

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕЛЕТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ И ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

В данной работе проводится компьютерное моделирование перелета космического аппарата (КА) с химическим разгонным блоком (ХРБ) и электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) на геостационарную орбиту (ГСО).

Рассматривается схема перелета, предполагающая использование на первом этапе ХРБ для формирования промежуточной эллиптической орбиты, а на втором этапе ЭРДУ для выведения КА на ГСО.

Для расчета проектно-баллистических параметров перелета, формирования проектного облика КА и моделирования межорбитального перехода составлена блок-схема (рис. 1).

Укрупненно блок-схема состоит из четырех основных частей:

- 1) блок расчета проектно-баллистических параметров перелета КА с ХРБ;
- 2) блок расчета проектно-баллистических параметров перелета КА с ЭРДУ;
- 3) блок формирования проектного облика КА с ЭРДУ;
- 4) блок трехмерного моделирования межорбитального перехода.

Результаты расчета проектно-баллистических параметров КА, выполненных в первом и втором блоках, заносятся в соответствующие массивы данных.

Входными параметрами для блока формирования проектного облика КА с ЭРДУ являются рассчитанные во втором блоке значения площадей солнечных батарей и количества электроракетных двигателей. Производится обращение к системе твердотельного моделирования Solid Works, открытие деталей и таблиц параметров с последующим их перестроением в соответствии с входными данными.

Массивы данных, сформированные в первых двух блоках, являются входными параметрами для блока трехмерного моделирования межорбитального перехода. Для построения точек траектории происходит обращение к элементам массива, содержащих координаты КА в геоцентрической экваториальной (неподвижной) системе координат.

Указанная блок-схема была реализована в разработанном специализированном программном комплексе.

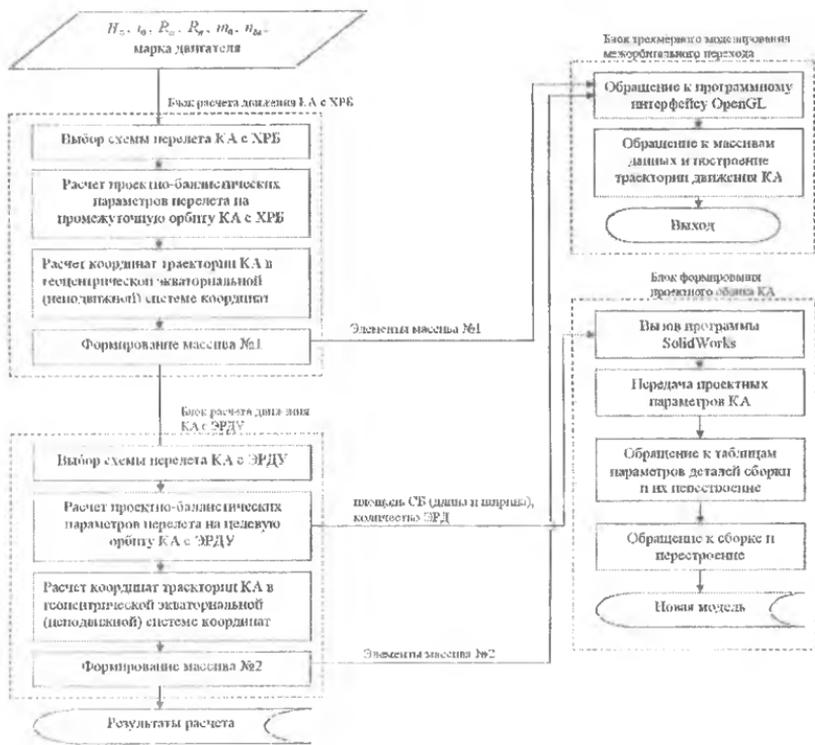


Рис. 1. Блок-схема программы

Расчет проектно-баллистических параметров и последующее моделирование движения КА производились в среде программирования Borland Delphi 7 с использованием программного интерфейса OpenGL для графического отображения траектории движения.

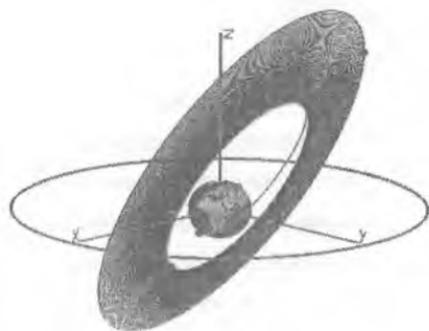
Ниже представлены результаты компьютерного моделирования перелетов КА на ГСО для схем последовательного управления большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты (рисунок 2, а, б, в) и совместного управления теми же элементами (рисунок 2, г).

В качестве исходных были выбраны следующие данные:

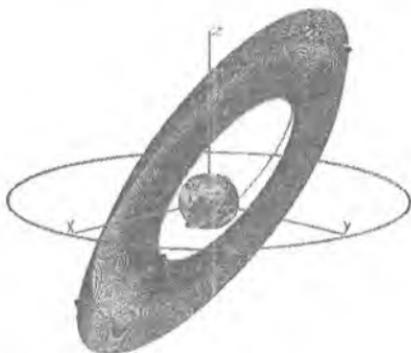
- большая полуось промежуточной орбиты $A_0 = 22000$ км;
- эксцентриситет промежуточной орбиты $e_0 = 0.273$;
- масса КА на промежуточной орбите $m_0^{КА} = 2654$ кг;
- для реализации перелета КА с ЭРДУ использовались 12 (8) двигателей СПД-140.

В первом случае производилось поэтапное изменение каждого из трех указанных выше элементов при постоянстве двух других. Общее время перелета на ГСО составило 140 суток при массе полезной нагрузки 546 кг.

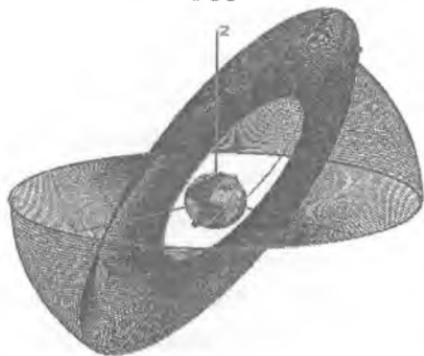
Во втором случае большая полуось, эксцентриситет и наклонение орбиты меняются одновременно и линии траектории образуют некоторую поверхность. Общее время перелета составило 62 суток при массе полезной нагрузки 935 кг.



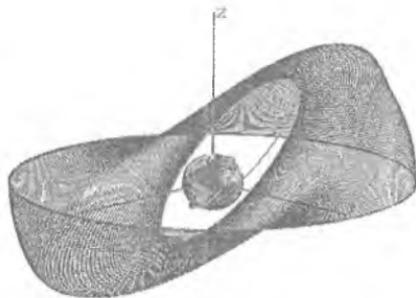
а) изменение большой полуоси до радиуса ГСО



б) изменение эксцентриситета до нуля



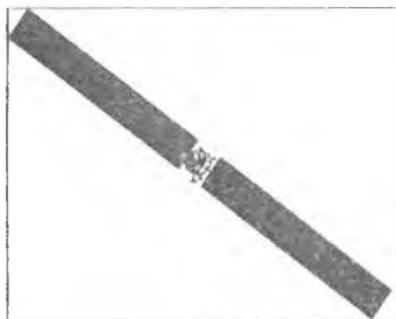
в) изменение наклона до нуля



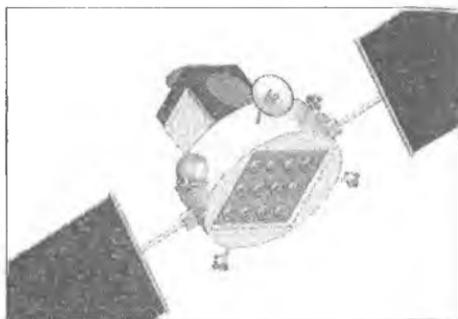
г) схема совместного управления

Рис. 2. Результаты компьютерного моделирования перелета КА на ГСО при последовательном управлении большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты (а), (б), (в) и совместном управлении (г)

Результаты формирования проектного облика КА с ЭРДУ в системе Solid Works показаны на рисунке 3.



а)



б)

Рис. 3. КА с ЭРДУ в рабочем состоянии (а) и его вид со стороны платформы с ЭРДУ (б)

Предполагается, что КА состоит из универсального транспортного модуля и полезной нагрузки (ПН). В качестве ПН может быть использован любой КА (как правило, спутник связи), выводимый на ГСО и удовлетворяющий требуемым массо-габаритным характеристикам. Универсальный транспортный модуль имеет в своем составе многоцелевую космическую платформу, маршевую двигательную установку и электроракетную двигательную установку.

Библиографический список

1. Лебедев В. П. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М.: ВЦ АН СССР, 1968.
2. Попов Г.А., Копстаггинов М.С., Федотов Г.Г. Отчет о НИР: Транспортные модули на базе комбинации современных химических двигателей и электроракетных двигательных установок для транспортных перевозок "орбита – орбита". – НИИИМЭ, 1998.
3. Краснов М.В. Orca3D. Графика в проектах Delphi. – СПб.: БХВ-Петербург, 2002.
4. Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. Вып.1(21), том 11, 1-132, 2006.