

УДК 629.782.05

Условия безопасности разделения ступеней авиационно-космических систем

А. П. Панов¹, В. П. Гусынин², И. И. Сердюк³, А. С. Карпов³

¹Институт космічних досліджень НАНУ–НКАУ, Київ

²Національне космічне агентство України, Київ

³Авіаційний науково-технічний комплекс ім. О. К. Антонова, Київ

Надійшла до редакції 25.05.98

Формулюються умови безпечного розділення ступенів авіаційно-космічних систем горизонтального старту. Контроль виконання цих умов в польоті дозволить забезпечити безударне розходження ступенів, що розділяються, та уникнення небезпечного теплового та акустичного впливу ракетних двигунів верхнього ступеня на літак-носії.

В настоящее время во многих странах мира (США, Япония, Англия, Германия, Россия, Украина и др.) ведутся исследования по разработке перспективных средств выведения космических аппаратов — авиационно-космических систем (АКС), активно использующих аэродинамические силы в плотных слоях атмосферы. Особое внимание уделяется двухступенчатым АКС, использующим в качестве первой ступени дозвуковые самолеты-носители (СН) для обеспечения необходимых параметров полета, при которых стартующая с самолета-носителя вторая ступень АКС выводит на орбиту требуемую полезную нагрузку [3].

В качестве одного из вариантов самолета-носителя рассматривается сверхтяжелый самолет «Ан-225», созданный на Киевском авиационном научно-техническом комплексе им. О. К. Антонова [1]. На базе самолета «Ан-225» разработаны проекты различных авиационно-космических систем, такие как «Связь» (головной разработчик — ГКБ «Южное», Украина), МАКС (головной разработчик — НПО «Молния», Россия), «Интерим-Хотол» (головной разработчик — фирма «Бритиш Аэроспейс», Англия) и др. Общие виды АКС «Связь», МАКС и «Интерим-Хотол» показаны на рис. 1. В качестве

второй ступени (ВС) АКС могут быть использованы ракеты-носители, орбитальные самолеты, грузовые блоки выведения.

Создание двухступенчатых АКС требует решения ряда специальных задач, одной из которых является безопасное разделение ступеней [2]. При этом необходимо реализовать такое относительное движение ступеней АКС, при котором обеспечивается их безударное расхождение и гарантируется прохождение факела работающих ракетных двигателей отделяемой второй ступени на расстоянии от поверхности СН, безопасном по тепловому и акустическому воздействию.

Отделение размещаемой на фюзеляже СН второй ступени АКС производится при отрицательных значениях нормальной перегрузки под действием инерционных сил. Для создания отрицательной нормальной перегрузки самолетом-носителем выполняется динамический маневр процесса разделения.

Конец этапа разделения ВС и СН или начало этапа их активного разведения определим моментом времени включения маршевых двигателей ВС. При этом время разделения (ориентировочно несколько секунд) определяется прежде всего услови-

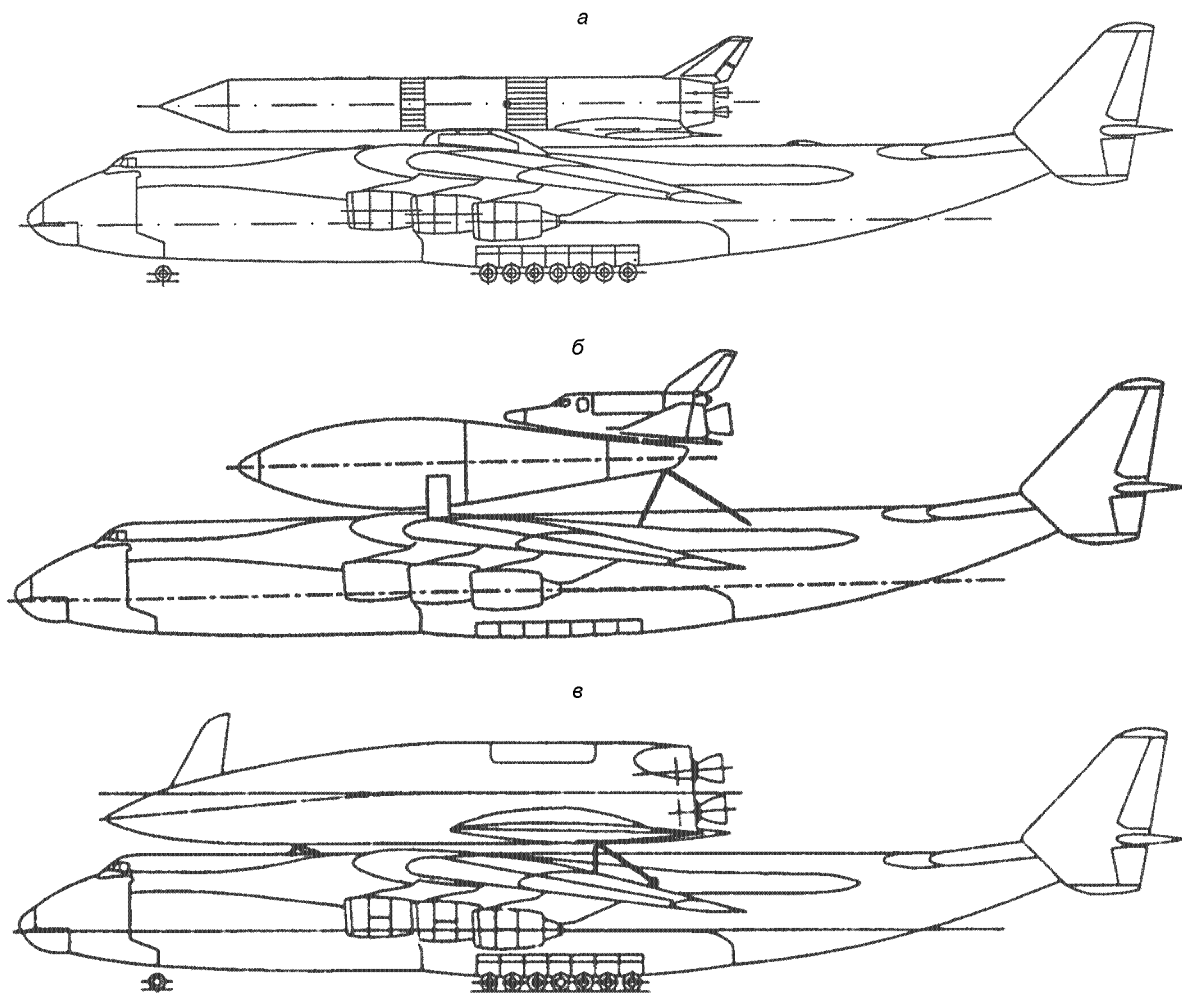


Рис. 1. Авиационно-космические системы: а — «Связь», б — «МАКС», в — «Интерим-Хотол»

ями безопасного пространственного разделения СН относительно ВС и факела ее двигателей. На этапе разделения должна осуществляться автоматическая стабилизация углового положения ВС относительно СН по углам тангажа, крена и рыскания, а на этапе разведения ВС и СН должно быть обеспечено соответствующее автоматическое управление движением центров масс ВС и СН. В связи с этим требуется автономно решать на борту ВС и на борту СН в реальном масштабе времени задачи определения пространственного относительного положения ВС и СН. Это положение можно оценивать, например, по расстояниям между их некоторыми характерными точками [5]. При этом необходимо обеспечить достаточно высокую точность определения таких расстояний (от долей метра — на этапе разделения, и до нескольких метров — на этапе разведения). Специфика этих задач требует

учета конечных размеров ВС и СН.

Предполагаем, что относительное положение любых выбранных характерных точек ВС и СН, а также углы их ориентации (углы тангажа, крена и рыскания) могут быть определены с требуемой точностью инерциальными методами [6] с применением, например, бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на ВС и СН [4]. При этом необходимо обеспечить работу БИНС в специальных «стартовых» режимах и осуществлять на этапах разделения и разведения обмен вычисляемой информацией между БИНС ВС и БИНС СН. Эта информация должна содержать значения координат характерных точек ВС и СН в некотором «стартовом» инерциальном ортогональном координатном базисе I (с ортами i_k , $k = 1, 2, 3$), а также значения углов ориентации связанных с ВС и СН базисов J^R (с ортами j_k^R), J^S (с ортами j_k^S)

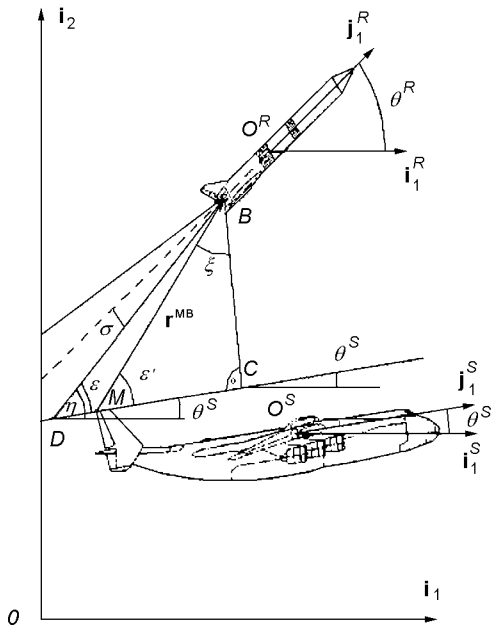


Рис. 2. Отделение ВС от СН авиационно-космической системы «Связь»

относительно соответствующих им опорных базисов I^R, I^S с оортами i_k^R и i_k^S , коллинеарными оортам i_k . Начала базисов J^S, I^S расположены в точке O^S . Начало O базиса I совпадает с точкой O^S в начальный момент времени отделения ВС от СН. Орт i_1 лежит в горизонтальной плоскости, а орт i_2 направлен по вертикали вверх.

На основе этой информации может быть поставлена и решена в БИНС ВС и СН задача определения специальных углов, характеризующих в достаточно простом и наглядном обобщенном виде взаимное расположение ВС, факела ее двигателей и СН на этапах их разделения и разведения. Рассмотрим решение этой задачи в «плоской» постановке, т. е. когда вертикальные плоскости симметрии ВС и СН совпадают.

В качестве характерных точек выберем на ВС точку B , расположенную на оси симметрии ВС и совпадающую с вершиной кругового прямого конуса, в который вписывается факел маршевых двигателей ВС; на СН — точку M на середине отрезка, соединяющего две симметричные точки на верхних или «задних» кромках шайб хвостового оперения СН (рис. 2). Разности координат точек B, M по осям (ортам) i_1, i_2 обозначим соответственно через x_{BM} и y_{BM} , а расстояние между точками определим модулем r^{MB} вектора r^{MB} , соединяющего эти точки. Для представляющего наибольший интерес случая $x_{BM} > 0, y_{BM} > 0$ построим прямоугольные треуголь-

ники $\triangle DBC$ и $\triangle MBC$, в которых точки D, M, C лежат на прямой, параллельной орту j_1^S связанного с СН базиса J^S . Положение точки на этой прямой определяется углом σ , равным половине заданного угла раствора конуса факела ВС. Угол ζ в треугольнике $\triangle MBC$ представим суммой углов:

$$\zeta = \xi + \theta^S,$$

где θ^S — угол тангажа СН, ξ — угол, определяемый тригонометрическими функциями:

$$\sin \xi = x_{MB}/r_{MB}, \quad \cos \xi = y_{MB}/r_{MB}.$$

Тогда угол ϵ' в треугольнике $\triangle MBC$ определяется следующим образом: $\epsilon' = (\pi/2) - \xi - \theta^S$. В треугольнике $\triangle DBC$ угол ϵ определяется, как следует из рис. 2, соотношением $\epsilon = \eta - \theta^S$ или, учитывая, что $\eta = \theta^R + \sigma$, где θ^R — угол тангажа ВС, соотношением

$$\epsilon = \theta^R - \theta^S + \sigma.$$

Углы ϵ и ϵ' можно рассматривать как обобщенные угловые параметры-критерии соответственно действительного и предельно допустимого положений в вертикальной плоскости конуса факела ВС относительно СН.

Угол ϵ — угол наклона нижней образующей линии конуса факела ВС к орту j_1^S базиса J^S . Этот угол условно назовем углом наклона факела. Угол ϵ' — предельно допустимый угол, при котором конус факела касается точки M . Этот угол условно назовем углом касания факела.

Используя углы ϵ и ϵ' , можно записать основное условие возможности включения маршевых двигателей ВС (после ее отделения от СН) в виде неравенства $\epsilon < \epsilon'$, причем при $\epsilon \approx \epsilon'$ необходимо, чтобы выполнялось неравенство производных этих углов по времени:

$$d\epsilon/dt < d\epsilon'/dt.$$

Соотношения значений углов тангажа ВС и СН определяют дополнительное условие:

$$\theta^S < \theta^R < (\pi/2) - \xi - \sigma = \epsilon' + \theta^S - \sigma.$$

При $\epsilon \approx \epsilon'$ должны выполняться также условия, налагаемые на скорости движения центров масс ВС и СН: $v_1^R < v_1^S, v_2^R < v_2^S$, где v_1^R, v_2^R и v_1^S, v_2^S соответственно координаты векторов скорости V^R ВС и скорости V^S СН в базисе I , которые должны вычисляться в БИНС ВС и СН. Аналогичные условия формируются для случая $x_{BM} \leq 0, y_{BM} > 0$. Тогда $\theta^S < \theta^R < (\pi/2) - \sigma$.

При выполнении всех этих условий (что должно проверяться в БИНС ВС и СН с требуемой мини-

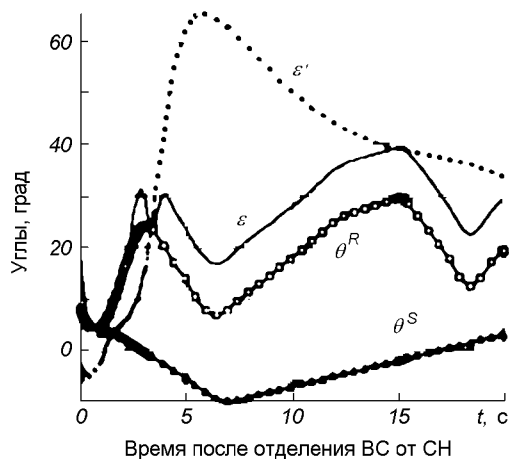


Рис. 3. Изменение углов наклона ε и касания факела ε' , углов тангажа θ^R ВС и θ^S СН при разделении ступеней АКС «Свистязь»

мальной дискретностью по времени) автоматически и автономно определяется и фиксируется на борту ВС и СН минимальное время этапа разделения или время включения маршевых двигателей ВС. Перечисленные условия должны выполняться и после включения двигателей ВС на протяжении всего этапа автоматического разведения ВС и СН на безопасное расстояние (например, превышающее длину факела ВС).

Контроль этих условий, осуществляемый с помощью навигационных средств ВС и СН, обеспечивает безударное расхождение разделяющихся ступеней и предотвращение опасного теплового и акустического воздействия факела ракетных двигателей ВС на СН.

На примере авиационно-космической системы «Свистязь» была рассмотрена задача определения условий включения управляющих и маршевых двигателей ВС после ее отделения от самолета-носителя «Ан-225».

Характерная точка B на ВС располагалась в нижней части среза сопла ближнего к поверхности фюзеляжа работающего в рассматриваемый момент двигателя ВС и перемещалась в вертикальной плоскости вместе с соплом двигателя при его поворотах.

При математическом моделировании движение каждого летательного аппарата описывалось системой нелинейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами, численное интегрирование которых проводилось методом Рунге—Кутты четвертого порядка при шаге интегрирования 0.01 с.

Результаты моделирования приведены на рис. 3, 4. Запуск двигателей ВС осуществлялся через 3.4 с после ее отделения от СН. При этом выполнялись

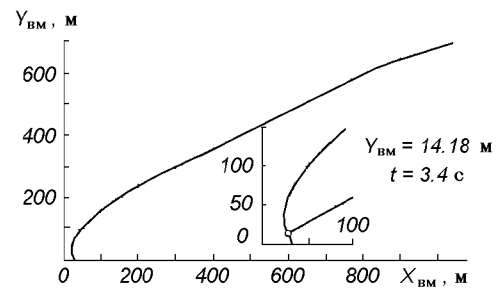


Рис. 4. Траектория относительного движения характерных точек ВС и СН при разделении ступеней АКС «Свистязь»

приведенные выше условия безопасности разделения и факел работающих двигателей ВС проходил выше характерных точек СН. Следует отметить, что момент запуска двигателей ВС из условия обеспечения безопасности варьируется в зависимости от параметров движения в момент разрыва связей между ВС и СН.

1. Богданов О. К., Вовнянко А. Г., Карпов А. С., Сердюк И. И. Исследование влияния аэродинамического качества системы «самолет-носитель—космический аппарат» и момента запуска силовой установки КА на параметры траектории и выводимую на орбиту КА массу // Тр. первой междунар. авиакосмич. конф. «Человек—Земля—Космос». — М., 1995.—Том 3. Аэродинамика, динамика полета и управление авиакосмических систем.—С. 115—122.
2. Гусынин В. П. Особенности разделения ступеней авиационно-космических систем горизонтального старта // Техническая механика.—1998.—№ 7.—С. 160—165.
3. Лозино-Лозинский Г. Е., Дудар Э. Н. Сравнительный анализ многоразовых космических транспортных систем // Пробл. механики и надежности машин.—1995.—№ 4.—С. 3—12.
4. Панов А. П. Математические основы теории инерциальной ориентации. — Киев: Наук. думка, 1995.—279 с.
5. Панов А. П., Сердюк И. И., Карпов А. С., Гусынин В. П. Кинематические условия безопасности разделения объектов авиационно-космических систем с дозвуковым самолетом-носителем // Авиакосмическая техника и технология.—1997.—№ 3.—С. 35—39.
6. Panov A. P., Karpachev Y. A., Urusky O. S., Serdjuk I. I. Inertial method for determination of conditions and time of propulsion start-up under air launch from the carrier aircraft // Proc. Forth Ukraine-Russia-China Symp. on Spaces and Technology. — Kiev, 1996.—Vol. 1.—P. 466—468.

SAFETY CONDITIONS FOR THE SEPARATION OF AEROSPACE SYSTEM STAGES

A. P. Panov, V. P. Gusynin, I. I. Serdyuk, and A. S. Karpov

Safety conditions are formulated for the separation of the stages of aerospace systems in the horizontal take-off. Control over the fulfillment of these conditions during the flight permits shock-free separation of the stages and prevention of a dangerous thermal and acoustic influence of top-stage rocket engines on the carrier plane.