

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЛЕКСНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ

При проведении проектных расчётов по оценке массогабаритных и энергетических характеристик бортовых систем космических аппаратов (КА) в зависимости от этапа проектирования используют математические модели, различные по детальности анализа и точности расчёта. В работе предлагаются математические модели и алгоритмы для оценки массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки (КДУ) космического аппарата, предназначенного для наблюдения земной поверхности. Предлагаемые модели и алгоритмы можно использовать на начальных этапах проектирования.

Масса КДУ существенно зависит от её использования для довывода КА на рабочую орбиту после отделения КА от разгонного блока ракеты-носителя (РН) и для схода с этой орбиты с целью заглобления КА после выработки ресурса, параметров орбит разгонного блока и КА, а также от наличия в составе бортового комплекса управления КА силового гироскопического комплекса (СГК). Последнее обусловлено тем, что КА в процессе съёмки осуществляет повороты для наведения на наземные объекты съёмки. Повороты корпуса КА производятся, в основном, с помощью СГК без участия КДУ. Включение КДУ для поворота корпуса КА может использоваться для сброса накопившегося кинетического момента гироскопов СГК, а также при отказах СГК или при начальной ориентации КА, когда СГК ещё не включён в работу. КДУ может включаться для корректировки высоты рабочей орбиты, если её высота составляет менее 500 км. Для высот более 500 км корректировка высоты рабочей орбиты производится относительно редко. Все эти факторы учитываются при разработке моделей для оценки массогабаритных и инерционных характеристик КДУ.

Допущения и исходные данные для расчёта. Параметры орбиты, на которую РН выводит КА, и рабочая орбита КА являются известными (заданными). Орбита, с которой осуществляется «захоронение» КА, является круговой с высотой 200 км. Импульсы скорости в тех или иных точках орбит прикладываются к КА мгновенно. Импульс скорости, который необходимо сообщить КА для его схода с орбиты и дальнейшего заглобления, принят равным 150 м/с.

Определение суммарной характеристической скорости КДУ КА для выполнения манёвров за срок активного существования. Определять характеристическую скорость КДУ КА необходимо с учётом манёвров различного назначения. Например, если РН выводит КА на опорную (низкую) круговую орбиту, а рабочая орбита КА является круговой с высотой большей, чем высота опорной орбиты, то необходимо принимать в расчёт следующие манёвры:

- переход КА с круговой опорной орбиты на эллиптическую, переходную к круговой рабочей орбите КА;
- изменение угла наклона плоскости орбиты (переход от плоскости орбиты вывода КА ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА);
- перевод КА с переходной эллиптической орбиты на круговую рабочую;
- восстановление параметров орбиты при длительных периодах функционирования;
- выход из неориентированного полёта при неработающем СГК;
- переход с рабочей круговой орбиты на переходную орбиту перед захоронением КА;
- перевод КА с переходной орбиты на орбиту, с которой начинается манёвр захоронения КА;
- сход КА с опорной орбиты и захоронение КА.

С учётом принятых допущений определение приращений характеристической скорости КДУ КА для различного рода манёвров, кроме восстановления параметров орбиты при длительных периодах функционирования, производится по методике, приведённой в [1].

Расчёт приращения характеристической скорости КА для восстановления параметров орбиты при длительных периодах функционирования производится только для относительно низких орбит высотой до 500 км по методике, изложенной в [2]. Ниже приведены укрупнённые этапы данной методики.

1. Задаётся допустимое снижение высоты орбиты КА.
2. Определяется время снижения орбиты КА до допустимой высоты с учётом баллистического коэффициента КА и плотности атмосферы в зависимости от высоты.
3. Определяется число необходимых коррекций для поддержания высоты орбиты КА за срок активного существования.
4. Определяется потребная характеристическая скорость однократного восстановления круговой орбиты.
5. Определяется приращение характеристической скорости, необходимой для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования.

Суммарная характеристическая скорость, необходимая для проведения всех манёвров, рассчитывается как сумма приращений характеристических скоростей для отдельных видов манёвра:

$$V_x = \sum_{i=1}^n \Delta V_i, \quad (1)$$

где i – индекс, относящийся к определённому манёвру; n – количество манёвров.

Определение запасов топлива. Прежде всего выбирают компоненты топлива. Методика выбора топлива представлена в [1]. При этом исходят из соображений обеспечения высокого удельного импульса, высокой средней плотности компонентов топлива, длительности хранения, стоимости и т. п.

В качестве исходных данных для расчёта массы топлива используют удельный импульс и плотности компонентов топлива.

Массу топлива, необходимую для реализации всех запланированных манёвров, можно определить, воспользовавшись формулой Циолковского

$$V_x = J_{\text{уд}} \ln z, \quad (2)$$

где $J_{\text{уд}}$ – удельный импульс топлива и двигателя (м/с); z – число Циолковского.

Число Циолковского представляет собой отношение начальной массы ступени (в данном случае массы КА, полностью заправленного топливом $m_{КА}$) к конечной массе ступени (массе КА без топлива):

$$z = \frac{m_{КА}}{m_{КА} - m_{\text{топлив}}}, \quad (3)$$

где $m_{\text{топлив}}$ – масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости КА.

Решая систему уравнений (2) и (3), получаем

$$m_{\text{топлив}} = m_{КА} \left(\frac{m_{КА}}{\exp(V_x / J_{\text{уд}})} \right). \quad (4)$$

Однако следует учесть так называемый гарантированный остаток топлива, а также «зезабор» топлива, непроизводительные выбросы и т. п. Поэтому массу топлива, которую необходимо иметь в баках комплексной двигательной установки, будем рассчитывать по следующей зависимости:

$$m_{\text{топлив}} = k_{\text{топлив}} m_{\text{топлив}}, \quad (5)$$

где $k_{\text{топлив}} = 1,05 \dots 1,010$ – коэффициент, учитывающий упомянутые остатки топлива.

Определение массы КДУ. Массу КДУ в первом приближении можно определить по той же методике, что и массу ракетного блока [1].

По статистике находят так называемую конструктивную характеристику КДУ, которая равна отношению массы заправленной КДУ ($m_{КДУ}$) к массе КДУ без топлива:

$$s = \frac{m_{КДУ}}{m_{КДУ} - m_{топл}}. \quad (6)$$

Решая это уравнение относительно $m_{КДУ}$, получаем массу КДУ, заправленной топливом

$$m_{КДУ} = \frac{s}{s-1} m_{топл}. \quad (7)$$

Определяем массу конструкции КДУ (массу КДУ без топлива)

$$m_{КДУ}^{констр} = m_{КДУ} - m_{топл}.$$

Определение предварительных габаритов КДУ. Основной объём КДУ занят баками с компонентами топлива. Поэтому рассмотрим составляющие объёма баков топлива:

$$W_0 = W_{ок} + W_z, \quad (8)$$

где $W_{ок}$ и W_z – объёмы, занимаемые окислителем и горючим, соответственно.

Эти объёмы можно вычислить по следующим зависимостям:

$$W_{ок} = k_{ок} \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}} \quad \text{и} \quad W_z = k_z \frac{m_z}{\rho_z}, \quad (9)$$

где $m_{ок}$ и m_z – массы окислителя и горючего; $\rho_{ок}$ и ρ_z – плотности окислителя и горючего; $k_{ок}$ и k_z – коэффициенты, учитывающие незаполнение топливных баков окислителя и горючего, соответственно.

Коэффициенты $k_{ок}$ и k_z зависят от формы баков. Баки КДУ КА наблюдения имеют, как правило, сферическую или кольцевую форму. Для такой формы баков в первом приближении можно положить $k_{ок} \approx k_z \approx 1,25 \dots 1,3$.

Массы окислителя и горючего подсчитывается по следующим зависимостям [1]:

$$m_z = m_{топл} \frac{1}{1 + \kappa} \quad \text{и} \quad m_{ок} = m_{топл} \frac{\kappa}{1 + \kappa} \quad (10)$$

где κ – отношение секундных расходов окислителя и горючего.

Объём, занимаемый КДУ, рассчитывается по формуле

$$W_{КДУ} = k_{КДУ} W_0, \quad (11)$$

где $k_{кду}$ – коэффициент, учитывающий превышение объема комплексной двигательной установки (включая двигатели и автоматику) над объемом баков. Этот коэффициент в зависимости от форм и количества баков составляет 1,1...1,3.

В свою очередь, объем, занимаемый отсеком КА, где устанавливается КДУ, рассчитывается по выражению

$$W_{отсКДУ} = k_{отсКДУ} W_{кду}, \quad (12)$$

где $k_{отсКДУ}$ – коэффициент, учитывающий превышение объема отсека КА, в котором располагается КДУ, над объемом самой КДУ. Этот коэффициент также зависит от формы и количества баков, расположения двигателя и составляет примерно 1,1...1,2.

Если отсек, в котором располагается КДУ, цилиндрической формы и известен диаметр этого отсека D , то можно подсчитать его длину по следующей формуле:

$$L = \frac{4W_{отсКДУ}}{\pi D^2}. \quad (13)$$

Определение приведенных моментов инерции КДУ. Приведенным моментом инерции какого-либо устройства КА принято считать момент инерции простой геометрической фигуры, в которую вписывается рассматриваемое устройство КА (как правило, в форме цилиндра, шара, конуса или параллелепипеда), относительно главных осей, проходящих через геометрический центр этой фигуры, с массой, равной массе анализируемого устройства и как бы «размазанной» по поверхности или по объему фигуры в зависимости от структуры устройства.

Для расчёта моментов инерции комплексной двигательной установки в первом приближении можно «размазать» массу отсека КДУ по объему этого отсека. Зависимости для расчёта моментов инерции тел различной формы имеются в [3]. Так, если собственный момент инерции КДУ определяется относительно оси, проходящей через центр масс КДУ и направленной перпендикулярно продольной оси цилиндра, в габаритах которого располагается КДУ, то этот момент инерции рассчитывается по следующей зависимости:

$$J_{кду} = m_{кду} \left(\frac{D^2_{кду}}{16} + \frac{L^2_{кду}}{12} \right). \quad (14)$$

Следует отметить, что расчёт моментов инерции конструкции комплексной двигательной установки можно проводить по этой же зависимости, если вместо массы КДУ с топливом использовать массу КДУ без топлива.

Во втором приближении оценку массогабаритных и инерционных характеристик КДУ можно проводить с учётом детального состава КДУ: конструкции баков окислителя и горючего, расположения в них конкретных компонентов топлива, шар-баллонов надува, устройств автоматики, силовых элементов крепления и т. п. Для этого необходимо сначала разработать модели и рассчитать по ним массы отдельных устройств и их габариты, а затем рассчитать массу и габариты КДУ в целом. Далее следует рассчитать собственные моменты инерции составных частей КДУ, а затем рассчитать собственный момент инерции КДУ с учётом расстояний сё составных частей от центра масс КДУ.

Библиографический список

1. Куренков, В.И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие [Текст]/ В.И. Куренков, Л.П. Юмашев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 239 с.
2. Толяренко, Н.В. Основы проектирования орбитальных станций: учеб. пособие [Текст]/ Н.В. Толяренко. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 64 с.
3. Справочник по расчёту самолёта на прочность [Текст]/ М.Ф. Астахов, А.В. Караваев, С.Я. Макаров [и др.] – М.: Оборонгиз, 1954. – 708 с.