



МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
(МИНОБОРОНЫ РОССИИ)  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
4 ЦЕНТРАЛЬНЫЙ  
НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
ИНСТИТУТ  
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

г. Королев, мкр. Юбилейный,  
ул. Тихонравова, д. 23, Московская обл., 141031

«01» 04 20 22 г. № 815

На № \_\_\_\_\_

Федеральное государственное  
бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования «Московский  
авиационный институт (национальный  
исследовательский университет)»

Учёному секретарю  
диссертационного совета Д 212.125.10

А.Р. ДЕНИСКИНОЙ

Волоколамское шоссе, д. 4,  
г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993

На исх. №010/1066-22 от 10 марта 2022г.

Высылаю отзыв 4 ЦНИИ Минобороны России, на автореферат диссертации Жумаева Зайнуллы Сериковича на тему: «Методика проектирования наноспутника с солнечной энергодвигательной установкой», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук, по специальности 05.07.02 – «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов».

Приложение: 1. Отзыв, несекретно, в 2-х экземплярах на 6 листах каждый, экз. №№1,2 - только в адрес.

Заместитель начальника 4 ЦНИИ  
Минобороны России  
по научной работе

*С уважением,*

*В.В.Шкарбань*

В.В.Шкарбань

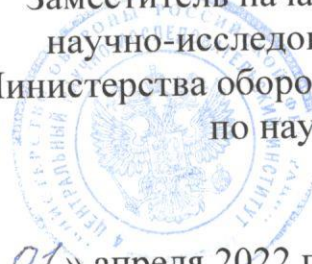
Отдел документационного  
обеспечения МАИ

«25» 04 20 22

Экз. №1

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель начальника 4 Центрального  
научно-исследовательского института  
Министерства обороны Российской Федерации  
по научной работе



*В.Шкарбань*

В.Шкарбань

« 01 » апреля 2022 г.

### Отзыв

**на автореферат диссертации Жумаева Зайнуллы Сериковича  
на тему: «Методика проектирования наноспутника  
с солнечной энергодвигательной установкой»,  
представленной на соискание ученой степени  
кандидата технических наук  
по специальности 05.07.02 – «Проектирование, конструкция и  
производство летательных аппаратов»**

Рассмотрен автореферат на диссертацию **Жумаева Зайнуллы Сериковича**, представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук.

В настоящее время на околоземную орбиту выводятся сверхмалые космические аппараты (кубсаты – наноспутники формата CubeSat), большая часть которых создается для решения коммерческих задач. Переход от образовательных задач к индустриальным привел к формированию группировок кубсатов – созвездий, включающих от нескольких десятков до нескольких сотен КА. Возникла **актуальная задача** быстрого построения таких созвездий, которая остается пока нерешенной. На околоземную орбиту кубсаты выводятся преимущественно кластерными пусками или с борта Международной космической станции (МКС) и начинают движение по орбите фактически из одной точки. Распределение по орбите происходит только за счет незначительного разброса начальных скоростей при отделении от пускового адаптера. и различий в силе зародинамического сопротивления. Время, необходимое для построения созвездия таким способом, оказывается сопоставимым со сроком активного существования спутника. Для решения указанной задачи актуально создание маневрирующих кубсатов, оснащенных

Отдел документационного  
обеспечения МАИ

25 04 2022

компактными двигательными установками, позволяющими за короткое время сформировать эффективную орбитальную группировку.

Существует множество работ, посвященных двигателям для орбитального маневрирования наноспутников, однако существующие двигатели недостаточно эффективны. Низкие значения тяги электрореактивных ДУ делают их пригодными только для длительных перелетов или компенсации возмущений орбиты. Двигатели на сжатом газе имеют низкий удельный импульс и запас характеристической скорости. Использование ДУ на жидком топливе на борту кубсата проблематично из-за высоких температур при работе двигателей и ограничений стандарта CubeSat на общий запас компонентов топлива энергии. ДУ на основе электротермического способа создания тяги способны обеспечить значительные тяговые характеристики, но их эффективность ограничена низким к.п.д. фотоэлектрических преобразователей, потерями в электронагревателях, аккумуляторах и системе управления питанием. При этом все ДУ, потребляющие бортовую электроэнергию, приводят к значительному сокращению эффективного времени работы целевых и других бортовых систем наноспутника.

Известны солнечные энергодвигательные установки (СЭДУ), работа которых основана на прямом нагреве рабочего тела сфокусированным солнечным излучением.

**Целью** диссертационной работы является разработка методики выбора проектных параметров маневрирующего наноспутника с солнечной энергодвигательной установкой.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **основные задачи:**

1. Разработка системы СЭДУ, удовлетворяющей требованиям формата CubeSat, и математической модели ее функционирования.

2. Разработка связанной математической модели функционирования наноспутника с СЭДУ.

3. Разработка методики выбора проектных параметров наноспутника с СЭДУ и реализующего ее программного комплекса.

4. Определение проектных параметров и компоновочной схемы прототипа наноспутника с СЭДУ, выполняющего орбитальные маневры.

**Объект исследования** – маневрирующий наноспутник формата CubeSat, оснащенный солнечной электродвигательной установкой.

**Предмет исследования** - проектные параметры наноспутника и его бортовых систем: солнечная энергодвигательная установка, система электропитания (СЭП), система ориентации и стабилизации СОС), система управления движением (СУД).

### **Научная новизна исследования.**

Научная новизна диссертационной работы Жураева З.С. определяется разработкой новой методики выбора проектных параметров наноспутника с СЭДУ на основе связанной математической модели его функционирования, учитывающей взаимовлияние работы СОС, СЭДУ, СЭП и орбитальное движение наноспутника с прохождением теневых участков орбиты.

Предложенная схема СЭДУ для наноспутников является новой, отличающейся прямым нагревом рабочего тела солнечным излучением, сконцентрированным при помощи линзы Френкеля, капиллярной системой подачи и баком рабочего тела, совмещенным с накопителем давления. Проведен анализ проектных параметров новой компоновочной схемы прототипа перспективного маневрирующего наноспутника формата CubeSat 6U.

### **Теоретическая значимость.**

В диссертационной работе соискателем предложен подход для создания маневрирующих наноспутников с СЭДУ и разработаны методы математического обеспечения для решения функциональных задач выбора состава и проектных параметров основных бортовых систем, а также выбора траектории полета для осуществления маневра фазирования. Разработана методика научно обоснованного выбора проектных параметров, основанная на математической модели функционирования наноспутника с СЭДУ новой схемы, состоящей из системы уравнений, описывающих взаимосвязанное функционирование подсистем: солнечной электродвигательной установки, систем электропитания, ориентации, стабилизации и системы управления движением. Разработан алгоритм управления движением наноспутника с СЭДУ для фазирования группировки спутников, не допускающий значительного увеличения эллиптичности орбиты в ходе маневрирования. С помощью предложенной методики определены проектные параметры маневрирующего наноспутника с СЭДУ, построенного по новой компоновочной схеме в формате CubeSat 6U.

### **Практическая значимость.**

1. Разработанная математическая модель функционирования СЭДУ позволила показать, что подобная двигательная установка, использующая линзу Френеля, капиллярную систему подачи и бак рабочего тела, совмещенный с накопителем давления, является наиболее рациональной для использования в составе наноспутника формата CubeSat .

2. Разработанная связанная математическая модель функционирования наноспутника с СЭДУ позволила учесть при выборе проектных параметров наноспутника работу СОС, СЭДУ, СЭП, а также работу СУД при прохождении теневых участков орбиты.

34. Результаты определения проектных параметров для новой компоновочной схемы прототипа перспективного маневрирующего наноспутника формата CubeSat 6U, показывают возможность использования СЭДУ для задачи оперативного фазирования наноспутников в созвездии за время, меньшее 6 суток, что существенно (более, чем в 20 раз) меньше существующих сроков фазирования подобных КА.

Основные положения диссертационной работы **реализованы**.

1. В программном комплексе, реализующем разработанную методику выбора проектных параметров наноспутников с СЭДУ, используемом в учебном процессе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный технический университет).

2. В методике выбора проектных параметров наноспутников с СЭДУ, использованной при проектировании сверхмалого разгонного блока в рамках конкурса концепций сверхлегких средств выведения, организованного АНО «Аналитический центр «Аэронет».

#### **Методология и методы исследования.**

Для решения поставленных в диссертации задач автором использовались аналитические и численные методы структурного математического моделирования и анализа нестандартных процессов, протекающих в СЭДУ, СЭП и СОС наноспутников. При численном интегрировании систем жестких дифференциальных уравнений использовался метод перезапуска в точках скачкообразного изменения параметров. Для решения нелинейных уравнений использовался метод минимизации квадрата ошибок. Применялись программные комплексы и средства разработки с открытым исходным кодом: FreeCAD, Linux, Scilab, Python (библиотека SciPy для численных математических методов), а также библиотеки: math, numpy, pyXSteam, astrope, OrbitalPy, pyquaternion, sgp4.

#### **Степень достоверности и апробация результатов.**

Достоверность результатов диссертационной работы **Жумаева З.С.** обеспечивается верификацией математической модели на известных открытых опубликованных данных экспериментальной отработки отдельных подсистем наноспутника. Баллистика и модель Солнца верифицированы с использованием открытых данных движения МКС. Модель СОС верифицирована по опубликованным результатам эксперимента наземной отработки на аэродинамическом подвесе. Модель двигательной установки верифицирована по опубликованным результатам экспериментального исследования процесса истечения высокотемпературного пара из сопла.

Результаты численного моделирования находятся в соответствии с результатами, полученными другими авторами.

Достоинством диссертационной работы является то, что все исследования, изложенные в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Из совместных публикаций в диссертацию автором включен лишь тот материал, который непосредственно принадлежит соискателю, заимствованный материал обозначен в работе ссылками.

Основные результаты по теме диссертации изложены в 9 печатных изданиях, из которых 3 – в журналах, рекомендованных ВАК.

#### **Основные полученные в работе результаты и выводы:**

1. Математическая модель функционирования СЭДУ, предназначенной для использования в составе наноспутника, включающей линзу Френеля, капиллярную систему подачи и бак рабочего тела, совмещенный с накопителем давления.

2. Математическая модель функционирования наноспутника с СЭДУ, учитывающая взаимовлияние работы СОС, СЭДУ, СЭП и орбитальное движение с прохождением теневых участков орбиты.

3. Методика выбора проектных параметров наноспутника с СЭДУ и реализующий ее программный комплекс.

4. Результаты определения проектных параметров для новой компоновочной схемы прототипа перспективного маневрирующего наноспутника формата CubeSat 6U, осуществляющего автономное фазирование в составе группировки.

Материалы автореферата диссертационной работы **Жумаева З.С.** позволяют сделать **следующие замечания:**

1. Из описания функционирования наноспутника с СЭДУ не ясно, как связаны между собой задачи обеспечения ориентации наноспутника на Солнце (для эффективной работы гелиоконцентратора) и ориентации на Землю (для выполнения целевой задачи дистанционного зондирования Земли).

2. При разработке компоновочной схемы разгонного блока не сформулированы критерии предпочтения использования одной большой линзы или набора нескольких малых линз и оптическим волокном для сбора излучения.

Отмеченные недостатки не носят принципиального характера, не влияют на общую положительную оценку работы и не снижают теоретическую и практическую значимость основных результатов.

Работа характеризует автора как сформировавшегося специалиста, способного самостоятельно исследовать широкий круг теоретических и

практических вопросов, получать обоснованные результаты, выводы и рекомендации в данной предметной области.

Работа соответствует критериям, изложенным в п. 9 абзац 2 «Положения о присуждении ученых степеней» (Постановление Правительства Российской Федерации от 24.09.2013 г. № 842), которым должна отвечать кандидатская диссертация в части изложения новых научно-обоснованных технических, технологических или иных решений и разработок, имеющих существенное значение для развития страны, обладает актуальностью, новизной, теоретической и практической значимостью, ее основные положения, выводы и рекомендации достаточно обоснованы, а её автор – **Жумаев Зайнулла Серикович** достоин присуждения ему учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 – «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов».

Отзыв рассмотрен и одобрен на заседании научно-технического совета управления, протокол № 1 от 31 марта 2022 года.

Начальник 2 управления,

КТН, СИС

О.П.Пышный

Начальник отдела

П.Е.Мустюков

Старший научный сотрудник

КТН, СИС

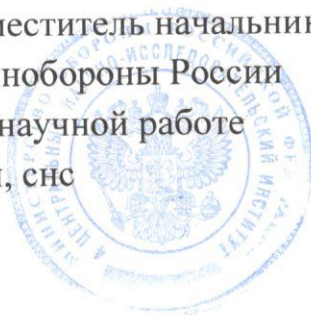
Ю.А.Артюхов

Научный сотрудник

Н.П.Масленникова

Подписи Пышного О.П., Мустюкова П.Е., Артюхова, Ю.А., Масленниковой Н.П. удостоверяю.

Заместитель начальника 4 ЦНИИ  
Минобороны России  
по научной работе  
КТН, СИС



В.Шкарбань