



Государственная корпорация
по космической деятельности «Роскосмос»



Акционерное общество
«Центральный научно-исследовательский институт
машиностроения» (АО «ЦНИИмаш»)

ул. Пионерская, д. 4, корп. 22
г.о. Королёв,
Московская область, 141070

Тел.: +7 (495) 513 5951
Факс: +7 (495) 512 2100

e-mail: corp@tsnimash.ru
http://www.tsnimash.ru

ОГРН 1195081054310
ИНН / КПП 5018200994 / 501801001

исх. № _____

исх. № _____ от _____

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный конструктор по
автоматическим космическим
системам и комплексам –
Заместитель генерального директора
доктор технических наук, профессор
_____ В.В.Хартов
« 16 » _____ 18 _____ 2023 г.

ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

на диссертационную работу Сеницына Леонида Игоревича
«Комплекс методик повышения точности маневрирования наноспутника с
двигательной установкой», представленную на соискание учёной степени
кандидата технических наук по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика,
управление движением летательных аппаратов

Диссертационная работа Сеницына Л.И. посвящена актуальной
проблеме повышения точности маневрирования наноспутников с
двигательными установками. Важными причинами возникновения ошибок
при маневрировании являются существующие погрешности изготовления и
размещения двигательной установки на наноспутнике, что в конечном счете
приводит к непрохождению вектора тяги через центр масс, возникновению
возмущающего момента и, как следствие, приобретению наноспутником
угловой скорости во время выдачи корректирующего импульса. Возникает
необходимость в разработке методик, позволяющих проанализировать в
вероятностной постановке причины возникновения погрешностей
маневрирования и обеспечить требуемую точность маневрирования путем
формирования требований к производственным отклонениям изготовления
наноспутника и к его системе стабилизации. На фоне возрастающего

Входящий № 207-8958
Дата 22 НОЯ 2023
Самарский университет

интереса к наноспутникам, оснащенным двигательными установками, задача, решаемая в диссертационной работе, приобретает большую **актуальность**.

Диссертационная работа состоит из введения, четырех разделов, заключения, списка литературы из 99 наименований и двух приложений. Общий объем диссертации составляет 119 страниц.

Во введении обосновывается актуальность темы исследования, формулируются цель и задачи, определяются объект и предмет исследования. Отмечается научная новизна, теоретическое и практическое значение работы. Приведены сведения об апробации и публикациях.

В первом разделе вводятся системы координат, которые используются для исследования движения центра масс и движения относительно центра масс маневрирующего наноспутника, описываются математические модели орбитального и углового движений. Приводится динамическая модель массо-инерционных характеристик наноспутника, а также модели формируемой силы тяги и возмущающего момента от её приложения.

Во втором разделе предложена стохастическая математическая модель движения наноспутника с двигательной установкой при совершении манёвра коррекции, сформирована вероятностная модель силы реактивной тяги. Производственные отклонения и номинальное значение силы тяги рассматриваются как случайные факторы, оказывающие влияние на точность выполнения орбитального маневра. Приведена методика оценки влияния производственных отклонений изготовления наноспутника и двигательной установки на угловое движение в процессе формирования корректирующего импульса и на точность маневрирования.

В третьем разделе описаны методики формирования требований к проектным параметрам наноспутника исходя из достижения требуемой точности маневрирования: требования формируются как к допускам производственных отклонений, так и к параметрам активной системы стабилизации, позволяющей удерживать требуемое направление вектора силы тяги во время выполнения маневра. Предложен алгоритм расчёта требуемого кинетического момента маховика активной системы стабилизации для обеспечения постоянной ориентации вектора силы тяги на интервале времени работы двигательной установки. В разделе также рассмотрен наноспутник-гиростат с замкнутой системой управления по поперечным каналам, поскольку использование только маховика для обеспечения одноосной стабилизации может оказаться неоправданно энергозатратным.

В четвертом разделе проиллюстрировано применение разработанных методик решения задачи по повышению точности выполнения орбитального

маневра на примере наноспутника SamSat-M, оснащённого электротермической двигательной установкой, разрабатываемого на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета.

В заключении диссертационной работы обобщены основные результаты проведенных исследований и сформулированы выводы.

В приложениях приведены алгоритм расчета коэффициента адиабаты рабочего тела и методика экспериментального измерения профиля силы тяги электротермической двигательной установки, разработанной в Самарском университете.

Проведенные исследования являются новыми. В частности, автором получены следующие результаты:

1. Построена стохастическая математическая модель движения наноспутника с двигательной установкой при совершении маневра коррекции, отличающаяся от существующих комплексным учетом динамики движения центра масс и относительно центра масс, случайного характера погрешностей изготовления наноспутника и вероятностной модели режимов работы двигательной установки.

2. Предложена методика формирования вероятностной модели силы тяги реактивного двигателя наноспутника, которая использует понятие геометрической вероятности и отличается учетом случайных проектных параметров и режимов работы двигательной установки.

3. Разработана методика оценки влияния случайных производственных отклонений изготовления наноспутника с двигательной установкой на угловое движение и погрешность маневрирования, позволяющая выделить параметры, дисперсии которых оказывают наибольшее влияние на дисперсии параметров движения центра масс и относительно центра масс наноспутника, и формирующая новый подход к пониманию главных источников погрешностей при маневрировании наноспутника.

4. Разработана методика формирования требований к погрешностям, возникающим при изготовлении наноспутника и двигательной установки, для достижения требуемой точности ориентации вектора тяги и результатов маневрирования, основанная на использовании регрессионного и факторного анализа.

5. Предложен подход к обеспечению одноосной стабилизации во время импульсной коррекции траектории, основанный на применении дополнительной системы поддержания требуемой угловой ориентации тяги с использованием маховика, придающей наноспутнику свойство гиростата, и

введении замкнутого контура управления угловым движением наноспутника-гиростата.

Научная новизна результатов, полученных автором, не вызывает сомнений.

Достоверность результатов исследований, выводов и рекомендаций обоснована применением известных численных методов при проведении математического моделирования, использованием корректных математических моделей. Проведена экспериментальная проверка вероятностной модели маршевого ракетного двигателя, полученной автором с использованием предлагаемой в диссертационной работе методики. Основные положения, выносимые на защиту, прошли апробацию на конференциях и в публикациях в реферируемых научных журналах, что подтверждает высокий научный уровень полученных в диссертационной работе результатов.

Полученные в диссертационной работе результаты имеют важное **практическое значение** для специалистов в области создания малых космических аппаратов. В частности, разработанная методика формирования требований к производственным отклонениям наноспутника с двигательной установкой позволяет на этапе его изготовления гарантировать обеспечение требуемой точности маневрирования. Разработанная методика определения величины и программы управления кинетическим моментом маховика позволяет обеспечить требуемое качество стабилизации при изменении угловой ориентации тяги двигателя наноспутника, сформировать требования к системе стабилизации углового движения и осуществлять выбор проектных параметров наноспутника на этапе его проектирования.

Теоретическая значимость работы заключается в развитии теории управления движением наноспутников, оснащенных маршевой двигательной установкой. В частности, соискателем разработаны:

- комплексный подход к оценке погрешности импульсной коррекции траектории движения космического аппарата нанокласса и к обеспечению точности маневрирования за счёт придания наноспутнику свойства спутника-гиростата в процессе работы двигательной установки;

- стохастическая математическая модель процесса формирования корректирующего импульса для наноспутника, учитывающая случайный характер проектных параметров и режимов работы двигательной установки;

- методика оценки влияния производственных отклонений изготовления наноспутника и режимов работы двигательной установки на эффективность импульсной коррекции орбиты.

Вместе с тем, в представленной диссертационной работе можно отметить ряд **недостатков**:

1. В методике формирования требований к системе стабилизации углового движения наноспутника-гиростата автор принимает допущение об отсутствии погрешностей в изготовлении и монтаже маховика на наноспутнике. С одной стороны, это допущение необходимо для получения аналитического выражения требуемого кинетического момента маховика, с другой стороны, полезным был бы дополнительный анализ влияния указанных выше погрешностей на характер углового движения наноспутника.

2. В приведенном на странице 67 перечне контролируемых параметров движения имеется девять параметров (Таблица 4.4), однако при формировании требований к производственным отклонениям в перечне предельных значений контролируемых параметров движения на странице 74, выделено лишь шесть параметров движения из девяти (Таблица 4.6). Автор не поясняет, по какому принципу были отобраны эти параметры.

3. В тексте диссертации приводятся результаты применения разработанной методики формирования вероятностной модели силы тяги для рассматриваемого наноспутника SamSat-M. Если бы автор привел эти данные в автореферате, то он был бы более информативен.

Сделанные замечания не снижают ценность полученных результатов и не препятствуют положительной оценке выполненной работы.

Диссертационная работа Сеницына Л.И. представляет собой законченный, выполненный на высоком уровне научный труд, содержит результаты, обладающие научной новизной, практической значимостью, и соответствует паспорту специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. **Автореферат корректно отражает содержание диссертации, ее основные положения и выводы.**

Считаем, что представленная диссертация «Комплекс методик повышения точности маневрирования наноспутника с двигательной установкой» соответствует требованиям пунктов 9-10 Положения о присуждении ученых степеней, утвержденного постановлением Правительства РФ от 24 сентября 2013 года № 842, предъявляемым к кандидатским диссертациям, а её автор, Сеницын Леонид Игоревич, заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Отзыв обсужден и одобрен на заседании секции № 10-1 научно-технического совета Акционерного общества «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», протокол № 15. от 15 ноября 2023 года.

Главный ученый секретарь,
доктор технических наук,
старший научный сотрудник

 В.Ю.Клюшников

Начальник отдела,
кандидат технических наук,
старший научный сотрудник

 В.С.Лобанов

Начальник сектора,
кандидат технических наук,
старший научный сотрудник

 Н.В.Тарасенко

Сведения о ведущей организации:

Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Почтовый адрес: 141070, Россия, Московская обл., г. Королев, Пионерская, д. 4

Электронная почта: corp@tsniimash.ru

Телефон: +7 (495) 513-59-51

Сайт: <https://tsniimash.ru>