

Пленарные доклады

УДК 629.782.051

Дудар Э. Н.

МНОГОРАЗОВЫЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ И СИСТЕМЫ

К многоразовым крылатым аэрокосмическим летательным аппаратам можно отнести:

- крылатые космические корабли (орбитальные самолеты – ОС) в составе вертикально стартующих ракетно-космических или горизонтально стартующих авиационно-космических транспортных систем;
- суборбитальные космические аппараты (для космического туризма и других задач);
- крылатые ракетные ускорители;
- одноступенчатые носители, в том числе воздушно-космические самолеты (ВКС) с прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД или ГПВРД).

Задачи, решаемые многоразовыми крылатыми космическими кораблями:

- доставка экипажей и грузов на орбиту;
- обслуживание космической станции;
- возврат экипажей и грузов с орбиты на Землю;
- инспекция и ремонт орбитальных объектов;
- наблюдение, дистанционное зондирование Земли;
- подготовка межпланетных экспедиций;
- обслуживание перспективных орбитальных производственных комплексов;
- специальные задачи.

Основные особенности их применения:

- пологий аэродинамический спуск;
- низкие перегрузки и более высокий уровень комфорта по сравнению с кораблями капсульной конфигурации;
- точная посадка самолетного типа - как на основной аэродром, так и на запасные аэродромы;
- минимизация числа витков ожидания на орбите перед сходом и посадкой.

Первые экспериментальные образцы орбитального самолета аэродинамической

схемы «несущий корпус» были построены в США в начале 60-х годов (рис. 1). Отечественные разработки крылатых аэрокосмических аппаратов и систем связаны с именем Глеба Евгеньевича Лозино-Лозинского – главного конструктора орбитальных самолетов («Спираль», «Буран», рис. 1) и авиационно-космических систем (МАКС).

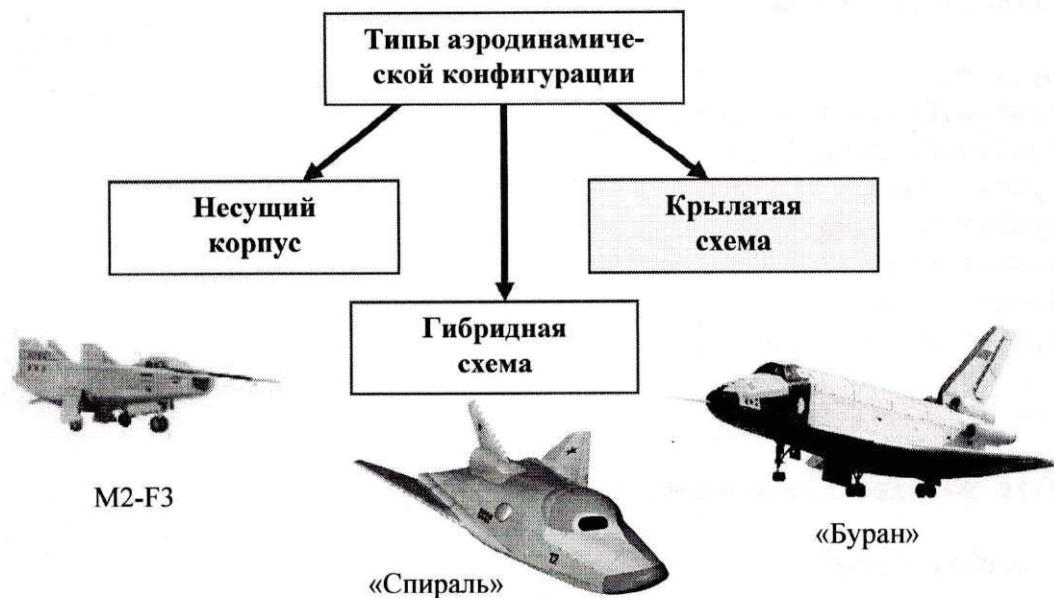


Рисунок 1 - Основные типы аэродинамической конфигурации многоразового крылатого космического корабля

Одна сложная задача – разработка системы управления, которая обеспечивает: полет по изотемпературным траекториям, соответствующим материалам и конструкции теплозащиты; приведение в район аэродрома; предпосадочное маневрирование и горизонтальную посадку на ВПП. Особенность бездвигательной посадки - использование воздушного тормоза.

Адаптивность алгоритмов автоматического управления позволила «Бурану» справиться с экстремальной ситуацией – при сильном ветре был реализован отворот на дальний цилиндр выверки курса (ЦВК), что обеспечило рассеяние избыточной энергии и попадание траектории в заданную трубку кинематических параметров.

Важную роль в отработке автоматической посадки сыграли пилотажные стенды (включая полноразмерный стенд оборудования – ПРСО), летающие лаборатории и аналог БТС-002, на котором отряд летчиков-испытателей во главе с И. П. Волком выполнил программу горизонтальных летных испытаний.

В системе управления был заложен алгоритм спасения корабля и экипажа при нештатной ситуации в любой точке траектории выведения. В этом случае «Буран» экстренно отделяется от ракеты-носителя, выполняет маневр возврата к Байконуру или спускается по неравновесной траектории на один из запасных аэродромов, расположенных вблизи трассы

выведения. При аварии в конце выведения предусматривался одно витковый возврат. Даже в ситуации, которая случилась с «Челленджером», у «Бурана» были бы шансы на спасение.

Успешный пуск 15 ноября 1988 года системы «Энергия-Буран», космический полет и автоматическая посадка крылатого космического корабля на аэродроме Байконура подвели итог многолетней напряженной работы. Это был выдающийся успех многих коллективов. Точность автоматической посадки была высокой: отклонение точки касания от осевой линии составило всего 6,6 м при допуске ± 38 м.

Наличие многообразных крылатых элементов влияет на характер движения ракетно-космических и авиационно-космических комплексов на всех участках полета – старт, выведение и возврат (рис. 2). Авиационно-космические системы (АКС), благодаря подвижности воздушного старта, мобильности базирования и авиационным принципам эксплуатации, в ряде задач могут иметь преимущества по сравнению с вертикально стартующими ракетно-космическими системами (РКС).

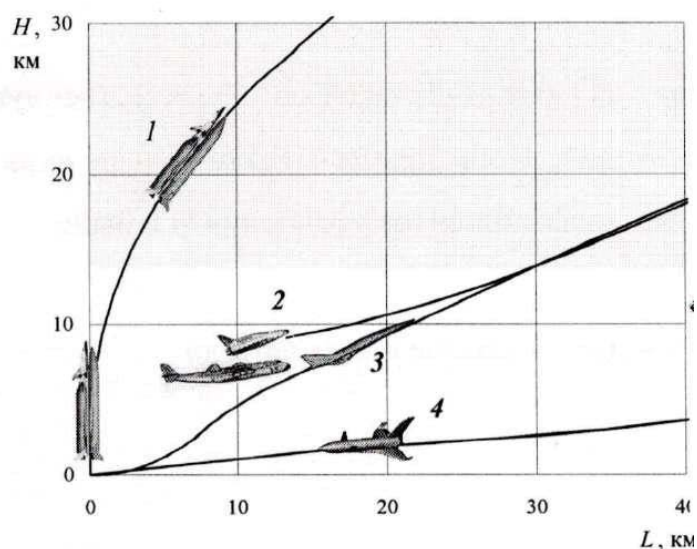


Рисунок 2 – Траектории полета аэрокосмических ЛА вблизи точки старта:
1 – вертикальный старт РКС; 2 – горизонтальный воздушный старт АКС;
3 – горизонтальный старт одноступенчатого ВКС с ВПП;
4 – возврат многообразного крылатого ракетного ускорителя

Самолет-носитель (СН), выполняя предстартовый маневр, создает благоприятный для запуска второй ступени угол наклона траектории около 40° . При наклонном воздушном старте обеспечивается оптимальный баланс аэродинамических и гравитационных потерь. Общий вклад СН в энергетику выведения оценивается выигрышем по идеальной скорости примерно в 600...650 м/с, тогда как при пуске космической ступени собственная скорость такого СН, как Ан-225, - 180 м/с.

В проекте МАКС, финансирование которого остановлено, уже реализован ряд прогрессивных решений: самолет Ан-225; трехкомпонентный двигатель (огневые испытания экспериментального образца проведены в НПО «Энергомаш»); конструкция орбитального самолета – он по массе в 4 раза легче «Бурана» или «Шаттла», и такая размерность оптимальна в большинстве задач, включая пилотируемые.

Сейчас в эксплуатации только одна АКС – американская система «Пегас». Она обеспечивает воздушный старт с внешней подвески одноразовой ракеты-носителя легкого класса (РНЛК) с массой выводимого полезного груза на низкой орбите до одной тонны. Из отечественных АКС подобного типа наиболее близок к реализации проект «Воздушный старт». РНЛК «Полет» для воздушного старта с Ан-124 путем десантирования из фюзеляжа разрабатывает Центр Макеева.

Сравнительный анализ различных типов старта РНЛК, проведенный ранее «Молнией» совместно с Центром Хруничева, показал, что, несмотря на снижение аэродинамического качества комплекса, старт с внешней подвески проще по технической реализации и безопаснее в полете.

Для воздушного старта наиболее удобно размещение космической ступени на нижней подвеске, тогда пуск проходит без энергетических потерь. Под руководством Лозино-Лозинского был разработан проект двухфюзеляжного носителя схемы триплан грузоподъемностью до 400 тонн (рис. 3).

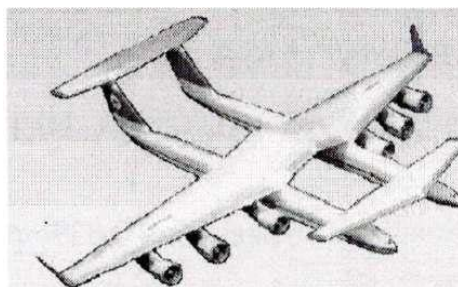


Рисунок 3 – Проект двухфюзеляжного самолета-носителя «Геракл» схемы триплан

Нижняя подвеска реализована в двухфюзеляжном СН суборбитальной системы Spaceship Two, предназначенной для оказания услуг по космическому туризму. Суборбитальные транспортные системы (СТС) – направление, которое стало стремительно развиваться после 2004 года.

ЭМЗ им. Мясищева и НПО «Молния» в 2008 году разработали технико-экономическое обоснование туристической СТС на базе самолета ЗМ-Т. Суборбитальный космический аппарат этой системы (рис. 4а) рассчитан на 14 пассажиров. В 2009 году в НПО «Молния» проработан также предварительный облик одноступенчатого суборбитального самолета (рис. 4б), который может стать альтернативой европейскому проекту фирмы Astrium.

Особенность такого суборбитального самолета, имеющего помимо ЖРД и авиационные двигатели для самостоятельного взлета, – возможность вернуться на аэродром в нештатной ситуации из любой точки траектории.

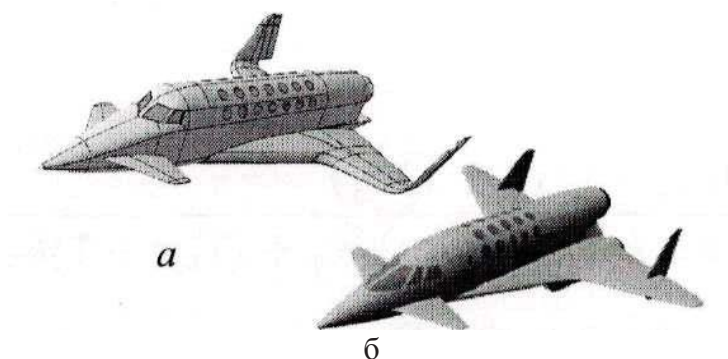


Рисунок 4 – Суборбитальная КЛИА:
а – для воздушного старта с СЧ; б – самостоятельно взлетающий

Помимо космического туризма суборбитальные транспортные системы могут иметь и другие применения.

Одна из сложных проблем создания СТС – большие перегрузки на неравновесных траекториях крутого входа суборбитального космического аппарата в плотные слои атмосферы.

Такая же проблема возникает и при возврате крылатых ускорителей первых ступеней в многоразовых ракетно-космических системах (РКС) вертикального старта. На рис. 5а – вариант ракеты «Ариан-5» с ускорителем «Баргузин», облик которого сформирован в НПО «Молния» совместно с ЦНИИмаш. Проработан облик двухступенчатой РКС с трехкомпонентными двигателями. В пилотируемом варианте ОС МАКС массой 18 тонн не имеет маршевых ЖРД – они установлены на ускорителе. В грузовом варианте сбрасывается обтекатель (рис. 5б).

Многоразовая ракетно-космическая система с многоразовыми ускорителями первой и второй ступени (рис. 5б) — это второй этап (МРКС-2). Вначале предполагается решить более простую задачу – создать систему выведения первого этапа (МРКС-1) с возвращаемыми ракетными блоками (ВРБ) первой ступени и одноразовым центральным блоком второй ступени (рис. 5в).

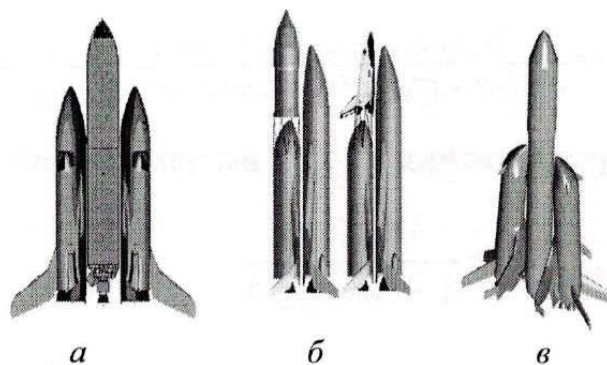


Рисунок 5 – Проекты РКС с многоразовыми ускорителями:
 а – «Ариан-5»/«Баргузин» (CNES); б – КТС-ПМ (НПО «Молния»);
 в – МРКС-1 (Центр Хруничева)

Эскизный проект по ОКР «МРКС-1» разработан в 2012-2013 гг. кооперацией во главе с ГКНПЦ им. М. В. Хруничева с участием НПО «Молния», ЭМЗ им. В. М. Мясищева, МОКБ «Марс», ЦАГИ, ЦНИИмаш, ЛИИ и других предприятий, создавших орбитальный корабль «Буран».

Выполненные ранее проектные исследования показали, что в будущем эффективность МРКС-2 с многоразовыми ускорителями обеих ступеней может быть повышена за счет перелива топлива во вторую ступень из первой и регулируемости сопел при оптимальном распределении топлива между ступенями [3].

На ускорителях 1-й ступени МРКС-1 и МРКС-2 сложная теплозащита не требуется, а для многоразового ускорителя 2-й ступени МРКС-2 возникает проблема температур до 1400...1500°C при повышенной продолжительности полета в плазме по сравнению со спуском с круговой орбиты. Одна из ключевых проблем – компенсация температурных расширений криогенных баков. Наличие многоразовых ускорителей требует корректировки циклограммы работы маршевых двигателей – при разделении тяга второй ступени должна быть пониженной в течение 6 секунд, иначе факел струи попадает на хвостовую часть отделившихся блоков.

Еще в рамках программы «Буран» в ЦИАМ по заданию «Молнии» были разработаны методы герметизации турбореактивного двигателя (ТРД). Нарботки по обеспечению гарантированного запуска ТРД в полете и его надежной работы после пребывания за пределами плотной атмосферы необходимо использовать при создании многоразовой РКС вертикального старта.

Оптимальное разделение ступеней в многоразовой системе вертикального старта – при числе Маха 6... 7.

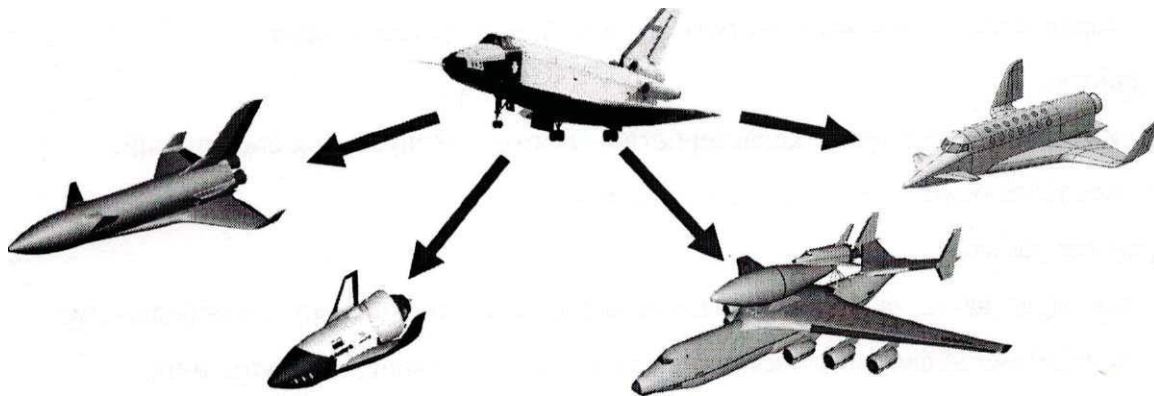


Рисунок 6 – Возможные направления использования научно-технических результатов программы создания корабля «Буран»: крылатые ускорители перспективных ракет-носителей (МРКС); космические корабли нового поколения (ОС); системы выведения авиационного базирования (АКС); суборбитальные транспортные системы (СТС)

Наиболее острая проблема – большие пики скоростного напора, перегрузки и шарнирные моменты на элевонах, как и при экстренном спуске «Бурана». Поэтому траектория выведения МРКС должна быть более полой, чем у одноразовых ракет-носителей.

Достижения программы «Энергия»-«Буран» используются в различных отраслях, но они по-прежнему представляют большой интерес и непосредственно в аэрокосмической области, в первую очередь по отмеченным направлениям (рис. 6). Дальнейшее развитие направления «крылатый космос» невозможно без использования опыта аэрокосмических предприятий, в первую очередь – Научно-производственного объединения «Молния», специально созданного для решения сложных наукоемких задач на стыке авиационной и ракетно-космической техники. Для эффективного использования имеющегося опыта необходима концепция развития многоразовых космических систем и гиперзвуковых технологий.