

О ПУТЯХ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЯЕМОСТИ УНИВЕРСАЛЬНЫХ РАКЕТНЫХ СИСТЕМ

д.т.н., проф. О.Н. Фоменко, к.т.н. А.А. Журавлев

Рассматриваются технические возможности обеспечения управляемости универсальных ракетных систем, описываемых дифференциальными уравнениями с неопределенными переменными коэффициентами, принимающими дискретные значения из допустимого диапазона, в зависимости от задач, изменяющихся за время жизненного цикла технической системы.

Снижение экономических затрат на производство ракетных систем базируется на концепции универсальности ракет и ракетных систем. Понятие «универсальность» рассматривается как свойство технической системы изменять конфигурацию в зависимости от решаемых задач, меняющихся в течение всего жизненного цикла комплекса, на основе адаптивной системы управления, работающей в повышенной степени неопределенности. На основе универсального твердотопливного ракетного блока и автономной инерциальной системы управления возможно проектировать семейство универсальных тактических ракет, предназначенных для стрельбы как по наземным, так и по воздушным целям.

В понятие «универсальный ракетный блок» авторы вкладывают следующий смысл: габаритно-весовые и энергетические характеристики ракетного блока такие, что его можно использовать:

- для проектирования тактических ракет, предназначенных для стрельбы по наземным целям, а также для проектирования зенитных ракет среднего радиуса действия;
- в качестве второй ступени ракетной системы;
- в качестве управляемой маневрирующей головной части ракетной системы.

Изучение возможных баллистических траекторий универсальной ракеты с основными проектными баллистическими параметрами [1], у которой в течение жизненного цикла масса полезной нагрузки может изменяться показывает, что в широких пределах изменяются скорость, высота полета и величина скоростного напора (рис.1, 2).

Траектория ракеты при стрельбе на дальности до 120 км проходит в плотных слоях атмосферы. При стрельбе на большие дальности, на пассивном участке траектории ракета выходит в разреженные слои атмосферы. Полет зенитной ракеты по траектории сближения также проходит, в основном, в плотных слоях, но при стрельбе по воздушным целям,

находящимся на большой дальности, ракета некоторое время движется в разряженных слоях.

Для обеспечения управляемости универсальной ракеты исполнительные органы должны обладать требуемой эффективностью при сильно изменяющихся условиях движения в зависимости от цели и условий полета, меняющихся в течение жизненного цикла. Как правило, на ракетах используют газоструйные и аэродинамические органы управления, приводимые в действие единым рулевым приводом. В качестве примера рассматривается движение жесткой ракеты вокруг центра масс в плоскости стрельбы, которое описывается выражением

$$\mathbf{J}_{z1} \ddot{\vartheta} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_d + \mathbf{M}_y, \quad (1)$$

$$\text{где } \mathbf{M}_a = c'_{y1} q S (x_{ц.д} - x_{ц.м}) \alpha; \quad \mathbf{M}_d = -m_{z1}^0 q S l^2 \frac{1}{v} \dot{\vartheta};$$

$$\mathbf{M}_y = -2(\mathbf{R}' + \mathbf{P}_y)(l_1 - x_{ц.м}) \delta; \quad q = \rho v^2 / 2;$$

\mathbf{M}_a - аэродинамический момент; \mathbf{M}_d - демпфирующий момент; \mathbf{M}_y - управляющий момент; c'_{y1} - известный безразмерный аэродинамический коэффициент; \mathbf{R}' - эффективность аэродинамического руля; \mathbf{P}_y - эффективность газоструйного руля; $\mathbf{x}_{ц.м}$ - положение центра масс; $\mathbf{x}_{ц.д}$ - положение центра давления; l_1 - расстояние от носка до рулей; δ - угол отклонения руля; ρ - плотность воздуха в данной точке траектории.

Выражение (1) представляется дифференциальным уравнением в виде

$$\ddot{\vartheta} + C'_{\vartheta\vartheta} \dot{\vartheta} + C_{\vartheta\vartheta} \vartheta + C_{\vartheta\theta} \theta + C_{\vartheta\delta} \delta = 0, \quad (2)$$

где переменные коэффициенты дифференциального уравнения описываются выражениями:

$$C'_{\vartheta\vartheta} = \frac{m_{z1}^0 q S l^2}{v J_{z1}}; \quad C'_{\vartheta\vartheta} \in [C'_{\vartheta\vartheta\min}; C'_{\vartheta\vartheta\max}];$$

$$C_{\vartheta\theta} = -C_{\vartheta\vartheta}; \quad C_{\vartheta\theta} \in [C_{\vartheta\theta\min}; C_{\vartheta\theta\max}];$$

$$C_{\vartheta\vartheta} = c'_{y1} q S (x_{ц.д} - x_{ц.м}) \frac{1}{J_{z1}}; \quad C_{\vartheta\vartheta} \in [C_{\vartheta\vartheta\min}; C_{\vartheta\vartheta\max}];$$

$$C_{\vartheta\delta} = 2(\mathbf{R}' + \mathbf{P}_y)(l_1 - x_{ц.м}) \frac{1}{J_{z1}}; \quad C_{\vartheta\delta} \in [C_{\vartheta\delta\min}; C_{\vartheta\delta\max}].$$

Переменные коэффициенты $C'_{\vartheta\vartheta}$, $C_{\vartheta\vartheta}$, $C_{\vartheta\theta}$, $C_{\vartheta\delta}$ рассматриваются как неопределенные функции, принимающие дискретные значения из допустимой области, в зависимости от значений полезной нагрузки ракеты, изменяющихся за время жизненного цикла системы.

Слагаемое $C_{\text{э}} \delta$ представляет собой угловое ускорение ракеты под действием управляющего момента, а переменный коэффициент $C_{\text{э}} \delta$ характеризует эффективность органов управления на траектории. Чем больше значение этого коэффициента, тем лучше при прочих равных условиях управляемость ракеты.

Газоструйный и аэродинамический рули расположены соосно и приводятся в действие одной рулевой машиной. На начальном этапе активного участка, когда величина скоростного напора мала, аэродинамические рули не эффективны и управляемость обеспечивается газоструйными рулями. На пассивном участке траектории, когда двигатель выключен, газоструйные рули не эффективны, зато действуют аэродинамические рули.

Анализ вариантов построения аэродинамических рулей показывает, что наиболее интересным аэродинамическим решением в компоновке является использование решетчатых рулей, которые при незначительном увеличении аэродинамического сопротивления и радиолокационной заметности обладают рядом важных преимуществ. Как отмечено в [2], у них очень малый и стабильный во всем диапазоне чисел M и высот полета, углов атаки и углов ориентации плоскости симметрии относительно плоскости атаки шарнирный момент, что позволило применить электропривод малой мощности.

За счет такой структуры рулей реализуется бесрывное обтекание (а значит, и сохраняется эффективность) до углов атаки порядка 40° . Имеется широкая возможность изменения характеристик хвостового оперения при помощи варьирования количеством ячеек руля, которые аэродинамически независимы друг от друга и от корпуса ракеты. У них более благоприятные по сравнению с традиционными рулями прочностные и аэроупругие характеристики.

Конструкция решетчатых рулей позволяет их складывать и при необходимости автоматически раскрывать после пуска. Этим обеспечиваются минимальные транспортировочные габариты.

Анализ величины скоростного напора (рис. 2), действующего на ракету на траектории показывает, что при стрельбе на дальности свыше 150 км, значительное время скоростной напор имеет малые значения и эффективность аэродинамических рулей низка. В то же время, около 60% энергии, вырабатываемой бортовыми источниками, потребляется электрическим насосом гидравлической системы рулевого привода.

На ракетах в качестве бортового источника питания широко используются турбогенераторные источники. В таких устройствах газогенератор приводит в действие турбину, которая вращает электрогенератор. В целях универсализации целесообразно на участках движения ракеты с малыми значениями скоростного напора, которые могут длиться от 40 до 65 % от общего времени полета, отключать привод аэродинамических

рулей от источника электропитания, а часть газов, вырабатываемых газогенератором, использовать в двигателях малой тяги для угловой стабилизации ракеты. Функциональная структура адаптивного к условиям полета рулевого привода представлена на рис. 3. Возможность технически реализовать выбранную траекторию определяет количество энергии, выделяемое на управление объектом.

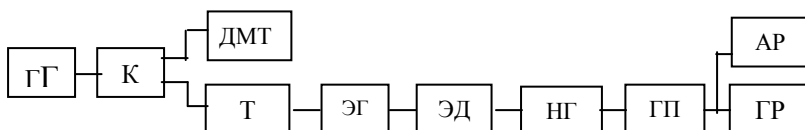


Рис. 3. Функциональная структура адаптивного рулевого привода универсальной ракеты: ГГ – газогенератор; К – коммутационный клапан; Т – турбина; ЭГ – электрогенератор; ЭД – электродвигатель; НГ – насос гидравлический рулевого привода; ГП – гидравлический привод рулей; ГР – газовый руль; АР – аэродинамический руль; ДМТ – двигатель малой тяги

Можно утверждать, что при заданной структуре объекта управления, продолжительность работы бортовых источников электроэнергии является ограничением на реализуемые траектории. При выключении питания объект становится неуправляемым. Время работы бортового источника питания определяется продолжительностью функционирования газогенератора, которое вычисляется по соотношению

$$t_r = \frac{m}{\dot{m}}, \quad (3)$$

где t_r – время работы газогенератора; m – масса заряда газогенератора; \dot{m} – секундный массовый расход вырабатываемого газа.

Рассматривается газогенератор цилиндрической формы, снаряженный медленно горящим твердотопливным зарядом с постоянной площадью поверхности горения. На основе гипотезы о постоянстве секундного массового расхода газа, образуемого при сгорании топливного заряда заданной массы, а скорость горения во всем диапазоне изменения давления описывается одним и тем же степенным законом, получено соотношение, связывающее основные геометрические размеры заряда с его физическими и энергетическими характеристиками и временем работы.

Выбор основных геометрических размеров заряда, в зависимости от требуемого времени работы и основных физических и энергетических характеристик заряда, может проводиться по следующему соотношению:

$$l r^b = k T_{\Pi} \left[u_1 \left(\frac{\pi g_0 \beta \rho_{ТЗ}}{f_{кр}} \right)^{\nu} \right]^{\frac{1}{1-\nu}} ; \quad b = -\frac{2\nu}{1-\nu} ; \quad t_r = k T_{\Pi}, \quad (4)$$

где l , r - длина и радиус цилиндрического твердотопливного заряда; $\rho_{ТЗ}$ - плотность твердотопливного заряда; β - удельный импульс давления; g_0 - ускорение свободного падения у Земли; $f_{кр}$ - площадь критического сечения сопла; u_1 - единичная скорость горения; ν - показатель степени в степенном законе горения; k - коэффициент запаса времени работы; T_{Π} - максимальное время полета при стрельбе на максимальную дальность.

Очевидно, что время работы газогенератора определяется максимальным временем полета ракеты. В зависимости от решаемой задачи, это время может сильно изменяться (в рассматриваемой задаче - от 180 до 500 с). Поэтому предусматривается установка нескольких последовательно включаемых газогенераторов.

Следует заметить, что требуемая энергия, расходуемая на управление ракетой, пропорциональна величине скоростного напора. Бортовой источник питания вырабатывает излишнюю энергию, большая часть которой не используется рулевым приводом в полном объеме. Возможно на нисходящей части пассивного участка траектории при движении в плотных слоях атмосферы использовать скоростной напор набегающего потока воздуха.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фоменко О.Н., Журавлев А.А. Универсализация систем управления беспилотных летательных аппаратов многоцелевого назначения в условиях повышенной неопределенности // Системи обробки інформації. – Харків : НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 2000. – Вип. 2(8). – С. 156 - 160.
2. Соколовский Г.А. Ракеты класса «воздух - воздух» // Военный парад. – Москва. – 1999. - № 6. – С. 90 - 92.

Поступила в редколлегию 31.08.2000