

Баллистическое проектирование полётов к планетам Солнечной системы



Царегородцев А.Ю.¹, Тучин Д.А.²
¹студент, ²ведущий научный сотрудник

¹Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, факультет космических исследований

²Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Контактная информация:

¹andrey.tsaregorodtsev@cosmos.msu.ru

²den@iam1.rssi.ru



Введение

Одной из задач баллистического проектирования перелётов к планетам Солнечной системы является увеличение массы полезной нагрузки космического аппарата за счёт снижения массы топлива, затрачиваемого на проведение манёвров и коррекций. Эта актуальная задача требует нахождения оптимальных дат отлёта от Земли и прилёта к планете назначения в части минимизации характеристических скоростей, создаваемых двигательной установкой. В работе рассмотрены методы и алгоритмы, основанные на решении задачи Ламберта, которые позволяют оперативно ответить на вопрос поставленной задачи. Реализовано программное обеспечение, позволяющее в течение нескольких минут отвечать на вопросы времени планирования миссий при использовании двигателей большой тяги.

Математическая модель и формализация задачи

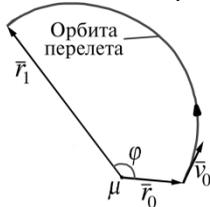
Перелёт космического аппарата начинается с 2021 по 2031 год. Гравитационное поле Солнца считается центральным ньютоновским, а притяжение планет, КА и других тел не учитывается. Орбиты всех планет Солнечной системы вычисляются по эфемеридам DE430 с использованием открытого исходного кода Project Pluto [1].

Задача о межпланетном перелёте ставится следующим образом – в момент времени T_1 координаты КА совпадают с координатами Земли, а в момент времени T_2 координаты КА совпадают с координатами планеты назначения. Так как модель учитывает только притяжение Солнца, получаем следующую краевую задачу:

$$\vec{r}(T_1) = \vec{r}_0,$$

$$\vec{r}(T_2) = \vec{r}_1,$$

$$\ddot{\vec{r}} = -\mu \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|^3}$$



Данная задача называется задачей Ламберта. Было реализовано 4 метода её решения [2]-[5], а после краткого анализа скорости работы методов, для дальнейших вычислительных экспериментов был выбран один [5].

Поиск оптимальных дат перелёта

Так как цикличность повторения взаимного положения двух планет определяется их синодическим периодом, то считалось, что оптимальная дата отлёта повторяется в соответствии с ним. Поэтому эпоха 2021-2031 годы разбивалась по дате отлёта на синодические периоды. На каждый синодический период строилась сетка из дат отлёта и прилёта с шагом в одни сутки, на которой решалась задача Ламберта. Затем среди всех полученных решений выбиралось оптимальное в смысле минимума характеристической скорости миссии:

$$v_{хар} = |\vec{v}_{отлётта}| + |\vec{v}_{прилётта}| \rightarrow \min$$

Здесь скорости отлёта и прилёта – скорости КА относительно Земли и планеты назначения в начальный и конечный момент времени соответственно.

Таблица оптимальных дат для перелёта к Марсу на 2021-2031 годы

Дата		Длительность (сутки)	Скорость, км/с		
отлёт	прилёт		отлёт	прилёт	сумма
01.09.2022	17.08.2023	350	3.84	2.64	6.48
02.10.2024	01.09.2025	334	3.35	2.45	5.80
01.11.2026	07.09.2027	310	3.04	2.57	5.61
24.11.2028	21.09.2029	301	3.01	2.97	5.99
29.12.2030	10.10.2031	285	3.21	3.53	6.74

Таблица оптимальных дат для перелёта к Венере на 2021-2031 годы

Дата		Длительность (сутки)	Скорость, км/с		
отлёт	прилёт		отлёт	прилёт	сумма
26.10.2021	05.04.2022	161	2.80	4.76	7.56
27.05.2023	28.10.2023	154	2.58	3.68	6.27
06.12.2024	15.05.2025	160	3.25	2.72	5.97
09.06.2026	09.12.2026	183	3.86	2.99	6.84
11.01.2028	24.07.2028	195	4.64	3.48	8.11
25.10.2029	04.04.2030	161	2.81	4.83	7.64
24.05.2031	27.10.2031	156	2.58	3.80	6.37

Результаты

Реализовано программное обеспечение, позволяющее в течение нескольких минут получить оптимальные даты для перелёта к планетам Солнечной системы. Результаты численного моделирования сверены с другими работами в этой области [6], [7]. Полученное программное обеспечение может использоваться для баллистического проектирования межпланетных перелётов и будет развиваться для решения задач в более сложных постановках – например, для задачи построения траекторий в более полной модели сил.

Ссылки

- [1] <https://projectpluto.com/>
- [2] Суханов А.А., Астродинамика // М.: ИКИ РАН Серия «Механика, управление, информатика», 2010.
- [3] D.Izzo, Revisiting Lambert's Problem // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2014.
- [4] Gooding R.H. A procedure for the solution of Lambert's orbital boundary-value problem// Celestial Mechanics and Dynamic Astronomy, Vol. 48, No. 2, 1990.
- [5] D.Izzo ESA Advanced Concepts team. Code used available on https://www.esa.int/gsp/ACT/open_source/pykep
- [6] В.В.Ефанов, Российский сегмент международной космической экспедиции «ЭкзоМарс-2022» / В 2-х томах, Том 1. Издатель АО «НПО Лавочкин»
- [7] Баллистическое проектирование полётов к Венере в эпоху 2021-2028 гг. Овца старта/Голубев Ю.Ф., Грушецкий А.В., Киселева И.П., Корянов В.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А. // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2018. № 75. 32 с.