

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Современные проекты межпланетных миссий конкурируют друг с другом по ряду критериев. Предпочтение отдается многоцелевым автоматическим межпланетным станциям, осуществляющим попутные исследования нескольких небесных тел. Это усложняет баллистические схемы перелётов, но позволяет повысить ценность полученной научной информации. В целом, проектно-баллистическая оптимизация направлена на снижение издержек и достижение максимальной эффективности.

1. Постановка задачи

Решение задачи проектно-баллистической оптимизации требует формального описания проектного облика и движения космического аппарата (КА). Проектный облик КА определяется уравнением баланса масс, которое представляет его стартовую массу как сумму масс отдельных частей, определяемых по функциональным признакам:

$$M_0 = M_{\text{пг}} + M_{\text{э}} + M_{\text{д}} + \frac{P_0}{c_0} T_{\mu}^*(T)(1 + k_{\text{снх}}) + M_{\text{кон}}, \quad (1)$$

где $k_{\text{пгх}} = \frac{M_{\text{снх}}}{M_{\text{г}}}$ — отношение массы системы подачи и хранения рабочего тела $M_{\text{снх}}$

к массе рабочего тела $M_{\text{г}}$, необходимого для перелёта; $T_{\mu}^*(T) = \int_{t_0}^T \chi(\bar{x}) \delta dt - \int_{t_0}^T \frac{\delta}{r^k} dt$ — приведённое время работы двигателей; M_0 — масса КА на начальной орбите; $M_{\text{пг}}$ — масса полезного груза; $M_{\text{э}}$ — масса энергетической установки; $M_{\text{д}}$ — масса двигательной установки, включая маршевые и управляющие двигатели вместе с исполнительными органами; $M_{\text{кон}}$ — масса конструкции; P_0 , c_0 — номинальные тяга двигателей и скорость истечения рабочего тела; δ — функция включения-выключения двигателей; $\chi(\bar{x}) = r^{-k}$ — коэффициент, учитывающий изменение расхода рабочего тела при удалении КА от Солнца.

Для фиксированного вектора проектных параметров $\bar{p} = (P_0, c_0)^T$ минимум стартовой массы соответствует минимуму приведённого моторного времени $T_{\mu}^*(T)$, и баллистическая часть задачи оптимизации сводится к определению оптимальных законов

управления $\bar{u}_{opt}(t)$ и соответствующих им траекторий движения $\bar{x}_{opt}(t)$ и построению зависимости этих величин от проектных параметров КА:

$$T_{\mu_{opt}}^*(T, \bar{p}) = \min_{\bar{u}(t) \in U} T_{\mu}^*(T = \text{fixe}, \bar{x}(t, \bar{u}) \in X, \bar{u}(t), \bar{p}),$$

$$\bar{u}_{opt}(t, \bar{p}) = \operatorname{argmin}_{\bar{u}(t) \in U} T_{\mu}^*(T = \text{fixe}, \bar{x}(t, \bar{u}) \in X, \bar{u}(t), \bar{p}), \quad (2)$$

где $\bar{x}(t) \in X$ – вектор фазовых координат КА, $\bar{u}(t) \in U$ – вектор функций управления, $\bar{p} \in P$ – вектор основных оптимизируемых проектных параметров КА.

Проектная часть задачи оптимизации сводится к определению оптимального вектора проектных параметров \bar{p}_{opt} , обеспечивающего минимум стартовой массы КА:

$$M_0 = \min_{\bar{p} \in P} M_0(M_{ПГ}, T_{\mu}(T, \bar{p}), \bar{x}(t, \bar{u}_{opt}) \in X, \bar{u}_{opt}(t), \bar{p}). \quad (3)$$

2. Описание программного обеспечения

Все вычисления производились при помощи программного обеспечения, специально разработанного для решения поставленных задач. Программный комплекс реализован в среде программирования Delphi_7 с использованием среды твёрдотельного моделирования Solid_Works_2001 [1].

Структурно программный комплекс состоит из нескольких взаимосвязанных модулей. Один из модулей предназначен для передачи данных в Solid_Works_2001. Остальные являются специализированными и созданы для решения отдельных подзадач. На рисунке 1 приведён укрупнённый алгоритм работы комплекса.



Рис. 1. Укрупнённый алгоритм работы программного комплекса

Возможности программы позволяют:

1. Проводить моделирование межпланетных перелётов при различных проектных и баллистических параметрах миссии.
2. Последовательно осуществлять моделирование траектории сложной миссии с целью достижения приемлемых результатов на каждом участке.
3. Подбирать тип двигателей и формировать пакет двигательной установки.
4. Находить оптимальные законы управления на гелиоцентрических участках перелётов для обеспечения минимальной продолжительности миссии.
5. Находить оптимальные законы управления на гелиоцентрических участках перелётов для обеспечения минимального расхода рабочего тела при фиксированной продолжительности миссии.
6. Рассчитывать массогабаритные параметры КА.
7. Автоматически передавать данные во внешнюю программу твёрдотельного моделирования для отображения проектного облика КА.

Работа с программным комплексом разделяется на два этапа. В ходе первого этапа может быть решена комплексная задача нахождения оптимальной траектории межпланетного перелёта. При этом в качестве критериев оптимальности могут выступать общее время миссии или расход рабочего тела. Также возможно нахождение компромиссных решений при последовательной оптимизации по двум названным критериям. Нахождение области решений носит итерационный характер и во многом зависит от выбора начальных приближений при конкретных исходных данных. Для удобства ввода данных интерфейс программы содержит список планет и таблицу их характеристик. Результатом работы на этом этапе будет набор параметров оптимальных траекторий для выбранных баллистических схем (рис. 2, б), а также визуальное отображение заданной оптимальной траектории (рис. 2, а).

Второй этап предполагает нахождение решения двух независимых задач:

- 1) подбор даты старта; 2) расчёт проектного облика КА. Задачи являются независимыми, поскольку исходными данными для них являются результаты работы на первом этапе, а модули, в которых реализованы соответствующие алгоритмы, между собой данными не обмениваются.

Проектный облик КА в первом приближении определяется уравнением баланса масс (1). Тип двигателей, которые будут использованы на КА в качестве маршевых, выбираются пользователем из встроенной базы данных с характеристиками современных двигательных установок. Найденные параметры систем КА позволяют прибли-

жённо вычислить массы и геометрические размеры этих систем. Геометрические параметры вычисляются по простым зависимостям, исходя из представления систем КА аппарата в виде объёмных примитивов. Так, солнечные батареи представлены в виде прямоугольных пластин малой толщины; двигатели и корпус КА имеют форму цилиндров; сферические баки с рабочим телом частично выступают над поверхностью корпуса КА. Различные вспомогательные системы, системы крепления, датчики, элементы радиолокационного оборудования не моделировались.

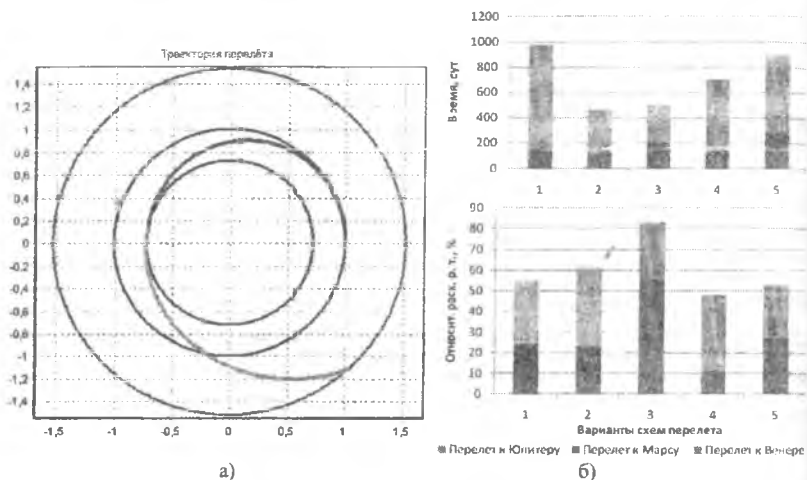


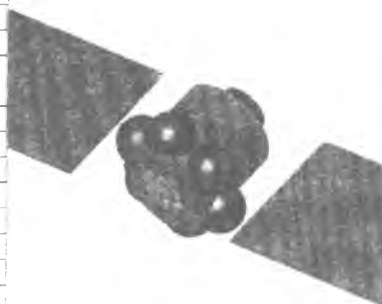
Рис. 2. Результаты баллистической оптимизации перелёта к Юпитеру: а) общий вид траектории перелёта, оптимального по расходу рабочего тела при фиксированной продолжительности миссии; б) - баллистические параметры миссии при различных вариантах схем перелёта

Цель такого упрощённого моделирования – создать общее представление о соотношении габаритных размеров и взаиморасположении систем; отработать алгоритм автоматического расчёта массогабаритных параметров и визуализации КА по результатам оптимизации баллистической схемы перелёта.

3. Результаты проектного моделирования

Проектный расчёт и моделирование производились по результатам оптимизации перелёта к Юпитеру с гравитационным манёвром у Венеры. Был выбран тип двигателя (СПД-140) и рассчитаны массогабаритные параметры КА, исходя из начальной массы в 2800 кг. Результаты приведены на рисунке 3, а. Данные геометрического расчёта были автоматически переданы в программу Solid_Works_2001, где был смоделирован соответствующий внешний облик КА, представленный на рисунке 3, а.

| | |
|--|-------------------|
| Масса аппарата | 2800 кг |
| Масса топлива | 1344 кг |
| Масса энергоустановки | 612 кг |
| Масса двигательной установки | 95 кг |
| Масса конструкции | 280 кг |
| Масса систем подачи и хранения топлива | 81 кг |
| Масса полезной нагрузки | 338 кг |
| Удельная масса полезной нагрузки | 12 % |
| Диаметр двигателей | 0,14 м |
| Число маршевых двигателей | 5 |
| Число резервных двигателей | 4 |
| Число шар-баллонов | 6 |
| Диаметр шар-баллонов | 0,6 м |
| Диаметр корпуса | 1,2 м |
| Длина корпуса | 1,2 м |
| Ширина солнечной батареи | 1,8 м |
| Площадь солнечной батареи | 46 м ² |



а)

б)

Рис. 3. Результаты массогабаритного расчёта проектных параметров КА для перелёта к Юпитеру: а) табличное представление результатов; б) результат моделирования внешнего облика КА упрощённого моделирования внешнего облика для перелёта к Юпитеру

Разработанный программный комплекс позволяет автоматизировать процессы нахождения решений для группы специальных задач, что облегчает и ускоряет процесс поиска оптимальных параметров межпланетной миссии. Данное программное обеспечение может быть использовано для первоначальной оценки эффективности планируемой миссии и нахождения начальных приближений для моделей более высокого уровня. Планируются дальнейшее совершенствование модулей и расширение функционала программного комплекса.

Библиографический список

1. Салмин, В.В. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивными двигательными установками с использованием системы «SolidWorks» [Текст]: учебное пособие / В.В. Салмин, С.А. Ипиков, О.Л. Старикова. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 82 с.