

ния отказов гиродинов в случайные моменты времени, их обнаружения, распознавания и коррекции законов управления по данным блока функционального диагностирования в реальном времени.

#### Список литературы

1. Гришин Ю.П., Казаринов Ю.И. Динамические системы, устойчивые к отказам. - М.: Радио и связь, 1985.
2. Джонсон С. Теория регуляторов, приспособляющихся к возмущениям // Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах. Пер. с англ./Под ред. К.Т.Леондеса. - М.: Мир, 1980.

УДК 629.195.4

В.Л.Балакин, Ю.Н.Лазарев, Е.А.Филиппов

#### ФОРМИРОВАНИЕ НОМИНАЛЬНОГО ТРЕХКАНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ В АТМОСФЕРЕ ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

1. Рассматривается движение центра масс аэрокосмического аппарата, совершающего маневр поворота плоскости орбиты за счет использования аэродинамических сил. Траектория движения аппарата включает в себя участок движения в плотных слоях атмосферы, где происходит изменение плоскости орбиты за счет боковой составляющей аэродинамической подъемной силы, а также два участка движения в разреженных слоях.

Схема маневра предусматривает трехкратное включение двигательной установки (ДУ). Первое включение ДУ на начальной орбите переводит аппарат на траекторию снижения и обеспечивает вход в атмосферу. Второе включение производится на атмосферном участке движения и переводит аппарат на переходную эллиптическую орбиту. Третье включение на высоте конечной орбиты увеличивает скорость аппарата до требуемой орбитальной скорости.

В работах /1-3/ выбор номинального управления поворотом плоскости орбиты в атмосфере осуществлялся на основе принципа максимума. В дан-

ной работе для определения приближенно-оптимального управления движением аэрокосмического аппарата при совершении комбинированного маневра поворота плоскости орбиты используется численный метод построения многоканального программного управления, основанный на идеях последовательной линеаризации /4-6/.

2. Будем считать, что перед началом маневра аэрокосмический аппарат находится на исходной орбите, плоскость которой совпадает с плоскостью земного экватора. Требуется определить программы изменения углов атаки, скоростного крена, и тяги ДУ, обеспечивающие поворот плоскости орбиты на заданный угол и выход аппарата на высоту конечной орбиты. Рассмотрим две задачи, отличающиеся критерием оптимальности. В первой задаче комбинированный маневр поворота плоскости орбиты требуется выполнить с максимальной конечной скоростью при заданном расходе топлива, а во второй - с минимальным расходом топлива при заданной конечной скорости. В рассмотренной постановке изменение наклона орбиты соответствует конечному значению угла пути.

В обеих задачах начальные и конечные условия (отмеченные индексами "0" и "к") формулируются следующим образом. В некоторый начальный момент времени заданы фазовые координаты аппарата, соответствующие его движению по начальной круговой орбите :

$$t=0, R(0)=R_0, V(0)=V_0, \chi(0)=0, \varphi(0)=\varphi_0, \lambda(0)=\lambda_0, m(0)=m_0.$$

Здесь  $t$  - время;  $R$  - величина радиуса-вектора;  $V$  - скорость;  $\chi$  - угол пути;  $\varphi$  - геоцентрическая широта;  $\lambda$  - географическая долгота;  $m$  - масса аппарата.

В конечный нефиксированный момент времени  $T$ , соответствующий выходу аппарата на заданную конечную орбиту, радиус которой равен радиусу начальной орбиты, необходимо обеспечить заданные значения фазовых координат, в первой задаче:

$$t=T, R(T)=R_k=R_0, \chi(T)=\chi_k, \varphi(T)=\varphi_k, \lambda(T)=\lambda_k, m(T)=m_k,$$

а во второй:

$$t=T, R(T)=R_k=R_0, V(T)=V_k, \chi(T)=\chi_k, \varphi(T)=\varphi_k, \lambda(T)=\lambda_k.$$

Компонентами вектора управления  $u$  являются угол атаки  $\alpha$ , угол скоростного крена  $\gamma_\alpha$  и массовый расход топлива ДУ  $\beta$ , определяющий величину тяги и продолжительность работы двигателя

$$u=u(\alpha, \gamma_\alpha, \beta).$$

В первой задаче требуется найти номинальное управление  $u_{ном}(t)$ , принадлежащее области допустимых значений  $U$ , обеспечивающее заданные конечные значения фазовых координат и максимизирующее конечную скорость аппарата

$$u_{ном}(t) = \operatorname{argmax}_{u \in U} V_k.$$

Во второй задаче требуется найти номинальное управление  $u_{ном}(t)$ , принадлежащее области допустимых значений  $U$ , обеспечивающее заданные конечные значения фазовых координат и минимизирующее расход рабочего тела, т.е. максимизирующее конечную массу аппарата

$$u_{ном}(t) = \operatorname{argmax}_{u \in U} m_k.$$

3. Вычислительный алгоритм метода формирования приближенно-оптимального управления, основанного на последовательной линеаризации задачи, сводится к выполнению следующих операций.

1) Выбирается начальное приближение программного управления. Вычисляются функционалы задачи.

2) Производится конечномерная аппроксимация задачи.

3) Вычисляются производные функционалов по управлению.

4) В малой окрестности программы управления решается задача линейного программирования относительно приращений управляющих зависимостей, улучшающих программу управления в смысле выбранных функционалов.

5) Формируется улучшенная программа управления с учетом ограничений на управляющие зависимости. Вычисляются функционалы задачи.

6) Проверяется условие окончания итерационного процесса поиска приближенно-оптимального управления. В случае его невыполнения в качестве следующего приближения программного управления принимается улучшенная программа, и алгоритм поиска повторяется, начиная с пункта 2. Если условие окончания выполнено, то улучшенная программа принимается в качестве приближенно-оптимальной.

4. Поиск приближенно-оптимального управления проводился при следующих условиях. Движение аппарата в атмосфере описывалось системой дифференциальных уравнений /1/. Аэродинамические характеристики и плотность атмосферы задавались таблично. Модель движения учитывала нецентральность поля тяготения Земли и ее вращение вокруг собственной оси. При проведении расчетов учитывались ограничения на управление:

$10^\circ < \alpha < 50^\circ$ ,  $|\gamma_a| \leq 150^\circ$ ,  $0 \leq \beta \leq 1.3$  кг/с.

Основные результаты решения задач приведены на рис. 1 и 2, на которых показаны приближенно-оптимальные программы управления  $\alpha_{opt}$ ,  $\gamma_{opt}$  и  $\beta_{opt}$ , а также соответствующие им зависимости от времени  $t$  высоты  $H$ .

Для подтверждения не-улучшаемости полученных приближенно-оптимальных программ трехканального управления расчеты проводились с различными начальными приближениями управления и различными параметрами вычислительного алгоритма численного метода последовательной линеаризации.

5. Результаты расчетов показали высокую эффективность

использования численного метода при формировании трехканального номинального управления движением аэрокосмического аппарата при повороте в атмосфере плоскости орбиты. Использованный подход к решению рассмотренных задач позволил получить достаточно точные и обоснованные программы управления.

#### Список литературы

1. Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П. Механика оптимального пространственного движения летательных аппа-

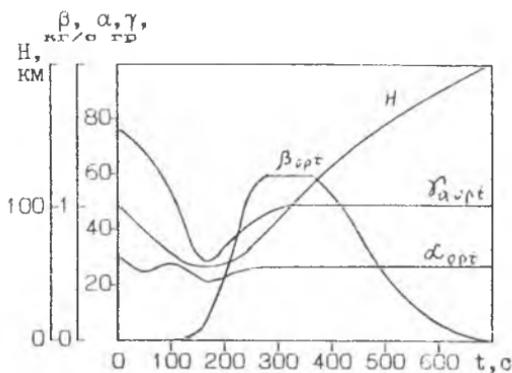


Рис. 1

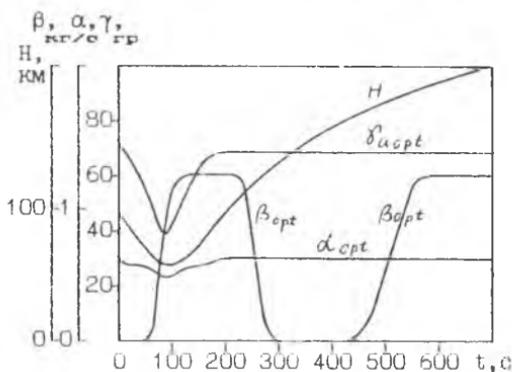


Рис. 2

ратов в атмосфере. -М.; Машиностроение, 1972. - 240 с.

2. Балакин В.Л., Белоконов В.М., Шершнев В.М. Об оптимальных режимах поворота плоскости орбиты спутника Земли с использованием аэродинамических сил //Космические исследования. - 1974. - Т.12, вып.3. - С. 346-351.

3. Балакин В.Л., Белоконов В.М., Шершнев В.М.. Комбинированный маневр поворота плоскости орбиты при наличии ограничений на режимы движения //Космические исследования. - 1976. - Т.14, вып.4. - С. 498-503.

4. Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. -М.; Наука, 1978. -498 с.

5. Голубев Ю.Ф., Хайруллин Р.З. К решению задач оптимального управления при входе в атмосферу //Космические исследования. - 1987.- Т.25. - С. 37.

6. Лазарев Ю.Н. Метод формирования номинального программного управления движением аэрокосмических летательных аппаратов. - Деп. ВИНТИ 14.04.92, N 1284-В92. - 33 с.