

Дмитриев В. В., Давыдов И. Е., Давыдов Е. И., Филиппов Ю. И., Одинокоев Д. А.

ФОРМИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ АВАРИЙНОСТИ И ХАРАКТЕРИСТИК ЗОН ПАДЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ «СОЮЗ-2», «СОЮЗ-СТ» В СЛУЧАЕ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЁТА

Существенной особенностью рассматриваемого класса ракет-носителей (РН) космического назначения является большая степень аэродинамической неустойчивости, обусловленная применением крупногабаритного головного обтекателя. Данный фактор значительно повышает требования к системе управления движением и увеличивает риск потери устойчивости движения. Требования обеспечения безопасности запусков РН и уменьшения экологических последствий от запусков налагают определённые ограничения на размеры районов падения отделяющихся частей РН, как в случае штатного, номинального движения, так и в случае возможных нештатных ситуаций. Очевидно, что при этом области аварийных трасс и точек возможного падения должны иметь минимальные геометрические размеры в зависимости от параметров аварийности, определение которых должно происходить на стадии проектирования запуска конкретной полезной нагрузки. При этом под параметрами аварийности предполагаются максимально допустимые линейные и угловые отклонения от номинальных требуемых параметров движения. В этой связи рассматриваются вопросы формирования подхода к решению задачи определения размеров районов падения с учётом особенностей функционирования системы управления движением.

Система уравнений возмущённого движения РН в плоскости тангажа (рыскания) имеет вид [1]:

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= \frac{F_{\text{возм}}}{M} - \frac{F_{\text{упр}}}{M}, \\ \ddot{\theta} &= \frac{M_{\text{возм}}}{J} - \frac{M_{\text{упр}}}{J}, \end{aligned} \quad (1)$$

где \ddot{y} , $\ddot{\theta}$ – вариации линейного и углового ускорения для канала тангажа (\ddot{z} , $\ddot{\psi}$ соответственно для канала рыскания);

$F_{\text{возм}}$, $M_{\text{возм}}$ – возмущающие силы и моменты, действующие в соответствующем канале стабилизации;

$$F_{\text{возм}} = C_y^\alpha \alpha S_M q, \quad M_{\text{возм}} = F_{\text{возм}}(x_d - x_{\text{цм}});$$

$F_{\text{упр}}$, $M_{\text{упр}}$ – управляющие силы и моменты в соответствующем канале стабилизации;

$$F_{\text{упр}} = P_{\text{упр}} \sin \delta, \quad M_{\text{упр}} = F_{\text{упр}}(x_d - x_p);$$

M , J – масса РН и момент инерции относительно соответствующей поперечной оси;

C_y^α – производная по углу атаки от коэффициента нормальной аэродинамической силы;

S_M – площадь миделя корпуса РН;

α – угол атаки (угол между продольной осью РН и проекцией вектора набегающего потока воздуха в плоскости тангажа);

x_d – расстояние от среза хвостового отсека центрального блока до центра давления аэродинамической силы;

$x_{цм}$ – расстояние от среза хвостового отсека центрального блока до центра масс РН;

x_p – расстояние от среза хвостового отсека центрального блока до точки приложения тяги управляющих органов.

Особенность функционирования системы управления движением состоит в том, что под действием ветровых возмущений система управления движением допускает уход траектории из плоскости требуемого азимута запуска с обеспечением определённого ограничения на угол атаки и величину боковой перегрузки. С учётом этого, существенным фактором, определяющим возможность запуска, являются статистические характеристики ветра в районе космодрома, с которого планируется осуществить запуск. В частности, система управления движением позволяет учесть систематическую составляющую ветра в каналах тангажа и рыскания с одновременным уменьшением влияния случайной составляющей ветра с помощью специального контура по ограничению угла атаки, входящего в состав автомата стабилизации.

Во время полёта систематическая составляющая ветра учитывается путём отработки соответствующих программ углового движения, а случайная составляющая ветра, определяемая как разность между реальным, замеренным перед стартом профилем ветра и учтённым при разработке программ углового движения, отрабатывается контуром ограничения угла атаки. Данный контур, входящий в состав автомата стабилизации, включается в работу в зоне максимальных скоростных напоров на основании сформированных на борту расчётных оценок углов атаки и скольжения с использованием реальных сигналов с датчиков линейных ускорений. Расчётные угловые ускорения определяются из уравнений движения РН в предположении, что корпус РН является абсолютно жёстким телом. На рисунке 1 представлена схема взаимодействия основных звеньев контура управления с учётом включения контура ограничения угла атаки для канала рыскания, в котором вариации параметров движения в наибольшей мере влияют на разброс точек падения РН в случае нештатных ситуаций.

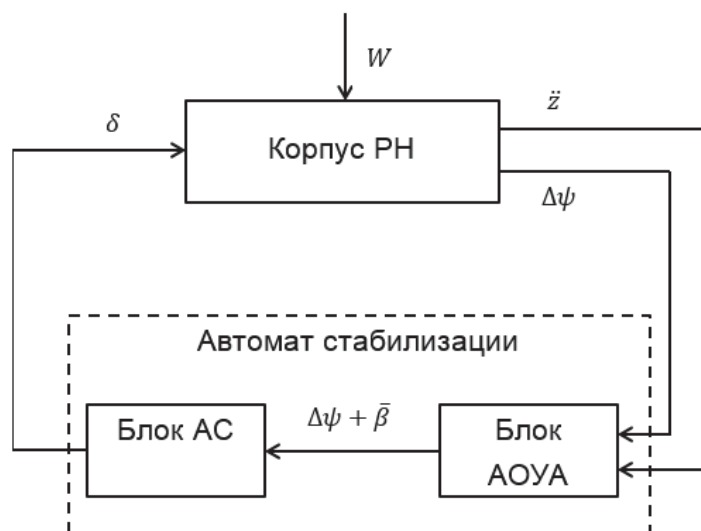


Рисунок 1 - Контур управления угловым движением РН в плоскости рыскания при полёте в зоне максимальных скоростных напоров

На рисунке 1 представлены:

W - ветровое возмущение;

$\Delta\psi$ - угловое отклонение в плоскости рыскания;

\ddot{z} - линейное ускорение в боковом направлении;

$\bar{\beta}$ - оценка угла скольжения;

δ - управляющая команда на рулевые органы;

блок АОУА - блок алгоритмов оценки угла атаки;

блок АС - блок алгоритмов системы стабилизации.

Результатом работы контура ограничения угла атаки является боковое смещение центра масс РН в направлении действия ветра и поворот корпуса относительно центра масс на дополнительный угол, обеспечивающий уменьшение угла атаки или скольжения. На рисунке 2 приведена схема, иллюстрирующая положение РН в момент возможного выключения двигателя и положение точки падения относительно трассы номинальной траектории.

В этой связи, как при выборе трасс и азимутов запуска, так и при анализе последствий возможных нештатных ситуаций необходимо учитывать особенности работы системы стабилизации с функцией ограничения угла атаки. Моделирование штатного и нештатных случаев движения с использованием статистического подхода к варьированию параметров и координат системы позволяет достаточно обоснованно назначать:

- значения зон аварийности по линейному и угловому положению на соответствующих участках траектории;

- время и длительность интервала блокировки аварийного выключения двигателей с целью пролёта районов падения, опасных по поражающим факторам, возникающим при

падении РН;

- ограничения на трассы траекторий движения РН, геометрические характеристики районов падения отделяющихся частей РН в штатном случае и на область притрассовой территории в случае падения в нештатной ситуации.

Данный подход был применен при решении вопросов безопасности стартов РН «Союз-СТ» в Гвианском космическом центре и используется при разработке документации для космодрома «Восточный».

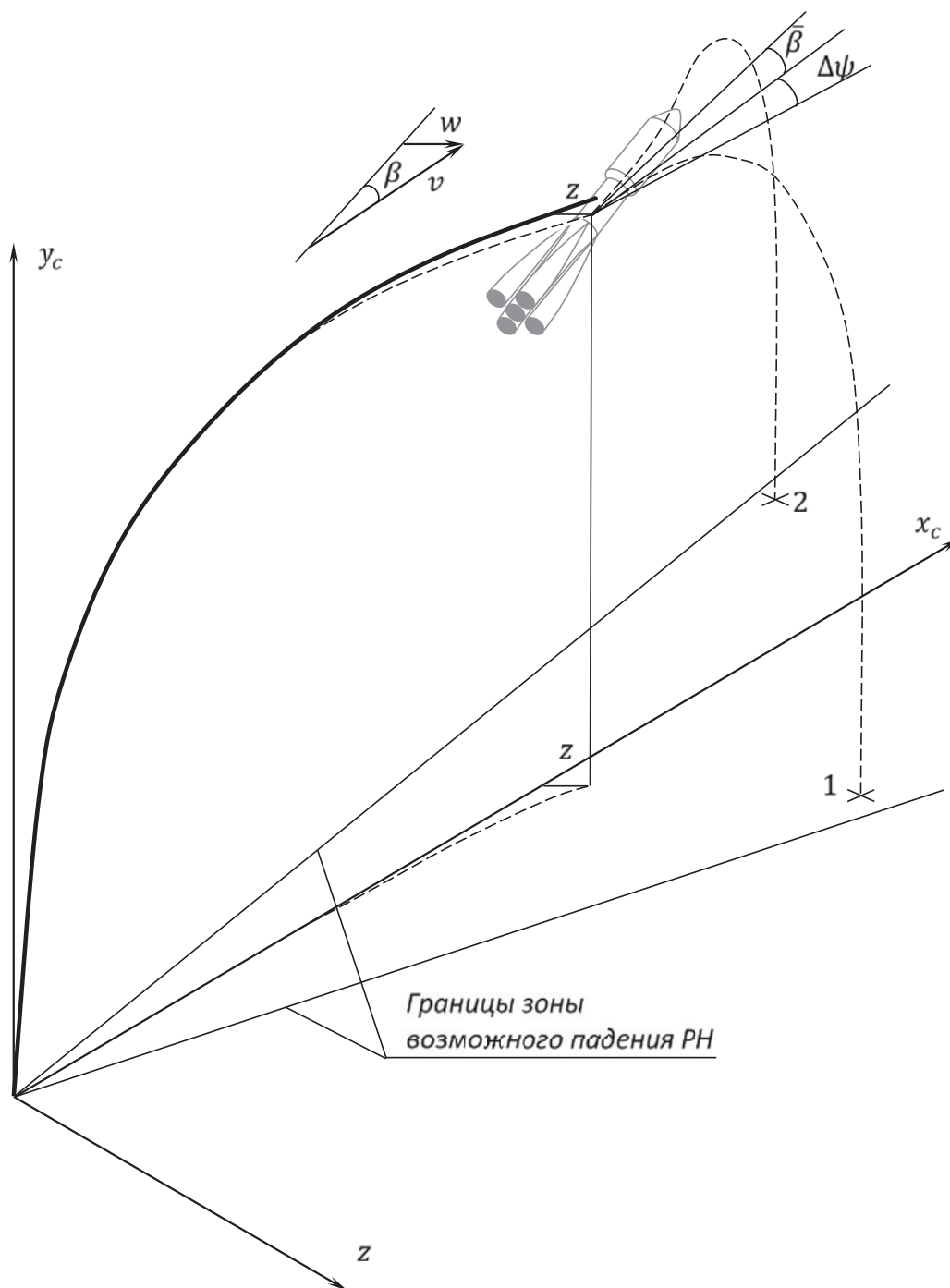


Рисунок 2 – Схема расположения точек падения РН в нештатной ситуации

На рисунке 2 представлены:

x_c, y_c, z_c – стартовая система координат;

v – скорость РН в продольном направлении;

w – скорость случайной составляющей ветра в плоскости рыскания;

β – угол скольжения;

$\bar{\beta}$ – бортовая оценка угла скольжения;

$\Delta\psi$ – угловое отклонение РН в плоскости рыскания;

z – смещение центра масс РН в боковом направлении;

1 – точка падения РН в случае отсутствия контура ограничения угла атаки;

2 – точка падения РН при функционировании контура ограничения.

Библиографический список

- 1 Колесников, К. С. Жидкостная ракета как объект управления [Текст]: – М.: Машиностроение, 1969. – 298 с.