

100 лет со дня
рождения
М.К. Янгеля



"Космические технологии:
настоящее и будущее"

Space Technologies:
Present and Future

III МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
3RD INTERNATIONAL CONFERENCE

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ • PRESENTATIONS THESES

лей, включая шину малого спутника. Правительство Японии считает ASNARO существенный шаг на пути продвижения космических систем на коммерческий рынок. Запуск спутника ASNARO запланирован в 4 квартале 2012 года.

Модуль шины спутника ASNARO – стандартный модуль шины типа “NEXTAR” компании NEC. Данный модуль шины легко адаптируется для различных проектов, включая SAR и дистанционное зондирование в гиперспектральном диапазоне. Шина NEXTAR также адаптируется к стандартизированному сетевому интерфейсу SpaceWire, в рамках концепции («Подключи и работай») которого реализованы аспекты низкой стоимости и быстрой доставки на рынок. Шина NEXTAR адаптируется к различным ракетам-носителям, что подтверждает ее способность быстрой доставки.

Полезный груз спутника ASNARO состоит из оптического датчика, регистратора данных и подсистем датчика данных X-диапазона, в части выполнения задания наблюдения за Землей с помощью оптики с высокой разрешающей способностью. Разрешение с высоты 504 км менее 0,5 м (панхроматическое) и 2,0 м (гиперспектральное) с полосой обзора 10 км. Видеоданные хранятся в регистраторе данных с флэш-памятью емкостью 800 Мбайт и затем передаются на наземные станции с помощью направленной антенны X-диапазона со скоростью передачи данных более 800 Мб/с по каналу «борт – Земля».

Работы по проекту ASNARO начались в 2008 году и сейчас переходят в этап проведения испытаний на уровне систем. Испытания на прочность и тепловые испытания проведены на опытных конструкциях летом 2010 года. Результаты показали, что анализы конструкции обоснованные. Проверки сети SpaceWire network проводятся с сентября 2010 года, а испытания электронной аппаратуры на уровне космического аппарата завершатся в марте 2011 года. Пролетные испытания оптического датчика запланированы на лето 2011 года с последующими летными испытаниями космического аппарата в 1 квартале 2012 года.

КОРРЕКЦИЯ ФОРМЫ ОРБИТЫ ДВИГАТЕЛЕМ МАЛОЙ ТЯГИ

В.В. Авдеев

Днепропетровский национальный университет, г. Днепропетровск, Украина

Для выполнения большей части задач космических систем используются круговые орбиты. В результате ошибок выведения космического аппарата (КА) и действия возмущающих факторов отклонение эксцентриситета может выходить из заданного ограничения.

Коррекция формы орбиты – частный случай задачи произвольного межорбитального перехода, рассмотренного во многих работах, посвященных в последнее время в основном оптимизации маневров с двигателем малой тяги (ДМТ), когда требования к быстрдействию не являются приоритетными. Как отмечено в работах Б.Н. Вороненко, И.Ю. Васильева, З.В. Пасечника и других авторов, использование ДМТ приводит к многовитковому переходу, длительность которого достигает нескольких месяцев, в результате чего непосредственное решение двухточечной краевой задачи, к которой сводится оптимизация принципом максимума, практически невозможным. Использование метода усреднения, ошибка которого обратно пропорциональна длительности перехода, позволило построить алгоритм приближенного решения задачи оптимизации перехода в общем случае с ДМТ с постоянной и регулируемой тягой.

В работе В.В. Юрина предложен алгоритм решения вариационной задачи расчета оптимальной по быстрдействию программы коррекции размеров орбиты, ее формы и расположения оси апсид с ДМТ постоянной тяги, направленной вдоль трансверсали. На каждом витке коррекции имеется два активных участка: апсидный и симметричный ему тормозной, длительность и расположение которых являются определяемыми итерационным путем параметрами управления.

Анализ доступных источников показывает, что задача определения программы маневра перехода на круговую орбиту с ДМТ постоянной величины трансверсального направления исследована недостаточно. Отсутствуют аналитические оценки показателей коррекции: длительности маневра, числа витков и требуемого прироста скорости в зависимости от начального эксцентриситета, тяговооруженности КА и расположения активных участков.

В докладе предложены названные оценки (ошибка не превышает 12%) с использованием предположений, что тяговооруженность КА $10^{-5} \dots 10^{-4}$, высота перигея начальной орбиты не менее 600 км, ее начальный эксцентриситет 0.01 – 0.15. Кроме того, установлена связь между текущим эксцентриситетом и фокальным параметром, когда программа маневра включает разгонный апогейный участок и тормозной перигейный.

Результаты могут быть использованы для выбора программы маневра уменьшения эксцентриситета эллиптической орбиты двигателем малой постоянной по величине силы тяги трансверсального направления.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

С.А. Елубаев, Н.К. Джамалов, К.А. Алипбаев,
Т.М. Бопеев, А.С. Сухенко

Построение адекватных математических моделей, разработка алгоритмов и программного обеспечения имитационного моделирования движения КА и его бортовых служебных систем управления являются одними из актуальных и центральных звеньев процесса проектирования космических аппаратов, от надежности которых зависит функционирование всех сегментов космической системы.

Перед тем как непосредственно перейти к задачам управления движением КА целесообразно исследовать характер его движения при различных условиях, в частности при воздействии различных внешних возмущений.

Рассмотрено движение космического аппарата в абсолютной геоцентрической системе координат, движение материальной точки бесконечно малой массы под действием сил, определенных потенциалом функцией U и непотенциальных сил F . На основе полученной имитационной модели движения космического аппарата создана программная подсистема расчета движения космического аппарата. В качестве примера было промоделировано движение космического аппарата на геостационарной орбите (КА Gorizont-29).

Результаты работы могут представлять интерес для инженеров и конструкторов, проектирующих космические аппараты. Использование имитационных моделей позволит сократить как время, затрачиваемое на разработку проектирование космических аппаратов, так и материальные затраты на их проведение.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ НЕДИАГОНАЛЬНОСТИ ТЕНЗОРА ИНЕРЦИИ НА ДИНАМИКУ СИСТЕМЫ «МАЛОГАБАРИТНЫЙ КА С ПОДВИЖНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ»

Н.С. Ащепкова

Днепропетровский Национальный университет им. О. Гончара

ул. Научная, 13

Днепропетровск, 49001, Украина,

телефон: +38 (056) 373-12-25,

E-mail: znaika777@ukr.net

На современном этапе развития КА часто снабжены подвижными элементами (поворотные солнечные батареи, манипуляционные механизмы и др.). Относительное движение этих элементов изменяет распределение масс системы «КА - подвижные элементы конструкции». В настоящее время достаточно подробно исследована динамика системы «КА - подвижные элементы конструкции», имеющей диагональный и стационарный тензор инерции.

Актуальность представленной работы состоит в развитии исследований динамики системы «КА - подвижные элементы конструкции», и заключается в анализе влияния недиагональности тензора инерции на движение системы.

Целью исследования является определение характера и величин влияния недиагональности тензора инерции на ориентацию «Малогобаритного КА с подвижными элементами конструкции» (недиагональные элементы составляют 10% от диагональных элементов тензора инерции). При этом необходимо оценить дополнительные энергозатраты на управление КА и приращения времени переходных процессов при отработке начальных возмущений параметров углового движения, автоколебаниях и маневрировании системы «КА с манипулятором», обусловленные недиагональностью тензора инерции.

Для достижения поставленной цели в ходе исследования решаются следующие задачи:

1. Разработать математическую модель динамики системы «КА с манипулятором», с учетом недиагональности тензора инерции.
2. Исследовать взаимное влияние каналов управления КА с недиагональным тензором инерции в следующих режимах движения:
 - Отработка начальных возмущений параметров углового движения.
 - Автоколебания.
 - Программный угловой маневр.
3. Оценить дополнительные энергозатраты на ориентацию КА с подвижными элементами конструкции с учетом недиагональности тензора инерции.

КОНЦЕПЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ УДАЛЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

В.А. Безуглый, С.Г. Бондаренко, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик

Научно-исследовательский институт энергетики Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара