

Е.А. Дегтярева (Днепро)

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОЛОЖИТЕЛЬНОЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ ПРИ
УПРАВЛЕНИИ РАКЕТОЙ, СТАРТУЮЩЕЙ С ПОДВИЖНОЙ ПУСКОВОЙ
УСТАНОВКИ**

В настоящее время для осуществления пусков ракет с экватора Земного шара был успешно создан ракетно-космический комплекс программы «Морской старт».

Особенностью созданного комплекса является то, что старты ракет осуществляются с космодрома, находящегося на ограниченной в пространстве морской стартовой платформе (СП) в условиях постоянной качки и значительных статических перекосов СП, возникающих за счет волнения моря.

Для обеспечения защиты элементов стартового комплекса от воздействия факела двигательной установки (ДУ) ракеты необходимо, чтобы следы струй ДУ на поверхности СП не выходили за требуемые ограничения, обусловленные небольшими расстояниями от пусковой установки (ПУ) до пускового оборудования.

Вариантом решения указанной задачи является управление ракетой по специально синтезированному закону. Для решения поставленной задачи нами были разработаны пространственная нелинейная и упрощенная линеаризованная математические модели возмущенного движения ракеты, пускового устройства и их определения их взаимного положения.

Особенностью РН класса «Зенит» является конструкция маршевого двигателя.

Маршевый двигатель первой ступени представляет собой четырехкамерный жидкостный ракетный двигатель. Управление осуществляется четырьмя камерами сгорания (КС), установленными между плоскостями стабилизации, путем поворота в тангенциальной плоскости. Для исключения соударения в рабочем положении КС конструктивно установлены под углом α_g в радиальном направлении срезами сопел от продольной оси ракеты. Таким образом, при увеличении высоты подъема РН траектории следов струй КС ДУ на плоскости ПУ или СП имеют расходящийся вид, и площадь воздействия струй КС ДУ на СП будет постоянно увеличиваться.

Для определения зависимостей между процессом управления РН в возмущенном полете на начальном участке и поведением следов струй на подвижной СП получен упрощенный вариант:

$$\zeta_{сл,з}^{\circ} = \frac{1}{2} \cdot \eta' \cdot k_{\psi} \cdot \psi + \frac{1}{2} \cdot \eta' \cdot k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} - \frac{1}{2} \cdot \eta' \cdot k_z \cdot \dot{\zeta}^{\circ} \quad (1)$$

где k_{ψ} , $k_{\dot{\psi}}$, k_z – коэффициенты усиления закона формирования управляющих сигналов:

$$\delta_{\psi} = k_{\psi} \cdot \Delta\psi + k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} - k_z \cdot \dot{\zeta}^{\circ}; \quad (2)$$

η' , м – вертикальный путь, пройденный ракетой;

$\dot{\zeta}^{\circ}$, м – боковое смещение центра масс ракеты;

ψ , ° – угол рыскания (тангажа).

В выражении (1) изменяемыми параметрами являются коэффициенты усиления закона

формирования управляющих сигналов (2) k_ψ , $k_{\dot{\psi}}$ и k_z . Так как в уравнении (1) все слагаемые имеют одинаковый знак, то для минимизации функции $\zeta_{СЛ1,3}^0$ необходимо, чтобы слагаемые уравнения в той или иной мере компенсировали друг друга, а для этого достаточно поменять знак одного или нескольких из них.

Известно, что поведение РН, как твердого тела, определяется коэффициентами k_ψ , $k_{\dot{\psi}}$ и k_z (1). Вместе с тем, выбор коэффициентов k_ψ и $k_{\dot{\psi}}$ обусловлен не только динамикой РН, как твердого тела, но и условиями обеспечения устойчивости жидкого наполнения топливных баков и упругих изгибных колебаний корпуса РН. Поэтому при синтезе закона управления целесообразно их оставить без изменения. Таким образом, единственным параметром в законе управления (1), варьированием которого можно уменьшить значения функции $\zeta_{СЛ1,3}^0$, является коэффициент k_z . Изменение знака коэффициента k_z на противоположный позволяет уменьшить величину координат следов струй ДУ на поверхности ПУ и СП, но делает систему управления РН неустойчивой.

При этом закон управления движением (2) с положительной обратной связью принимает вид:

$$\delta = k_\psi \cdot \psi + k_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} + k_z \cdot \dot{z} \quad (3)$$

Для исследования работы синтезированного закона управления было проведено моделирование пространственного движения РН на начальном участке полета с наиболее вероятными параметрами колебания СП и при наихудшем с точки зрения выполнения требований по контролируемым параметрам сочетании возмущающих факторов. Расчеты показали, что управление РН по синтезированному закону управления до высоты полета 30 м включительно полностью удовлетворяет требованиям.

Предложенный закон управления движением РН был использован в бортовых алгоритмах управления РКН «Зенит-3SL» проекта «Морской старт», а также в бортовых алгоритмах управления РКН «Зенит-3SLБ», «Зенит-2SLБ» проекта «Наземный старт» на начальном участке траектории.

Результаты послеполетного анализа пусков показали, что предложенный закон управления движением РКН и разработанные на его основе алгоритмы управления движением РКН «Зенит-3SL» на начальном участке полета при старте с находящейся наплаву морской платформы полностью обеспечивают выполнение требований по положению координат следов струй от КС ДУ на поверхности СП. Результаты статистической оценки выполнения требований по положению координат следов струй ДУ на СП показали, что с вероятностью 0,993 координаты следов струй ДУ на СП не превышают требуемых значений.

Как показал послеполетный анализ динамики РН и СП проекта «Морской старт», введение положительной обратной связи по поперечным скоростям центра масс вследствие небольшой продолжительности начального участка не приводит к потере технической устойчивости РН и к возникновению существенных ошибок стабилизации, максимальные значения которых составляют по тангажу – $\Delta\theta \approx 3,5^\circ$, по рысканию – $\Delta\psi \approx 1,3^\circ$, по крену – $\Delta\varphi \approx 0.4^\circ$.