

модификации, фильтр второго порядка.

Разработана программная реализация указанной системы, составляющая "ядро" универсального программного комплекса, предназначенного для имитации процессов оценивания (на основании численных экспериментов) состояния динамических систем или для обработки реальных наблюдений. Пользователь данного программного комплекса имеет возможность в диалоговом режиме легко "конструировать" различные алгоритмы оценивания, собирая их из базовых алгоритмов (ядра). Общее количество рекуррентных алгоритмов оценивания, генерируемых программным комплексом, составляет при этом несколько тысяч. Комплекс позволяет проводить подробный анализ результатов моделирования, представляя пользователю информацию, на основании которой можно судить о работоспособности того или иного алгоритма оценивания и помогая тем самым подобрать наиболее оптимальный алгоритм оценивания для решения конкретной технической задачи.

УДК 629.7.087.22

С.А.Ишков, В.А.Романенко

#### ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ СУБСПУТНИКА НА РАБОЧУЮ ОРБИТУ

В последнее время возрос интерес к орбитальным тросовым системам (ОТС). Под ними понимаются системы космических аппаратов (КА), элементом которых являются тросы. Выгодным представляется использование ОТС, состоящей из двух тел для межорбитальных перемещений при которых трос осуществляет передачу малому спутнику (субспутнику) части энергии и момента количества движения базового КА, что приводит к изменению орбиты субспутника.

В докладе рассматривается возможность применения ОТС для решения задачи перевода субспутника с базовой круговой орбиты высотой  $h_{\text{осв}}$  на компланарную эллиптическую орбиту заданной геометрии (высотами апогея  $h_{\text{апс}}^{\text{зад}}$  и перигея  $h_{\text{перс}}^{\text{зад}}$ ) и ориентации (аргументом перигея  $\omega_{\text{зад}}$ ). Задача решается при следующих допущениях:

1. Трос невесомый;
2. Центр масс ОТС совпадает с центром масс базового КА;
3. Возмущающие факторы отсутствуют.

Техническое решение рассматриваемой задачи состоит в последовательном проведении двух операций:

- а) Развертывании ОТС;
- б) Отделении субспутника от ОТС.

Для осуществления развертывания выбран экспоненциальный закон управления натяжением троса. Выбор этого закона определен наличием для него решения системы дифференциальных уравнений относительного движения ОТС. При экспоненциальном законе траектория субспутника в системе координат, связанной с базовым КА, представляет собой прямую, проходящую через начало координат. Величина угла отклонения связки от вертикали для этого закона постоянна  $\theta_{\lambda} = const$ . Угол  $\theta_{\lambda}$ , а также длина  $r_{\kappa}$  и скорость развертывания связки в момент отделения субспутника  $\dot{r}_{\kappa}$  однозначно определяют геометрические характеристики орбиты выведения. Время развертывания  $t_D$  прямо зависит от длины развернутого троса. Аргумент перигея  $\omega_{\text{перг}}$  обеспечивается выбором времени начачала развертывания  $t_D$ .

Таким образом, задача сводится к определению значений  $t_D$ ,  $t_0$ ,  $\theta_{\lambda}$ , необходимых для перевода субспутника на заданную орбиту.

В разработанном для решения этой задачи алгоритме рассматривается движение субспутника в орбитальной системе координат (ОСК), связанной с базовым КА. Ось  $Ox$  ОСК направлена по вектору орбитальной скорости базового КА, ось  $Oy$  — вдоль геоцентрического радиус-вектора (рис.1).

В ОСК траектория свободного движения субспутника характеризуется величинами максимального и минимального смещений по высоте от базового движения —  $y_{\text{max}}$ ,  $y_{\text{min}}$ , со-

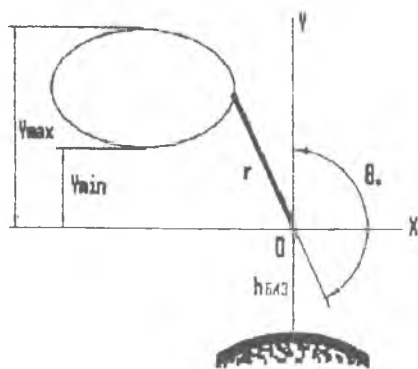


Рис.1

ответственно. Формулы для них получены в [1] как решение системы линеаризованных ДУ относительного движения двух КА:

$$y_{\max} = y_{\max}(x_0 \cdot y_0 \cdot y_c), \quad y_{\min} = y_{\min}(x_0 \cdot y_0 \cdot y_c), \quad (1)$$

где  $x_0 \cdot y_0 \cdot y_c$  - компоненты вектора состояния относительного движения в начальный момент свободного движения; кроме того, очевидно:

$$\begin{aligned} y_{\max} &= h_{\text{СВВ}} - h_{\text{ПВВ}} && \text{в случае перевода спутника на} \\ y_{\min} &= h_{\text{СВВ}} - h_{\text{КВВ}} && \text{более низкую орбиту;} \\ y_{\max} &= h_{\text{КВВ}} - h_{\text{СВВ}} && \text{в случае перевода спутника на} \\ y_{\min} &= h_{\text{ПВВ}} - h_{\text{СВВ}} && \text{более высокую орбиту.} \end{aligned} \quad (2)$$

Конечные условия разворачивания будут являться начальными условиями свободного движения спутника, следовательно:

$$x_0 = r_{\text{к}} \sin \theta_{\text{н}}, \quad y_0 = r_{\text{к}} \cos \theta_{\text{н}}, \quad y_c = r_{\text{к}} \cos \theta_{\text{н}} \quad (3)$$

Величины  $x_0 \cdot y_0 \cdot y_c$  определяются из выражения для экспоненциального закона полученного в /2/:

$$r = r_0 \exp(-0.75 \sin(2\theta_{\text{н}})v), \quad v = \omega t \quad (4)$$

где  $v$  - безразмерное время разворачивания,  $\omega$  - угловая скорость орбитального движения,  $r_0$  - начальная длина троса.

Подставляя выражения (3), (4) в (1) и учитывая (2), после преобразований получим искомые формулы для  $t_{\text{Д}}$  и  $\theta_{\text{н}}$ .

$$t_{\text{Д}} = \frac{-0.75}{\sin(2\theta_{\text{н}})\omega} \ln \frac{y_{\min}}{r_0 A},$$

где  $A = A(\theta_{\text{н}})$ ,  $\theta_{\text{н}} = \theta(y_{\max}/y_{\min})$ .

Для расчета времени начала разворачивания, необходимого для обеспечения заданной ориентации эллиптической орбиты, используется формула:

$$t_0 = (v_0 + \omega_{\text{СВВ}}) / \omega t_{\text{Д}}$$

где  $v_0$  - истинная аномалия спутника на эллиптической орбите, соответствующая моменту окончания разворачивания.

Результаты расчетов в графическом и табличном видах приведены на рис. 2, 3 и в таблице.

Таблица содержит начальные условия и время разворачивания, а также максимальное натяжение  $T_{\max}$  и затраты характеристической скорости на совершение маневра  $V_{\text{х}}$  при выведении обычными средствами.

Таблица

## Результаты расчетов

 $h_{000}=300$  км,  $r_0=10$  м,  $m_{000}=100$  кг.

|                  |         |        |        |         |         |       |
|------------------|---------|--------|--------|---------|---------|-------|
| $h_{000,д},$ км  | 315     | 350    | 365    | 295     | 295     | 295   |
| $h_{100,д},$ км  | 310     | 310    | 310    | 290     | 280     | 265   |
| $r_k,$ км        | 86.35   | 17.55  | 11.55  | 26.53   | 11.72   | 5.29  |
| $t_p,$ с         | 41033   | 9187   | 11964  | 19409   | 8809    | 14662 |
| $\theta_w,$ град | 98      | 134    | 156    | 283     | 303     | 350   |
| $V_x,$ км/с      | 0.00723 | 0.0173 | 0.0216 | 0.00435 | 0.00125 | 0.016 |
| $T_{max},$ Н     | 0.17    | 2.1    | 3.47   | 0.08    | 0.19    | 2.18  |

Результаты, приводимые в таблице, говорят о том, что использование ОТС обеспечивает проведение маневра с достаточно высокими затратами характеристической скорости, это дает возможность достигнуть существенной экономии топлива.

На рис. 2 и 3 представлены в различных масштабах графики областей достижимости отклонений от базового движения ( $y_{max}, y_{min}$ ) в зависимости от времени развертывания. На рис. 2 верхний "лепесток" соответствует переводу спутника на более высокую орбиту, нижний - на бо-

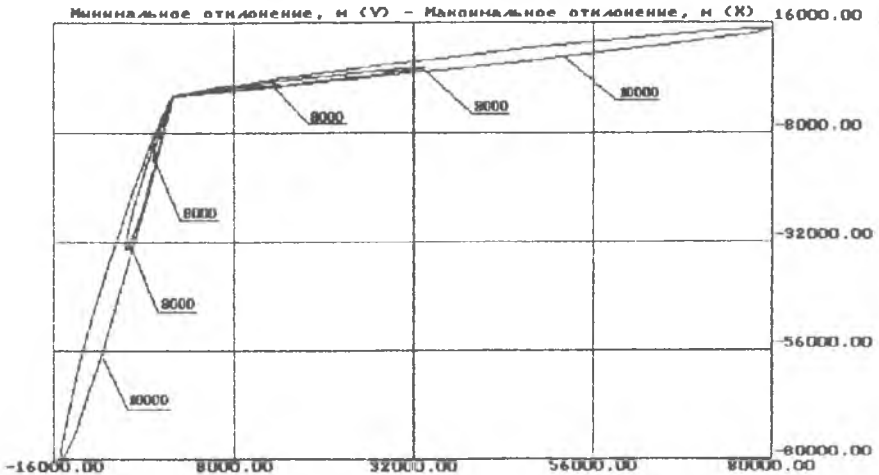


Рис. 2

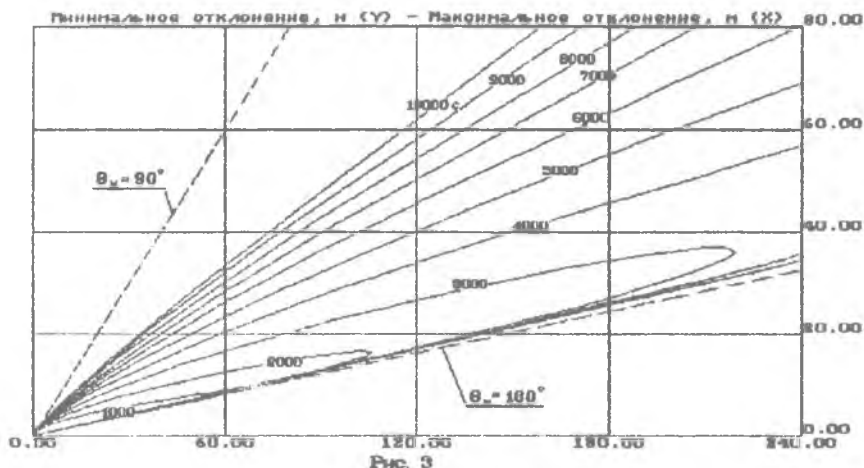


Рис. 3

лее низкую. На основании анализа областей достижимости можно сделать следующие выводы.

Величина начального угла отклонения связки от вертикали определяется соотношением максимального к минимальному смещению по высоте, которое находится в пределах от 1 (для развертывания в направлении трансверсали) до 7 (развертывание вдоль вертикали). Наибольшая скорость развертывания достигается для углов  $\theta_w = 135^\circ$  (при развертывании вверх) и  $\theta_w = 335^\circ$  (при развертывании вниз). Этим углам соответствует отношение  $Y_{max}/Y_{min} = 5$ . Время развертывания однозначно определяется значениями  $Y_{min}, Y_{max}$ .

Результаты аналитического решения задачи перевода субспутника на заданную орбиту совпадают с результатами численного интегрирования системы ДУ относительного движения с точностью до 5%.

Описанная выше методика реализована при разработке программного комплекса "TROS" для ПЭВМ типа IBM PC AT, операционная среда MS DOS.

#### Список литературы

1. Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. — М.: Наука, 1987.
2. Белецкий В.В., Левин В.М. Динамика космических тросовых систем. — М.: Наука, 1980.