

УДК 533.665.013

Исследование особенностей динамики полета и причин рассеивания отделяющихся частей ракет-носителей

Р. В. Боднарчук¹, А. А. Негода², А. В. Новиков³

¹ Дніпропетровський філіал Національного інституту стратегічних досліджень

² Національне космічне агентство України, Київ

³ Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 10.10.95

С помощью метода статистических испытаний исследуются актуальные вопросы динамики спуска отделяющейся части ракеты-носителя в плотных слоях атмосферы. Анализируются особенности ее угловых колебаний, влияние их на дальность полета, механизм рассеивания точек падения отделяющейся части.

Одной из актуальных и сложных проблем развития ракетно-космической техники является проблема сокращения территорий, отчуждаемых под районы падения отделяющихся частей (отработавших ступеней, головных обтекателей и др.).

На территории СССР для обеспечения выведения космических аппаратов (в достаточно ограниченном диапазоне наклонений орбит) было выделено около 25 млн га (площадь 5–6 таких европейских государств как Дания или Швейцария или примерно половина площади, занимаемой Украиной). Если учесть, что затраты на отчуждение земель исключительно высоки (стоимость отчуждения даже пустынных районов соизмерима с затратами на производство и эксплуатацию ракет-носителей), а круг задач, решаемых КА непрерывно расширяется и требует значительного расширения диапазона параметров орбит, становится ясным, почему этой проблеме необходимо уделять постоянное и пристальное внимание. В течение последних 15–20 лет во многих НИИ и КБ рассматривались различные способы решения этой задачи. В частности, на

украинском носителе «Зенит» внедрен достаточно эффективный способ сокращения количества районов падения — боковой маневр на активном участке траектории. Однако, поскольку радикально решить проблему пока не удалось, необходимы постоянные усилия в этом направлении, и прежде всего поиск способов и средств, позволяющих уменьшить площадь единичного района падения отделяющихся частей ракет-носителей сложившихся конструктивно-компоновочных схем без значительных доработок ракеты.

В этой связи необходимы новые подходы к решению задачи определения размеров районов падения. Используемая до сих пор математическая модель, основанная на пофакторном учете возмущений, является упрощенной и, во-первых, слабо отражает основные особенности динамики полета отделяющейся части (ОЧ), а во-вторых, ее использование требует соответствующей априорной информации, получаемой в результате летных испытаний отделяющихся частей-аналогов.

В настоящей статье на примере отделяющейся

части первой ступени ракеты-носителя «Зенит» приведены результаты исследований особенностей динамики полета ОЧ и причин рассеивания точек падения на основе методов вероятностного моделирования полета ОЧ. Используемая математическая модель является более адекватной происходящим физическим процессам. Как показывает анализ характеристик ОЧ и ее условий движения, большая часть из них относится к случайным величинам, и их влияние должно учитываться с помощью статических методов. Применение методов вероятностного моделирования позволяет более точно описать движение ОЧ и получить более надежный и достоверный результат. Кроме того, использование статических методов дает возможность получить результаты в зависимости от уровней надежности, что делает возможным рациональный выбор размеров районов падения ОЧ.

Рассмотрим вначале особенности динамики полета ОЧ с помощью качественного анализа, выяснения механизма рассеивания точек падения. Основной особенностью ОЧ как динамической системы является то, что она статически неустойчива в широком диапазоне углов атаки α и чисел Маха M . В зависимости от положения центра масс ОЧ ее колебания могут происходить относительно положения $\alpha = 180^\circ$ или положений, соответствующих нулевому запасу статической устойчивости. По существу в последнем случае движение ОЧ происходит в режимах пикирования или кабрирования, которые являются основной причиной рассеивания точек падения. Например, при значении коэффициента центра масс $X_T = 25$ м режимы пикирования и кабрирования отсутствуют, и на всей траектории ОЧ совершает колебания относительно положения $\alpha = 180^\circ$ (рис. 3).

При $X_T = 21.237$ м (штатный вариант) в диапазоне высот $H = 40 \div 14$ км наблюдается режим кабрирования, на остальных участках ОЧ совершает колебания относительно положения $\alpha = 180^\circ$. При $X_T = 23$ м наблюдается режим пикирования (рис. 2). Возникновение режимов пикирования или кабрирования зависит от многих факторов и является случайным событием.

В результате анализа многочисленных расчетов установлено, что при прочих равных условиях определяющее влияние на захват ОЧ в режим пикирования или кабрирования оказывают значения угла атаки α и угловой скорости $\dot{\alpha}$. Чем больше амплитуда угла атаки $\bar{\alpha}$ и частота ω колебаний, тем позже наступают эти режимы. Так, например, при уменьшении амплитуды колебаний с $\bar{\alpha} = 55^\circ$ до $\bar{\alpha} = 20^\circ$ на высоте $H = 40$ км высота захвата ОЧ в режим кабрирования увеличивается с $H = 14$ км до

$H = 23$ км (рис. 1, 4). Здесь уместно заметить, что частота, в отличие от статически устойчивых спускаемых аппаратов, например боевых блоков баллистических ракет, существенно зависит от амплитуды, а поэтому при уменьшении последней (см. рис. 1, 4) существенно уменьшается. Заканчивается режим на высоте, соответствующей достижению $M = 1.0$. При $M < 1.0$ рассматриваемая ступень статически устойчива относительно положения $\alpha = 180^\circ$, поэтому режимы пикирования и кабрирования переходят в колебательное движение относительно этого положения. Влияние частоты колебаний ω (аэродинамического коэффициента C_{p0}) на высоту захвата ОЧ в режим пикирования или кабрирования показано на рис. 1, 6, 7.

При входе в атмосферу с углами атаки $\alpha = \pm 120 \div 180^\circ$ (хвостовой частью вперед) колебания ОЧ происходят относительно положений, соответствующих запасу статической устойчивости, равному нулю (рис. 5). Из рис. 5 следует, что для $H \geq 17$ км ($M > 3$) эти положения соответствуют углу атаки $\alpha = 191^\circ$. На высотах $H = 11.5, \dots, 14$ км происходит увеличение балансирующего угла атаки (с 191° до 200°), обусловленное изменением коэффициента центра давления. При этом имеет место резкое увеличение угла наклона траектории полета ν (с -21° до -11°), приводящее по сравнению с случаем «точечной» массы к значительному увеличению дальности полета. В случае пикирования, наоборот, происходит резкое уменьшение угла ν и, как следствие, уменьшение дальности полета ОЧ.

Таким образом, траектория спуска ОЧ может быть разделена на три участка. На первом участке, соответствующем $M < 1.0$, ОЧ совершает колебание относительно положения $\alpha = 180^\circ$.

Второй участок ($1.0 \leq M \leq 3.0$) характеризуется резким увеличением балансирующего угла атаки, а движение ОЧ происходит или в режиме кабрирования, или пикирования. На этом участке формируется основная составляющая рассеивания точки падения.

Третий участок соответствует $M > 3$. В зависимости от значений фазовых координат ($\alpha, \dot{\alpha}$) на условной границе атмосферы ОЧ совершает колебания или относительно положения $\alpha = 180^\circ$, или относительно положения, соответствующего нулевому запасу статической устойчивости.

Режимы пикирования и кабрирования, как показывают результаты статистического моделирования, примерно равновероятны, а отклонения, обусловленные этими режимами, по модулю практически совпадают. Отсюда следует, что устранение одного из них позволит сократить рассеивание точки падения примерно в 2 раза.

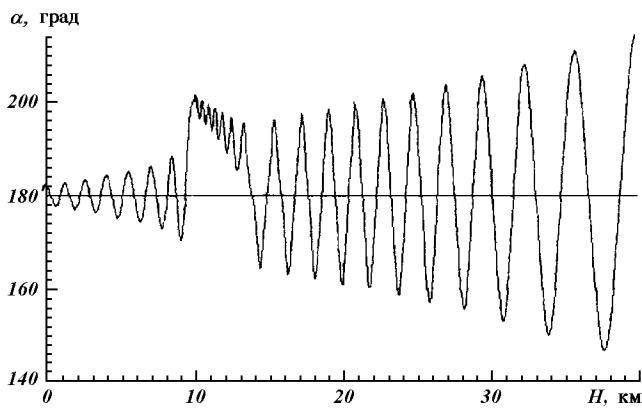


Рис. 1. Зависимость угла атаки отделяющейся части от высоты полета для $\alpha_0 = 30^\circ$, $X_T = 21.27$ м

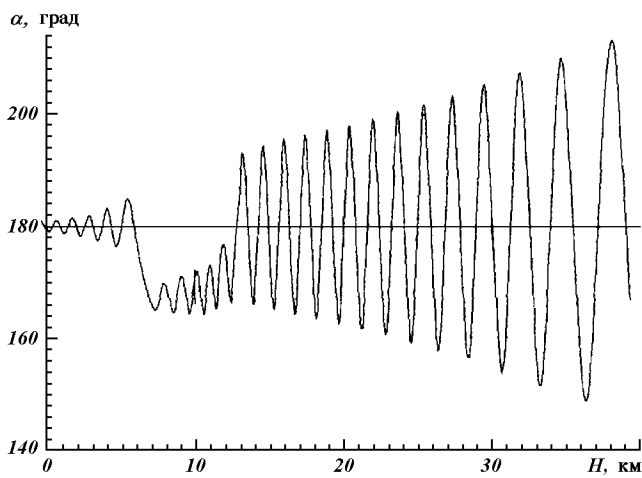


Рис. 2. Зависимость угла атаки отделяющейся части от высоты полета для $\alpha_0 = 30^\circ$, $X_T = 23$ м

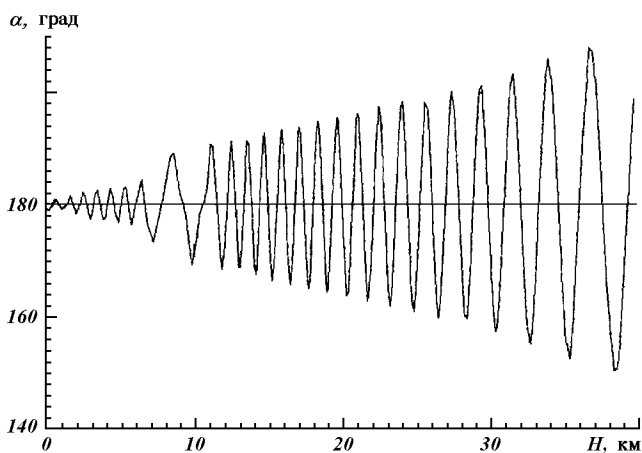


Рис. 3. Зависимость угла атаки отделяющейся части от высоты полета для $\alpha_0 = 30^\circ$, $X_T = 25$ м

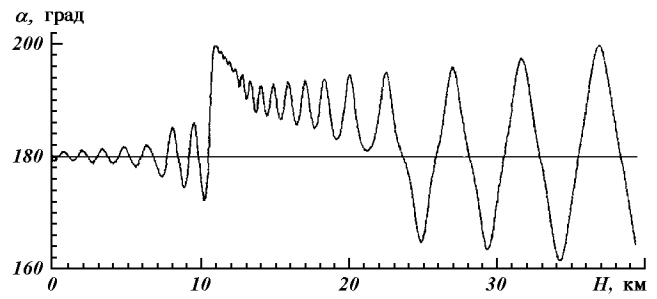


Рис. 4. Зависимость угла атаки отделяющейся части от высоты полета для $\alpha_0 = 90^\circ$, $X_T = 21.27$ м

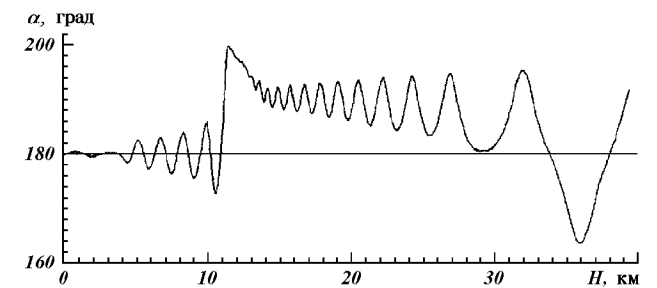


Рис. 5. Зависимость угла атаки отделяющейся части от высоты полета для $\alpha_0 = 120^\circ$, $X_T = 21.27$ м

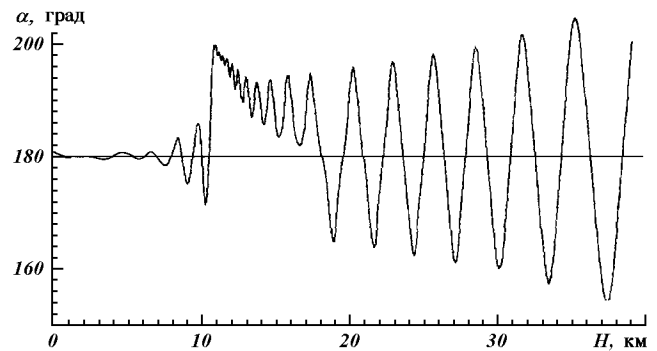


Рис. 6. Зависимость угла атаки отделяющейся части от высоты полета для $Sp = 1.1Sp_0$, $\alpha_0 = 30^\circ$, $X_T = 21.27$ м

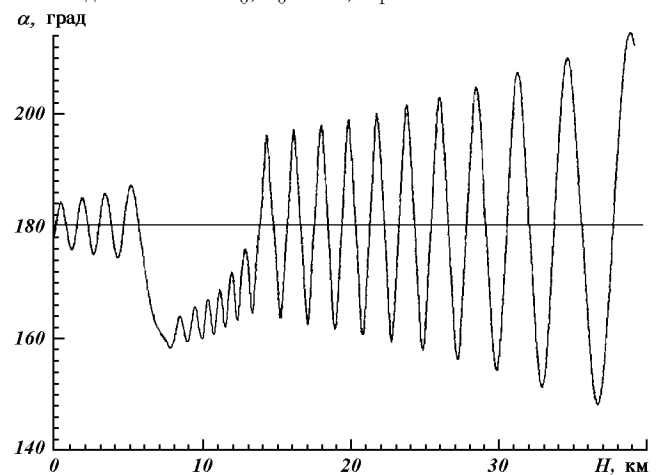


Рис. 7. Зависимость угла атаки отделяющейся части от высоты полета для $Sp = 0.9Sp_0$, $\alpha_0 = 30^\circ$, $X_T = 21.27$ м

Проведенный анализ достаточно полно раскрывает основные особенности динамики спуска ОЧ в атмосфере и наглядно показывает физическую сущность механизма рассеивания точки падения. Однако он не затрагивает количественных оценок. Поэтому последующая часть статьи посвящена этому вопросу.

При оценке отклонений точки падения ОЧ первоепенное значение имеет выбор состава случайных параметров и описание их числовых характеристик. Многолетний опыт испытаний и эксплуатации ракет-носителей показывает, что к случайным величинам, которые необходимо учитывать при вероятностном моделировании динамики спуска ОЧ, следует отнести

- аэродинамические характеристики;
- массово-инерционные и центровочные характеристики ОЧ;
- угловые возмущения, получаемые ОЧ при отделении от ракеты-носителя;
- параметры атмосферы.

На основании анализа накопленного в КБ «Южное» статистического материала по разработке и эксплуатации ракетно-космических систем с достаточной степенью точности можно считать, что аэродинамические характеристики ОЧ подчинены нормальному закону распределения. Числовые характеристики законов определяются расчетным путем с последующим уточнением по результатам продувок в аэродинамических трубах и летных испытаний.

Из массово-инерционных и центровочных характеристик ОЧ, как показывает анализ, определяющими являются координаты центра масс (X_T, Y_T, Z_T). Статистическая обработка результатов стендовых измерений показывает, что во многих случаях закон распределения продольной координаты X_T близок к нормальному. С достаточной степенью точности также можно считать нормальным распределение модуля вектора поперечного смещения центра масс r_T , и равномерным распределение его направлений в диапазоне $0-360^\circ$.

Значения фазовых координат ($\alpha, \dot{\alpha}$) на условной границе атмосферы зависят от многих случайных факторов (угловых возмущений, получаемых ОЧ при отделении от ракеты-носителя, точности работы системы управления, траектории полета, высоты отделения и т. п.) и определяются путем численного интегрирования уравнений движения ОЧ с момента отделения ее от ракеты-носителя до высоты условной атмосферы с учетом случайного характера сил и моментов, возникающих в процессе разделения.

При определении параметров атмосферы целесо-

образно использовать модель, основанную на канонических разложениях плотности, давления и температуры по координатным функциям и в зависимости от высоты.

При моделировании случайных параметров использовалась обратная функция распределения (Полляк, 1971):

$$\eta = F_{\eta}^{-1}(\xi),$$

где ξ — случайная величина, равномерно распределенная в интервале $(0, 1)$.

Для равномерно распределенного параметра η случайная реализация определялась по формуле

$$\eta = (b - a) \xi.$$

Здесь a, b — соответственно нижняя и верхняя границы параметра η .

Для нормально распределенного параметра

$$\eta = \begin{cases} \Phi^{-1}(\xi), & 0.5 < \xi \leq 1.0; \\ -\Phi^{-1}(1 - \xi), & 0 \leq \xi \leq 0.5, \end{cases}$$

где

$$\Phi(\xi) = \int_0^{\xi} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{x^2}{2}\right) dx.$$

На рис. 8 представлены функции распределения дальности полета первой ступени ракеты-носителя «Зенит» в зависимости от различных значений продольной составляющей координаты X_T .

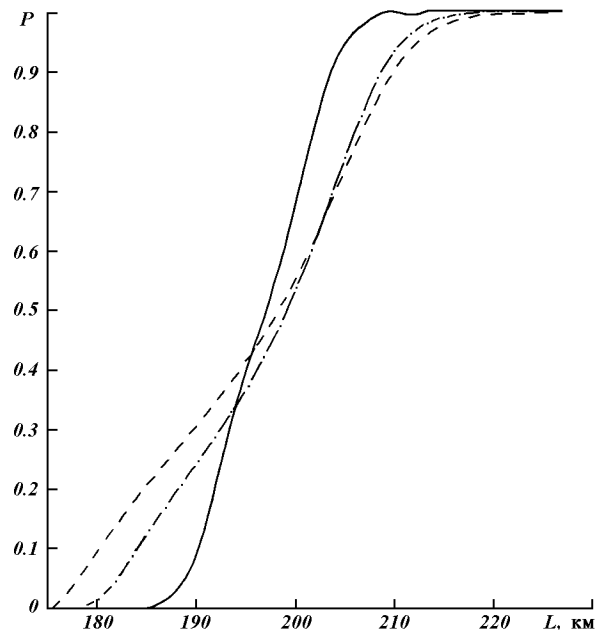


Рис. 8. Функция распределения дальности полета: $X_T = 20.3$ м (штриховая линия), $X_T = 21.3$ м (штрих-пунктирная), $X_T = 23.6$ м (сплошная)

Значение отклонения точки падения в зависимости от положения центра масс ОЧ для разных уровней вероятности

ХТ, м	Отклонение точки падения ОЧ, км		
	P = 0.9	P = 0.99	P = 0.993
20.27	18.0	21.6	22.7
21.27	14.7	19.1	19.9
23.67	8.7	11.3	12.2

В таблице приведены значения отклонения точки падения для трех уровней вероятности (P) в зави-

симости от положения центра масс ОЧ.

Полученные результаты позволяют судить о возможном диапазоне рассеивания точек падения ОЧ по дальности.

Таким образом, выявленные в настоящей статье на основе метода вероятностного моделирования основные особенности динамики полета ОЧ, механизм и количественные характеристики рассеивания точек падения могут являться исходным материалом для выбора средств сокращения размеров районов падения.

Поляк Ю. Г. Вероятностное моделирование на ЭВМ. — М.: Сов. радио, 1971.—256 с.