

УДК 629.7.051

Е. В. Светличная

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”
имени М. К. Янгеля»*

СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ РКН НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЁТА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЙ БЕЗУДАРНОЕ ВЫВЕДЕНИЕ РКН ЗА ГРАНИЦЫ ГАБАРИТНЫХ ТОЧЕК СТАРТОВЫХ СООРУЖЕНИЙ

Визначено умови, необхідні для забезпечення безударного руху РКП на початковій ділянці польоту в зоні розміщення елементів стартових споруд.

Ключові слова: ракета космічного призначення, збурений рух, рівняння руху, зона стійкості, маневр відведення.

Определены условия, достаточные для обеспечения безударного движения РКН на начальном участке полёта в зоне размещения элементов стартовых сооружений.

Ключевые слова: ракета космического назначения, возмущённое движение, уравнения движения, область устойчивости, манёвр увода.

Sufficient conditions for ILV movement shockless maintenance during initial flight phase are defined in a placing zone of launch facility.

Key words: Integrated Launch Vehicle, disturbed motion, the equations of motion, domain of stability, avoiding maneuver.

Введение. Обеспечение безударности движения РКН в зоне размещения элементов стартового комплекса (СК) является одной из многих важнейших задач, которые должны быть решены при проектировании космических ракетных комплексов (КРК). На рис. 1 показана конфигурация элементов СК, которая предложена при разработке одного из перспективных КРК.

Требования по обеспечению безопасности старта РКН состоят в том, что минимальное расстояние между любой точкой РКН и любой точкой кабель-заправочной мачты не должно быть меньше безопасного уровня: $R_{\min} \geq 0.1$ м.

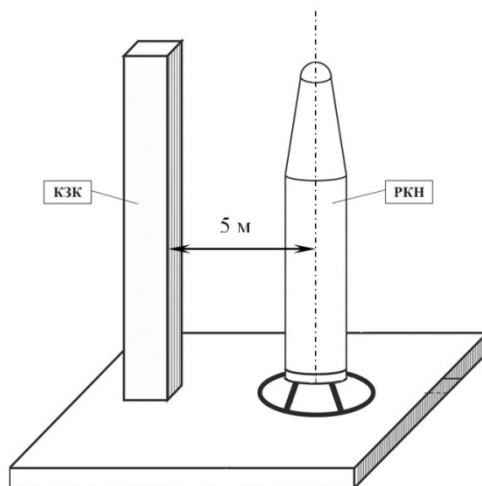


Рис. 1. Конфигурация элементов СК

Исследование возмущённого движения РКН на начальном участке полёта. Исследование возмущенного движения РКН на начальном участке полёта осуществлено путём математического моделирования с учётом следующих возмущающих факторов:

- ветер: $W = 21$ м/с, углы обдува $\varphi = 0^\circ \dots 360^\circ$;
- погрешности изготовления РКН;
- возмущения РКН в момент включения системы стабилизации первой ступени.

Оценка управляемости РКН на участке старта произведена посредством моделирования пространственного возмущенного движения РКН как твердого тела [2,3]:

- уравнение движения ЦМ РКН

$$\ddot{\vec{R}} = g_x + A_1^0 \cdot \ddot{\vec{W}}_1,$$

- уравнение углового движения вокруг ЦМ

$$J \cdot \ddot{\vec{\omega}} + [\vec{\omega}, J \cdot \vec{\omega}],$$

где $\ddot{\vec{W}}_1 = \frac{\vec{F}_\Sigma}{m}$ – кажущееся ускорение ЦМ РКН в проекциях на оси ССК;

$A_1^0 = (A_0^1)^{-1}$ – матрица перехода от ССК к НСтСК;

$\vec{F}_\Sigma = \begin{pmatrix} F_{\Sigma X} \\ F_{\Sigma Y} \\ F_{\Sigma Z} \end{pmatrix}$ – проекции вектора суммы сил, приложенных к РКН на оси ССК;

$\vec{M}_\Sigma = \begin{pmatrix} M_{\Sigma X} \\ M_{\Sigma Y} \\ M_{\Sigma Z} \end{pmatrix}$ – проекции вектора суммарного момента сил, приложенных к

РКН на оси ССК;

J – тензор инерции РКН.

Кинематические соотношения, связывающие проекции вектора угловой скорости с производной кватерниона ориентации:

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} -\omega_X \cdot \Lambda_1 - \omega_Y \cdot \Lambda_2 - \omega_Z \cdot \Lambda_3 \\ \omega_X \cdot \Lambda_0 + \omega_Z \cdot \Lambda_2 - \omega_Y \cdot \Lambda_3 \\ \omega_Y \cdot \Lambda_0 + \omega_X \cdot \Lambda_3 - \omega_Z \cdot \Lambda_1 \\ \omega_Z \cdot \Lambda_0 + \omega_Y \cdot \Lambda_1 - \omega_X \cdot \Lambda_2 \end{pmatrix}.$$

При задании ориентации РКН через параметры Родрига – Гамильтона выражение для вычисления рассогласования имеет вид

$$\Delta\Lambda = \begin{pmatrix} 1 \\ \frac{\varphi_C}{2} \\ \frac{\psi_C}{2} \\ \frac{\vartheta_C}{2} \end{pmatrix} = \tilde{\Lambda}_P \circ \Lambda,$$

где $\Delta\Lambda$ – разностный кватернион между ССК и ПСК;

Λ_P – кватернион ориентации ПСК [1].

Закон управления в каналах тангажа и рыскания при исследовании возмущенного движения РКН на начальном участке полёта принят в виде

$$\begin{aligned} \delta_\vartheta &= K_\vartheta \vartheta_c + K_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}_c + K_y \Delta \dot{y} + K_y \Delta y; \\ \delta_\psi &= K_\psi \psi_c + K_{\dot{\psi}} \dot{\psi}_c - K_y \Delta \dot{y} - K_y \Delta y. \end{aligned}$$

На рис. 2 изображена область устойчивости, полученная в результате анализа устойчивости РКН. Исследование проведено с учётом первой гармоники коле-

баний топлива в баках 3-й ступени, двух тонов упругих колебаний корпуса РКН, взаимного влияния колебаний топлива и первого тона упругих колебаний корпуса РКН, а также для расчётных режимов N_0 (сплошная линия), N_+ (пунктирная линия) и N_- (штрихпунктирная линия).

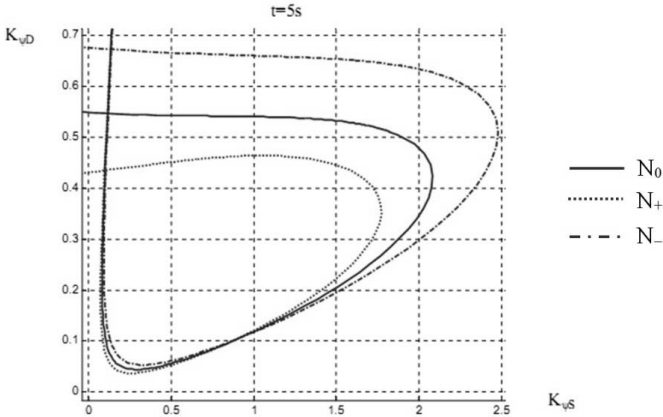


Рис. 2. Область устойчивости

Результаты расчетов параметров возмущенного движения РКН на участке старта, с учётом области устойчивости, приведены на рис. 3 и рис. 4.

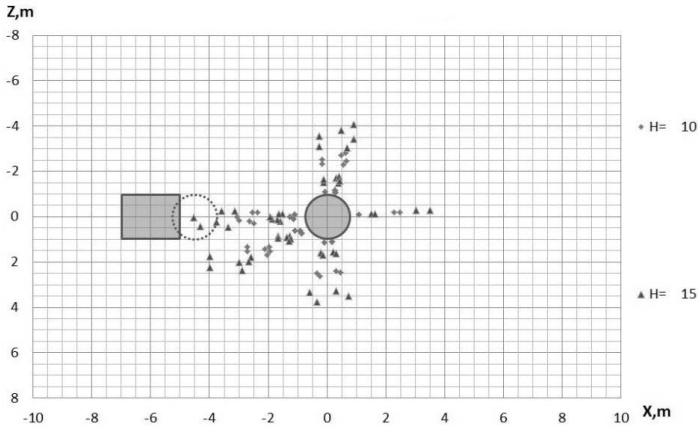


Рис. 3. Перемещения центра масс в стартовой СК относительно начального положения

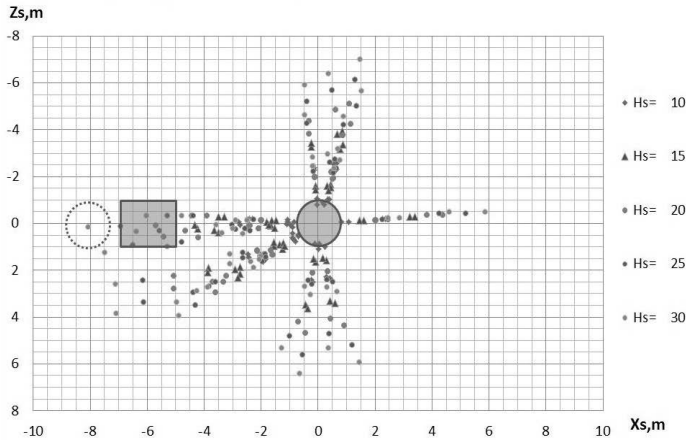


Рис. 4. Продольное и боковое перемещения центра крайнего заднего сечения РКН

В результате анализа области устойчивости можно сделать вывод, что подбором настроек алгоритмов стабилизации в пределах области устойчивости задача обеспечения безударного расхождения РКН и кабель-заправочной колонны не обеспечивается.

Для обеспечения безударного движения РКН (чтобы не ограничивать при проведении пуска скорость приземного ветра до 15 м/с) предложено использовать манёвр увода.

При исследовании возмущённого движения РКН с применением манёвра увода использованы настройки системы стабилизации, обеспечивающие максимальное быстродействие системы стабилизации.

Результаты анализа возмущённого движения РКН при различной глубине манёвра (от 1 до 4°) показали, что при глубине манёвра больше 3° требование $R_{\min} \geq 0.1$ м обеспечивается (рис. 5 и 6).

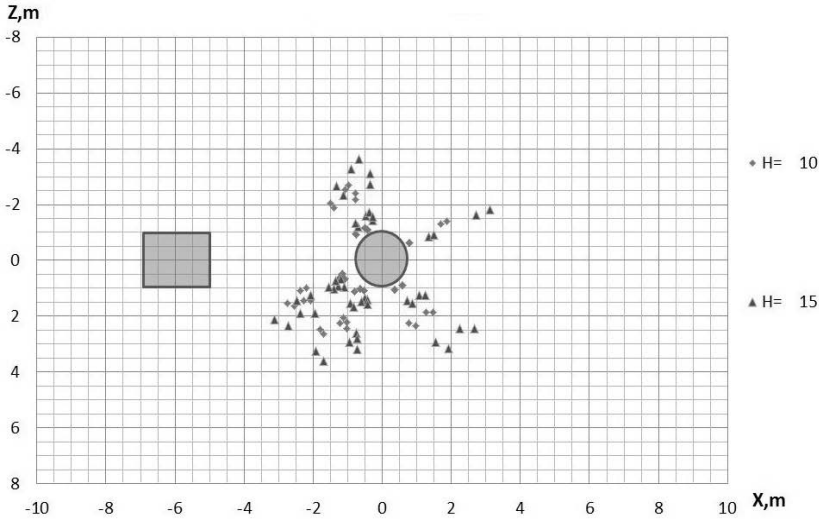


Рис. 5. Перемещения центра масс в стартовой СК относительно начального положения

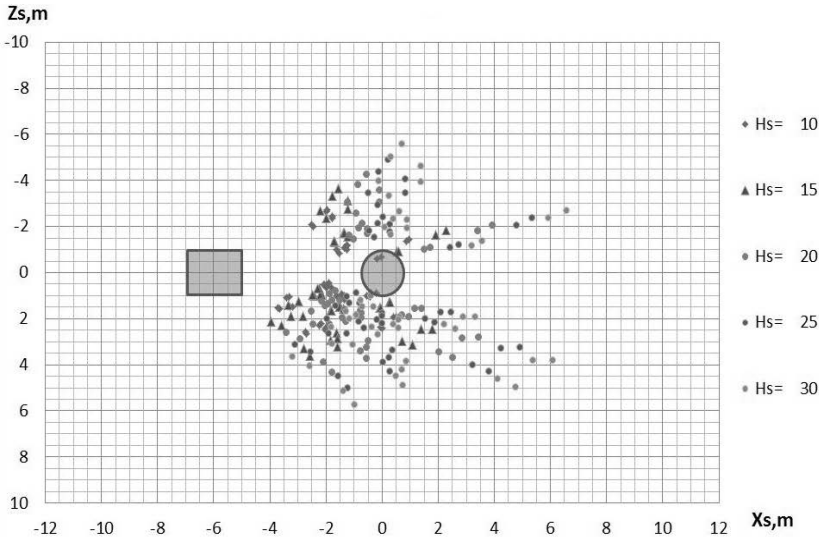


Рис. 6. Продольное и боковое перемещения центра крайнего заднего сечения РКН

Выводы

1. Рассмотрена РКН как объект управления на начальном участке полёта.
2. Проведен анализ устойчивости.
3. Оценена возможность выполнения безударного выведения РКН за границы габаритных точек стартовых сооружений путём выбора настроек системы стабилизации в пределах области устойчивости.
4. Предложено использовать манёвр увода, выбраны его параметры.

Библиографические ссылки

1. Бранец В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М. : Наука, 1973. – 320 с.
2. Колесников К. С. Динамика ракет : учебник для вузов / К. С. Колесников. – М. : Машиностроение, 1980. – 376 с.
3. Остославский И. В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов / И. В. Остославский, И. В. Стражева. – М. : Машиностроение, 1969. – 499 с.

Надійшла до редколегії 04.11.2014 р.

УДК 620.1.535.41:772.99

Ю. В. Сохач, В. Ф. Рожковский, А. Т. Кудреватых

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

**ГОЛОГРАФИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ НА СЛУЖБЕ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ**

Представлено історію розвитку в Дніпропетровському національному університеті методології та інструментальної бази неруйнівного голографічного контролю. Описано основні напрями та приклади практичної реалізації технологій контролю, розроблених співробітниками Діагностичної галузевої лабораторії голографії ДНУ.

Ключові слова: голографічні технології, ракетно-космічна техніка, дефектоскопія.

Представлена история развития в Днепропетровском национальном университете методологии и инструментальной базы неразрушающего голографического контроля. Описаны основные направления и примеры практической реализации технологий контроля, разработанных сотрудниками Диагностической отраслевой лаборатории голографии ДНУ.

Ключевые слова: голографические технологии, ракетно-космическая техника, дефектоскопия.

The history of the nondestructive holographic testing methodology and instrumentation development in Dnepropetrovsk National University is presented. The main directions and examples of the practical implementation of testing technologies developed by the staff of Diagnostic holography Laboratory in the DNU are described.

Key words: holographic technologies, rocket and space technology, defect inspection.

В конце 70-х годов прошлого века в Конструкторском бюро «Южное» активизировалось использование полимерно-композиционных материалов для создания ракет-носителей. Применение новых материалов вызвало необходимость создания высокоэффективных методов и средств неразрушающего контроля изделий.

В это же время в Проблемной научно-исследовательской лаборатории прочности и надежности конструкций Днепропетровского госуниверситета под руко-