой степени определяют работоспособность всей схемы. Воздействие солнечного облучения зависит от условий освещенности механических устройств ЛА в зависимости от орбиты, времени полета, ориентации ЛА и места расположения их на поверхности ЛА. Такая задача об условиях освещенности решена нами с выпуском Стандарта для круговых орбит и продолжается её решение для других траекторий движения ЛА.

С целью решения указанных выше задач, а также обеспечения: оптимальной защиты приборов, механизмов и отдельных узлов от воздействия солнечного излучения; достоверной оценки результатов научных экспериментов, проводимых в лабораторных и натурных условиях; выдачи рекомендаций по размещению на внешней поверхности ЛА элементов конструкции и научной аппаратуры; определения наиболее оптимальных параметров орбиты ЛА, - разработана методика определения условий освещенности заданной поверхности ЛА прямым и отраженным солнечным излучением.

Методика позволяет при 3-х ориентациях ЛА (на Землю, на Солнце и по вектору скорости) в различных системах координат (местной, геоцентрической, гелиоцентрической) проводить необходимые расчеты на основании географических координат, высоты и времени прохождения двух точек орбиты для ИС, движущихся по эллиптическим орбитам и по координатам одной точки орбиты, вектору скорости ЛА в ней и начальному и конечному моментам времени, для параболических и гиперболических орбит.

В общем случае заданная поверхность ЛА находится под воздействием солнечного излучения при одновременном выполнении следующих условий:

- для прямого солнечного излучения

$$\cos(\vec{S} \cdot \vec{E}) < \cos \theta,$$

$$\cos \rho = \cos(\vec{S} \cdot \vec{n}) > 0$$

(Г)

где \vec{S} - вектор, направленный из ц.м. ЛА на ц.м. Солнца;
 \vec{E} - вектор, направленный из ц.м. ЛА на ц.м. Земли; θ -
 полуугол обзора Земли из ц.м. ЛА; \vec{n} - нормаль к исследуе-

мой площадке на поверхности ЛА;

- для отраженного от Земли солнечного излучения

$$\cos(\bar{S} \cdot \bar{E}) < 0$$

$$0 < \psi < \pi/2 + \theta, \quad (2)$$

где ψ - угол между вектором \bar{E} и нормалью \bar{n} к исследуемой площадке;

- для отраженного от Луны солнечного излучения

$$\cos(\bar{E} \cdot \bar{S}) < \cos \theta$$

$$\cos(\bar{S} \cdot \bar{S}) < 0$$

$$\cos(\bar{n} \cdot \bar{e}_{к\lambda\delta}) > 0, \quad (3)$$

где \bar{S} - вектор, направленный из ц.м. ЛА на ц.м. Луны;

$\bar{e}_{к\lambda\delta}$ - единичный вектор в орбитальной системе координат, направленный из ц.м. ЛА на ц.м. Луны;

- прямое или отраженное от любых элементов конструкции ЛА, от Земли или от Луны солнечное излучение, падающее в направлении исследуемого элемента поверхности ЛА, не пересекает непрозрачный экран;

- переотраженное от любой поверхности ЛА солнечное излучение, падающее в направлении исследуемого элемента поверхности ЛА, не пересекает непрозрачный экран.

Результаты вычислений представлены в виде положительных значений функции $\beta = f(\theta)$ или $\beta = f(t)$, где $\beta = \pi/2 - \rho$, а θ - угол, определяющий положение ИСЗ относительно большой полуоси эллипса орбиты.

Относительное время затенения элементами конструкции точки на исследуемой поверхности ИСЗ, например, для "метода тени", определяется по формуле:

$$t_B = \frac{100}{2\pi} [\arctg \theta'_{2B} - e_0 \sin(\arctg \theta'_{2B}) - \arctg \theta'_{1B} + e \sin(\arctg \theta'_{1B})],$$

где θ'_{2B} - эксцентрическая аномалия ИСЗ в момент схода тени от последнего экрана с исследуемой точки; e_0 - эксцентриситет орбиты ИСЗ; θ'_{1B} - эксцентрическая аномалия ИСЗ в момент, когда тень от первого экрана упадет на исследуемую точку.

Экспериментальная проверка методики определения освещенности прямым солнечным излучением, давшая удовлетворительные результаты, проводилась тремя независимыми путями: посредством математического моделирования взаимного расположения ЛА, Земли и Солнца; на основании данных Центра управления полетами; по результатам экспериментов в натурных условиях, проведенных на ЛА с помощью специально изготовленной для этих целей научной аппаратуры.

Методика применялась при анализе результатов научных экспериментов по исследованию пар трения механических устройств ЛА.

Оптимизация параметров механизмов, создаваемых последовательным соединением планетарных механизмов типа $\overline{A\overline{J}} / \Pi$, была исследована с учетом требований повышения быстродействия, точности и уменьшения массы.

Используя методику учета массовых характеристик звеньев /2/ для многоступенчатого механизма $\overline{A\overline{J}} \times \dots \times \overline{A\overline{J}}$ были получены целевые функции оптимизации:

$$M_{\Sigma} = \frac{\sqrt{\rho} (\rho v d^2)}{4} \left(\sum_{i=1}^{n-1} \left(A_i \left(1 + K_i \frac{(\omega_i - 2)^2}{4} + \Gamma_{mi} \frac{\omega_i^2}{4} \right) + 1 + \frac{K_n}{4} \left(2 - \frac{\omega}{\prod_{i=1}^{n-1} \omega_i} \right)^2 + \frac{\Gamma_{nn}}{4} \frac{\omega^2}{\prod_{i=1}^{n-1} \omega_i^2} \right) \right) \quad (4)$$

по приведенному моменту инерции

$$J_{пр\epsilon} = \frac{\sqrt{\rho} (\rho v d^4)}{32} \left(\sum_{i=1}^{n-1} \left(B_i \left(1 + \frac{3K_i(\omega_i - 2)^2}{16} + \Gamma_{mi} \frac{\omega_i^2}{16} \right) + 1 + \frac{3K_n}{16} \left(\frac{\omega}{\prod_{i=1}^{n-1} \omega_i} - 2 \right)^2 + \frac{\Gamma_{nn}}{16} \frac{\omega^2}{\prod_{i=1}^{n-1} \omega_i^2} \right) \right) \quad (5)$$

по накопленной кинематической погрешности и погрешности, вызванной боковыми зазорами

$$\Delta \overline{\varphi}_{\Sigma n.1} = \frac{1}{\omega} (a + b \cdot \omega + (a + b) \sum_{j=1}^{n-1} \prod_{i=1}^j \omega_i) \quad (6)$$

В приведенных зависимостях обозначено

$$A_i = \frac{(\rho v d^2)^{3i-2}}{(\rho v d^2)^{3n-2}}, \quad (7)$$

$$B_i = \frac{(\rho v d^4)_{3i-2}}{(\rho v d^4)_{3n-2}} \quad (8)$$

Параметры a и b определяются степенью точности изготовления зубчатых колес и видом их сопряжения.

Как следует из функции (4), (5) и (6) их оптимизация может быть достигнута за счет изменения передаточных отношений отдельных ступеней механизма u_i в пределах общего передаточного отношения u .

Определение оптимальных параметров механизмов осуществляется решением системы уравнений в частных производных

$$\frac{\partial M_{\Sigma}}{\partial u_i} = \frac{\partial M_{\Sigma}}{\partial u_2} = \dots = \frac{\partial M_{\Sigma}}{\partial u_n} = 0,$$

$$\frac{\partial J_{пр\bar{\Sigma}}}{\partial u_i} = \frac{\partial J_{пр\bar{\Sigma}}}{\partial u_2} = \dots = \frac{\partial J_{пр\bar{\Sigma}}}{\partial u_n} = 0,$$

для кинематических механизмов при условии обеспечения их контактной и изгибной прочностью, и для силовых механизмов из условий контактной и изгибной равнопрочности (что достигалось соответствующими значениями коэффициентов A_i и B_i / u). Решение выполнялось на ПЭВМ, для чего составлен пакет программ, позволивший получить большое количество графического и табличного материала, на основании которого можно выбрать оптимальное количество ступеней механизма для реализации заданного передаточного отношения u и распределить его по ступеням механизма. Решение для разных вариантов прочности неоднозначно даже для одних и тех же целевых функций. Так, например, понижение приведенного момента инерции при условиях контактной и изгибной равнопрочностей достигается при распределении общего передаточного отношения следующим образом

$$u_1 > u_2 > u_3 > \dots > u_n.$$

В то же время минимальный момент инерции при условии изгибной равнопрочности будет при наибольшем возможном числе ступеней механизма при заданном u , а при условии контактной равнопрочности — при наименьшем возможном числе ступеней.

Минимальная погрешность будет, как это следует из (6), при условии

$$\left(\sum_{j=1}^{n-1} \prod_{i=1}^j \eta_i \right)_{\min},$$

что возможно при максимально возможном передаточном отношении последней ступени механизма.

Дальнейшие теоретические и экспериментальные исследования, а также получение фундаментальных зависимостей позволят установить влияние внешних условий на работоспособность рассматриваемых схем, на их надежность, при выполнении всех требований. Наличие таких зависимостей позволит создать методику оптимального проектирования высоконадежных механических устройств минимальной массы и габаритов и дать четкие рекомендации для конструкторов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ткаченко В.А., Абрамов В.Т., Коровкин М.Д. Проектирование планетарных механизмов, оптимальных по динамическим характеристикам. - Харьков: ХАИ, 1983. - 108 с.
2. Абрамов В.Т. Определение весовых и инерционных характеристик элементов планетарных механизмов. - Теория механизмов и машин, 1982. Вып. 32, с. 85-87.