

процессов в систему отображения часто невозможна из-за аппаратных ограничений. Альтернативным решением является упорядочение поступивших сообщений в очередь с предоставлением оператору в каждый момент времени одного сообщения.

Обсуждаются различные способы организации очереди сообщений и режимы ее просмотра. Рассматриваются вопросы технической реализации очереди сообщений. На основе разработанного алгоритма спроектировано устройство для выдачи сообщений.

*РАСЧЕТ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ—МАРС—ЗЕМЛЯ
С МАЛОЙ ТЯГОЙ*

П. Н. Козлуков

Научные руководители — доцент, к. т. н. *С. А. Ишков*,
м. н. с. *О. Л. Милокумова*

Самарский государственный аэрокосмический университет

Целью данной работы является синтез баллистической схемы экспедиции Земля—Марс—Земля с непрерывно работающим двигателем малой тяги по аналитическим зависимостям.

Искомые соотношения получены путем обработки результатов решения серии вариационных задач о минимуме времени гелиоцентрических перелетов. Построена математическая модель, позволяющая рассчитать стартовую массу аппарата и баллистическую схему экспедиции к Марсу с произвольными проектными параметрами аппарата.

Предложенная методика позволяет с минимальными затратами провести оптимизацию проектных и баллистических параметров экспедиции по заданному критерию.

*МОДЕЛИРОВАНИЕ АНАЛИТИЧЕСКИХ ЗАКОНОВ
УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ ДВУХ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ*

М. Д. Козлов

Научный руководитель — доцент *С. А. Ишков*

Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассматривается относительное движение двух космических аппаратов. Один аппарат считается пассивным (КА1),

другой — активным (КА2), снабженным электрореактивным двигателем постоянной тяги. Движение рассматривается в орбитальной цилиндрической системе координат, совмещенной с КА1. В качестве управления продольной и радиальной составляющими движения принимается трансверсальное ускорение $a = a\delta$, где $\delta = \{-1, 0, 1\}$ — функция включения тяги. Для управления боковой составляющей считается, что вектор тяги направлен перпендикулярно плоскости орбиты и изменяется аналогичным образом. Приводятся результаты моделирования процесса сближения при использовании законов управления в форме синтеза при различных начальных условиях и параметрах КА2.

*РЕШЕНИЕ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ЗАДАЧИ
ФОРМИРОВАНИЯ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ
АЭРОКОСМИЧЕСКИМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ*

М. И. Гераськин

Научный руководитель — доцент *Ю. Н. Лазарев*

Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассматривается задача построения терминального управления спуском аэрокосмического летательного аппарата (ЛА) в атмосфере Земли по каналам углов атаки и скоростного крена.

Требуется выполнение ограничений на конечные значения скорости, угла наклона траектории, угла пути, широты и долготы на заданной высоте. Задача решается методом последовательной линеаризации. Минимизируются наибольшие по траектории значения теплового потока в критической точке ЛА и перегрузки. Парето-оптимальный минимум находится с помощью минимаксного подхода. Проведено математическое моделирование движения ЛА.