

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Введение. В процессе полёта ракеты космического назначения (РКН) важным аспектом является обеспечение устойчивости движения. На устойчивость движения, и, как следствие, выполнение поставленной задачи, влияют как аэродинамические параметры, так и инерционно-массовые характеристики. В том числе и положение центра масс изделия. В процессе полёта изменяется объем окислителя и горючего, что оказывает влияние на «дрейф» положения центра масс, и на изменение сил и моментов, действующих на РКН. Данные изменения рассчитываются до старта и учитываются в положении центра масс, в рамках программной траектории. В процессе полёта изменение объёмов окислителя и горючего могут отличаться от тех изменений, которые рассчитаны в математической модели, что может привести к значительным отклонениям в положении центра масс относительно программных значений (рис. 1).

Кроме этого, следует учитывать влияние упругости конструкции.

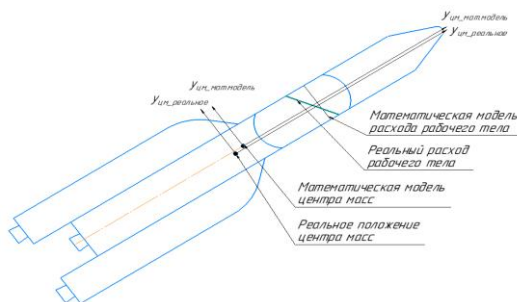


Рис. 1. Центр масс РКН

Объектом исследования данной работы является ракета космического назначения и её инерционно-массовые характеристики.

Цель работы – раскрыть особенности процесса определения центра масс РКН во времени полёта. Данный подход позволит корректировать положение центра масс в онлайн режиме и математическую модель расчёта положения центра масс.

Используемая математическая модель

При расчёте изменения координаты центра масс в полёте составные части ракеты обычно разбивают на две группы, А и Б. К группе А относят элементы конструкции, массы и координаты которых не зависят от времени. К группе Б относят составные части ракеты, массы которых изменяются в процессе полёта. Это в основном расходуемые компоненты топлива, газов наддува и т.п.

Координата центра масс ракеты по оси x подсчитывается по следующей формуле, справедливой для различных моментов времени:

$$x_c(t) = \frac{\sum_A m_i \cdot x_i + \sum_{B(\text{ок})} m_{\text{ок}i}(t) \cdot x_{\text{ок}i}(t) + \sum_{B(\text{г})} m_{\text{г}i}(t) \cdot x_{\text{г}i}(t)}{\sum_A m_i + \sum_{B(\text{ок})} m_{\text{ок}i}(t) + \sum_{B(\text{г})} m_{\text{г}i}(t)} \quad (1)$$

где $m_{\text{ок}i}(t)$ и $m_{\text{г}i}(t)$ – масса окислителя и масса горючего в текущий момент времени t , а $x_{\text{ок}i}(t)$ и $x_{\text{г}i}(t)$ – координаты центров масс окислителя и горючего соответственно в этот же момент времени.

Учитывая, что $m_{\text{ок}i}(t) = \dot{m}_{\text{ок}} \cdot t$ и $m_{\text{г}i}(t) = \dot{m}_{\text{г}} \cdot t$, где $\dot{m}_{\text{ок}}$ и $\dot{m}_{\text{г}}$ – секундные расходы массы окислителя и горючего соответственно перепишем формулу (1)

$$x_c(t) = \frac{\sum_A m_i \cdot x_i + \sum_{B(\text{ок})} \dot{m}_{\text{ок}} \cdot t \cdot x_{\text{ок}i}(t) + \sum_{B(\text{г})} \dot{m}_{\text{г}} \cdot t \cdot x_{\text{г}i}(t)}{m_0 - \dot{m}_{\text{Тл}} \cdot t}, \quad (2)$$

где $\dot{m}_{\text{Тл}}$ – секундный расход топлива (окислителя и горючего вместе).

Рассмотрим принципиальную схему устройства, которое сможет определять положение центра масс во время полёта РКН.

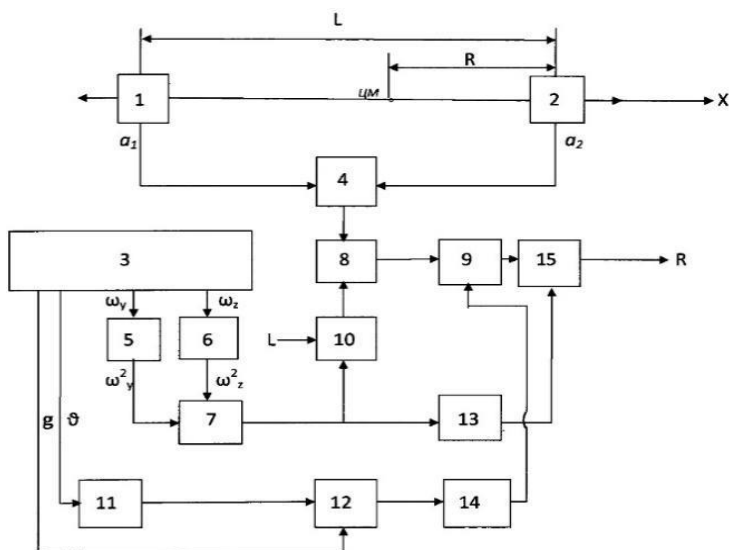


Рис. 2. Схема для определения центра масс РКН в полёте

Устройство (рис. 2) включает в себя акселерометры 1 и 2, оси чувствительности которых противоположно направлены, бортовую навигационную систему 3, первое суммирующее устройство 4, первый умножитель 5, к первому входу которого подключён датчик сигнала (не показан), соответствующего расстоянию L между акселерометрами 1 и 2, первый делитель 6, второй сумматор 7. Кроме того, устройство содержит последовательно соединённые блок 8 определения косинуса, второй умножитель 9, вычитающее устройство 10, третий умножитель 11 и второй делитель 12, выход которого подключён ко второму входу второго сумматора 7. Выход второго сумматора является выходом устройства.

Недостатками данного устройства являются:

– низкая точность определения координат центра масс из-за очень слабой наблюдаемости полезных сигналов для определения центра масс;

– наличие неучётной погрешности, вызванной несовпадением центра масс с точкой установки бортовой инерциальной системы навигации;

– необходимость большого объёма сложных вычислений и фильтраций, что усложняет способ и устройство для его реализации.

Преимуществами данного устройства являются:

– устройство просто в реализации и применении;

– обладает достаточно высокой точностью;

– может быть использовано во всех типах летательных аппаратов для определения координат местоположения центра масс.

При определении центра масс используют полученные от бортовой навигационной системы измеренные значения угла тангажа ϑ , линейного ускорения a_y вдоль связанной оси Y в реальном масштабе времени и вычисленное в вычислителе бортовой навигационной системы значение g ускорения силы тяжести для текущих параметров полёта.

Измеряемые акселерометрами проекции кажущегося ускорения на оси чувствительных элементов имеют следующий вид:

$$\underline{a}_i = \left[\underline{A} + \underline{\Omega} \times (\underline{\Omega} \times R_i) + \underline{\dot{\Omega}} \times R_i - \underline{g} \right] \cdot \underline{\theta}_i, i = \underline{1}, N, \quad (6)$$

где N – номер акселерометра, $\underline{\Omega} \times (\underline{\Omega} \times R_i)$ – составляющие центростремительного ускорения, $\underline{\dot{\Omega}} \times R_i$ – составляющие тангенциального ускорения, $\underline{g} = [g_x \ g_y \ g_z]$ – вектор ускорения силы тяжести, $\underline{A} = [A_x \ A_y \ A_z]$ – вектор линейных ускорений, $\underline{\Omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ – вектор угловых скоростей, $\underline{\theta}_i$ – вектор проекций (косинусы угла) осей чувствительности i -го акселерометра на

оси связанной системы координат, $\underline{\theta}_i = (\theta_x^i, \theta_y^i, \theta_z^i)^T$, \underline{R}_i – вектор проекции расстояния от центра масс до i -го акселерометра, $\underline{R}_i = (R_x^i, R_y^i, R_z^i)^T$.

Тогда из (6) найдём проекции ускорений и угловых скоростей на ось Y для обоих акселерометров 1 и 2:

$$a_1 = A_y + \dot{\omega}_z R + \omega_x \omega_y R - g_y, \quad (7)$$

$$a_2 = -A_y + \dot{\omega}_z(L - R) + \omega_x \omega_y(L - R) + g_y. \quad (8)$$

С учётом того, что $g_y = g \cos \vartheta$ и курс летательного аппарата не меняется, $\dot{\omega}_y = 0$, где ϑ – угол тангажа,

$$R = \frac{a_2 L}{a_2 + a_1} + \frac{L(g \cos \vartheta - A_y)}{a_2 + a_1}, \quad (9)$$

Полученные значения R за N измерений усредняются.

Из выражения (9) следует, что центровку можно определить при наличии сигналов акселерометров a_1 и a_2 . Как показывают расчёты, наибольшую точность можно получить, если измерения проводить при чередовании манёвров «кабрирование» и «пикирование».

Заключение. Проведённый обзор существующих систем определения центра масс ЛА выявил два принципиально разных подхода к проблеме определения центра масс: аналитический и экспериментальный. Экспериментальный способ определения центра масс является более точным, но более трудоёмким с экономической точки зрения. Аналитический способ определения центра масс не требует существенных затрат, однако не учитывает все факторы, влияющие на изменение центра масс в полёте. Так, стабилизация РКН существенно усложняется необходимостью учёта дополнительных степеней свободы, обусловленных колебаниями жидкого

наполнения баков и упругостью конструкции РКН, а оценить эти факторы аналитическим способом весьма трудоёмко. Разработанная методика позволяет оценить устойчивость и управляемость РКН во время полёта.

Библиографический список

1. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей: учебник / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, В.И. Куренков. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015. – 448 с.

2. Пат. 0002564375 Способ определения центра масс летательного аппарата и устройство для его осуществления / Заец В.Ф. ОАО МНПК «Авионика» 27.082015.

УДК 531.36, 629.7

Ишков С.А., Чжоу Сяо, Филиппов Г.А., Фадеенков П.В.

ВЫБОР НОМИНАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

Введение. В статье рассматривается стратегия формирования номинального управления в задаче перелёта сервисного космического аппарата (СКА) с двигателем малой тяги, с околокруговой орбиты выведения в окрестность фрагмента космического мусора (ФКМ), находящегося также на околокруговой более высокой орбите.

Задача управления не может быть решена в рамках одной модели движения, поэтому предлагается её решать поэтапно, разделяя задачу управления на участки.