

<u>ИПМ им.М.В.Келдыша РАН</u> • <u>Электронная библиотека</u> <u>Препринты ИПМ</u> • <u>Препринт № 38 за 2008 г.</u>



Карпенко С.О., <u>Овчинников М.Ю.</u>

Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2008. № 38. 32 с. URL: <u>http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2008-38</u>

ОРДЕНА ЛЕНИНА ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ им.М.В.КЕЛДЫША РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

С.О.Карпенко, М.Ю.Овчинников

ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ПОЛУНАТУРНОЙ ОТРАБОТКИ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ МИКРО- И НАНОСПУТНИКОВ

Москва 2008 **Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников.** С.О. Карпенко. М.Ю.Овчинников. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Москва, 2008, 32 страницы, 32 рисунка, библиография: 23 наименования

Обсуждается проблема полунатурного моделирования систем ориентации космических аппаратов в лабораторных условиях. Особое внимание уделено способам отработке систем управления для микро- и наноспутников. Приведен обзор систем моделирования, созданных за рубежом. Дано подробное описание аппаратно-программной части стенда, созданного в ИМП им. М.В. Келдыша РАН.

Ключевые слова: стенд для полунатурного моделирования, микроспутник, тело на струне, катушки Гельмгольца, алгоритм определения ориентации, магнитная стабилизация

Laboratory Facility for Testing of Micro- and Nanosatellite Attitude Control Systems, S.O.Karpenko, M.Yu.Ovchinnikov, Preprint of KIAM RAS, Moscow, 2008, 32 Pages, 32 Figures, 23 References

A problem of attitude simulation for SC in laboratory conditions is discussed. Validation of attitude control systems for micro- and nanosatellites is paid attention on. Review of simulation facilities developed abroad is given. Detailed description of the laboratory facility having been under development at KIAM RAS is presented.

Key words: laboratory facility for simulation, microsatellite, string suspended body, Helmholtz coils, attitude determination algorithm, magnetic stabilization

1. Введение

требует Практически любой проект созданию малого спутника ПО минимизации расходов его проектирование И эксплуатацию. на Существенная экономия этих расходов имеет место при правильном выборе проектных характеристик спутника, а также оптимизации его систем на начальной стадии проектирования. При этом очень важно суметь правильно оценить состав и характеристики системы определения ориентации и стабилизации, а это, в свою очередь, трудно сделать без моделирования. При этом большую роль играет математическое и компьютерное моделирование, но очень важно на первых же этапах проверить их работу, реализуемость и эффективность на практике для конкретной аппаратной реализации. Для этого требуется наземный испытательный стенд. Его целесообразно использовать, в частности, для функциональной отработки бортовой системы управления ориентацией на ранних стадиях проектирования. Он также может быть полезен как учебная база для студентов, занимающихся проблемами ориентации ИСЗ.

Необходимость в наземной отработке алгоритмов управления ориентацией привела к созданию стенда полунатурного моделирования в ИПМ им. М.В. Келдыш РАН. Он состоит из имитатора магнитного поля и макета, подвешенного на струне. Струнный подвес реально обеспечивает имитацию одной степени свободы (вращение макета в горизонтальной плоскости) или, в случае совпадения точки подвеса с центром масс, трех вращательных степеней свободы. Использование двух стендов дает принципиальную возможность изучения относительного движения двух объектов управления, что представляет интерес в рамках задачи совместного полета нескольких спутников (конфигурация formation flying).

2. Имеющиеся аналоги

2.1 Исторический обзор

Стенды для отработки систем управления ориентацией спутников появились в 60-х годах прошлого века. Использовались они как на промышленных предприятиях, так и в университетах. Как правило, они решали задачи отработки систем определения ориентации твердого тела, имеющего три степени свободы, т.е. способного вращаться вокруг закрепленной точки. На (макете) устанавливались датчики определения ориентации, теле исполнительные элементы и система, отвечающая за логику управления. Поворот вокруг точки обеспечивалась в подавляющем большинстве случаев т.н. воздушным, или аэродинамическим, подвесом (рис.1). Воздушный подвес представляет собой сферический подшипник, в котором вместо смазки используется струя газа, подающаяся под давлением системой подачи. Особенность требуемой таких подвесов заключается В точности изготовления сопряженных поверхностей подшипников, используемых в таких системах; она составляет тысячные доли миллиметра. Состоит подшипник из чашки (сталь, алюминий), в которую под давлением подается сжатый газ; шарнира и системы арретиров, поддерживающей макет при снятии давления. По данным [1] диаметр шарнира в известных к концу 60-х годов системах варьировался в диапазоне 70-500 мм, нагрузки - от 13 до 7000 кг. Давление газа в системе подачи составляло от 0.4 до 20 бар, расход - от 0.15 до 6 м³/мин. Момент от силы трения в таких системах составлял от 0.003 до 10 Н*м. Что касается обеспечения подвижности, то, как правило, такой подвес позволял одной из осей поворачиваться на 360°, по двум другим осям углы поворота могли составлять от 30 до 120°.



Рис. 1. Принцип действия аэродинамического подвеса

В работе [2] дано описание одной из первых систем полунатурного подвесе, моделирования аэродинамическом используемой на В Исследовательском центре Лэндли, США (Langley Research Center). На макете спутника (рис. 2) имелись три маховика, магнитная система для разгрузки: система определения ориентации 12 состояла ИЗ фототранзисторов, а также тахометров, измеряющих скорость вращения маховиков; законы управления были реализованы в составе т.н. логического блока. Задачей стенда были демонстрация устойчивой работы системы управления, и отработки алгоритмов стабилизации. Интересная особенность в том, что система не была полностью автономной; питание на макет подавалось от внешнего источника с использованием очень тонких проводов длиной около 3 м, идущих сверху. В качестве источников света использовались 150-ватные прожекторы. Масса макета составляла вместе с

магнитной системой разгрузки маховиков 45 кг. Магнитная система состояла из постоянных магнитов, а разгрузка маховиков осуществлялась путем поворота нужного магнита в нужную сторону с использованием сервомоторов.



Рис. 2. Макет спутника в Исследовательском центре Лэндли, США

В Космическом центре им.Годдарда, США (Goddard Space Flight Center) существовала система имитационного натурного моделирования магнитного поля Земли (рис. 1, [3]), используемая для калибровки магнитометров Она представляла из себя три пары ортогональных катушек Гельмгольца (рис. 3), с характеристиками, приведенными в табл. 1.

Параметр	Значение
Амплитуда поля по каждой из осей, нТл	± 60000
Статическая точность, нТл	±0.1
Макс. неоднородность поля в рабочей зоне, %	0.001
Динамическая точность, нТл	±120
Макс. скорость вращения поля, рад/сек	100
Диаметр катушек, м	12
Диаметр рабочей зоны, м	6

Таблица 1. Параметры имитатора геомагнитного поля в Центре Годдарда, США



Рис. 3. Общий вид имитатора геомагнитного поля в Центре Годдарда, США

Упоминание об одной из первых установок полунатурного моделирования для образовательных целей, созданной в Стенфордском университете в 1975г., имеется в работе [4].

2.2 Современное состояние проблемы

Такие факторы, как возможности современных вычислительных машин, датчиков, их миниатюризация; создание мощных программных комплексов моделирования; коммерческая имитационного наконец, доступность функциональных аналогов космических систем дали новый толчок к развитию систем полунатурного моделирования. Эти системы стали называть «программными имитаторами с элементами аппаратуры в контуре (hardware-in-the-loop simulation). Имеются также управления» другие подходы, используемые на разных стадиях проектирования: т.н. «модель в контуре управления» (model-in-the-loop, MiL), «процессор в контуре управления» (processor-in-the-loop, PiL), «алгоритм управления в контуре моделирования» (control software in the loop, SiL).

Первый пример одной из таких систем - стенд для первоначальной отработки алгоритмов взаимного движения на плоскости двух автономных объектов SPHERES (Syncronized Position Hold, Engage and Reorient Experimental Satellites), созданный в 2003г. студентами Массачусетского технологического университета, США. Для обеспечения поступательного и вращательного движения объектов они использовали аэродинамическую систему [5], по принципу действия аналогичную аэрохоккею.

Имитатор трехосного движения и управления спутника [6], разработанный в 1995 г. в Научно-исследовательской лаборатории Высшей военно-морской

школы США (Naval Postgraduate School (USNA), Optical Relay Spacecraft Laboratory), представляе<u>т собой платформу на аэродинамическом подвесе</u>, в



Рис. 4. Один из аппаратов SPHERES во время испытаний на плоскости

состав которой входят три маховика, двигатели на сжатом газе, гироскоп, магнитометр и оптический датчик ориентации. Масса платформы около 200 кг, поворот в горизонтальной плоскости может составлять 360°, по двум другим углам ±45°. Цель создания стенда - отработка систем передачи данных между спутниками с использованием лазерного излучения.



Рис. 5. Один из разработчиков имитатора трехосного движения в USNA

Кроме того, студенты USNA используют в лабораторной практике также макеты полунатурного моделирования для изучения основ проектирования систем управления ориентацией микроспутников. Для лабораторного практикума создано несколько специальных макетов (LABSat), каждый из которых предназначен для экспериментов с одной конкретной системой [7]. Для исследования систем управления ориентацией имеются макет с магнитной системой стабилизации, системой стабилизации маховиками, системой управления микрореактивными двигателями.



Рис. 6. Макет в USNA для отработки микрореактивных двигателей



Рис. 7 Макет в USNA для отработки магнитной системы стабилизации

В Политехническом университете штата Вирджиния (США) разработана на базе коммерчески доступных элементов аэродинамической подвески компании Space Electronics Inc. (Германия) система имитационного моделирования, состоящая из двух макетов [8]. Первый, меньший по размерам макет (Whorl-I) представляет собой платформу массой 135 кг, имеющую три степени свободы: вращение в горизонтальной плоскости не ограничено, отклонения по наклону ограничены углами ±5°. Макет оснащен тремя маховиками, трехосным акселерометром и двухосным датчиком балансировки наклона; имеется система центра масс; питание осуществляется от аккумуляторных батарей.

Большой макет (Whorl-II), разработанный чуть позже [9,10], чем Whorl-I, несет платформу массой 169 кг (рис. 9, 10, 11). Поворот в горизонтальной плоскости не ограничен, по наклону максимальное возможное отклонение составляет $\pm 30^{\circ}$. Аппаратный состав платформы практически не отличается от Whorl-I.



Рис. 8. Макет Whorl-I





Рис. 9 Макет Whorl-II

Система для отработки систем управления ориентацией создана и в Лаборатории дистанционного зондирования и технологий Института географии, Мексика [12]. Она представляет собой платформу (рис. 12), установленную на аэродинамическом подвесе, диаметром 76 мм, массой 35 кг, с тремя степенями свободы (полный оборот вокруг вертикали, наклоны до ±50°). В приборный состав платформы входят гироскопы для измерения угловой скорости; акселерометры; трехосный магнитометр; датчик солнца; 4 датчика Земли; маховики с тахометрами; магнитные катушки; используется беспроводная связь с макетом; особое внимание уделено системе его балансировки.

Система, аналогичная Whorl-II, имеется также в Мичиганском университете, США [11], (рис. 11).



Рис. 10. Система из двух макетов Whorl-I и Whorl-II



Рис. 11. Макет в Мичиганском университете почти полностью аналогичен Whorl-II



Рис. 12. Макет в Лаборатории дистанционного зондирования и технологий Института географии, Мексика

Специально для тестирования магнитной системы ориентации микроспутника SMART был создан стенд в Университете Federico II в Неаполе, Италия (SMAFIS-Space Magnetic Field Simulator) [13]. Он предназначен для калибровки магнитных катушек магнитометра, И функциональной отработки магнитной системы стабилизации, изучение взаимодействия аппарата с магнитным полем. Движение вокруг центра масс обеспечивала система на воздушном подвесе MADS (Microsatellite Attitude Dynamics Simulator).



Puc.13. Имитатор геомагнитного поля в Университете Federico II Неаполя

Основные характеристики стенда приведены в таблице 2.

Характеристики катушек		X	Y	Z
Электрические	Сопротивление, Ом	0.94	0.96	0.99
···· r	Индуктивность, Гн	1.51*10-4	1.55*10-4	1.59*10-4
характеристики	Макс. ток, А	20	20	20
	Макс. мощность, Вт	400	400	400
Динамические	Макс. амплитуда генерируемого	840000	820000	800000
	поля, нТл			
параметры	Макс. частота поля, кГц	6.66	6.66	6.66
Характеристики	СКО генерируемой величины	0.01	0.01	0.01
	поля относительно заданной,			
точности	в % от максимума			
Геометрические	Диаметр катушки, мм	2523	2587	2651
характеристики	Масса, вместе с проводом, кг	72.9	74.8	76.6
	Размер зоны однородности, с	881	903	926
	неоднородностью поля менее			
	1%, мм			

Таблица 2. Основные характеристики имитатора геомагнитного поля SMAFIS

Параллельно с созданием полунатурных стендов существует и чисто компьютерный подход к исследованию движения спутника, с той или иной детализацией моделирующий условия космического пространства, динамику вращения аппарата, условия работы датчиков, бортовых систем И исполнительных элементов спутника. Существует большое число программных комплексов, пакетов и тренажеров, специально созданных для тех или иных задач, адаптированных после использования в нескольких проектах или созданных с нуля. Если говорить о микроспутниках, то, как правило, эти программные средства –специально разработанные приложения, написанные на языках высокого уровня, или пакеты, разработанные в среде Simulink/Matlab. Есть даже проекты систем с открытыми исходными кодами, продолжить разработку которых могут все желающие [14].

В качестве примера реализации в среде MATLAB приведем систему ConSat [15], построенную на базе Simulink и использованную в проекте создания микроспутника PoSAT-1.



Рис. 14. Пользовательский интерфейс приложения ConSat

Пакет имитирует, во-первых, динамику поступательного и вращательного движения спутника; во-вторых, все основные условия внешней среды, действующие на спутник, находящийся на орбите; моделирует работу системы определения ориентации: магнитометра, датчиков солнечного Земли. датчика В качестве исполнительных датчика, элементов моделируются магнитные катушки и маховики. Пакет дает возможность собственные пользователю встраивать алгоритмы, имеет развитый пользовательский интерфейс (рис.14).

Приведем и примеры систем типа «Алгоритм управления в контуре моделирования» (SiL). Их особенность в том, что в контур управления могут входить бортовой компьютер и некоторые подсистемы, однако реально работающие органы управления и датчики ориентации заменены на программные модели, имитирующие их реальное поведение.

Программный комплекс MDVE (Model-based Development and Verification Enviroment), созданный компанией Astrium, предназначен для комплексной отработки бортовых алгоритмов режиме реального В времени, взаимодействия с наземной станцией управления спутника; проверкой системы сбора телеметрии. Для решения каждой конкретной задачи должна быть выполнена его специальная адаптация. Например, MDVE был адаптирован ДЛЯ решения задачи отработки системы управления микроспутника Flying Laptop (рис. 15) [16].



Рис.15. Схема имитации системы управления Flying Laptop

Программный имитатор AttSim создан на языке высокого уровня С и предназначен специально для чисто программной отладки алгоритмов управления ориентацией микроспутников [17]. Создан он с тем расчетом, чтобы исходные коды, созданные пользователем в рамках проекта, легко могли быть адаптированы под конкретный процессор бортовой вычислительной машины спутника. Пакет реализует модели магнитного поля IGRF, модель атмосферы MSIS86, имитирует алгоритмы стабилизации с использованием маховиков, двигателей малой тяги, датчиков солнца и звездной камеры.

2.4 Резюме

Обзор литературы показывает, что стенды полунатурного моделирования используются достаточно широко как в промышленности, так и в учебных заведениях, играют важную роль в проектировании, моделировании систем реальных спутников, обучении студентов созданию и испытаниям систем в условиях, приближенных к реальным условиям эксплуатации.

Системы компьютерного моделирования также играют важную роль в тестировании систем спутников. Они широко используются на самых разных

стадиях разработки: при оценке проектных параметров аппарата в целом, его систем, алгоритмов и т.д.



Рис. 16. Интерфейс приложения AttSim

Очевидно, между этими двумя классами систем нет четкой границы: чисто компьютерные модели являются основой для построения программного обеспечения, используемого в стендах полунатурного моделирования. Поэтому следует в отдельной работе рассмотреть математические основы программного обеспечения, используемого для моделирования систем управления ориентацией микроспутников.

3. Стенд полунатурного моделирования в ИПМ им.М.В.Келдыша РАН

Основной задачей создания стенда полунатурного моделирования является отработка систем управления ориентацией микро- и наноспутников [18]-[21]. Приведем требования, предъявляемые при его проектировании:

- обеспечение возможности моделирования геомагнитного поля; при этом стенд должен обеспечить максимальную зону однородности магнитного поля при минимизации потребляемой мощности; значения модельной индукции должны превышать фон на порядок; необходимо иметь возможность изменения вектора индукции по заданному закону, имитируя поле в орбитальной системе координат;

- обеспечение возможности сборки и проверки нескольких функциональных аналогов системы управления ориентацией малого аппарата; в них должны входить те же компоненты, что и в составе реальных объектов управления;

- использование в конструкции коммерчески доступных компонент: датчиков, исполнительных элементов, вычислителя и т.д.;

- обеспечение возможности проведения испытаний макетов массой до 10 кг, габаритами до 100x100x100 мм;

- небольшая масса и габариты, чтобы стенд мог поместиться в помещении лаборатории.

При проектировании стенда также требовалось, чтобы он обеспечивал по возможности большее число степеней свободы макета и исключал внешние немоделируемые возмущающие факторы. Как следствие, потребовалось автономное питание макета от аккумуляторных батарей, а также его беспроводное управление.



Рис.17. Общий вид стенда в ИПМ им.М.В.Келдыша РАН

Обзор литературы по существующим аналогам показал, что почти всем из перечисленных условий удовлетворяет конструкция, основу которой составляют имитатор геомагнитного поля в виде катушек Гельмгольца, и макет, подвешенный на упругой струне (рис. 17). Далее рассмотрим отдельно каждую систему стенда.

3.1 Имитатор геомагнитного поля

3.1.1 Катушки Гельмгольца

Общий вид системы катушек Гельмгольца приведен на рис. 18. Основные характеристики имитатора приведены в таблице 3.



Рис. 18. Катушки Гельмгольца в сборе (вид спереди)

Характеристик	и катушки (одной в паре)	X	Y	Z
Электрические	Число витков провода	128	144	150
характеристики	Диаметр провода (медь), мм	0.75	0.75	0.75
<i>aupuntepherman</i>	Макс. напряжение усилителей, В	70	70	70
	Сопротивление, Ом	23	26	26.5
	Индуктивность, Гн	5.8*10-4	6.6*10-4	6.9*10-4
	Макс. ток, А	2	2	2
	Макс. мощность, Вт	100	100	100
	Макс. нелинейность	менее	менее	менее
	характеристики В(І) в рабочем	0.0001	0.0001	0.0001
	диапазоне, % от расчетного			
T	значения	250000	250000	250000
Динамические	Макс. амплитуда генерируемого	350000	350000	350000
параметры	поля, н і л			
Характеристики	СКО генерируемой величины	300	300	300
точности	поля относительно заданной,			
	нТл			
Геометрические	Диаметр катушки, мм	1200	1200	1200
характеристики	Масса, вместе с проводом, кг	2.2	2.2	2.2
ларактернетики	Размер зоны однородности r, с	180	180	180
	неоднородностью поля менее			
	1%, степенью неоднородности			
	по направлению менее 0.5°, мм			

Таблица 3. Основные характеристики катушек Гельмгольца

Согласно [22], степень неоднородности поля, о которой идет речь в таблице, выполняется в объеме, ограниченном сферой радиусом r=0.15a_c (рис. 19). Напомним, степенью неоднородности модуля напряженности поля

называется отношение отклонения модуля напряженности от номинального значения к номинальному значению



Рис. 19. К определению зоны однородности моделируемого поля

Назовем степенью неоднородности направления поля угол между вектором напряженности номинального поля и действительного поля в точке:

$$\delta_a = \arccos(\frac{\mathbf{BB}_0}{BB_0}).$$

3.1.2 Система управления имитатором геомагнитного поля

Общая схема управления катушками имитатора представлена на рис. 20.



Рис. 20. Схема управления катушками имитатора геомагнитного поля

В состав системы входят три широтно-импульсных модулятора (ШИМ) MoviPower, интерфейс управления ШИМ URC201, два блока питания и персональный компьютер. Специальное программное обеспечение, установленное на персональном компьютере, рассчитывает требуемую величину магнитной индукции, которую должен генерировать имитатор, и, используя известную характеристику $\mathbf{B}(I)$ (зависимость величины индукции от силы тока), выдает команды интерфейсу управления ШИМ установить заданную величину силы тока в катушках. В соответствии с этой командой интерфейс выдает усилителю ШИМ кодовое слово, устанавливающее скважность модуляции импульсов тока, подаваемых на обмотки соответствующей катушки. Величина индукции, генерируемой катушкой, обратно пропорциональна скважности подаваемых на ее обмотку импульсов тока.



Рис.21.Плата управления (слева) и схема подключения усилителей ШИМ и платы управления URC201

Один из блоков питания (силовой) обеспечивает работу усилителей MoviPower. Второй (лабораторный) используется для питания плат управления.

Каждая катушка управляется независимо от остальных. Интерфейс управления катушек от компьютера RS232. О специальном программном обеспечении пойдет речь далее. Подключение усилителей MoviPower и платы URC201 показано на рис.21.

Для запуска процесса моделирования оператор включает компьютер управления стендом, блок системы управления катушками (рис.22), запускает приложение *MicrosatelliteModeler*, настраивает его для работы со стендом. Затем, используя графический интерфейс, он выбирает требуемый

закон изменения вектора магнитной индукции моделируемого поля (например, изменение поля в орбитальной системе координат) и требуемый



Рис.22. Блок управления катушек стенда. (1) – светодиодные индикаторы платы управления; (2) – плата управления; (3) – силовой кабель; (4) – кабель управления от ПК; (5) – усилители мощности; (6) индикатор напряжения

масштабный коэффициент моделирования (ускорение или замедление изменения поля по сравнению с реальностью). После этого он запускает процесс имитации нажатием в приложении кнопки *Старт* и далее контролирует изменение компонент поля по показаниям магнитометра и амперметрам системы измерения токов в катушках.

3.1.3 Струнный подвес

Основные характеристики струны приведены в таблице 4.

Параметр	Значение
Длина струны, мм	1600
Максимальный угол закрутки макета, оборотов	10
Материал струны	сталь
Диаметр струны, мм	0.1
Максимальная масса макета, кг	7

Таблица 4. Характеристики струнного подвеса

3.2 Макет

3.2.1 Бортовой вычислитель

Выбор компьютера для макета продиктован следующими требованиями:

- минимальные габариты и энергопотребление;
- наличие интерфейсов типа RS232, USB;
- достаточно мощный процессор и большой объем диска;
- доступность на отечественном рынке, небольшая стоимость;

- отсутствие движущихся частей, таких как вентиляторы охлаждения и приводы жестких дисков;

- максимально удобная, доступная система разработки, отладки и выполнения программ.

Обзор показал, что найти систему, полностью удовлетворяющую всем требованиям, невозможно, однако близкими характеристиками обладает одноплатный компьютер JREX-CE 3.5 фирмы Kontron (таблица 5, рис.23).

Параметр	Значение
Напряжение питания, В	5 B
Потребляемая мощность, Вт	5 Вт
Тип процессора	Celeron 233 МГц
Объем оперативной памяти, Мб	256 или 512
Объем FLASH-диска, Гб	до 2
Интерфейсы	RS232x1, USB2.0x2, Ethernetx1

Табица.5. Основные характеристики бортового компьютера JREX-CE 3.5

Плата удовлетворяет всем перечисленным требованиям, за исключением количества интерфейсов; однако, используя дополнительное оборудование (USB-хаб), можно обеспечить подключение до восьми USB устройств (в т.ч. используя переходники USB-RS232), что вполне достаточно в ближайшей перспективе. Основным же достоинством платы является то, что на ее диске можно инсталлировать операционную систему - клон Windows XP, используемый в промышленной автоматике - Windows XP Embedded. Это дает преимущества перед остальными системами, такие как поддержка на уровне системы периферийных устройств типа Bluetooth или Wi-Fi, стека ТСР/IР, возможность написания и отладки программ протоколов В стандартной среде разработки типа Visual C++, удобство управления макетом через привычную графическую оболочку Windows средствами удаленного администрирования типа Remote Desktop. Windows XP Embedded не является системой реального времени, но исследование показало, что на борту макета нет критических ко времени исполнения процедур, требующих поддержки жесткого реального времени, подобно тому как это сделано в ОС QNX, ECOS, RTLinux и т.д.



Рис.23. Одноплатный компьютер JREX-CE 3.5

3.2.2 Датчики системы определения ориентации

Выбор датчиков был обусловлен требованиями минимизации габаритов, массы, наличием цифрового последовательного интерфейса типа RS232, возможностью приобретения в сжатые сроки [23]. Датчики являются наиболее дорогостоящими компонентами системы. В настоящее время в составе макета их два: магнитометры и датчик солнца.

3.2.2.1 Магнитометр Honeywell HMR2300

Основные характеристики прибора компании Honeywell (США):

- точность, в диапазоне ±1 Гаусс, <0.5% полной шкалы;
- разрешение в диапазоне измерений ±2 Гаусса, <70 µГаусс;
- трехосный, цифровой выход;
- частота опроса от 10 до 154 Гц, программируемая;
- интерфейс RS-232;
- масса 28 г. без корпуса, 94 г. в алюминиевом корпусе;
- напряжение питания 6..15В.



Рис. 24. Магнитометр HMR2300

В составе стенда используются два магнитометра (рис.24). Один в составе макета, второй – для контроля работы имитатора магнитного поля.

3.2.2.2 Солнечный датчик

Основные характеристики солнечного датчика, изготовленного в омском КБ «Полет»:

- масса 55 г;
- энергопотребление 0.13 Вт;
- габаритные размеры 55×60×50 мм;
- поле зрения: верхняя полусфера (с двумя приборами);
- напряжение питания: 4,5..5,5 B;
- точность определения положения солнца: 2°;
- интерфейс: CAN-2B.



Рис. 25. Датчик солнца

На макете установлены два солнечных датчика (рис. 25). В этом случае суммарное поле зрения составляет около 180°.

3.2.3 Исполнительные элементы системы стабилизации

В качестве исполнительных элементов системы управления ориентацией на макете используются магнитные катушки и двигатель-маховик. Кроме того, макет может быть оснащен пассивными элементами системы стабилизации - постоянным магнитом и гистерезисными стержнями.

3.2.3.1 Электромагнитные катушки



Рис.26. Электромагнитная катушка макета

Характеристики катушек		X	Y	Z
Электрические	Число витков провода	800	800	800
характеристики	Диаметр провода (медь), мм	0.01	0.01	0.01
Aupunrephermin	Напряжение усилителей, В	12	12	12
	Сопротивление, кОм	0.806	0.750	0.752
	Индуктивность, Гн	5.6	5.6	5.6
	Макс. ток, А	0.02	0.02	0.02
	Макс. мощность, Вт	0.3	0.3	0.3
Динамические	Макс. нелинейность	менее	менее	менее
параметры	характеристики B(I) в рабочем	0.0001	0.0001	0.0001
	диапазоне, % от расчетного			
	значения			
	Макс. амплитуда генерируемого	0.21	0.21	0.21
	поля, Ам2			
	Макс. частота поля, кГц	???	???	???
Характеристики	СКО генерируемой величины	0.2*10-4	0.2*10-4	0.2*10-4
точности	поля относительно заданной,			
	Ам2			
F	п	105	105	105
Геометрические	Диаметр катушки, мм	125	125	125
характеристики	Масса обмотки, гр.	25	25	25

Основные характеристики катушек приведены в таблице 6.

Таблица 6. Характеристики электромагнитных катушек макета

На макете установлено три ортогональных катушки (рис.26). Принцип действия, схема подключения системы управления катушек аналогичен управлению катушками имитатора геомагнитного поля. Отличие только в том, что используются менее мощные усилители ШИМ. Управление катушек ведет бортовой компьютер по интерфейсу RS232.

3.2.4 Система энергопитания

Все системы и датчики макета требуют номиналов напряжений или 5В, или в диапазоне 6..15В (таблица 8). Максимальный потребляемый ток всех систем (таблица 7) составляет около ампера. Отсюда возникают требования к системе энергопитания макета – блоку распределения напряжений (рис. 27) и аккумуляторным батареям. Основные характеристики СЭП приведены в таблице 8.

Блок распределения напряжения			
Изготовитель	TracoPower		
Номинал напряжений/Макс.ток, А	5B/8A, 12B/2.5A		
Аккумуляторная батарея			
Тип	NiMH		
Емкость, Ач	3		
Напряжение на выходе, В	7		
Число батарей	2		

Таблица 7. Характеристики системы энергопитания

Компонент	Потребляемая мощность, Вт	Напряжение, В	Интерфейс управления
"Бортовой " компьютер	5	5	Bluetooth, Wi-Fi
Управление катушками	0.5	12	RS232
Магнитометр AMR	0.1	516	RS232
Маховик (прототип)	1.7	3.6	RS232

Таблица 8. Характеристики систем макета



Рис. 27. Система управления питанием макета

3.2.5 Система беспроводной связи

Для обеспечения беспроводной связи между ПК управления стендом и макетом используются коммерчески доступные устройства Wi-Fi связи. Основные характеристики такого устройства приведены в таблице 9.

Частота сигнала, КГц	24122483.5
Макс. скорость передачи, Мбит/с	до 54
Зона действия, м	до 40

Таблица 9. Характеристики системы беспроводной связи между макетом и персональным компьютером

3.2.6 Компоновка макета

Макет представляет собой «этажерку» (рис.29), т.е. набор деревянных плат (рис.28), помещенных друг над другом с использованием деревянных же направляющих и специального крепежа. Каждая плата используется для установки отдельной системы. К настоящему времени имеются шесть плат (рис.30): системы энергопитания, компьютера, системы управления катушками, двигателя-маховика, датчиков определения ориентации, вспомогательная плата. Такая компоновка выбрана для минимизации габаритов, простоты сборки/разборки макета и установки отдельных компонент и систем.



Рис. 28. Универсальная плата. Из таких плат собрана «этажерка» макета



Рис. 29. Общий вид макета в сборе

3.2.7 Принцип работы

При включении питания макета напряжение от аккумуляторных батарей подается все его системы. С компакт-флеш-диска бортового вычислителя загружается операционная система *Windows XP Embedded*. Далее, с использованием утилиты Управления рабочего стола (*Remote Desktop*) с

персонального компьютера управления стендом оператор осуществляет подключение к компьютеру макета и видит его рабочий стол на своем мониторе. Там он запускает приложение *MicrosatelliteModeler*, с этого момента и начинает процесс моделирования.



Рис.30. Схема макета. 1 – датчик солнца; 2- магнитометр; 3 – система управления магнитными катушками (на рис. не показаны); 4 – бортовой компьютер; 5 – аккумуляторные батареи и плата СЭП; 6 – двигательмаховик; 7 – вспомогательная плата

Программное обеспечение *MicrosatelliteModeler* опрашивает датчики системы определения ориентации, обрабатывает полученные измерения и, в соответствии с заложенными законами управления, выдает команды исполнительным элементам системы стабилизации. Возникающий благодаря им управляющий момент, воздействуя на макет, заставляет изменяться его угловую скорость вращения в горизонтальной плоскости согласно реализованным в контуре управления алгоритмам.

4. Программное обеспечение MicrosatelliteModeler

Программное обеспечение стенда объединяет все его аппаратные ресурсы в единую систему. Основные требования к нему, сформулированные на стадии проектирования:

- должно быть создано на языке высокого уровня, желательно с использованием технологий объектно-ориентированного программирования;

- должно быть простым в разработке, отладке, с доступной средой разработки;

- должно быть модульным с возможностью простого выделения кода, реализующего функционал тех или иных моделей или алгоритмов, для его переноса под конкретную реализацию на реальной вычислительной машине;

Функциональные требования к ПО включают:

- простоту организации связей типа «control softwate in the loop», «hardware in the loop» между функциональными блоками объектов моделирования;

- возможность проведения чисто компьютерного моделирования вращательного и поступательного движения спутника на орбите под управлением разных алгоритмов; наличие широкого спектра моделей внешней среды, алгоритмов управления и обработки данных измерений датчиков; численных методов решения систем уравнений движения; моделей прогноза движения спутника по орбите.

- гибкость в настройке, удобный графический интерфейс.

Исходя из этих требований, было разработано программный комплекс *MicrosatelliteModeler* (рис. 31), предназначенный как для управления имитатором магнитного поля, так и служебными системами макета. Он является распределенным приложением, работающим и на стороне макета (серверная часть), и на стороне ПК управления (клиентская часть), объединяя все аппаратные ресурсы стенда в единую систему полунатурного моделирования.

MicrosatelliteModeler реализует следующие возможности по численному моделированию:

- расчет движения спутника по околоземной орбите и параметров космического пространства вдоль трассы полета;

- интегрирование уравнений вращения аппарата вокруг центра масс;

- реализация различных алгоритмов стабилизации и определения ориентации аппарата;

- расчет баланса энергии на борту;

- анализ режимов работы спутника и переходов между ними;

- имитация работы датчик, обработка результатов измерений;

по управлению макетом:

- управляет системой стабилизации макета (катушками и маховиками) по заданным алгоритмам;

- обеспечивает сбор и обработку измерений датчиков с использованием различных алгоритмов;

- обеспечивает запись телеметрии на диск и передачу параметров клиентской части на компьютер управления стендом;

по управлению имитатором геомагнитного поля:

- реализует требуемый закон изменения компонент вектора магнитной индукции;

- измеряет параметры генерируемого поля с использованием магнитометра.

Комплекс *MicrosatelliteModeler* реализован на языке Visual C++ и предназначен для работы под управлением OC Windows XP/Windows XP Embedded.

5. Принцип работы стенда

Принцип управления имитатором геомагнитного поля и макетом были рассмотрены выше.



Рис.31. Главное окно MicrosatelliteModeler

Вот основные шаги, требуемые для проведения эксперимента по отработке системы управления ориентацией:

- зарядить аккумуляторы макета;

- собрать систему управления на макете (подключить датчики и исполнительные элементы);

- поместить макет на струне в рабочую зону имитатора геомагнитного поля;

- запустить систему управления имитатором геомагнитного поля, выбрать требуемый закон изменения $\mathbf{B}(t)$;

- включить макет, настроить беспроводное соединение между ним и персональным компьютером управления стендом;

- синхронизировать приложения *MicrosatelliteModeler*, запущенные на макете и на стенде;

- выбрать в графическом интерфейсе приложения *MicrosatelliteModeler*, запущенном на макете, требуемые алгоритмы управления ориентацией. Алгоритмы должны быть реализованы к этому времени в составе приложения и, по возможности, пройти отладку в режиме чисто компьютерного моделирования;

- закрутить или толкнуть макет на струне (в зависимости о изучаемых алгоритмов управления);

-нажать *Старт* в приложении *MicrosatelliteModeler* на макете и на ПК управления.

После нажатия *Старт* приложение на ПК занимается управлением имитатора, а также сбором и отображением телеметрических параметров, получаемых от макета через беспроводное соединение. Приложение на макете занимается реализацией требуемых законов управления, сбором, записью и анализом телеметрии, выводом на экран основных параметров движения и т.д. Общая схема функционирования представлена на рис.32.



Рис. 32. Схема функционирования стенда полунатурного моделирования

6. Заключение

Выполнен обзор стендов моделирования для отработки систем управления ориентацией спутников, в частности, микро- и наноспутников. Сформулированы требования к стенду полунатурного моделирования для решения аналогичных задач, создаваемому в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Дано описание аппаратно-программного состава этого стенда, принципов функционирования его элементов и подсистем. Приведены его технические характеристики.

Стенд создан во многом по аналогии с системами моделирования, имеющимися за рубежом. Благодаря своим техническим характеристикам он может быть использован для отработки систем управления ориентацией малых подвижных объектов.

Работа выполнена при поддержке Минпромнауки, Роснауки и РФФИ.

7. Литература

- 1. *H. Hoop*, Facilities for simulating attitude motion of a spacecraft. Research Branch Redstone Scientific Information Center Research and Development Directorate U. S. Army Missile Command Redstone Arsenal, Alabama, 1967, NASA Technical report 35809-30, June 1967 (<u>http://ntrs.nasa.gov</u>)
- 2. *J. James, W. E, Howell*, Simulator study of a satellite attitude control system using inertia wheels and a magnet. Langley Research Center, Langley Station, Humpton, Va. NASA technical note 63-21893, Oct. 1963 (<u>http://ntrs.nasa.gov</u>).
- 3. Research and test facilities for development of technologies and experiments with commercial applications. Goddard Space Flight Center. NASA technical report TM-101789 N90-10909, 1990 (<u>http://ntrs.nasa.gov</u>).
- 4. S. S. F. de Cordova, D. B. DeBra, Mass Center Estimation of a Drag-Free Satellite, in Proc. of the 6th Triennial World Congress of the IFAC, Boston, Massachusetts, August 24–30, 1975, pp. 35.3 1–35.3 8.
- 5. D. Miller, A. Saenz-Otero, J. Wertz, A. Chen, G. Berkowski, C. Brodel, S. Carlson, D. Carpenter, S. Chen, S. Cheng, D. Feller, S. Jackson, B. Pitts, F. Perez, J. Szuminski, S. Sell, SPHERES: A Testbed for Long Duration Satellite Formation Flying in Micro-Gravity Conditions, in Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, (Clearwater, Florida) January 23–26, 2000, pp. 167–179.
- 6. B. N. Agrawal, R. E. Rasmussen, Air Bearing Based Satellite Attitude Dynamics Simulator for Control Software Research and Development, in Proceedings of the SPIE Conference on Technologies for Synthetic Environments: Hardware-in-the-Loop Testing VI, (Orlando, Florida), April 16– 18, 2001, pp. 204–214.
- 7. *B. Bruninga*, US Naval Academy LABsats. AIAA JHU/APL Educational Seminar 10, Nov 2006.

- 8. J.L. Schwartz, C. D. Hall, The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003 Flight Mechanics Symposium, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, October 28–30, 2003
- 9. J. L. Schwartz, C. D. Hall, Comparison of System Identification Techniques for a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator, 2003 AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, Big Sky, Montana, August 2003.
- 10.J.L. Schwartz, C. D. Hall, System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator, 2004 AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Maui, Hawaii, February 2004.
- 11.J. L. Schwartz, M. A. Peck, C. D. Hall, Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 26, N 4, 2003, pp. 513–522.
- 12.*J. Prado etc.*, Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation, Journal of Applied Research and Technology, Dec. 2005, Vol.3, pp. 222-237.
- 13.*M. Pastena, L. Sorrentino, M. Grassi*, Design and Validation of the University of Naples Space Magnetic Field Simulator (SMAFIS), Journal ot the Institute of Environmental Sciences and Technology, Vol. 44, N 1, 2001 pp.33-42.
- 14.A. Turner, C. Hall, An onen-source, extensible spacecraft simulation and modelling environment framework, AAS 03-501.
- 15.P. Tavares, B. Sousa, P. Lima, A simulator of satellite attitude dynamics. Proc. of 3rd Portuguese Conference on Automatic Control, CONTROLO'98, Coimbra, Portugal, 1998.
- 16.A. Brandt, I. Kossev, Albert Falke etc., Preliminary system simulation environment of the university micro-satellite Flying Laptop. In book: R. Sandau etc. Small Satellites for Earth Observation, 2008, 342 p.
- 17.*H. J. Koenigsmann*, AttSim, Attitude Simulation with Control Software in the Loop, 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, August 1999.
- 18.M.Ovchinnikov, S.Karpenko, N.Kupriyanova, S.Tkachev, I.Zaramenskikh, Development, Simulation and Flight Testing of Attitude Control Systems for Technological Nanosatellites. 2nd International Workshop on Spaceflight Dynamics and Control, Covilha, UBI, October 09-11, 2006.
- 19.М.Ю. Овчинников, С.А. Мирер, С.О. Карпенко, А.А. Дегтярев, И.В. Прилепский, Н.В. Куприянова, Наземный стенд для отработки алгоритмов ориентации микроспутников. Аннотации докладов на IV Научнопрактической конференции "Микротехнологии в авиации и космонавтике", Москва, 11-13 октября, 2006, 1 с.
- 20.И.Е. Зараменских, С.О. Карпенко, А.М. Овчинников, А.С. Середницкий, С.В. Фокин, Е.А. Цветков, Лабораторный стенд для отработки способов управления ориентацией малых КА, Труды Совещания "Управление движением малогабаритных спутников"/ под ред. М.Ю.Овчинникова. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Москва, 2006, N 5, с.13-14. (http://www.keldysh.ru/papers/2005/source/prep2005 55.doc)

- 21.M.Ovchinnikov, S.Karpenko, A.Serednitskiy, S.Tkachev, N.Kupriyanova. Laboratory facility for attitude control system validation and testing. Digest of the 6th IAA Symp. Small satellites for Earth Observation, Berlin, April 23-26, 2007. Edited by R. Sandau. Wissenschaft und Technik Verlag, Berlin, 2007, 137-140.
- 22.*М.Ю. Овчинников, Е.А. Цветков*, Проектирование катушек имитатора геомагнитного поля. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН. Москва, 2005, № 55, 28с. (http://www.keldysh.ru/papers/2005/source/prep2005 55.doc)
- 23.*М.Ю. Овчинников, А.А. Дегтярев*, Применение компьютерных технологий при изучении теоретической механики и исследовании динамики сложных механических систем. Учебно-методическое пособие. М.: ФИЗТЕХ-ПОЛИГРАФ, 2007, 56с.

Содержание

1. Введение	3 -
2. Имеющиеся аналоги	3 -
2.1 Исторический обзор	3 -
2.2 Современное состояние проблемы	6 -
2.3 Компьютерное моделирование	- 12 -
2.4 Резюме	- 13 -
3. Стенд полунатурного моделирования в ИПМ им.М.В.Келдыша РАН	- 14 -
3.1 Имитатор геомагнитного поля	- 16 -
3.1.1 Катушки Гельмгольца	- 16 -
3.1.2 Система управления имитатором геомагнитного поля	- 17 -
3.1.3 Струнный подвес	- 19 -
3.2 Макет	- 19 -
3.2.1 Бортовой вычислитель	- 19 -
3.2.2 Датчики системы определения ориентации	- 21 -
3.2.2.1 Магнитометр Honeywell HMR2300	- 21 -
3.2.2.2 Солнечный датчик	- 22 -
3.2.3 Исполнительные элементы системы стабилизации	- 22 -
3.2.3.1 Электромагнитные катушки	- 22 -
3.2.4 Система энергопитания	- 23 -
3.2.5 Система беспроводной связи	- 24 -
3.2.6 Компоновка макета	- 24 -
3.2.7 Принцип работы	- 25 -
4. Программное обеспечение MicrosatelliteModeler	- 26 -
5. Принцип работы стенда	- 27 -
6. Заключение	- 30 -
7. Литература	- 30 -