

Оптимизации траектории выведения космического аппарата на целевую орбиту со сбросом дополнительного топливного бака и разгонного блока в атмосферу

Научный руководитель – Григорьев Илья Сергеевич

Проскураков Александр Игоревич

Сотрудник

Бакинский филиал Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова,
Баку, Азербайджан
E-mail: ap_91@mail.ru

Космический мусор является одной из актуальных проблем современности. В настоящий момент разрабатываются различные проекты по очистке околоземного пространства. Однако экономически-приемлемых проектов пока не существует. В работе рассматривается идея сокращения замусоренности околоземного пространства за счет перевода отработавших ступеней на орбиты, касающиеся условной границы атмосферы Земли.

Рассматривается задача оптимизации траектории выведения космического аппарата (КА) с опорной орбиты на целевую эллиптическую орбиту в импульсной постановке. Предполагается, что сумма импульсов довыведения КА с целевой орбиты на геостационарную ограничена заданной величиной.

Предполагается, что КА состоит из двух ступеней и спутника. В баки ступеней залито столько топлива, сколько необходимо для совершения соответствующих маневров. Сухая масса ступеней пропорциональна массе находящегося в них топлива. Отработавшие ступени за счет дополнительного включения двигателей сбрасываются в атмосферу, то есть переводятся на орбиту, касающуюся условной границы атмосферы. Импульсы сброса ступеней подаются в апогеях переходных орбит и не меняют их наклона. Довыведение спутника осуществляется за счет его собственных двигателей. Максимизируется полезная масса, то есть масса КА оставшаяся на целевой орбите после сброса второй ступени.

Рассматривается также постановка задачи, в которой КА состоит из разгонного блока, дополнительного топливного бака и спутника. Сброс дополнительного топливного бака в атмосферу можно условно разделить на два импульса: первый импульс понижает перигей до условной границы атмосферы $R_z + 100$ км, далее за 120 с пассивного полета ДТБ отделяется от КА, второй импульс повышает перигей КА до $R_z + 200$ км, R_z — радиус Земли.

Задача решается численно. Проводится параметрический анализ построенных траекторий.