

Давыдов И.Е., Давыдов Е.И.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ НЕУПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ БОКОВОГО БЛОКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Задача выбора трасс пусков ракет-носителей (РН) и районов падения отделяющихся частей возникает при строительстве на космодроме стартовых комплексов для новых РН, при запуске РН с различными космическими аппаратами (КА), а также при построении орбит с новыми целевыми задачами, требующими повышенной эффективности эксплуатации КА. Актуальность задачи в последнее время обусловлена необходимостью изменения существующих трасс полета и районов падения отделяющихся частей РН в связи с интенсивным промышленным развитием наземной инфраструктуры регионов и их месторасположением.

Таким образом, обеспечение безопасности окружающей среды при пусках РН, населенных пунктов и объектов хозяйственной деятельности и имущества людей является в настоящее время актуальной практической задачей.

Цель работы – оценка динамики движения бокового блока ракеты-носителя типа «Союз» при штатном и аварийном отделениях.

Сложность решения задачи состоит в том, что при отделении бокового блока от РН он участвует не только в пространственном поступательном движении, но и во вращательном угловом движении. Для решения задачи требуется знание пространственных аэродинамических характеристик для больших углов атаки при скоростях бокового блока (ББ) от дозвуковых до скоростей в несколько чисел Маха. Задача представляет серьезную практическую проблему и в настоящее время находится в стадии разработки.

При разработке программного продукта рассматривалась плоская задача как частный случай пространственного движения. При моделировании движения ББ было учтено действие массовых и аэродинамических сил и моментов, приложенных к ББ. Разработанный программный продукт не исключает возможности детальнейшего его совершенствования и уточнения.

Физическая модель движения бокового блока ракеты-носителя «Союз» базируется на фундаментальных понятиях теоретической механики, а именно:

– принципе разделения движения свободного тела на движение центра масс и движение относительно центра масс;

– геометрии масс: центре масс, моменте инерции относительно центра масс, главных и центральных осях, главных плоскостях симметрии тела.

Для составления модели движения бокового блока РН «Союз» сделаны следующие допущения:

- ББ имеет три степени свободы;
- траектория движения является плоской кривой;
- вращением Земли и нецентральностью ее поля пренебрегаем;
- ББ представляет собой абсолютно твердое тело с заданными массовыми характеристиками;
- на ББ действуют аэродинамическая сила и сила притяжения;
- для составления уравнений используется стартовая система координат ОХУ.

При движении ББ на пассивном участке траектории при отсутствии активных средств стабилизации особое значение приобретает изучение свободных колебаний, которые сопровождаются торможением движения центра масс ББ под воздействием атмосферы. Амплитудой и частотой этих колебаний определяется нагружение конструкции ББ.

Так как расчет проводится с целью визуализации процесса движения, то в первую очередь необходимо знать такие характеристики, как изменение во времени скорости, высоты, угла поворота ББ вокруг центра масс т.д., то нет необходимости прибегать к точным уравнениям. Моделирование может быть проведено для плоских траекторий, без учета вращения Земли. Действующие силы запишем в следующем виде:

$$G=mg, \quad X_I=c_{xI}qS, \quad Y_I=c_{yI}qS.$$

Значения c_{xI} , c_{yI} являются функциями угла атаки α , числа Маха M и числа Рейнольдса Re или высоты полета h . В отличие от случая расчета активного участка полета, когда углы атаки малы и можно считать, что коэффициент c_x в этих пределах не зависит от угла атаки, а c_y пропорционален первой степени угла атаки, в рассматриваемом случае таких предположений делать нельзя. Это объясняется тем, что неуправляемый боковой блок после отделения его от ракеты-носителя находится в некотором вращательном движении, определяемом только начальными условиями при отделении. В зависимости от случайной величины угловой скорости, которая была сообщена ББ при отделении, положение его осей относительно вектора скорости в какой-то фиксированный момент времени или на какой-то фиксированной высоте будет также случайным. При рассматриваемой ситуации угол атаки в плоскости движения может иметь любую величину от 0 до 360°. По этой причине коэффициенты c_{xI} и c_{yI} должны определяться

по специально построенным графикам в функции угла атаки α . Угловое положение бокового блока представлено на рисунке 1.

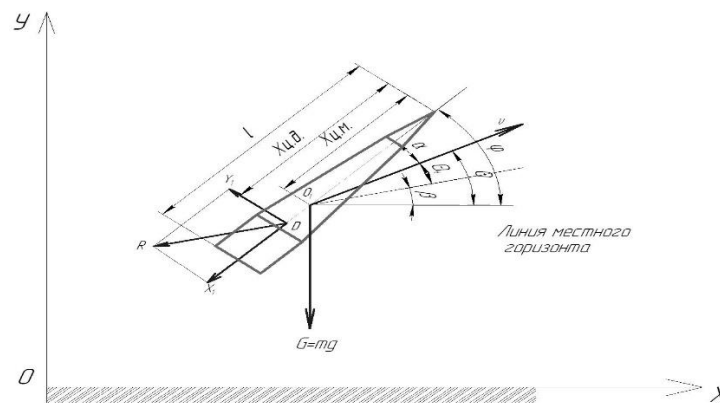


Рис.1. Угловое положение бокового блока

Кроме сил, в полете действуют моменты, под влиянием которых и совершается колебательное движение ББ. Это аэродинамические моменты – стабилизирующий и момент обратного знака – опрокидывающий.

Для вычисления аэродинамического стабилизирующего момента используется любая из следующих формул:

$$M_z = Y_1(x_{ц.д} - x_{ц.м}) = c_{y1}qS(x_{ц.д} - x_{ц.м}) = m_{z1}qSL.$$

Здесь, как принято в аэродинамике:

$$\frac{c_{y1}(x_{ц.д} - x_{ц.м})}{l} \approx m_{z2} \text{ или } c_{y1}(c_{ц.д} - c_{ц.м}) \approx m_{z1},$$

$$\text{где } c_{ц.д} = \frac{x_{ц.д}}{l}; \quad c_{ц.м} = \frac{x_{ц.м}}{l};$$

m_{z1} – коэффициент аэродинамического момента;

$c_{ц.д}$ и $c_{ц.м}$ – коэффициенты центра давления и центра масс.

Исходим из того, что траектория является плоской кривой, а вращением Земли и нецентральностью ее поля можно пренебречь.

При этих условиях уравнения движения удобно записать в проекциях на оси неподвижной системы координат:

$$\begin{aligned}
\frac{dv_x}{dt} &= -\frac{qSc_{x1}}{m} \cos \phi - \frac{qSc_{y1}}{m} \sin \phi, \\
\frac{dv_y}{dt} &= -\frac{qSc_{x1}}{m} \sin \phi + \frac{qSc_{y1}}{m} \cos \phi - g, \\
\frac{dx}{dt} &= v_x, & \frac{dy}{dt} &= v_y, \\
\frac{d\omega_{z1}}{dt} &= -\frac{c_{y1}qS(x_{u,\phi} - x_{u,m})}{I_{z1}}, \\
\frac{d\phi}{dt} &= \omega_{z1}.
\end{aligned} \tag{1}$$

Для определения аэродинамических коэффициентов c_{x1} и c_{y1} необходимо знать угол атаки, который определяется по формуле

$$a = \varphi - \theta_n, \tag{2}$$

где θ_n – угол наклона вектора скорости к начальному горизонту (направлению оси x) равный

$$\theta_n = \operatorname{arctg} \frac{v_y}{v_x}. \tag{3}$$

К уравнениям системы (1) необходимо добавить соотношения (2) и (3), которые замыкают систему.

Особенностью этой системы является наличие уравнений, описывающих движение бокового блока вокруг центра масс (последние два уравнения системы (1)). Движение вокруг центра масс рассматриваются только в плоскости движения под действием стабилизирующего или опрокидывающего момента. Как моменты, так и угловое ускорение $d\omega_{z1}/dt$ рассматриваются относительно связанной с ББ оси $z1$; относительно этой же оси определен и момент инерции I_{z1} .

Моделирование движения бокового блока на пассивном участке траектории со сверхзвуковыми скоростями осуществлено с использованием аэродинамических коэффициентов для больших углов атаки (до 180°), полученных по эмпирическим зависимостям и экспериментальным данным.

Также были проведены расчеты аэродинамических характеристик с использованием теории Ньютона, что вполне правомерно при больших углах атаки и сверхзвуковых числах Маха. На основании этих данных было проведено линейное интерполирование, в результате чего были получены и построены зависимости аэродинамических коэффициентов для чисел Маха, лежащих в диапазоне от 1,8 до 4,0.

Для моделирования движения бокового блока на участке пассивного падения для чисел Маха от 0,2 до 1,2 были использованы аэродинамические коэффициенты, определенные для больших углов атаки (до 180°) с использованием полуэмпирического метода, основанного на экспериментальных испытаниях.

Преимуществами прогнозирования аэродинамических коэффициентов полуэмпирическими методами являются быстрота восстановления и область действия, специфически адаптированная к области исследования – аэродинамике падающего тела. Этот подход учитывает, как характеристики потоков при малых углах падения, так и потоки, развиваемые в аэродинамических средах при больших углах падения. Положение ББ рассматривается для углов атаки от 0° до 180° с интервалом в 30° . Число Маха изменяется от 0,2 до 1,2 с интервалом 0,2. Значения коэффициента продольной силы для промежуточных чисел Маха получены посредством линейного интерполирования расчетных данных.

С помощью программы моделирования движения можно проследить динамику ББ в зависимости от ветровых нагрузок и определить место его падения.

В настоящее время для приема отделившихся боковых блоков ракеты-носителя выделяют районы падения в виде эллипсов. При моделировании падения бокового блока с помощью разработанной программы оси эллипса этого района падения уменьшаются на 10%. Таким образом, применение модели и разработанного программного продукта способствует уменьшению площади отчуждаемых территорий, сокращению временных затрат на обеспечение безопасности в районах падения отделяющихся частей ракеты-носителя, а также на поиск этих частей.

Для визуализации процесса движения ББ на пассивном участке траектории необходимо знать параметры движения в каждый момент времени. Поэтому требуется решить систему дифференциальных уравнений (1). Интегрирование осуществляется методом Рунге-Кутты четвертого порядка. Результаты численного моделирования движения бокового блока ракеты-носителя «Союз» на пассивном участке траектории представлены на рисунках 2-5. На них показаны изменения координат центра масс, составляющих скорости движения, угла тангажа и угловой скорости бокового блока при пассивном движении после его отделения от РН на 60 секунде полета с учетом действия аэродинамических сил и моментов.

По графику движения центра масс (рис. 2) видно, что после отделения боковой блок по инерции за счет начальной скорости продолжает двигаться вверх, а через некоторое время под действием силы тяжести начинает снижаться и достигает земли.

Этот же процесс виден по графикам проекций скорости на оси неподвижной системы координат (рис. 3). С увеличением высоты подъема величина проекции скорости на ось Y уменьшается за счет действия аэродинамических сил и силы тяжести до тех пор, пока не станет равной нулю. Затем под действием силы тяжести боковой блок начинает снижаться и разгоняться, т.е. скорость увеличивается. Знак «-» на графике показывает, что скорость направлена вниз. График проекции скорости на ось X показывает, что скорость движения уменьшается за счет сопротивления воздушной среды. Графики изменения угла тангажа и угловой скорости вращения (рис. 4) показывают, что при свободном падении боковой блок непрерывно вращается и угол тангажа изменяется от 0 до 360° . Таким образом, при сравнении результатов моделирования с учетом аэродинамических сил и при действии только силы тяжести наглядно видно, что аэродинамика оказывает большое влияние на движение ББ.

При моделировании можно также проследить влияние ветровых нагрузок на движение бокового блока в зависимости от скорости ветра и его направления.

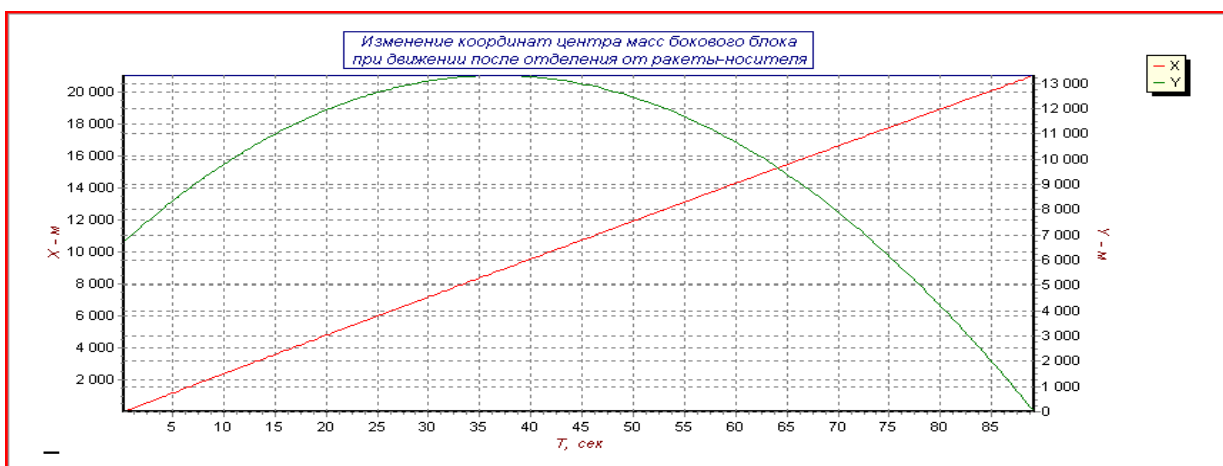


Рис. 2. Изменение координат центра масс бокового блока при движении после отделения от РН на 60 с. полета с учетом аэродинамических сил

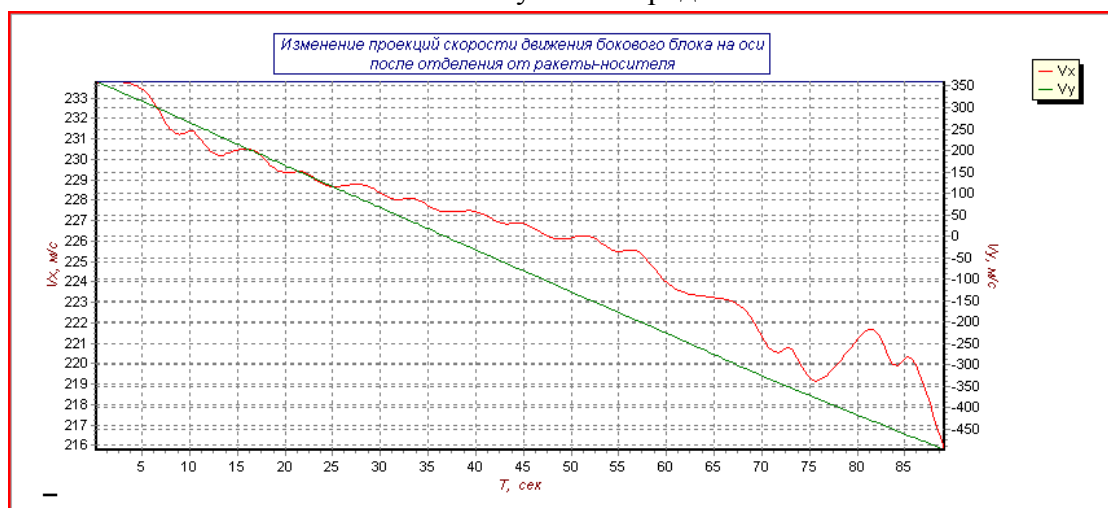


Рис. 3. Изменение проекций скорости центра масс бокового блока при движении после отделения от РН на 60 с. полета с учетом аэродинамических сил

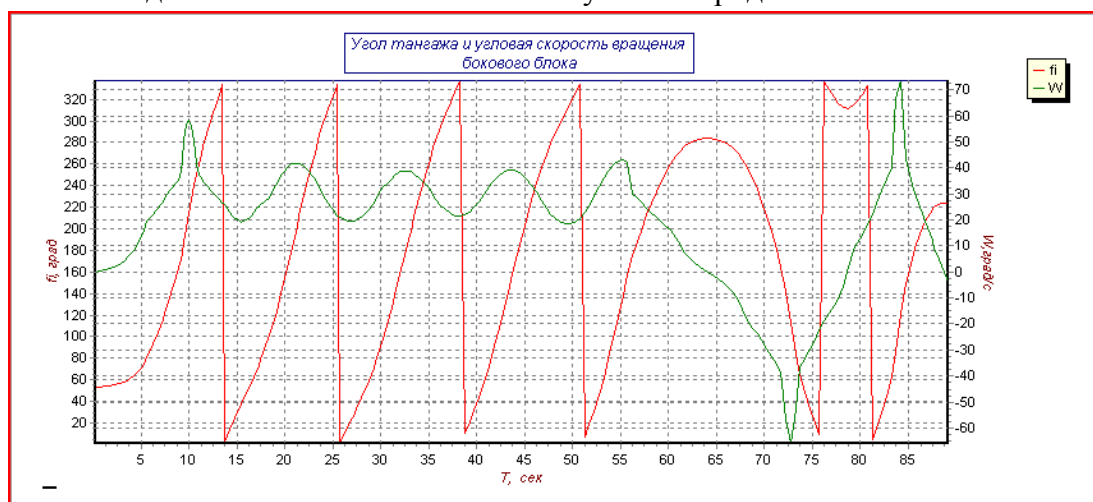


Рис. 4. Изменение угла тангажа и угловой скорости бокового блока при движении после отделения от РН на 60 с. полета с учетом аэродинамических сил

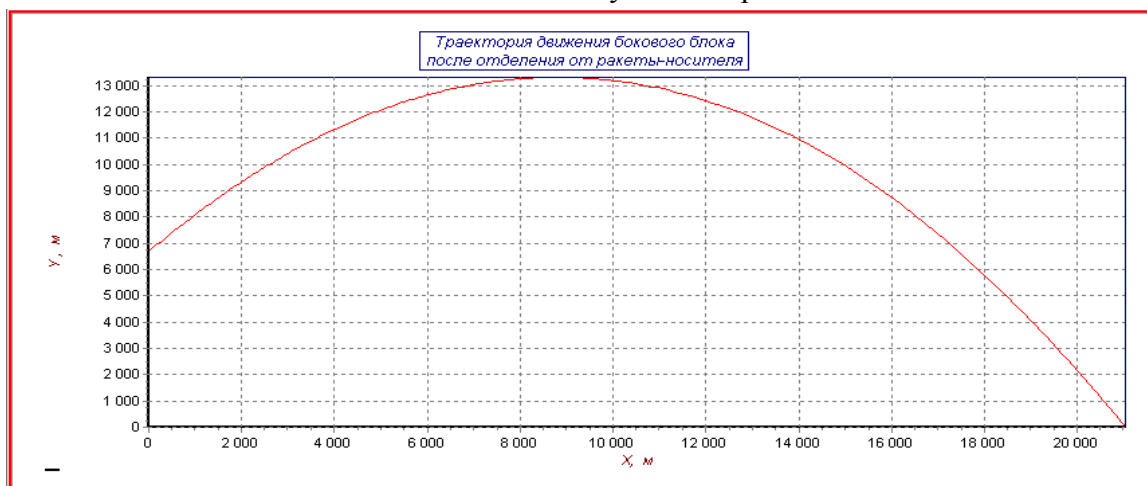


Рис. 5. Траектория движения бокового блока после отделения от ракеты-носителя с учетом аэродинамических сил

По результатам моделирования можно сделать следующие выводы о характере движения ББ:

- после отделения ББ по инерции продолжает двигаться вверх, а затем под действием силы тяжести начинает снижаться и достигает земли;
- с увеличением высоты подъема величина проекции скорости на ось Y уменьшается до тех пор, пока не станет равной нулю, а затем под действием силы тяжести ББ начинает разгоняться;
- при свободном падении ББ непрерывно вращается и угол тангажа изменяется от 0 до 360° .