**Баллистическое проектирование орбит космического аппарата с использованием гравитационных манёвров в проектах изучения приполярных областей Солнца**

***Царегородцев А.Ю.***

*Студент, 6 курс специалитета*

*Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова,*

*факультет космических исследований, Москва, Россия*

*E-mail: tsaregorodtsevandrej@yandex.ru*

В настоящее время востребованы космические миссии по изучению приполярных областей Солнца с наклоненных к солнечному экватору гелиоцентрических орбит. Для проекта «Интергелиозонд» [1] необходимо обеспечить наклонение не менее 30 градусов. Манёвры по изменению наклонения являются наиболее затратными по характеристической скорости, поэтому целесообразно использование цепочек гравитационных манёвров (ГМ) для выведения космического аппарата (КА) на целевую орбиту.

Предлагается эффективный метод решения задачи построения траекторий выведения КА на орбиту с большим наклонением к солнечному экватору. Задача разбивается на две подзадачи – разгона и повышения наклонения – которые решаются как задачи минимизации затрат топлива и времени повышения наклонения соответственно. Обе подзадачи рассматриваются в рамках модели грависфер нулевой протяженности [2]. При решении задачи разгона используется решение задачи Ламберта с помощью метода Иццо [3]. Орбиты планет Солнечной системы рассчитываются по аналитическим формулам задачи двух тел [2], начальные условия берутся из эфемерид DE430 [4]. Повышение наклонения проводится с помощью резонансных линий [5], позволяющих совершать повторные ГМ с одной и той же планетой.

Рассмотрены различные цепочки разгонных ГМ с последующим повышением наклонения с помощью ГМ у Земли и у Венеры. Результаты расчётов показывают, что, во многих случаях, повышение наклонения с помощью ГМ у Земли требует меньшего времени выведения, однако итоговые орбиты получаются более отдалёнными от Солнца, что может влиять на условия наблюдений.

**Литература**

1. Kuznetsov V.D., Zelenyi L.M., Zimovets I.V., (...), Venedictov Y., Berghofer G. The Sun and heliosphere explorer – the InterhelioProbe mission. Geomagnetism and Aeronomy, 2016, 56(7), с. 781-841

2. Сазонов В.В., Барбашова Т.Ф. Лекции по механике космического полета. Специальный курс // М.: Издательство Московского Университета, 2018.

3. Izzo D., Revisiting Lambert’s Problem // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2014.

4. Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H., Park R.S. and Kuchynka P., “The Planetary and Lunar Ephemeris DE430 and DE431” The Interplanetary Network Progress Report, vol. 42-196, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, pp. 1–81, February 15, 2014.

5. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Методика формирования больших наклонений орбит космических аппаратов с использованием гравитационных манёвров // Доклады Академии наук. 2017. Т. 472. № 4. С. 403-406.