

УДК 629.78.076.8

ОСОБЕННОСТИ ВХОДА ТЕЛ В НЕСПОКОЙНУЮ АТМОСФЕРУ С ДОКРУГОВОЙ СКОРОСТЬЮ

© 2011 г.

А.С. Филатьев

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

filatyev@yandex.ru

Поступила в редакцию 24.08.2011

Описаны качественно новые эффекты пространственного движения тел при входе в атмосферу со скоростью, меньше круговой, приводящие при вариации начальных условий к бифуркационному изменению области рассеивания точек падения на Землю. Исследования связаны с решением практической проблемы минимизации районов падения отделяемых частей перспективных космических транспортных систем. Излагается основанный на теории оптимального управления аналитический метод определения профилей критических (наихудших при заданной вероятности) случайных возмущений, позволяющий на порядки сократить объем вычислений и повысить точность определения границы области рассеивания по сравнению с методом Монте-Карло.

Ключевые слова: аналитический синтез, критические возмущения, рассеивание точек падения, оптимизация, вход в атмосферу.

Особенности невозмущенных траекторий

Оценка районов падения отделяемых частей (ОЧ) ракет-носителей космического назначения (РКН) традиционно проводится на основе предположения о близости траектории к баллистической, когда влиянием нормальной к траектории аэродинамической силы можно пренебречь. В обосновании этой гипотезы лежит представление о быстрых колебаниях угла атаки ОЧ в плотных слоях атмосферы, при которых усредненная за период нормальная сила близка к нулю [1]. Однако в рамках этой гипотезы трудно объяснить наблюдаемые на практике большие отклонения точек падения ОЧ и их фрагментов от рассчитанных по баллистической траектории.

Детальное моделирование полного пространственного движения с учетом вращения и аэродинамических сил и моментов показало существование широкой области параметров, в которой неустойчивость траектории проявляется резким расширением (на порядки) области рассеивания (ОР) по сравнению с «баллистической» даже без внешних возмущений [2]. Указанные параметры характеризуют расположение стационарных точек в зависимости аэродинамического момента от пространственного угла атаки и начальные значения оскулирующих переменных [3, 4]. На рис. 1 показаны ОР I ступени РКН в плоскости продольной (L) и боковой (Z) дальности при номинальных условиях полета. Рассеивание здесь

вызвано только неустойчивостью траектории и моделируется малыми вариациями начальной угловой скорости вращения ОЧ с дискретностью 0.005 град/с в диапазоне 2 град/с, что на два порядка меньше развиваемой угловой скорости при движении в плотных слоях атмосферы.

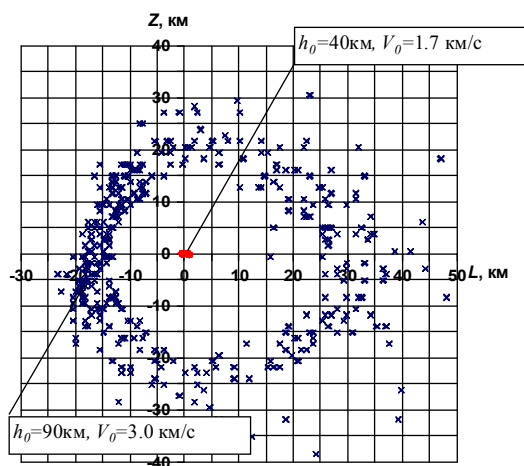


Рис. 1. Явление «взрывного» расширения множества номинальных (без учета внешних возмущений) точек падения ускорителя I ступени при увеличении высоты h_0 и скорости V_0 в момент отделения от РКН

Такая неустойчивость траектории объясняется существованием наряду с аэродинамическим «захватом» тела при входе в атмосферу, переводящим круговое вращение в колебания с ограниченной амплитудой [1], эффекта динамической квазистабильности угла атаки в малой ок-

рестности устойчивой стационарной точки [2]. На рис. 2 для сравнения показаны годографы хвостовой точки I ступени РКН в плоскости, нормальной к вектору скорости, при двух начальных условиях, соответствующих качественно различным номинальным ОР, приведенным на рис. 1.

Как видно из рис. 2б, после прохождения области максимальных скоростных напоров (с максимальной частотой колебаний согласно [1]) происходит квазистабильзация на углах атаки $\sim 20^\circ$ (отсчитывается от направления к хвостовой части).

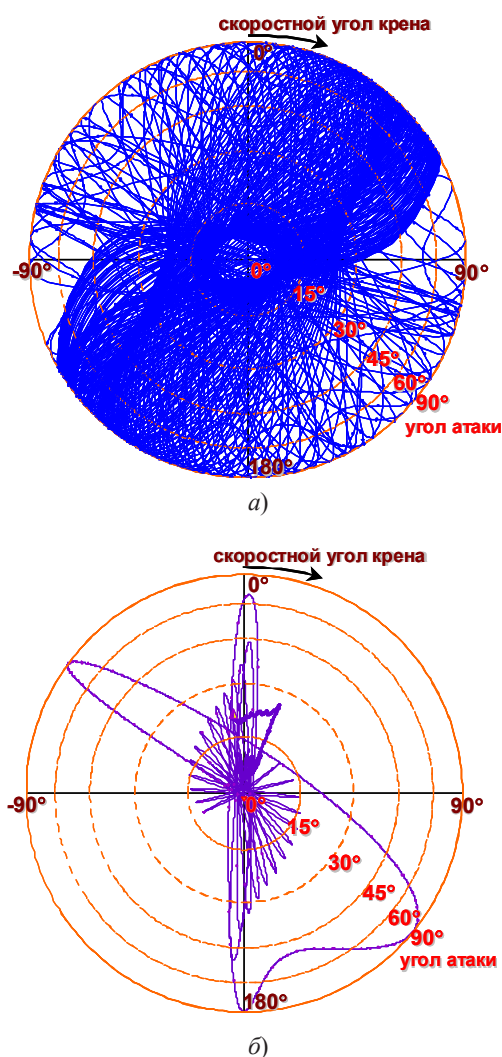


Рис. 2. Годограф хвостовой точки I ступени РКН в плоскости, нормальной вектору скорости, после отделения от РКН: а) при $h_0 = 40$ км, $V_0 = 1.7$ км/с, б) при $h_0 = 90$ км, $V_0 = 3.0$ км/с

При этом ОЧ нейтральна по скоростному углу крена и может ориентироваться по крену произ-

вольным образом. В данном случае на завершающей фазе полета угол крена дрейфует около нуля, что приводит к почти максимальной дальности падения L (см. рис. 1).

Синтез критических возмущений

Для учета случайных факторов при расчете ОР аналитически решена в общем виде задача синтеза профилей критических случайных возмущений. Синтез основан на использовании условий оптимальности в формуле Блисса, связывающей вариации функционала (удаления от заданной точки падения) с возмущениями правых частей уравнений движения и решением сопряженной системы уравнений для номинальной траектории. Используется допущение о малости случайных отклонений точки падения по сравнению с дальностью полета. Поскольку критические возмущения формируются для заданного уровня вероятности совокупности событий, отпадает необходимость в моделировании большого количества ($\sim 10^4$ – 10^6) случайных траекторий, не попадающих на границу ОР, как это происходит при использовании метода Монте-Карло. Это сокращает объем вычислений на 4–6 порядков. Так как аналитическое решение используется только для синтеза критических возмущений, а моделирование траекторий проводится по полным уравнениям движения, граница области рассеивания получается с высокой точностью. Эта точность выше, чем в методе Монте-Карло, так как доверительный интервал в предлагаемом подходе всегда нулевой.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты № 09-08-13815-офи_ц и № 09-08-01140).

Список литературы

1. Кузмак Г.Е. Динамика неуправляемого движения летательных аппаратов при входе в атмосферу. М.: Наука, 1970.
2. Голиков А.А. и др. Особенности неуправляемого движения в атмосфере отделяемых частей космических ракет-носителей // Докл. РАН. 2010. Т. 435, № 4. С. 470–474.
3. Филатьев А.С. Приближенный аналитический синтез оптимального управления гиперзвуковыми летательными аппаратами при движении в атмосфере с дозвуковой скоростью // Ученые записки ЦАГИ. 1980. Т. XI, №№ 1, 2.
4. Filat'yev A.S. «Paradoxes» of optimal solutions in problems of space vehicle injection and reentry // Acta Astronautica. 2000. V. 47, № 1.

PECULIARITIES OF DISTURBED ATMOSPHERIC REENTRY AT A SUBCIRCULAR VELOCITY*A.S. Filatyev*

Qualitatively new effects of spatial movement of bodies reentering the atmosphere at a velocity less than the circular one, resulting in a bifurcation change of the dispersion area of the impact points under the varying entry conditions, are described. The investigation is connected with the solution of the actual problem of minimization of the dispersion areas of separated parts of advanced space transport systems. The analytical method of determining critical (the worst at a given probability) random disturbance profiles that make it possible to reduce the amount of calculations by orders of magnitude and to increase the accuracy of evaluating the dispersion area boundary in comparison with the Monte Carlo method is formulated based on the optimum control theory.

Keywords: analytical synthesis, critical disturbances, impact point dispersion, optimization, reentry.