

Петровичев М. А., Каргин Н. Т., Кайда Д. А.

ВОЗВРАЩАЕМЫЕ БОКОВЫЕ БЛОКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ»

Возврат для многоразового использования отработавших боковых блоков становится особенно актуальным в связи со строительством и использованием космодромов, удаленных от мест производства на значительные расстояния, что удорожает стоимость запусков.

Для этого возможны различные варианты спуска и возврата отработавших блоков на Землю, с условием их сохранения:

- после отделения боковых блоков, они падают вниз и тормозятся за счет ракетных двигателей, т.е. одни и те же двигатели служат для подъема ступени на высоту и для торможения при спуске;

- использование сложной парашютной системы торможения и двигателей мягкой посадки;

- баллистический спуск до высот 18-15 км и дальнейший спуск и приземление по самолетной схеме;

- использование аэродинамических сил во время всего спуска, начиная с высоты 70 км, а затем парашютная схема посадки.

Вариант спуска боковых блоков с использованием ракетных двигателей требует большого количества топлива, поэтому его реализация вряд ли возможна.

При проектировании ракеты-носителя (РН) «Энергия» предлагалась схема спуска многоразового блока «А» с использованием парашютной системы и двигателей мягкой посадки. Блок отделялся, двигаясь по баллистической траектории, выходил за границу атмосферы, затем при входе в плотные слои атмосферы выпускался тормозной парашют. Далее, при достижении высоты 5 км открывался купол основного парашюта, и сначала он был прицеплен к донной части блока. На высоте 3-4 км происходила «перцепка» парашюта, при этом узел крепления парашюта смещается к центру тяжести блока. Блок приземляется в горизонтальном положении, по приближению к поверхности Земли амортизационные стойки устанавливались в рабочее положение и включались двигатели мягкой посадки. Недостатками данной схемы является отсутствие возможности возврата в точку старта, т.е. целью проекта было только сохранение блока при большом разбросе точки приземления на местности, что затрудняет поиск.

Следующий рассмотренный проект – многоразовый блок «А» РН «Энергия-2» -

представляет собой свободонесущий моноплан с верхним расположением крыла. V-образное оперение уложено в стартовом положении вдоль продольной оси блока и закреплено замками. Основное крыло также сложено пополам по продольной оси блока и закреплено. Основные стойки шасси складываются в обтекатели, установленные на блоке. Внутри специального обтекателя в носовой части блока расположены воздушно-реактивный двигатель и топливный бак с керосином, выполненный в виде тора. После отделения крыло и оперение блока раскрываются и обеспечивают режим планирования, и на высоте 5 км начинается горизонтальный полет с помощью двигательной установки, а затем планирование с этой высоты.

Аналогичный, но более недавний проект – многоразовый ускоритель «Байкал». Для возврата к месту старта и посадки на аэродром многоразовый ускоритель оснащен прямым поворотным крылом, хвостовым оперением, шасси, воздушно-реактивной двигательной установкой, системой управления. На этапе выведения, крыло сложено вдоль корпуса многоразового ускорителя, а после разделения со второй ступенью оно поворачивается в рабочее положение для автономного полета на этапе возвращения.

Недостатками данных схем являются в первую очередь большая масса блоков за счет дополнительных силовых установок, баков и шасси. Механизмы поворота должны обладать достаточной прочностью и удовлетворять накладываемым требованиям по надежности, что приводит к увеличению массы конструкции.

Возвращение четырех отдельных блоков определяет следующие требования:

- каждый блок должен иметь средства возврата;
- каждый блок должен иметь систему управления;
- наземные средства должны обеспечить последовательность приземления блоков с исключением возможных столкновений.

Можно сформулировать некоторые условия для возвращаемых блоков:

- дополнительные конструкции не должны обладать большой массой, и создаваемое ими аэродинамическое сопротивление должно быть минимальным;
- предпочтительно не устанавливать дополнительные силовые установки, т.к. они дают большой прирост к массе и к изменению конструкции;
- предпочтительно выполнить крыло без механизма поворота, чтобы уменьшить его массу;
- рационально использовать парашютную систему посадки, поскольку в этом случае нет нужды в шасси и средствах (типа самолетных) для управления по курсу, тангажу и высоте.

На основе вышеперечисленных требований и условий предложен вариант возвращаемой конструкции на основе боковых блоков для РН «Союз».

Предлагаемый вариант представляет собой конструкцию, состоящую из двух боковых блоков, соединенных с помощью поверхностей, служащих также источником подъемной силы.

Такая компоновка обеспечивает ряд преимуществ:

- спускаемых сочлененных блоков два, что значительно упрощает порядок посадки (по сравнению с четырьмя отдельно приземляющимися блоками);

- конструкция сочлененных блоков представляет собой замкнутый контур, что увеличивает жесткость и прочность. При одинаковых прочностных параметрах появляется возможность снизить массу конструкции бокового блока, а следовательно не потерять массу полезной нагрузки РН ;

- значительно увеличивается статическая устойчивость на активном участке;

- связка блоков представляет собой конструкцию, увеличивающую подъемную силу блоков, что позволяет уменьшить площадь крыла;

- после отделения от центрального блока не требуется никаких перестроений в конструкции отделяемых блоков.

Рассмотрим схему возвращаемой конструкции. Она состоит из двух боковых блоков, переднего крыла-перемычки, основного несущего крыла, вертикального оперения, пилонов, элеронов на несущем крыле и рулей на вертикальном оперении.

Основное крыло имеет трапециевидную форму с прямой задней кромкой и ромбовидным профилем. Оно крепится к корпусам блоков на пилонах, что позволяет увеличить подъемную силу за счет увеличения площади омывания набегающим потоком. Переднее крыло-перемычка ромбовидного сечения устанавливается между блоками. Пространственная схема установки крыльев (на разных уровнях) добавляет жесткости конструкции.

Процесс полета и возврата блоков происходит по схеме: запуск ракеты-носителя осуществляется из точки старта «А», и на высоте 70 км в точке «В» происходит отделение двух сочлененных блоков. Расстояние по поверхности Земли между точками «А» и «В» составляет 130 км. При расстыковке сочлененный блок ускорителей имеет вертикальную и горизонтальную составляющие скорости соответственно 1300 м/с и 1700 м/с. В это время блоки движутся в безвоздушном пространстве по баллистической траектории. После входа в атмосферу спаренные боковые блоки начинают разворот с постоянным углом крена до точки «Е», в которой продольная ось спаренных блоков будет направлена на точку старта. Далее идет планирование с нулевым углом крена.

Траектория возвращения состоит из трех основных частей:

- участок полета на больших высотах (более 50 км) при наличии малых аэродинамических сил - этот участок можно назвать баллистической фазой;

- участок разворота блока по направлению к месту посадки, при котором происходит резкое снижение скорости и высоты. Управление разворотом осуществляется по углу между продольной осью спаренных блоков и направлением на радиостанцию, расположенную в точке посадки, с помощью радиокompаса;

- участок планирования по направлению к месту посадки характеризуется числом Маха, меньше единицы.

При осуществлении управляемого атмосферного полета решается задача максимального использования потенциальной и кинетической энергии для возврата в окрестность точки старта.

Один из вариантов расчета показал, что при начальном значении угла тангажа 5° для конечной высоты 100 м вертикальная скорость составляет 6 м/с, горизонтальная – 60 м/с, недолет до места старта - 6 км. При расчетах не учитывалось наличие ветра. При дополнительном управлении углами тангажа и атаки можно увеличить дальность полета, что позволяет привести возвращаемые сочлененные блоки к месту старта при наличии ветра.