



**САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
SAMARA UNIVERSITY

федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение высшего образования  
«Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королева»

ул. Московское шоссе, д. 34, г. Самара, 443086  
Тел.: +7 (846) 335-18-26, факс: +7 (846) 335-18-36  
Сайт: www.ssau.ru, e-mail: ssau@ssau.ru  
ОКПО 02068410, ОГРН 1026301168310,  
ИНН 6316000632, КПП 631601001

УТВЕРЖДАЮ

Первый проректор - проректор по  
научно-исследовательской работе  
д.т.н., профессор



А.Б.Прокофьев  
22 марта 2021 года

### ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет) о диссертации Станислава Олеговича Карпенко, выполненной на тему «Исследование движения спутника с активной магнитной системой ориентации по информации от солнечного датчика» и представленной на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 01.02.01 – Теоретическая механика.

#### Актуальность темы исследования

Диссертационная работа С.О. Карпенко посвящена исследованию проблемы управления ориентацией малых спутников с использованием активных магнитных систем ориентации, предполагающей разворот оси симметрии спутника вдоль требуемого направления в инерциальном пространстве по информации от датчика Солнца.

Самарский университет одним из первых высших учебных заведений в России начал активно заниматься на практике малыми спутниками нанокласса (кубсатами). Подобные спутники обладают большим потенциалом для проведения в космосе научных и технологических экспериментов, решения прикладных и образовательных задач. Накопленный опыт работ в этом направлении позволяет сделать вывод о высокой степени актуальности разработки новых подходов, методов и алгоритмов, позволяющих при наличии существенных ограничений на массогабаритные размеры, энергетические возможности и производительность бортовых вычислительных средств обеспечивать надёжное выполнение всё усложняющихся целевых задач, которые решаются этим перспективным классом космиче-



ских аппаратов. Большую роль в подобных проектах играют принципы управления, связанные с использованием магнитного поля Земли, аэродинамических и гравитационных сил и моментов, действующих на космический аппарат.

Теоретическая база, показывающая принципиальную возможность использования внешних возмущающих сил и моментов для управления ориентацией КА, была разработана в нашей стране еще в 60-х - 70-х годах прошлого века. Но только с появлением мощных вычислительных средств на борту стало возможным эффективно использовать большинство этих принципов на практике. Особую ценность представляют собой простые и надежные в реализации алгоритмы обеспечения ориентации и стабилизации, требующие минимального расхода энергии. Для низких околоземных орбит хорошо подходят пассивные системы аэродинамической стабилизации, магнитные демпферы, а среди активных систем наиболее привлекательными являются активные магнитные системы ориентации (МСО), дающие дополнительные, по сравнению с пассивными системами, возможности и активно развивающиеся в Институте прикладной математики под руководством профессора М.Ю.Овчинникова. Поэтому тема представленной к защите диссертации «Исследование движения спутника с активной магнитной системой ориентации по информации от солнечного датчика», посвящённая обеспечению ориентации малого спутника в инерциальном пространстве является безусловно **актуальной**.

### **Общая характеристика диссертационной работы**

*Во введении* автором проведен анализ алгоритмов МСО советских, российских и зарубежных авторов и сделан вывод, что основная функция, которая выполняла МСО, была связана с обеспечением демпфирования угловой скорости вращения спутников. В ряде случаев МСО использовалась и исследовалась в сочетании с другими принципами стабилизации (аэродинамические и гравитационные), благодаря чему её применение распространялось на трехосные системы стабилизации. Применяется МСО также и для одноосной ориентации спутника, хотя соответствующие законы управления, описанные в литературе как реализованные на практике алгоритмы, приведены без какого-либо теоретического обоснования их работоспособности.

Поскольку МСО создают малые управляющие моменты (в некоторых случаях соизмеримые с моментами иной природы), автор в *первой главе* предложил использовать математическую модель, описывающую движение относительно центра масс, специально адаптированную для исследования в случае влияния малых возмущений, действующих на вращающийся спутник, находящийся на низкой околоземной орбите. Исследование подобной системы удобнее всего проводить с использованием метода усреднений, теория которого хорошо проработана



в середине прошлого века и активно используется специалистами Института прикладной математики им. М.В. Келдыша, где автор выполнял свои исследования. В первой главе автором изложен также ряд вспомогательных сведений, приведены соотношения и модели, являющиеся основой для проводимых далее исследований.

Почти во всех выполненных ранее исследованиях в качестве измерительного средства системы управления использовался магнитометр. Считалось, что магнитометр достаточно надежный прибор, измерения с которого можно уверенно использовать в контуре управления ориентацией. Однако в современных бюджетных малых спутниках обычно применяются электронные компоненты, стойкость которых к внешним воздействующим факторам эксплуатации спутника на орбите понижена. Это в полной мере касается и магнитометров, которые к тому же часто работают в помеховой обстановке в виду наличия на борту магнитных материалов и могут давать ошибочные измерения. В связи с этим автор *во второй главе* диссертационной работы обоснованно предлагает использовать в качестве основного измерительного средства солнечный датчик, формирующий орт направления на Солнце в связанной со спутником системе координат. Автором предложено использовать измерения этого датчика по аналогии с тем, как используются измерения магнитометра в часто используемом алгоритме «B-dot», и назван предлагаемый **новый закон управления «S-dot»**.

*Во второй главе* выполнено теоретическое исследование динамики спутника с использованием предложенного закона управления и получены результаты, **имеющие научную новизну**

- получен полный набор первых интегралов для усредненных уравнений движения осесимметричного спутника под управлением алгоритма «S-dot»;
- найдены положения равновесия и исследована их устойчивость для спутника, близкого к осесимметричному, при формировании управляющего момента в соответствии с алгоритмом «S-dot».

Кроме того, автором проведен анализ динамики спутника, близкого к осесимметричному (рассматривается случай малой динамической несимметричности спутника), что повышает **теоретическую значимость результатов**.

Выполненное автором теоретическое исследование системы уравнений движения при законе управления «S-dot» показывает, что для спутника, близкого к осесимметричному, существуют асимптотически устойчивые положения равновесия вектора кинетического момента в инерциальном пространстве относительно направления на Солнце. При этом положение оси симметрии спутника относительно оси кинетического момента в зависимости от соотношения между главными моментами инерции или сонаправлено вектору кинетического момента, или перпендикулярно ему. На практике это означает, что для спутника в форме «шайбы», находящегося под управлением закона «S-dot» на круговой низкой околоземной орбите, ось симметрии и вращения окажется сонаправленной направлению на Солнце. При этом скорость вращения аппарата



может как увеличиться, так и уменьшиться относительно первоначального значения. Это **новый практически важный результат**, поскольку именно такую форму, с точки зрения ориентации главных осей инерции, имеет спутник с раскрытыми панелями солнечных батарей. Подобная ориентация его оси симметрии относительно Солнца означает, что нормаль к панелям солнечных батарей (СБ) будет ориентирована вдоль направления на Солнце, что может иметь важное значение для обеспечения бортовых систем аппарата электроэнергией.

*Следует считать, что результаты второй главы имеют значительную теоретическую ценность и имеют большое практическое применение, особенно в случае необходимости реализации на борту спутника режима максимального энергосъёма для заряда аккумуляторных батарей.*

Полученные в диссертационной работе аналитические результаты используют ряд упрощающих допущений, а также не учитывают возможности программно-аппаратной реализации соответствующего алгоритма на борту реального космического аппарата. В этой связи в *третьей главе* автором выполнено численное моделирование динамики спутника под управлением предложенного алгоритма с использованием уточнённых моделей внешней среды на разработанном им программном комплексе. Полученные результаты показали, что найденные ранее положения равновесия устойчивы и в этом случае.

Разработанный С.О Карпенко алгоритм управления «S-dot» был введён в состав бортового программного обеспечения микроспутника «Чибис-М» Института космических исследований РАН с целью реализации необходимого набора алгоритмов, которые могут быть использованы при возникновении нештатной ситуации в системе ориентации и стабилизации, связанной с работоспособностью основных органов управления (двигателей маховиков) и датчиков ориентации (одного магнитометра и пяти солнечных датчиков). Алгоритм «S-dot» был нацелен на реализацию режима разворота панелей солнечных батарей на Солнце и был проверен на завершающей стадии эксплуатации микроспутника «Чибис-М» на орбите, показав свою работоспособность. Согласно результатам лётно-космического эксперимента, аналитические результаты автора получили **практическое подтверждение, что обеспечивает последующее широкое применение на практике предложенного автором режима управления.**

Таким образом, достоверность результатов, представленных в диссертационной работе, подтверждена не только путём численного моделирования, но и данными летных испытаний, что существенно повышает ценность выполненных исследований.

**Материал диссертационной работы прошёл достаточную апробацию.** Основные положения и результаты диссертации были изложены в 25 научных публикациях, из них 16 в журналах, рекомендованных ВАК РФ. Результаты интеллектуальной деятельности защищены двумя патентами и двумя свидетельствами о ре-



гистрации программы для ЭВМ. Результаты диссертации докладывались автором на престижных российских и международных конференциях.

**Рекомендации по использованию результатов и выводов диссертации** заключаются в том, что предложенный в работе закон управления может быть широко использован в составе бортового программного обеспечения в качестве резервного алгоритма для систем управления ориентацией микроспутников с целью повышения надежности выполнения миссии полёта.

### Замечания по диссертации

1. При проведении численного моделирования динамики спутника «Чибис-М» под управлением алгоритма «S-dot» в качестве возмущающих факторов учитывается действие гравитационного момента и момента неизвестной природы, который в 2-3 раза меньше величины гравитационного момента. По всей видимости этим автор, в том числе пытается учесть возможный аэродинамический момент, который может достигать уже заметных значений на рассматриваемой высоте полёта. Однако, поскольку высота орбиты 350 км, то целесообразно было бы оценить величину углового ускорения, обусловленного аэродинамическим моментом спутника «Чибис-М», которое в случае существования запаса статической устойчивости, может на практике превосходить ускорение, обусловленное гравитационным моментом. Последнее возможно в силу близости значений трёх осевых моментов инерции спутника. Такое исследование повысило бы ценность полученных результатов и позволило провести более обоснованную их интерпретацию.

2. Непонятно с какой целью автор размещает в диссертационной работе собственное фото, а также фотографии приборов спутника «Чибис-М».

3. Рисунки, приведённые в тексте автореферата, не описаны и не подписаны, что затрудняет восприятие текста автореферата в целом, а сам автореферат не подписан учёным секретарём диссертационного совета.

### Оценка работы в целом

Следует отметить, что указанные недостатки **не влияют** на общую положительную оценку работы. Диссертация выполнена на высоком научно-техническом уровне, научные положения, выводы и результаты работы являются полностью **обоснованными**. В целом диссертационная работа Карпенко С.О. является законченной научно-исследовательской работой, поставленные в работе задачи решены в полном объеме, а полученные результаты отражают поставленную цель исследования.

Диссертация соответствует паспорту специальности 01.02.01 – Теоретическая механика. Автореферат соответствует диссертационной работе.

Диссертация по актуальности, по результатам, обладающим научной новизной, практической значимостью и достоверностью, уровню апробации и опубли-

кования **соответствует требованиям ВАК РФ**, предъявляемым к кандидатским диссертациям, а ее автор Карпенко Станислав Олегович, **заслуживает** присуждения ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 01.02.01 – Теоретическая механика.

Отзыв обсужден и одобрен на объединённом заседании межвузовской кафедры космических исследований и научного семинара "Актуальные проблемы создания и использования микро/нано спутников" (протокол №7 от 10 марта 2021 года).

Заведующий межвузовской кафедрой  
космических исследований , д.т.н., профессор



И.В.Белоконов

Профессор межвузовской кафедры  
космических исследований , д.т.н., профессор



И.А.Тимбай