

Rafale (Франция). Отличительной особенностью сверхзвукового СН является ненулевой (положительный) угол наклона траектории в конце участка его движения в качестве первой ступени АКС. В качестве базового варианта первой ступени АКС рассматривался аналог самолёта МиГ-31. При исследовании движения СН выделены два участка: активный (с работающей ДУ и силой тяги) и пассивный (с выключенной ДУ и отсутствием силы тяги). На активном участке аппарат из режима горизонтального полёта с максимальной скоростью начинает криволинейный набор высоты. Управляющим параметром является нормальная скоростная перегрузка. Активный участок продолжается до тех пор, пока не будет достигнута предельная высота работы ДУ. После выключения ДУ наступает пассивный участок, на котором движение аппарата определяется программой управления коэффициентом аэродинамической подъёмной силы от времени. Ступенчатая программа управления имеет два значения коэффициента подъёмной силы, первый из которых соответствует окончанию активного участка движения, а второй равен нулю. Первое значение способствует увеличению конечной высоты полёта, а второе – сохранению скорости на пассивном участке за счёт минимизации силы сопротивления. Изменение времени переключения при заданном конечном угле наклона траектории позволяет обеспечить широкий диапазон конечной высоты и конечной скорости движения СН при старте второй ступени.

Для увеличения конечной высоты и скорости полёта по сравнению с

имеющимися сверхзвуковыми самолётами-истребителями возможно создание специальной первой ступени. Результаты расчётов движения аппарата MPV (аппарат с охлаждаемыми двигателями по проекту RASCAL - доступная система для запуска малых грузов по требованию, США) со ступенчатой программой угла атаки показали возможность достижения при конечном угле наклона траектории  $20^\circ$  высоты 63 км и скорости 680 м/с, которые необходимы для запуска второй ракетной ступени.

В настоящее время в ведущих аэрокосмических странах разрабатываются и реализуются проекты гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения. В качестве первой ступени АКС рассматриваются гиперзвуковые самолёты-разгонщики (ГСР), наиболее реальные из которых будут иметь максимальную скорость, соответствующую числу Маха, равному 6, и максимальную высоту полёта порядка 30 км. Рассмотрен ГСР с ракетно-турбинным пароводородным двигателем. Предложена приближённо-оптимальная ступенчатая программа управления углом атаки от времени, параметры которой обеспечивают выполнение конечных условий движения при минимальных затратах топлива. При небольших конечных углах наклона траектории (до  $3^\circ$ ) имеются рикошеты, скорость возрастает монотонно и выполняется ограничение по скоростному напору. При больших конечным углах наклона траектории (свыше  $7^\circ$ ) рикошеты становятся более глубокими и может быть нарушено ограничение по скоростному напору.

## **СИНТЕЗ ДИНАМИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТВЕРДОТОПЛИВНЫМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ**

©2012 Балакин В.Л., Дорошин А.В., Крикунов М.М.

ФГБОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)», Самара

# SYNTHESIS OF DYNAMIC MODES OF ATTITUDE MOTION OF SPACECRAFT WITH SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE

©2012 Balakin V.L., Doroshin A.V., Krikunov M.M.

Samara State Aerospace University (National Research University)

Research problems of dynamics of spacecraft (SC) with variable structure remains to one of the most important in mechanics of space flight. The main cases of SC motion with variable structure were described earlier [1-4]. The equations of SC motion with variable structure are considered in cases of nonlinear dependences of inertia-mass parameters at presence of perturbation [3-5].

Рассматривается прецессионное движение космического аппарата (КА) переменного состава.

Уравнения движения тела записываются в следующем виде [3-4]:

$$A(t)\dot{p} + (C(t) - A(t))qr = M_x^e(p, q, r)$$

$$A(t)\dot{q} + (C(t) - A(t))pr = M_y^e(p, q, r),$$

$$C(t)\dot{r} = M_z^e(r)$$

где  $A(t)$ ,  $C(t)$  — зависимости моментов инерции;  $p$ ,  $q$ ,  $r$  — компоненты вектора угловой скорости КА;  $M_x^e(p, q, r)$ ,  $M_y^e(p, q, r)$ ,  $M_z^e(r)$  — возмущающие моменты.

Применен качественный метод анализа фазового пространства неавтономных динамических систем, основанный на определении кривизны фазовой траектории [4]. С помощью этого метода проведен анализ движения и синтез условий реализации требуемых режимов нутационно-прецессионного движения КА переменного состава. Определены возможные эволюции КА и причины этих эволюций.

Проведено численное моделирование движения КА для нелинейных случаев изменения инерционно-массовых параметров. Построены фазовые портреты для рассматриваемых случаев движения КА с твердотопливным ракетным двигателем.

Сформулированы рекомендации по размещению пакетов твердотопливных зарядов с торцевыми и поверхностными схемами выгорания.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ №11-08-00794-а).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. М.: Наука, 1990.
2. Космодемьянский А.А. Курс теоретической механики. Часть 2. М.: Просвещение, 1966. 398 с.
3. Аншаков Г.П., Асланов В.С., Балакин В.Л., Дорошин А.В. и др. Динамические процессы в ракетно-космических системах // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Самара: СГАУ, №1, 2003 г.
4. Дорошин А.В. Эволюции прецессионного движения неуровновешенных гироскопов переменного состава // Прикладная математика и механика, Т. 72. Вып. 3, 2008.
5. В.С. Асланов, А.В. Дорошин. Влияние возмущений на угловое движение космического аппарата на активном участке спуска // Космич. исслед. 2008, том 46, №2, С. 168-173.