

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПРИНУДИТЕЛЬНОГО ЧЛЕНЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ ЦЕНТРАЛЬНОГО БЛОКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ТИПА "СОЮЗ" НА ПРОЦЕСС ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

В процессе выведения ракетой-носителем (РН) полезной нагрузки на целевую орбиту в расчетные моменты времени происходит отделение отработавших блоков. Отделившиеся блоки осуществляют самостоятельное неуправляемое свободное падение, поэтому для безопасной эксплуатации РН на поверхности Земли выделяют зоны отчуждения. Чем меньше площадь необходимой зоны отчуждения, тем больше возможных вариантов ее расположения и тем больше спектр реализуемых наклонений орбит выведения полезной нагрузки (ПН). Кроме того, если зона отчуждения располагается на территории иностранного государства, то за ее использование взимается определенная арендная плата, пропорциональная площади зоны отчуждения и поэтому возникает необходимость ее минимизации.

Рассмотрим влияние преднамеренного членения центрального блока на размеры района его падения и на массу ПН, выводимой на целевую орбиту. В качестве целевой орбиты примем геопереходную орбиту с высотой перигея $H_{п.гпо} = 5500$ км и наклоном $i_{гпо} = 25^\circ$. Трехступенчатая РН типа "Союз" выводит на круговую опорную орбиту высотой $H_{орб} = 200$ км ПН с разгонным блоком (РБ), а затем РБ осуществляет перевод ПН с опорной орбиты на геопереходную орбиту. Схема предполагаемого членения центрального блока (ЦБ) представлена на рисунке 1. Членение по сечениям 1-1, 2-2 и 4-4 можно осуществлять, используя так называемый кумулятивный распределенный шнуровой заряд, который устанавливается по контуру обшивки и при срабатывании разрезает ее. При этом необходимо предусмотреть механизм стравливания избыточного давления в баках перед срабатыванием шнурового заряда.



Рис. 1. Центральный блок ракеты-носителя типа "Союз"

При составлении математической модели движения РН "Союз" были приняты следующие допущения:

1. РН считаем твердым телом переменной массы;
2. предполагаем, что РН является абсолютно жестким телом, т.е. не учитываются упругость конструкции и колебания жидкого топлива в баках;
3. пренебрегаем влиянием на траекторию Луны, Солнца и остальных небесных тел;
4. в качестве модели Земли принимаем шар с радиусом, равным среднему радиусу Земли;
5. гравитационное поле Земли характеризуется потенциалом центрального поля;
6. все параметры атмосферы соответствуют стандартной атмосфере по ГОСТ 4401–81;
7. граница эффективной атмосферы принимается равной 120 км.

С учетом принятых допущений и на основании материала, изложенного в работе [1], составлена замкнутая система дифференциальных уравнений, описывающих движение первой ступени РН. При этом величиной подъемной силы вследствие ее малости пренебрегаем. Система дифференциальных уравнений, описывающих движение верхних ступеней РН, приведена в работе [2]. При рассмотрении движения верхних ступеней РН аэродинамическими и инерционными силами, обусловленными вращением Земли, пренебрегаем. Для моделирования падения ЦБ и его частей на основании [1] составлена система дифференциальных уравнений с учетом подъемной силы и вращения вокруг центра масс. По материалам, изложенным в [4] и [5], произведен аэродинамический расчет для ЦБ и каждой из его частей.

Траектория полета РН определяется программой угла тангажа относительно начального горизонта в виде функции $\varphi(t)$. При ее выборе необходимо учитывать различные ограничения, накладываемые на движение РН [1]. Большинство этих ограничений накладывается на движение первой ступени. Программа угла тангажа φ на этапе работы первой ступени определяется зависимостью: $\varphi(t) = \Theta(t) + \alpha(t)$. Выбор программы угла тангажа верхних ступеней РН рассмотрен в [3]. Выбрана оптимальная с энергетической точки зрения программа тангажа. При расчете выведения на опорную орбиту на этапе работы каждой ступени необходимо решать краевую задачу. Краевая задача для первой ступени РН заключается в том, чтобы в момент окончания ее работы величина скоростного напора q была равна заданному предельному значению:

$$q_{k1} = q_{k1}^{пред}. \quad (1)$$

Условием решения краевой задачи для второй ступени РН является равенство линейной дальности $L_{цб}$ падения ЦБ заданному значению:

$$L_{цб} = L_{цб}^{зад}. \quad (2)$$

Для случая членения конструкции ЦБ отдельно моделируется падение каждой части, и в качестве линейной дальности падения в выражение (2) подставляется среднее арифметическое линейных дальностей падения всех частей.

Краевым условием для третьей ступени является выведение головного блока на круговую опорную орбиту заданной высоты с нулевым углом наклона траектории Θ :

$$h_{к3} = H_{орб}, \quad \Theta_{к3} = 0. \quad (3)$$

Затем рассчитывается величина суммарного приращения скорости для перевода полезной нагрузки с опорной орбиты на геопереходную. Первый импульс ΔV_1 обеспечивает выход РБ на круговую опорную орбиту после отделения ускорителя третьей ступени. Второй импульс ΔV_2 обеспечивает переход на промежуточную компланарную эллиптическую орбиту. Третий импульс ΔV_3 обеспечивает переход с промежуточной эллиптической орбиты на геопереходную орбиту. При этом пренебрегаем потерями скорости, возникающими из-за действия силы притяжения Земли и возможной некомпланарности векторов силы тяги и скорости. Зная характеристическую скорость перелета, рассчитываем необходимый запас топлива РБ, используя формулу Циолковского [6], а затем вычисляем максимальную массу выводимой полезной нагрузки $m_{пн}^{\max}$.

Была проведена серия из 100 статистических испытаний для случая падения ЦБ целиком и для случая членения его конструкции. При каждом расчете осуществлялась вариация начальных условий движения ЦБ и его частей, их аэродинамических и массовых характеристик. Предполагалось, что членение осуществляется на высоте 90 км и дальнейшего разрушения конструкции не происходит. Необходимо отметить, что в теоретических расчетах в качестве района падения ЦБ целиком принимается эллипс 60×20 км. Результаты расчетов приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Результаты, полученные методом статистических испытаний

Характеристики случайной величины	Падение центрального блока целиком	Членение конструкции центрального блока
$m_{пн}^{\max}$, кг		
математическое ожидание	1270	1350
дисперсия	16620	8180
среднеквадратичное отклонение	130	90
$\Delta L_{цб}$, км		
математическое ожидание	60,0	52,6
дисперси	-	161,2
среднеквадратичное отклонение	-	12,7

На основании полученных результатов можно сделать следующие выводы:

1. применение преднамеренного членения конструкции отработавших блоков РН позволяет уменьшить размеры района их падения;
2. благодаря применению преднамеренного членения конструкции отработавших блоков РН появляется возможность реализации более выгодной с энергетической точки зрения программы угла тангажа, вследствие чего увеличивается масса полезной нагрузки, выводимой на целевую орбиту.

Библиографический список

1. Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987.
2. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.
3. Рычков С.А. Проблема выбора программы угла тангажа верхних ступеней ракеты-носителя типа "Союз" / Самар. госуд. аэрокосмич. ун-т. – Самара, 2005. – 9 с. – Деп. в ВИНТИ 06.04.2005, № 462-B2005.
4. Аэродинамика ракет / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошевой, А.Н. Данилов и др. – М.: Высш. шк., 1968.
5. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учебное пособие для вузов. М.: Машиностроение, 1973.
6. Охочимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета: Учебное пособие. М.: Наука, 1990.