

ВОЗДУШНЫЙ СТАРТ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ВЕРХНЕЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТА

Введение

Мировой опыт последних лет показывает, что процесс освоения и использование космического пространства едет нарастающими темпами. Однако, космические программы становятся все больше дорогие и ресурсоемкие, требующие разработки новых технологий. К числу важнейших проблем дальнейшего освоения космоса необходимо отнести снижение стоимости космических программ и повышение их экономической эффективности, исключение вредного влияния на окружающую среду, обеспечение безопасности полетов. Существующим ракетным системам вывода в космос полезных грузов присущи следующие недостатки:

- высокая стоимость вывода в космос единицы массы полезного груза;
- стационарность места старта, который ограничивает оперативные и тактические возможности средств вывода;
- нанесение серьезного вреда окружающей среде;

Закономерным направлением развития космических систем является переход к созданию многократно используемых (многоразовых) космических систем. К настоящему времени определились четыре основных технических концепции построения многоразовых космических систем:

Многоразовые ракетно-космические системы (“Спейс Шатл”, “Энергия-Буран”).

Многоразовые ракетно-космические системы, которые реализуют вертикальный ракетный старт (“Дельта-Кипер”).

Многоразовые воздушно-космические системы, которые реализуют гиперзвуковые скорости полета в атмосфере с использованием комбинированных двигательных установок (ДУ).

Авиационные ракетно - космические комплексы (АРКК), которые используют дозвуковые самолеты-носители и реализуют горизонтальный старт и посадку орбитального корабля. (“Свitezь”, “Ориль”, “Бурлака” и др.)

Одним из перспективных способов нового поколения являются авиационные космические ракетные комплексы. Особое внимание в проектах АРКК разных стран отводится разработке двухступенчатых АРКК горизонтального старта, которые используют в качестве первой ступени самолет-носитель, а в качестве другой (орбитальной) ступени - ракету-носитель (РН). Учитывая важность и перспективность данного направления для Украины как космического государства, исследование вопросов создания АРКК является одной из приоритетных задач.

1. Анализ способов осуществления воздушного старта

1.1. Постановка проблемы определения способов разделения состыкованных летательных аппаратов

Многообразие способов разделения определяется прежде всего компоновочной схемой АРКК, при этом учитываются возможные варианты деления, которые обеспечивают безопасное движение объектов после момента разрыва механических связей.

В настоящее время известные способы осуществления воздушного старта ракет и самолетов с помощью запуска собственных двигателей стартующих объектов из режима полета составного летательного аппарата (ЛА) с нормальной перегрузкой $n_y = 1$. Однако такой способ применим только к небольшим ЛА, у которых струя газов, выходящих из двигателей, имеет небольшой запас кинетической и тепловой энергии. Большой запас энергии, которым обладает струя газов, которые выходят из двигателей ракеты весом 50..100 тонн и больше, не позволяет включить двигатели для удаления ракеты от самолета - носителя (СН) на некоторое безопасное расстояние.

Другим способом воздушного старта ракеты является извлечение ее из грузового отсека фюзеляжа самолета - носителя.

В данной статье будет рассмотрен первый способ старта ракеты-носителя, которая закрепляется на верхней части фюзеляжа самолета.

1.2. Решение проблемы

Исследования показывают, что для АРКК более легкой по весу и простой по конструктивному выполнению является схема с верхним расположением ракеты на самолете-носителе. В качестве ракеты может выступать орбитальный самолет; орбитальный самолет с внешним топливным баком; возвращаемый аппарат, состыкованный по схеме “тандем” и др.

Безопасный старт ракеты с СН в атмосфере при $n_y = 1$ вызывает определенные технические трудности. Предварительный запуск двигателей не применяется вследствие опасности повреждения самолета струей газов реактивных двигателей. Попытка отделить ракету от СН без запуска ее двигателей потребовала бы приложить к ней большие усилия, что при относительно небольшой прочности ракеты недопустимо. После отделения ракеты скачкообразно возрастает (более чем в 2 раза) нормальная перегрузка СН, что еще больше усложняет воздушный старт ракет [1].

Принципиально возможно провести отделение самолета-носителя от ракеты уменьшением перегрузки СН, для чего можно применить поворотное крыло или ракетные ускорители [2], расположенные симметрично относительно центра масс по поперечной оси СН. Отклонением только рулей высоты это сделать нельзя, так как уменьшение подъемной силы отклонением рулей вниз связано с вращением СН относительно поперечной оси, вследствие чего хвостовая часть СН поднимается вверх и переходит на меньшие углы атаки ракету, затрудняя ее отделение. Использо-

зование вместе с рулями высоты органов непосредственного управления подъемной силой помогает частично решить эту проблему.

1.3. Способы осуществления воздушного старта

Теоретически представляется возможным отделить ракету от самолета-носителя такими способами:

1.3.1. Подъем ракеты относительно самолета-носителя

Такой способ допускает наличие возможности механическим путем или катапультированием поднять ракету на некоторую высоту относительно самолета-носителя. Для безопасного расцепления эта высота должна быть такой, чтобы при раздельном движении ракета не задевала хвостовую часть СН. Необходимая высота подъема зависит от угла атаки ракеты в поднятом состоянии ; чем больше угол атаки (в пределах безсрывного обтекания), тем меньше нужна высота предыдущего подъема.

Рассмотрим случай, когда к моменту расцепления АРКК имеет угол атаки $\alpha = 8^\circ$ град и такой же угол атаки имеет ракета в поднятом положении. После разделения, вследствие увеличения нормальной перегрузки СН в 2...3 раза, СН перемещается вверх, а ракета перемещается вниз. Так как подъемная сила ракеты меньше его веса, происходит относительное сближение объектов по высоте. В горизонтальной плоскости ракета движется с отставанием относительно СН. За время движения в горизонтальной плоскости, в которой расположен СН, ракета должна отставать на расстояние

$$l = l_{oc} + l_{без},$$

где l_{oc} – длина ракеты;

$l_{без}$ – расстояние, на котором прохождение ракеты за СН становится безопасным.

Расчеты показывают, если принять за безопасное расстояние $l_{без} = 20\text{ м}$, то высота подъема должна быть не менее 15 м. Запуск двигателей ракеты возможен через 4 с после подъема ракеты, при этом расстояние между объектами по горизонту равняется около 100 м и ракета находится на 20 м ниже СН. При этом для обеспечения безопасного расстояния между объектами по высоте необходимо приложить силу $P = 250\text{ т}$. Рассмотренный случай для тяжелых ракет технически осуществить довольно тяжело вследствие больших усилий, которые нужны для катапультирования ракеты на указанное относительное расстояние по высоте, и, соответственно, необходимого увеличения прочности конструкции [3]. Если одновременно с катапультированием (сбрасыванием) осуществить поворот ракеты вокруг центра масс на 12° и СН на 9° , то необходимая высота катапультирования уменьшается до 6 м, а необходимая сила в этом случае будет порядка 110 т.

1.3.2. Подъем носовой части ракеты - носителя для получения угла атаки, который соответствует величине подъемной силы ракеты

Расчеты показывают, что для обеспечения отделения РН от СН необходимо создать для ракеты угол атаки $> 20^\circ$, т.е. дополнительно увели-

чить угол атаки на 12° . С этой целью РН, расположенную на расстоянии 9 м от носка СН необходимо поднять на высоту 3,6 м. Механический подъем на такую высоту затруднен вследствие большой высоты подъемного устройства. Кроме того, к СН необходимо приложить дополнительную силу $P > 63$ т, направленную вниз, что снижает нормальную перегрузку СН после отделения ракеты. Уменьшить подъемную силу СН отклонением только рулей высоты нельзя из-за возникающего вращения СН относительно оси Z и подъема его хвостовой части.

1.3.3. Стягивание ракеты назад по направляющим с помощью тормозных устройств

Если предположить, что с помощью тормозных устройств (например, парашюта) увеличивается коэффициент лобового сопротивления C_x ракеты - носителя в 4 раза, то за счет силы сопротивления ракета может перемещаться по направляющим на всю длину, т.е. к полного отделения от СН за время $t = 2$ с. Сдвиг центра масс, вызванный перемещением ракеты, переводит весь АРКК в кобирование, а хвостовая часть ракеты не имеющая достаточной подъемной силы, опускается, что приведет к заклиниванию в направляющих и затруднит отделение. Поэтому реализация такого способа старта возможно только при условии приложения дополнительных сил для балансирования. Источником таких сил могут; служить дополнительные несущие поверхности или ракетные ускорители на хвостовой части ракеты и ракетные ускорители на носовой части СН, сила тяги которых направлена вниз и по величине сравнима с весом ракеты. Таким образом, можно сделать вывод о существенных трудностях такого способа старта.

1.3.4. Отвод самолета-носителя вниз от ракеты

Для того, чтобы осуществить отделение СН от ракеты, необходимо создать ускорение, направленное вниз, которое должно быть больше, чем ускорение ракеты. Это в принципе возможно осуществить следующими путями:

- уменьшением угла атаки самолета-носителя;
- изменением установочного угла крыла в полете;
- отклонением аэродинамических управляющих поверхностей;
- применением ракетных ускорителей [8].

Создание отрицательной перегрузки за счет перевода СН на отрицательный угол атаки связано с разворотом всего комплекса, что может привести к разрыву механических связей и передаче повышенных нагрузок на ракету, что не желательно.

Изменением установочного угла крыла можно создать отрицательную перегрузку СН без вращающегося движения. Однако такое устройство усложняет крыло СН и увеличивает его массу.

Исследования показывают, что отклонение закрылков на 10 град приводит к изменению угла атаки на 1 град. При этом оказывается возможным отклонением закрылков создать отрицательную перегрузку без

вращающегося движения при небольших углах атаки в исходном режиме полета СН.

Отрицательная перегрузка может быть создана также дополнительными ракетными ускорителями [8], расположенными на самолете-носителе. Исследования показывают, что для отделения СН от ракеты рассмотренных классов объектов, суммарная тяга ракетных ускорителей должна быть $P > 60$ т и направлена вниз. Применяя ракетные ускорители в комбинации с отклонением закрылков или элевонов, можно уменьшить требуемую тягу ракетных ускорителей. Таким образом, отделение ракеты от СН может быть осуществлено за счет отвода СН вниз от ракеты. При этом нужны специальные ускорители значительной тяги.

С целью осуществления старта без применения сложной механизации или дополнительных двигателей, а также для уменьшения начальных возмущений, целесообразно АРКК перед воздушным стартом ракеты перевести в режим полета с нулевой нормальной перегрузкой, после чего деление объектов может производиться двумя способами:

- в момент достижения $n_y \text{ макс} = 1$ отклоняются элевоны или закрылки СН вниз. Возникающая при этом отрицательная перегрузка $n_y \text{ макс} < 1$ создает отрицательную подъемную силу, которая отделяет СН от ракеты.

Этот способ не требует как использования дополнительных сил для принудительного отделения, так и увеличения прочности конструкции СН и ракеты [3, 7]. Применение ракетных ускорителей с малой тягой для отвода СН вниз от ракеты из положения $n_y \geq 1$ приведет к более усложненному разделению.

- одновременно с переводом многоразовой авиационно-космической системы на режим с перегрузкой $n_y \text{ макс} = 1$ передняя часть орбитальной ступени поднимается и создается некоторый угол между летательными аппаратами из условия приемлемой высоты подъема опор, а после достижения $n_y \text{ макс} = 1$ приоткрываются замки крепления ракеты. Разделение происходит в результате действия противоположно направленных подъемных сил.

При анализе процесса деления объектов следует учитывать, что распределение давления вдоль корпуса ракеты общая нормальная сила N складывается из нормальной силы N_1 , которая действует на носовую часть и направлена вверх, и N_2 , которая действует на хвостовую часть и направлена вниз. Как показали расчеты, нормальная сила N_1 по абсолютной величине больше силы N_2 и, таким образом, общая нормальная сила направлена вверх, что способствует отделению ракеты от СН. При этом момент сил N_1 и N_2 относительно центра масс ракеты — кобрирующий, что также будет оказывать содействие отделению. С момента отделения ракеты от СН происходит непрерывное увеличение расстояния по высоте и по дальности между центрами масс разделяющихся объектов.

Таким образом, процессу разделения объектов предшествует предстартовый маневр многоэлемента авиационно-космической системы путем перевода ее на $n_y < 0$ при нулевых углах крена и скольжения.

Отклонением элеронов или закрылков СН создается отрицательная перегрузка, в результате чего он движется вниз, а отделившаяся ракета движется с положительным увеличивающимся углом атаки и с положительной нормальной перегрузкой.

Двигатели ракеты включаются через некоторое время после отделения от СН.



Рис. 1 – Траектория движения СН (горка)

Движение ракеты характеризуется двумя участками:

- участком пассивного движения (двигатели не включены);
- участком активного движения (двигатели включены).

На пассивном участке полета после разделения СН движется с ускорением, а ракета при отсутствии тяги двигателей – вниз. Кроме того, противоположное направление нормальных перегрузок ведет к изменению взаимного положения летательных аппаратов по высоте.

Таким образом, на пассивном участке после разделения ракета относительно СН движется с увеличением высоты и отставанием.

Через некоторое время после разделения объектов включаются двигатели ракеты, начинается активный участок полета относительно СН. Ракета начинает двигаться вперед относительно СН. В этом случае хвостовая часть СН не должна попасть в струю газов от ракеты.

Указанные ограничения на пассивном и активном участках полета ракеты должны учитываться при расчете программных траекторий полета объектов после их разделения.

2. Особенности обратной реакции разделяющихся летательных аппаратов

Следует учитывать, что для обеспечения безопасного разделения по программным траекториям, необходимо создавать соответствующие вертикальные перегрузки. Однако на разделяющихся объектах вертикальные перегрузки создаются путем поворота аэродинамических поверхностей. При отклонении этих поверхностей возникает обратная реакция.

При кобрировании ракеты происходит оседание задней нижней точки фюзеляжа, а при пикировании СН -подъем задней точки фюзеляжа.

Этот факт при рассмотрении динамики полета одиночных ЛА обычно не учитывается, поскольку для ЛА, который выполняет полет на высоте нескольких тысяч метров уменьшением (увеличением) высоты на несколько десятков сантиметров на протяжении нескольких секунд действительно можно пренебречь. Однако при делении объектов вследствие движения с разворотом и ракеты и самолета-носителя относительно центра масс опускание задней нижней точки ракеты и подъем задней верхней точки фюзеляжа СН могут привести к аварийной ситуации (столкновению объектов).

Исследования показывают, что при повороте аэродинамических поверхностей ракеты вверх на 6° со скоростью 6 град/с в прямолинейном горизонтальном полете в результате поворота относительно боковой оси Z нижняя задняя точка ракеты опускается приблизительно на 60 см. При отклонении руля высоты СН вниз на 6° со скоростью 6 град/с происходит подъем верхней задней точки фюзеляжа СН приблизительно на 90 см. Причем все это происходит еще до того, как начнут изменяться высоты центров масс объектов и, следовательно это может привести к столкновению объектов.

Таким образом, можно сделать вывод, что программные траектории деления ракеты и самолета-носителя должны предусматривать предыдущий подъем носовой части ракеты на некоторый угол к моменту отцепления замков крепления или создание вертикальной перегрузки.

Критерии безопасного воздушного старта

Как показали исследования, расцепка замков крепления должна производиться на неустановившемся маневре изменения угла атаки всей многоцветной авиационно-космической системы. Графики изменений угла тангажа ϑ , угловой скорости, углового ускорения СН на этапе предстартового маневра и деления изображены на рис 2. Отцепление замков крепления осуществляется при $\omega_z = 0$, $\omega_z = \max$, т.е. на режиме неустановившегося пикирования. Момент отцепления может быть определен с помощью тензодатчиков или с помощью измерителя угловой скорости и измерителя углового ускорения. При использовании углового акселерометра расцепление производится при выполнении условия

$$\varepsilon_z(t) \geq \varepsilon_{z_{зад}},$$

где $\varepsilon_{z_{зад}}$ – заданное значение углового ускорения многоцветной авиационно-космической системы.

При отделении самолета-носителя от ракеты-носителя основная проблема заключается в обеспечении безопасности этого этапа полета. Для формализации критериев безопасного деления многоцветной авиационно-космической системы рассмотрим схему взаимного расположения ступени в непосредственной близости после отцепления замков крепления (рис. 3)

Особенность процесса деления заключается в том, что после расцепления замков крепления и удаления РН от СН на небольшое расстояние относительно друг друга (приблизительно до 1,5 м) по высоте имеет место аэродинамическая интерференция (аэродинамическое влияние) одного объекта на другой. Взаимное влияние совместно обтекаемых объектов проявляется в возникновении дополнительных избыточных давлений на поверхность объектов, что вызывает увеличение сил и моментов, которые действуют на объекты. Эти величины являются функциями формы объектов, их относительного расположения и скорости обтекания. Эта аэродинамическая интерференция проявляется в изменении аэродинамических коэффициентов C_x, C_y, m_z и приводит к возникновению продольной возмущающей вертикальной силы и продольного момента. Сложность данного влияния заключается в том, что дополнительный продольный момент приводит к возмущающему m_z , который, как показали исследования, носит знакопеременный характер.

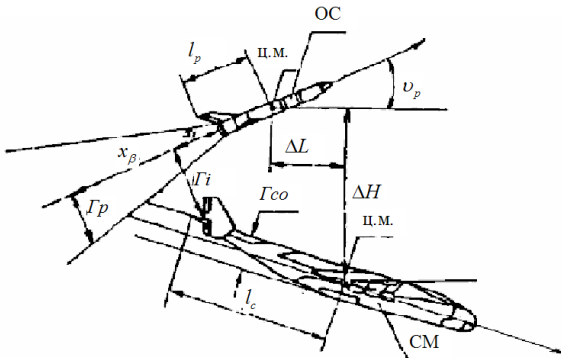


Рис. 2 – Схема взаимного расположения ступени в непосредственной близости после расцепления замков крепления

Таким образом, влияние аэродинамической интерференции проявляется в том, что после расцепления замков крепления, когда объекты находятся в непосредственной близости, происходят взаимные повороты объектов в продольной плоскости. Так, кобрирование СН и пикирование РН может привести к столкновению передней кромки одного объекта о поверхность другого. При кобрировании РН возможно попадание СН в факел запущенных после отцепления реактивных двигателей РН. При пикировании СН и РН [7] возможно столкновение задней кромки каждого объекта об поверхность другого объекта.

Поэтому в качестве критериев безопасности процесса деления степеней многоразовой авиационно-космической системы целесообразно использовать:

а) условия, исключают столкновение объектов после отцепления замков крепления;

б) условия непопадания СН в реактивную струю двигателей РН;

в) ограничение на динамику разделяющихся ступеней, по углу атаки по продольной n_x и вертикальной n_y перегрузках, по скоростному напору q ;

г) толерантность к акустическому влиянию от запущенных двигателей РН.

В зависимости от организации информационного обеспечения процесса деления могут использоваться два алгоритма формирования безопасных траекторий деления:

- алгоритм формирования программ безопасной траектории деления без использования информации об относительном взаимном положении СН и РН;
- алгоритм формирования программных безопасных траекторий деления при использовании информации об относительном положении СК и РН.

Выводы

На основании проведенных исследований могут быть сделаны следующие выводы.

Одной из проблем, которые подлежат решению при создании многоуровневой авиационно-космической ракетной системы является проблема обеспечения безопасного воздушного старта ракеты с самолета-носителя. Анализ разных способов осуществления воздушного старта показывает, что наиболее приемлемым по технико-экономическим показателям является способ деления на неустановившемся режиме кабрирования при достижении отрицательной вертикальной перегрузки при нулевых значениях углов крена и скольжения.

Траектории безопасного разделения объектов должны строиться и реализовываться с учетом ограничений по углу атаки, по вертикальному и продольному перегрузкам, по скоростному напору, акустическому влиянию от запущенных двигателей ракеты и др.

Управление объектами, которые разделились после расцепления замков крепления должно осуществляться таким образом, чтобы исключить возможность столкновения, в условиях влияния возмущений, обусловленных аэродинамической интерференцией объектов, атмосферными возмущениями, непрочностью конструкции и др.

С целью исключения возможности попадания СН в реактивную струю двигателей ракеты включение их должно производиться после расцепления и удаления объектов на безопасное расстояние.

Таким образом, оказывается принципиально возможным осуществить безопасное разделение СН и ракеты без использования дополнительных специальных технических устройств.

Литература

1. Гребеньков О.А. Конструкция самолетов.-М.: Машиностроение, 1984
2. Павленко В.Ф. Боевая авиационная техника.-М.: Военное издательство,1984
3. Стригунов В.М. Расчет самолета на прочность.-М.: Машиностроение, 1984
4. Волков Э.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А. Жидкостные ракетные двигатели.- М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1970
5. Карраск В.К. Двигательные установки.- М.: МАИ,1976
6. Балабух Л.И. Основы строительной механики ракет.- М.: Высшая школа,1969
7. Лизин В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций.- М.: Машиностроение, 1986
8. Разумеев В.Х. Основы проектирования ракет на твердом топливе.- М.: МАИ, 1980.

Получено 21.11.2008