

5. Результаты расчетов показали высокую эффективность использования алгоритмов формирования терминального управления, основанных на последовательной линеаризации задачи, при спуске аэрокосмического аппарата в атмосфере.

#### Список литературы

1. Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. - М.: Наука, 1978. - 488 с.
2. Голубев Ю.Ф., Хайруллин Р.З. К решению задач оптимального управления при входе в атмосферу // Космические исследования. 1987. Т.25. С.37.
3. Лазарев Ю.Н. Метод формирования номинального программного управления движением аэрокосмических летательных аппаратов. - Деп. ВИНТИ 14.04.92, N 1284-B92. - 33 с.
4. Охочимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Р. Алгоритмы управления космическими аппаратами при входе в атмосферу. - М.: Наука, 1975. - 400 с.
5. Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. - М.: Машиностроение, 1972. - 240 с.

УДК 629.782.015.07

Ю.Н.Лазарев, Лин Сяо Куй

#### УПРАВЛЕНИЕ СПУСКОМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ

1. Рассматривается траекторное движение космического аппарата (КА), совершающего спуск в атмосфере Земли. Считается, что КА имеет форму тела вращения, центр масс которого смещен от оси симметрии на некоторую величину. Такая компоновка позволяет получить балансирующий угол атаки, отличный от нуля, и обеспечивает при движении в атмосфере возникновение аэродинамической подъемной силы. Изменение скоростного угла крена приводит к изменению вертикальной и боковой

составляющих подъемной силы и, следовательно, влияет на траекторное движение КА. Такой способ управления траекторным движением использовался на КА типа "Союз" и "Аполлон" /1/.

Наиболее простые и надежные системы управления аппаратами такого типа основаны на отслеживании номинальной траектории, которая рассчитывается заранее с учетом ограничений и приводит КА в заданное место посадки при отсутствии возмущений. Возможные законы командного управления относительно номинальной траектории в этом случае имеют вид /2-4/.

$$K \cos \gamma_{\text{в}} = K \cos \gamma_{\text{аном}} + k_{\text{п}} \delta p + k_{\text{п}}^* \dot{\delta p} + k_{\text{L}} \delta L \quad (1)$$

или

$$K \cos \gamma_{\text{в}} = K \cos \gamma_{\text{аном}} + k_{\text{v}} \delta V + k_{\text{H}} \delta H + k_{\text{L}} \delta L, \quad (2)$$

где  $\gamma_{\text{в}}$  - скоростной угол крена (индексом "ном" отмечено его номинальное значение);  $K$  - аэродинамическое качество;  $\delta p$ ,  $\dot{\delta p}$ ,  $\delta L$ ,  $\delta V$ ,  $\delta H$  - соответственно отличия реализовавшихся значений перегрузки, скорости ее изменения, продольной дальности, вертикальной составляющей скорости и высоты от их номинальных значений;  $k_{\text{п}}$ ,  $k_{\text{п}}^*$ ,  $k_{\text{L}}$ ,  $k_{\text{v}}$ ,  $k_{\text{H}}$  - передаточные коэффициенты. Вместо истинных реализовавшихся и номинальных значений параметров траектории в рассмотренных законах управления могут фигурировать их кажущиеся значения.

Номинальные программы изменения контролируемых параметров траектории хранятся в памяти бортовой цифровой вычислительной машины. Они рассчитываются заранее и соответствуют номинальной программе изменения угла скоростного крена  $\gamma_{\text{аном}}$ , которая удовлетворяет всем ограничениям, наложенным на траекторию спуска.

2. Формирование номинальных программ управления спуском наиболее эффективно осуществляется с использованием принципа максимума /5/ или метода последовательной линеаризации /6/, с помощью которых можно не только удовлетворить траекторным ограничениям, но и оптимизировать управление. Применение метода последовательной линеаризации предполагает конечномерную аппроксимацию управляющих зависимостей, что позволяет при известных значениях производных функционалов задачи по управлению рассчитывать на каждом шаге решения малые приращения, улучшающие управление.

В настоящей работе номинальная программа изменения угла скоростного крена аппроксимируется кусочно-линейной зависимостью, а узлы

аппроксимации располагаются неравномерно по времени. Такое представление программы управления позволяет при большом количестве узлов достаточно хорошо аппроксимировать любые управляющие зависимости, производить подбор программ управления в интерактивном режиме, а также использовать вычислительные процедуры метода последовательной линеаризации.

3. К номинальной программе управления предъявлялись следующие требования. Траектория спуска КА в атмосфере должна монотонно снижаться, должны отсутствовать отражения аппарата от плотных слоев атмосферы. Максимальные значения перегрузки и удельного теплового потока в критической точке КА, а также суммарное количество подведенного тепла не должны превышать заданных допустимых значений. Конечная боковая дальность спуска должна быть близка к нулю.

Одному из вариантов условий входа в атмосферу и допустимых значений ограничений удовлетворяет номинальная программа управления углом скоростного крена  $\gamma_a$ , показанная на рис. 1 непрерывной линией.

На рис. 2 изображены соответствующие этой программе зависимости от времени высоты  $H$  траектории над поверхностью Земли, перегрузки  $n$ , удельного теплового потока  $q_T$  в критической точке аппарата и суммарного тепла  $Q_T$ , подведенного к единице поверхности в окрестности критической точки.

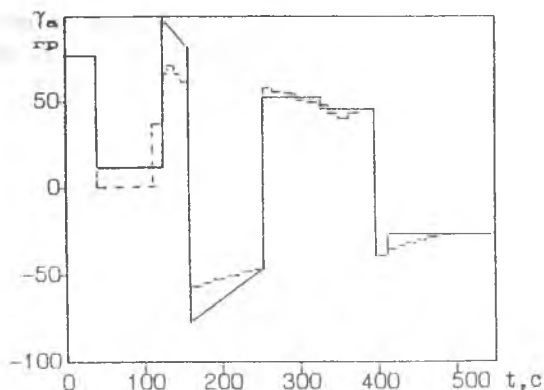


Рис. 1

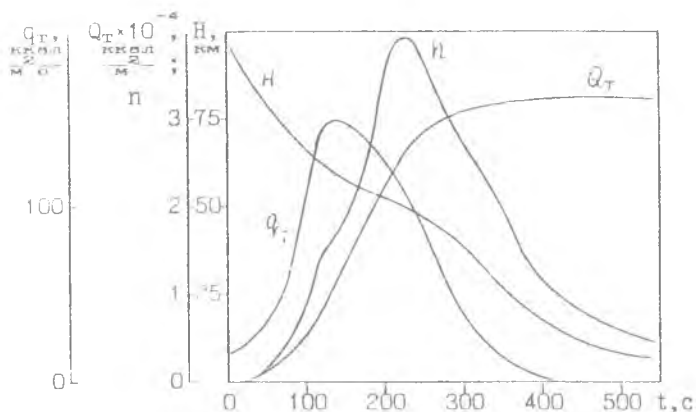


Рис. 2.

Полученное номинальное управление  $\gamma_n$  позволяет рассчитать зависимости, необходимые для формирования номинальных программ изменения контролируемых параметров траектории, используемых в законах управления вида (1) и (2). Дальнейшее уточнение номинального управления и автоматизация процесса его расчета может быть произведена с помощью вычислительных процедур [7] метода последовательной линеаризации.

4. Полученная номинальная программа управления использовалась как начальное приближение командного управления, формируемого по закону вида (2). В качестве возмущающего воздействия принималось отклонение начального значения угла наклона траектории, равного  $-0,2^\circ$ , от номинального значения, равного  $2^\circ$ . Расчеты показали, что в этом случае закон управления (2) обеспечивает уменьшение конечного промаха по продольной дальности спуска со 150 км до 200 м. Реализовавшаяся зависимость угла скоростного крена от времени показана на рис. 1 пунктиром.

Таким образом, на примере решения модельной задачи показано, что полученная номинальная программа управления и выбранный закон командного управления способны обеспечить выполнение целевой задачи спуска - приведение КА в заданный район посадки. Для более строгого обоснования закона управления и принятых значений передаточных коэффициентов необходимо провести имитационное моделирование спуска в атмосфере с возможно более полным учетом действующих на траекторию возмущений, включающих ошибки начальных условий входа в атмосферу,

атмосферные возмущения, неточности знания аэродинамических характеристик КА и ошибки реализации командного управления.

### Список литературы

1. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. - М.: Наука, 1988.
2. Глазков А.Г., Ибрагимов К.З., Климин А.В., Трунов Ю.В., Хазан М.А., Хитрик М.С., Ярошевский В.А. Управление космическим аппаратом при входе в атмосферу //Космические исследования. - 1969. - Т.7. вып.2.
3. Wingrow R.C. A survey of atmosphere re-entry guidance and control methods. -IAS Paper. -1963, No.86.
4. Wang Xi-ji, Lin Xua-bao. Spacecraft entry and returning technology. - China astronautics press, 1991.
5. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.В. Математическая теория оптимальных процессов. -М.: Физматгиз, 1976.
6. Федоренко Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления. М.: Наука, 1978.
7. Лазарев Ю.Н. Метод формирования номинального программного управления движением аэрокосмических летательных аппаратов. - Дел. ВИНТИ 14.04.92, N 1284-В92. - 33 с.