

## ИССЛЕДОВАНИЕ СХЕМ ВОЗВРАЩЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОГО БЛОКА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ В ЗОНАХ МАКСИМАЛЬНОГО СКОРОСТНОГО НАПОРА

**Введение.** Исследование параметров возврата управляемой отделяемой части ракеты-носителя (РН) является важнейшей задачей для обеспечения многообразности ракетно-космической техники. Работа посвящена исследованию параметров движения отделяемой части с активным управлением в зоне максимального скоростного напора, так как данный участок является критичным для обеспечения целостности конструкции [1].

Принята следующая схема спуска отделяемой части (рис. 1): для обеспечения уменьшения скорости до вхождения в плотные слои атмосферы включается маршевый двигатель, затем после окончания выдачи тормозного импульса начинается участок полёта с управлением за счёт газовых рулей для обеспечения стабилизации по вектору скорости. Таким образом, для успешного спуска возвращаемой части РН необходимо осуществить манёвр разворота и стабилизации вектора скорости, обеспечивая ориентацию продольной оси по направлению относительной скорости, то есть  $\alpha \cong 0$ , до первого включения двигателя. Затем необходимо определить наилучшее время включения и продолжительность работы маршевого двигателя и, на последнем участке, рассчитать процесс стабилизации по вектору скорости при помощи органов управления.

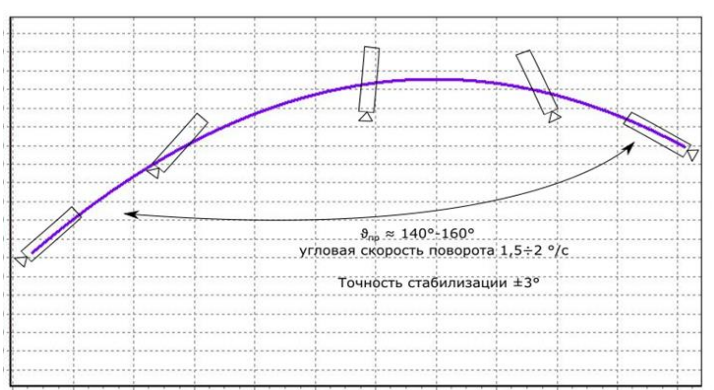


Рис. 1. Схема манёвра поворота блока первой ступени

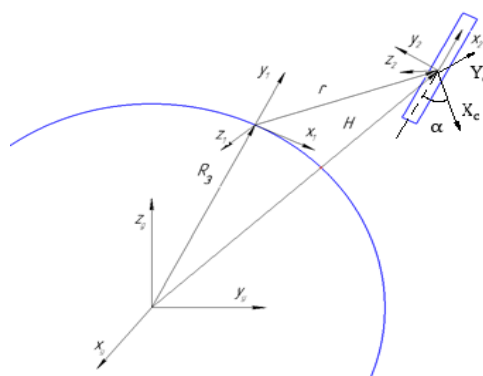


Рис. 2. Используемые в расчёте системы координат

**Математическая модель движения.** Информационной базой для составления математической модели движения отделяемой части РН послужили труды А.П. Маркеев [2], В.Н. Бранец [3]. При разработке математической модели для исследования динамики движения возвращаемой части РН использовались сле-

дующие допущения. Поступательное движение РН описывается как перемещение материальной точки (центра масс РН) в стартовой системе координат  $OX_1Y_1Z_1$  (рис. 2). Вращательное движение описывается системой уравнений в связанной системе координат  $OX_2Y_2Z_2$  (см. рис. 2). Связь между поступательным и вращательным движением определяется кинематическим уравнением связи. Для определения направления ускорения свободного падения и учёта кривизны Земли добавим геоцентрическую систему координат  $OX_gY_gZ_g$  (см. рис. 2). Положение стартовой системы координат относительно геоцентрической задается широтой, долготой и азимутом пуска. Угол атаки задается в скоростной системе координат  $OX_cY_cZ_c$ .

Для описания движения используем традиционные уравнения поступательного движения центра масс [1]. Уравнение вращательного движения в общем виде

$$\mathbf{J} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}) = \sum \mathbf{M}_i, \quad \mathbf{J} = \begin{pmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{pmatrix}.$$

где  $\mathbf{J}$  – тензор инерции;  $\dot{\boldsymbol{\omega}}$  – вектор углового ускорения;  $\boldsymbol{\omega}$  – вектор угловой скорости объекта;  $\sum \mathbf{M}_i$  – сумма моментов, действующих на РН. Кинематическое уравнение связи

$$2 \cdot \dot{A}_k = A_k \cdot (0, \boldsymbol{\omega}) + A_k \cdot (1 - \|A_k\|),$$

где  $A_k$  – кватернион поворота из стартовой системы координат в связанную;  $\|A_k\|$  – нормированный кватернион;  $(0, \boldsymbol{\omega})$  – представление угловой скорости в форме кватерниона.

Моделирование движения выполняется в программной среде Delphi. Используются модульные, заменяемые, расширяемые и объектно-ориентированные компоненты, схожая концепция представлена в [4].

Результаты моделирования представлены на рис. 3-8. После отделения второй ступени, блок первой ступени по достижению высоты с малой плотностью, совершает манёвр разворота в плоскости тангажа за счёт газовых рулей системы ориентации и стабилизации. По окончании манёвра, спускаемый блок первой ступени РН направлен маршевыми двигателями по вектору скорости движения, то есть угол  $\alpha \approx 0$  (рис. 3). На высоте примерно 60 км производится выдача тормозного импульса в течение 30 с.

**Заключение.** Математическую модель, сформированную для данного исследования, можно применять для обеспечения посадки в заданную область, обеспечение устойчивости спускаемой части. Полученные результаты позволяют

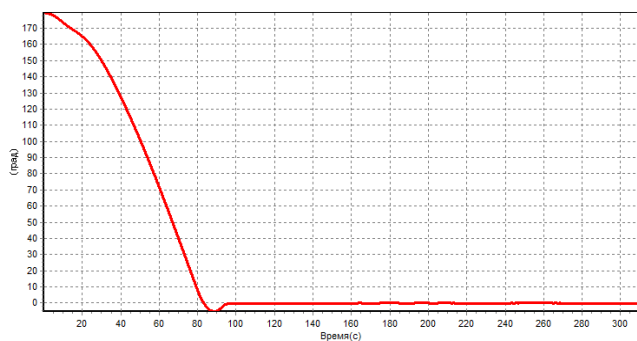


Рис. 3. Зависимость угла атаки от времени

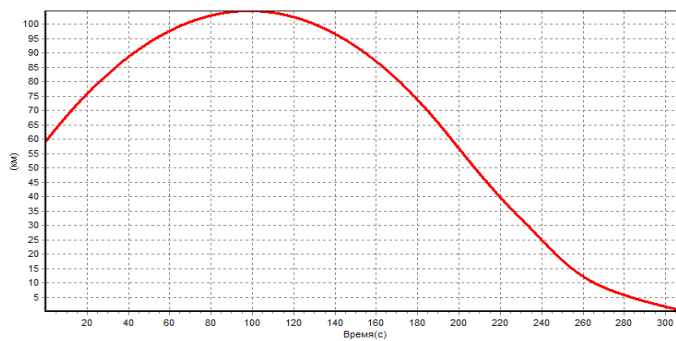


Рис. 4. Зависимость высоты полёта от времени

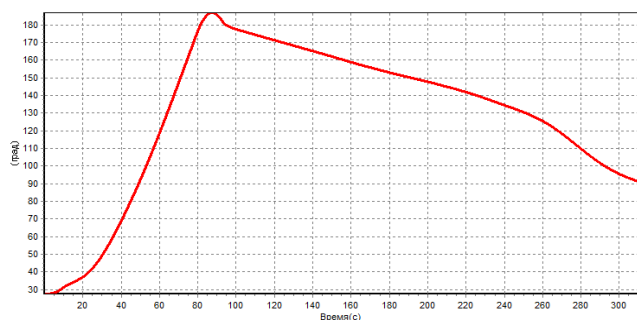


Рис. 5. Зависимость угла тангажа от времени

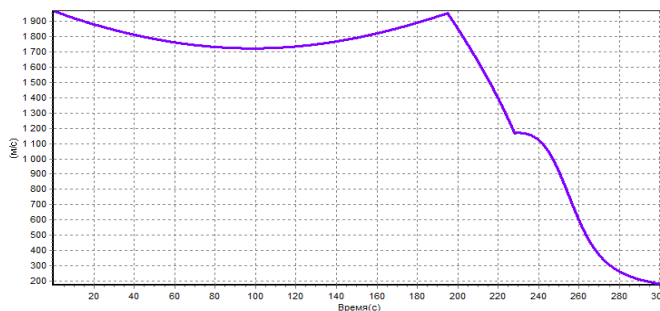


Рис. 6. Зависимость скорости полёта от времени

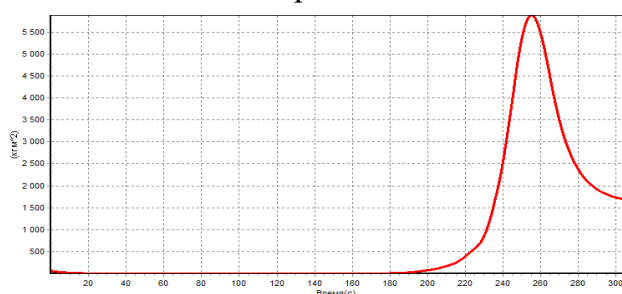


Рис. 7. Зависимость скоростного напора от времени

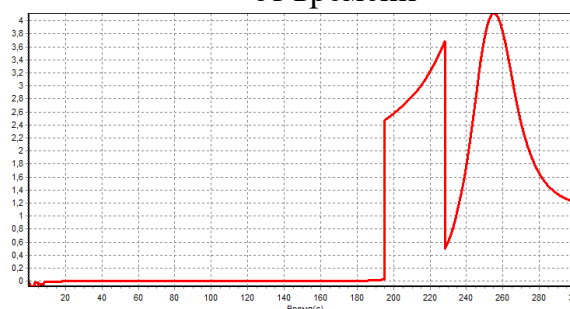


Рис. 8. Зависимость осевой перегрузки от времени

оценить вклад тормозного импульса в параметры спуска, значение перегрузки не превышает 4,5, значение скоростного напора не превышает  $6000 \text{ кг/м}^2$ .

### Библиографический список

1. Гладкий, В.Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. – М.: Наука, 1969. – 496 с.
2. Маркеев, А. П. Теоретическая механика: учебник для университетов. – М.: Черо, 1999. – 572 с.
3. Бранец, В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
4. Lâle Evrim Briese. Multidisciplinary Modeling and Simulation Framework for Launch Vehicle System Dynamics and Control / Paul Acquatella B, Klaus Schnepfer. Wall//Acta Astronautica. – 2020. – С. 652-664