

## ОТЗЫВ

официального оппонента, кандидата технических наук,  
заместителя начальника отдела, начальника лаборатории

АО «Корпорация «Комета»

Круковского Сергея Владимировича

на диссертационную работу Макаренковой Надежды Алексеевны  
«Система управления пространственной ориентацией солнечного паруса  
бескаркасной центробежной конструкции без расхода рабочего тела»,  
представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук  
по специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика, управление движением  
летательных аппаратов»

Использование солнечного паруса для управления движением космического аппарата позволяет обходиться без традиционных двигательных установок и значительных запасов расходуемого рабочего тела, что особенно важно при выполнении длительных межпланетных полетов, учитывая ограниченные возможности существующих средств выведения (ракет-носителей и разгонных блоков). Существует большое количество научных трудов как отечественных, так и зарубежных авторов, подтверждающих возможность применения солнечного паруса в практической космонавтике обозримого будущего. Экспериментальное подтверждение такой возможности было получено при запуске космического аппарата IKAROS, оснащенного космическим парусом. Одной из задач запуска аппарата IKAROS стала проверка возможности использования солнечного паруса при выполнении космических полетов к планетам Солнечной системы. Использование солнечного паруса можно отнести к числу передовых технологий управления полетом КА при освоении дальнего космоса, что определяет **актуальность** проведения исследований, направленных на обеспечение практической реализации такого способа управления.

Одной из наиболее сложных задач, связанных с выполнением полетов КА, оснащенных солнечным парусом, является управление угловой ориентацией паруса по отношению к солнечным лучам. В космическом аппарате IKAROS для

12 11 18

переориентации паруса используется изменение отражательной способности отдельных участков конструкции по разные стороны от центра масс космического аппарата, что позволяет создавать управляющий момент. Однако, величина создаваемого при этом момента является незначительной, поэтому для разворота КА требуются большие временные интервалы, что снижает эффективность управления движением центра масс аппарата. В связи с этим формирование системы управления ориентацией солнечного паруса, обеспечивающей значительное сокращение времени его разворота по отношению к Солнцу, **является актуальной задачей**. Решению такой задачи посвящена выполненная Макаренковой Н.А. диссертационная работа, в которой предложен способ управления ориентацией солнечного паруса, основанный на использовании силовых гироскопических устройств при поддержании формы поверхности паруса центробежными силами за счет вращения жесткой вставки. Кинетический момент системы «жесткая вставка – пленка» компенсируется вращающимся маховиком. Пространственный разворот осуществляется за счет изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жесткая вставка - пленка».

**Научная новизна** сформулированных в работе положений, выводов и рекомендаций обусловлена учетом особенностей, связанных с управлением гибкой деформируемой пленкой и оценкой ее формы в процессе переориентации космического аппарата, а также исследованием всех аспектов процесса управления солнечным парусом.

На основе проведенных исследований автором получены новые научные результаты, в числе которых наиболее значимыми являются:

- алгоритм активного демпфирования колебаний поверхности солнечного паруса при его эволюции в условиях невозможности прямого измерения угловых координат поверхности паруса;

- алгоритм управления пространственной переориентацией космического аппарата с солнечным парусом путем изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и поверхности паруса;

- способ устранения дисбаланса кинетических моментов маховика и поверхности солнечного паруса без расхода рабочего тела.

Диссертационная работа состоит из введения, трех глав и заключения. В работе проведена оценка отклонения пленки от исходного положения при равномерном вращательном движении солнечного паруса, проведен анализ спектра колебаний пленки и разработан алгоритм их активного демпфирования. Составлено подробное математическое описание алгоритма управления пространственной переориентацией солнечного паруса путем изменения угла между векторами кинетических моментов вращающихся частей его конструкции, определены ограничения на угловую скорость разворота паруса. Проведен сравнительный анализ разработанного метода с методом, основанным на изменении отражательной способности отдельных участков пленки, который применяется в настоящее время для управления пространственной ориентацией современных космических аппаратов, использующих солнечный парус. Для этого соискателем разработаны алгоритмы управления пространственной переориентацией путем изменения отражательной способности для солнечного паруса бескаркасной центробежной конструкции и проведена оценка временных показателей выполнения разворотов.

Для устранения дисбаланса кинетических моментов маховика и системы «жесткая вставка – пленка» без расхода рабочего тела предложен способ, основанный на изменении коэффициента отражательной способности поверхности солнечного паруса. Разработан соответствующий алгоритм с подробным математическим описанием этого процесса. Проведена оценка необходимой площади солнечных батарей для обеспечения работоспособности системы управления солнечным парусом. Для уменьшения площади солнечных батарей предлагается получать дополнительную электрическую энергию для управления за счет использования кинетической энергии вращающихся частей конструкции с последующим возвращением их угловых скоростей после устранения дисбаланса. Обоснована величина возможного снижения угловой скорости пленки, обеспечивающей достаточную силу натяжения пленки для

сохранения формы поверхности паруса. Проведена оценка времени возвращения угловых скоростей вращающихся частей конструкции к исходному значению.

Автореферат в полной мере отражает содержание диссертационной работы и соответствует ее основным положениям и выводам. Основные положения диссертации достаточно полно опубликованы, в том числе в рецензируемых научных изданиях. Содержание диссертации и опубликованных работ по теме диссертации свидетельствуют о достаточной обоснованности сформулированных автором научных положений, выводов и рекомендаций. **Достоверность и обоснованность** полученных результатов обусловлена, прежде всего, корректным использованием фундаментальных положений теоретической механики, а также подтверждается математическим моделированием процесса функционирования системы управления пространственной ориентацией солнечного паруса.

Значимость разработанных алгоритмов заключается в существенном сокращении времени на переориентацию космического аппарата, а также в обеспечении снижения площади солнечных батарей, необходимых для реализации управления. Практическая ценность полученных результатов подтверждается их использованием при разработке облика перспективных космических аппаратов с солнечным парусом при выполнении ряда НИР.

Диссертация Макаренко Н.А. представляет собой научное исследование, в полной мере отражающее решение поставленной задачи управления пространственной ориентацией солнечного паруса без расхода рабочего тела. Вместе с тем в работе отмечены следующие недостатки:

1) В диссертации не указано, проводился ли сравнительный анализ характеристик существующих конструкций солнечных парусов и характеристик конструкции, рассмотренной в данной диссертационной работе.

2) Не приведены оценки угловых скоростей пространственного разворота солнечного паруса, требуемых на практике при выполнении длительных космических полетов в околоземном пространстве и при полетах к другим планетам Солнечной системы.

3) Не проведена оценка влияния на управление солнечным парусом возмущающих факторов, характерных для космического пространства (радиации, магнитных полей).

4) Не показана оценка выигрыша в суммарной массе конструкции космического аппарата, оснащенного солнечным парусом, по сравнению с аппаратами, использующими реактивные двигатели.

Отмеченные недостатки не снижают значимости научных и практических результатов диссертации.

Выполненная Макаренковой Н.А. диссертационная работа является законченной научно-квалификационной работой, в которой содержится решение научной задачи, имеющей существенное значение для развития методов управления космическими аппаратами при выполнении длительных полетов. Проведенное исследование в полной мере соответствует паспорту специальности 05.07.09 «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов». Диссертационная работа выполнена на достаточно высоком уровне и соответствует критериям, установленным для кандидатских диссертаций, а ее автор, Макаренкова Надежда Алексеевна, заслуживает присуждения ей ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.09 «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов».

Официальный оппонент, к.т.н.

С.В. Круковский

Место работы: Акционерное общество «Корпорация космических систем специального назначения «Комета» (АО «Корпорация «Комета»)

Адрес организации: Россия, 115280, г. Москва, ул. Велозаводская, д. 5.

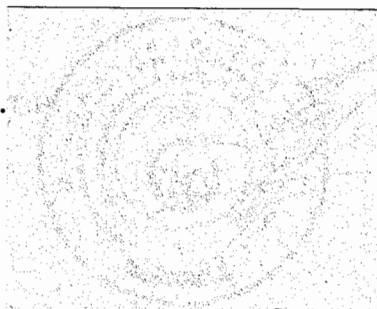
Должность: заместитель начальника отдела, начальник лаборатории.

Телефон: (965) 389-80-11.

Email: [krukovskysv@mail.ru](mailto:krukovskysv@mail.ru).

Подпись С.В. Круковского заверяю.

Ученый секретарь НТС  
АО «Корпорация «Комета», к.



В.Н.Тучин