

УДК 629.78 : 681.51 : 658.512.011.56

## ИМИТАЦИЯ И АНИМАЦИЯ В СРЕДЕ SIRIUS-S ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПОДДЕРЖКИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2024 С.Е. Сомов<sup>1,2</sup>, Т.Е. Сомова<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук, г. Самара, Россия

<sup>2</sup> Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 14.02.2024

Кратко представляются алгоритмы имитации и анимации, реализованные авторами в компьютерной среде SIRIUS-S для проектирования и полётной поддержки систем управления движением космических аппаратов, а также результаты, демонстрирующие их эффективность.

**Ключевые слова:** компьютерная среда SIRIUS-S, космический аппарат, система управления движением, математическое моделирование, имитация и анимация, проектирование и полетная поддержка.

DOI: 10.37313/1990-5378-2024-26-1-116-128

EDN: LEJIZM

### ВВЕДЕНИЕ

Разнообразные аспекты моделирования, включая перспективные информационные технологии для исследования систем управления, представлены в известных монографиях и научных статьях. В статье используются общепринятые понятия: «математическое моделирование» (*mathematical modeling*) – составление математических моделей и «компьютерная имитация» (*computer simulation*), которая реализуется вычислительными комплексами. Термин «проектирование» понимается в классическом смысле для специалиста по разработке систем управления движением (СУД) и подразумевает структурно-параметрический синтез с последующим динамическим анализом. Цель проектирования определяется совокупностью требований к динамическим показателям СУД – точность, быстродействие, запасы устойчивости и др. По существу, речь идет о формировании динамического облика СУД в процессе НИР с математическими моделями на основе аналитических и численных методов [1]. Традиционно процесс проектирования СУД представляет логически организованную последовательность многовариантных расчетов (вычислительных процедур), на каждом шаге которой в соответствии со стратегией исследования варьируются приме-

няемые методы, структура и параметры законов управления, выполняются оценки результатов и принимается решение о дальнейшем направлении исследований.

Уникальность динамического облика СУД космических объектов проявляется в комплексном сочетании таких факторов, как гибридный нелинейный характер математической модели, высокая размерность вектора состояния, жесткость уравнений динамики, реализация алгоритмов навигации, наведения и управления с использованием БЦВМ, множество уровней детализации моделей, построенных на различных принципах декомпозиции и редукции.

За последние четыре десятилетия много исследовательских усилий в различных странах было направлено на разработку программных средств для автоматизированного исследования и проектирования СУД с применением компьютерной имитации. В СССР и далее в России такое программное обеспечение разрабатывалось ведущими техническими университетами, отраслевыми НИИ и академическими институтами, подробности представлены в обзорной статье [1].

В середине 2000-х появилась современная версия программной системы MatLab с транслятором на язык C++ и в СамГТУ была создана программная среда SIRIUS-S [2], которая предназначена для автоматизированного проектирования систем наведения, навигации и управления движением информационных спутников и космических роботов. Эта среда регулярно поддерживается и пополняется авторами, практически используется на ряде предприятий Роскосмоса как при проектировании СУД космических аппаратов (КА), так и при полетной поддержке их работы с применением средств компьютерной имитации и анимации.

Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail s\_somov@mail.ru

Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail te\_somova@mail.ru

Программная среда *SIRIUS-S* применяется также для анализа различных вариантов бортовых служебных систем КА и формирования требований к измерительной и исполнительной подсистемам бортового комплекса управления. Эта система работает в среде Windows 7/10 и содержит диалоговый монитор, подсистемы моделирования, синтеза и анализа, а также технологические подсистемы анимации пространственного движения КА и документирования.

Управление *SIRIUS-S* осуществляется системой иерархического меню. В результате инженер-конструктор получает эскизный облик СУД проектируемого КА в отношении периодичности, производительности и оперативности информационного обслуживания, точности наведения и стабилизации целевого оборудования (телескопов, антенн и др.) с учётом возмущений, ограничений и других факторов.

В системе *SIRIUS-S* реализованы компьютерные модели Земли, внешней среды (Луны, Солнца, звёзд), вариантов конструкции КА, его поступательного и вращательного движений при решении целевых задач. Эти модели позволяют вычислять изменения координат пространственного движения КА и формировать *xm*-файлы для подсистемы визуализации.

Документируемые результаты представляются маршрутами съёмки на поверхности Земли, анимационных изображений перемещений КА, таблиц и графиков этих перемещений, изменения координат и параметров электрореактивных и электромеханических исполнительных органов в зависимости от времени, а также значениями критериев эффективности работы СУД.

Подсистема моделирования содержит следующие компоненты:

- модель Земли и электронные карты с базами данных объектов земной поверхности;
- модель конструкции КА – геометрические и инерционные характеристики, параметры телескопов, антенн, приводов, измерительных подсистем и др.;
- баллистические модели движения центра масс КА и модели углового движения КА – схемы съёмки поверхности Земли, методы расчета маршрутных движений и поворотных манёвров с граничными условиями общего вида, схемы

наблюдения объектов и связи с ними;

- модели среды – методы расчёта освещения наблюдаемых объектов, облачности и др.;
- модели оптико-электронного преобразования на основе методов расчета скорости движения изображения (СДИ) на ПЗС-матрицах, разрешающей способности и др.;
- модели целевых условий – базы данных наблюдаемых объектов с приоритетами.

Подсистема синтеза и анализа предназначена для выполнения таких функций:

- отображение наблюдаемых объектов, орбиты и трассы полета КА, зон обзора;
- отображение орбитального и углового движений КА при выполнении целевых задач, проверка их реализуемости при ограниченных ресурсах приводов;
- синтез алгоритмов навигации, законов наведения КА и управления его движением;
- анализ переходных процессов в СУД КА выполнении законов наведения;
- расчёт освещённости местности, видимости пунктов приема информации и др.;
- расчёт СДИ в заданных точках ПЗС-матрицы в фокальной плоскости телескопа;
- анализ вариантов построения СУД спутников и комических роботов;
- анализ работы КА в отношении периодичности, производительности и оперативности.

Подсистема анимации движения КА является технологическим программным средством, она разработана в среде *Delphi 7* с использованием графической библиотеки *OpenGL*. Пространственная модель конструкции КА реализована в известной среде *Blender*, отображение ее элементов реализовано также средствами *OpenGL* с учетом солнечного освещения. Здесь осуществляется стандартная процедура «наклеивания» текстуры карты Земли на сферическую поверхность, маркировка объектов наблюдения и связи с расчетом их географических координат, а также собственно анимация пространственного движения спутника. В этой подсистеме можно изменять масштаб и перспективу представления изображения КА при сканирующей съёмке вращающейся Земли.

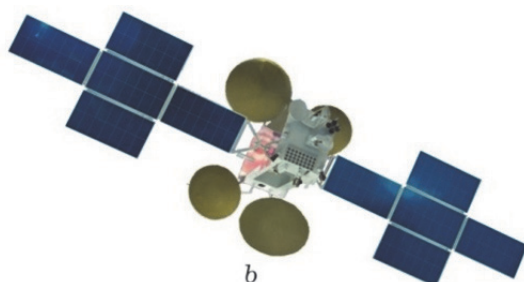
Более 20 лет авторы выполняли программную реализацию и верификацию алгоритмов



Рис 1. КА связи *Sesat*



Рис 2. Спутники связи *Луч-5А* (а) и *Экспресс-АМ5* (b)



имитации и анимации в компьютерной среде *SIRIUS-S*, применяли её для проектирования СУД российских информационных спутников и космических роботов, а также развивали эту программную систему для полётной поддержки их СУД. В статье кратко описываются особенности этих алгоритмов и представляются некоторые результаты, демонстрирующие их эффективность [3-60]. Список основных публикаций авторов по рассматриваемой тематике за указанный период сформирован в хронологическом порядке – блоками по годам опубликования.

### СПУТНИКИ СВЯЗИ

Спутник связи *SESAT* (*Siberia Europe SATellite*), рис. 1, с крупногабаритными упругими панелями солнечных батарей (СБ) разработан и создан АО «Информационные спутниковые системы им. академика М.Ф. Решетнева» (ИСС) по контракту с Европейской организацией *Eutelsat*, выведен на геостационарную орбиту в апреле 2000 г. При полете этого спутника, а также созданных ИСС геосинхронных спутников связи Экспресс-АМ и спутников-ретрансляторов серии Луч (рис. 2) экспериментально установлена нелинейная квазимонотонная амплитудная зависимость декремента колебаний панелей СБ. Для получения *приближенных* моделей движения упругих КА применялся метод конечных элементов (МКЭ), представляющий локализованный метод предполагаемых форм колебаний. Этот метод порождает модели высокой размерности, достигающей нескольких тысяч степеней свободы для сложных разветвленных конструкций КА.

Применяемый подход основан на представлении упругих колебаний конструкции КА *конечным числом* тонов. Расчет форм этих колебаний выполняется на основе МКЭ с *конденсацией* по тонам колебаний. Далее вычисляются матрицы коэффициентов взаимовлияния движений всех под-конструкций КА как абсолютно твердых тел, включая корпус КА, так и деформируемых тел. Например, расчетная схема одного крыла панелей СБ спутника *Sesat* была представлена *конечно-элементной моделью*, состоящей из 129

узловых точек, из которых 33 являются сосредоточенными массами, и 205 балок с различными 5 геометрическими и 2 физическими свойствами.

В авторских статьях [3-12], [19], [27] и [30] представлены результаты исследования качества управления движением упругих слабо демпфированных спутников связи при неполном дискретном измерении состояния, мульти-темповой кратной фильтрации, цифровом управлении электромеханическими приводами и широтно-импульсном управлении электрореактивной двигательной установкой (ЭДУ) с физическим запаздыванием.

В [49] исследован КА с несимметричной упругой конструкцией на геостационарной орбите (ГСО), в частности геостационарный информационный спутник с крупногабаритными упругими навесными конструктивными элементами – антеннами, рефлекторами и панелями СБ, рис 3. В длительном процессе движения такого КА нормаль к плоскости панелей СБ направлена на Солнце, изменяются тензор инерции и масса КА за счет расхода топлива для удержания его на ГСО. В СУД спутника применяются кластер электромеханических исполнительных органов (ЭМИО) в виде двигателей-маховиков (ДМ), рис. 4, либо гиродинов (ГД), рис. 5, а также ЭДУ, которая используется также для разгрузки кластера ЭМИО от накопленного кинетического момента (КМ).

Несимметричность конструкции КА приводит к существенному темпу накопления импульса возмущающего момента из-за влияния сил солнечного давления (ССД), что создает проблемы разгрузки кластера ЭМИО от накопленного КМ и удержания КА на ГСО.

В предложенном подходе для частичной компенсации влияния ССД предусмотрен разворот корпуса спутника на угол 180 град с периодичностью около 1 недели, см. рис. 6. Такой разворот необходимо выполнять в течение получаса с обеспечением слабого возбуждения упругих колебаний конструкции спутника и гладкого сопряжения краевых условий поворотного маневра по кватерниону ориентации, векторам угловой скорости и углового ускорения. С использованием программной системы *SIRIUS-S* было установлено, что даже при логарифмическом

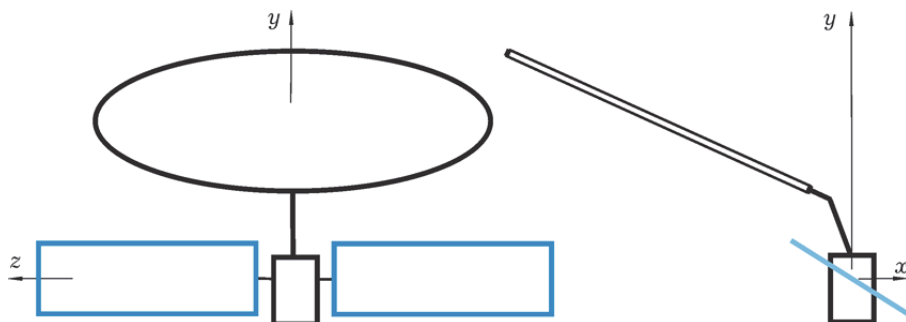


Рис. 3. Схема геостационарного спутника с несимметричной конструкцией

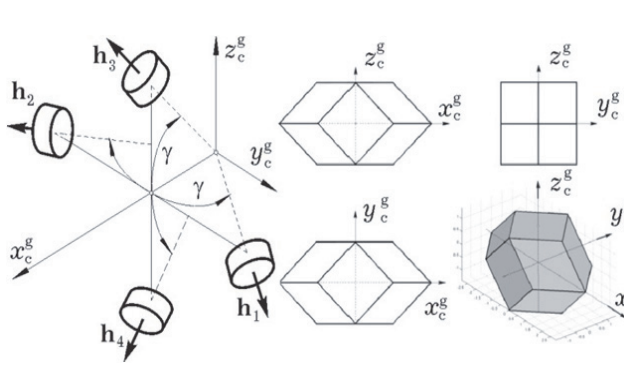


Рис. 4. Схема GE кластера четырёх ДМ

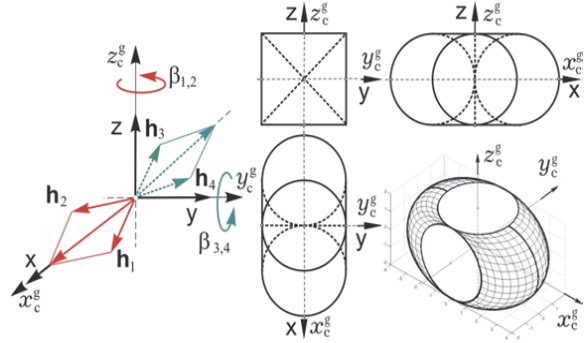


Рис. 5. Схема 2-SPE кластера четырёх ГД

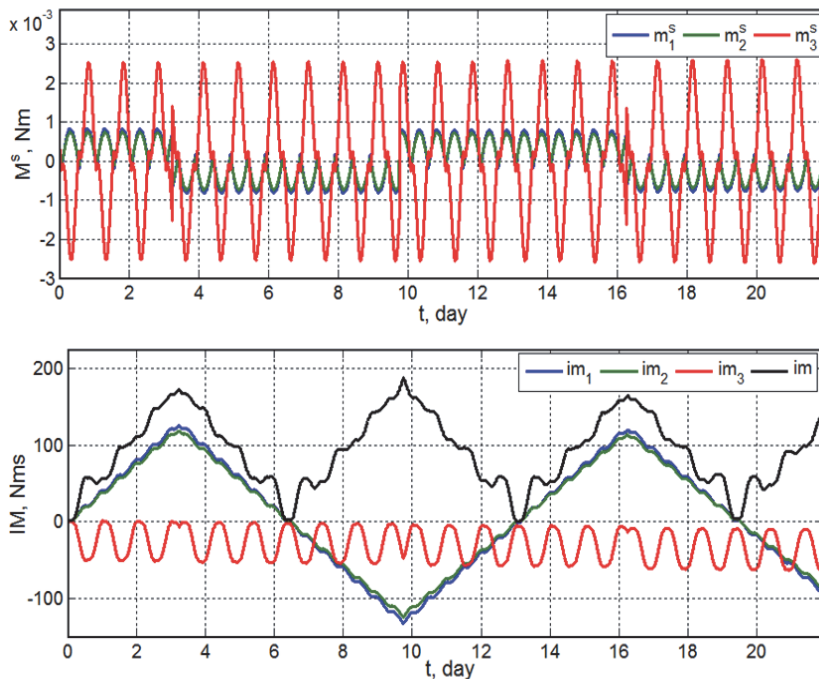


Рис. 6. Момент и импульс момента ССД, три недели после зимнего солнцестояния

рифмическом декременте  $\delta \cong 0.005$  упругих колебаний панелей СБ и крупногабаритных антенн синтезированные авторами алгоритмы фильтрации и управления обеспечивают приемлемое качество динамических процессов как в начальных, так и в штатных режимах функционирования таких КА.

### СПУТНИКИ НАВИГАЦИИ

Российская спутниковая навигационная система Глонасс состоит из 24 навигационных спутников, равномерно распределенных на орбитах с высотой 19100 км в трех орбитальных плоскостях с наклоном 64,8 град. На рисунке 7 представлен КА Глонасс-М с отмеченными углами ориентации его корпуса – рыскания  $\psi$ , крена  $\phi$  и тангажа  $\theta$  относительно орбитальной системы координат (ОСК), а также углом  $\gamma$  положения панелей СБ относительно корпуса спутника по оси тангажа.

При полёте навигационного спутника Глонасс применяется солнечно-земная система ко-

ординат, основанная на измерениях положений ортов направлений на Солнце  $\mathbf{S} = \{s_x, s_x, s_x\}$  и Землю  $\mathbf{E}$ . Угол  $\Phi$  между этими ортами традиционно называют углом СОЗ (Солнце – Объект – Земля). Особые (сингулярные) орбитальные позиции КА Глонасс возникают когда угол  $\Phi$  принимает значения близкие к 0 град либо к 180 град и теряется возможность аналитического построения трёхмерного ортогонального базиса по классическому алгоритму TRIAD, а также когда этот КА находится в тени Земли и отсутствует возможность измерения орта направления на Солнце. Угловое положение Солнца в ОСК зависит от времени года, см. рис. 8, где выделяются даты 5 апреля и 3 октября, когда направление на Солнце перемещается между Восточной и Западной полусферами.

При прохождении сингулярных орбитальных позиций спутников Глонасс применяется упреждающий поворотный маневр вокруг оси рыскания с одновременным разворотом панелей СБ на угол  $\gamma \in [\mp\pi/2]$  и обеспечением постоянного среднего значения компонента  $S_y$

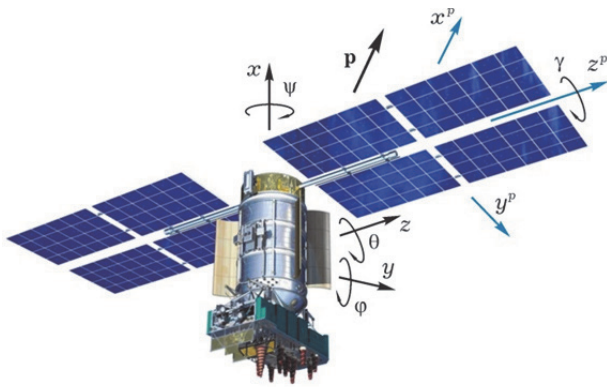


Рис. 7. Навигационный спутник Глонасс-М

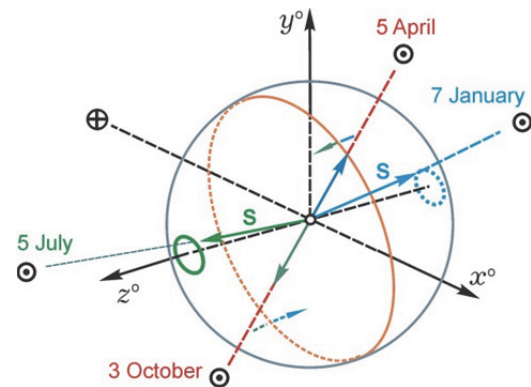


Рис. 8. Положение Солнца в течении года

орта  $S$  направления на Солнце для компенсации влияния сил солнечного давления на движение спутника с переходами орта  $S$  между Восточной и Западной полусферами.

Результаты компьютерной имитации работы СУД навигационного спутника Глонасс-М в среде *SIRIUS-S* показаны на рис. 9-11, подробно представлены в журнальной статье [36].

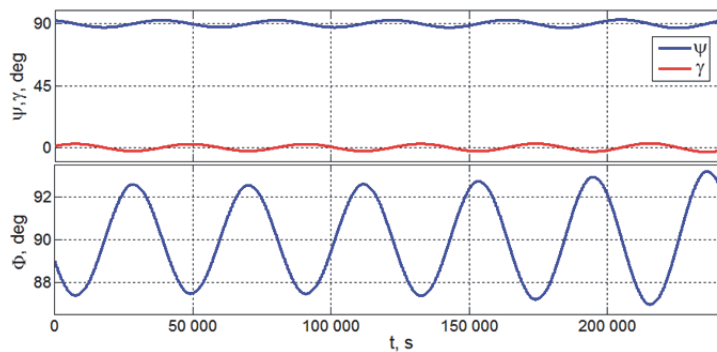


Рис. 9. Изменения углов  $\psi$ ,  $\gamma$  и  $\Phi$  вблизи 5 июля

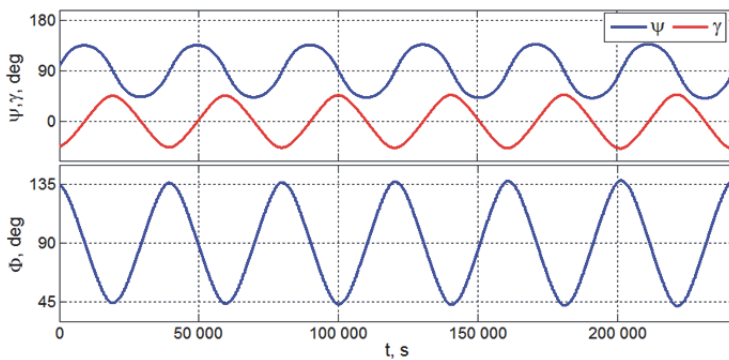


Рис. 10. Изменения углов  $\psi$ ,  $\gamma$  и  $\Phi$  вблизи 21 августа

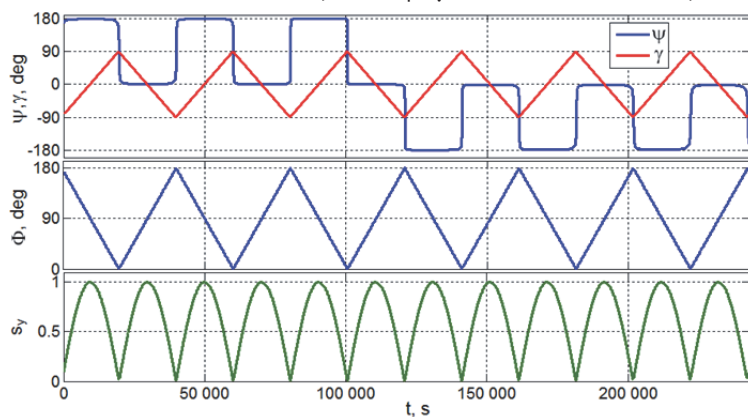


Рис. 11. Изменения углов  $\psi$ ,  $\gamma$ ,  $\Phi$  и также  $s_y$  вблизи 3 октября

### СПУТНИКИ ЗЕМЛЕОБОЗОРА

Для мини-спутников оптико-электронного и радиолокационного наблюдения Земли актуальны проблемы наведения, навигации и управления пространственным движением. Такие КА имеют массу до 500 кг и крупногабаритные панели СБ для энергоснабжения бортовой аппаратуры, в том числе СУД, рис. 12. Применение таких спутников на низких орбитах имеет ряд достоинств в конструкции КА и задачах его миссии при снижении стоимости разработки, производства и запуска на орбиту, а также в получении электронных изображений с высоким разрешением на местности.

К СУД спутника землеобзора предъявляются такие основные требования: (i) наведение линии визирования наблюдательного инструмента (например, телескопа) на заданную область земной поверхности при сканирующем маршруте (СМ) заданного направления; (ii) стабилизация скорости движения изображения (СДИ) на матрицах оптико-электронных преобразователей (ОЭП) в фокальной плоскости, когда ОЭП работают в режиме временной задержки и накопления (ВЗН).

Законы углового наведения спутника представляются последовательностью СМ и поворотных маневров (ПМ). Срок службы до 15 лет, быстрые ПМ спутника, а также приемлемые массогабаритные и энергетические характеристики послужили стимулом для создания СУД с применением силовых гироскопических кластеров (СГК) на основе гиродинов ГД – двухступенных силовых гироскопов. Исполнительными органами СУД являются также магнитный привод (МП) и ЭДУ.

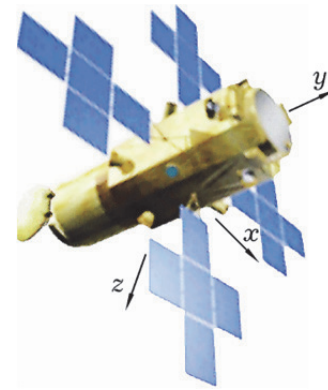


Рис. 12. Мини-спутник землеобзора

Конструктивный облик КА представляется системой тел, которая содержит корпус спутника, телескоп с подвижной крышкой объектива, четыре панели СБ, каждая панель размещена в кардановом подвесе, и шесть антенн для приема сигналов навигационных систем GPS/ГЛОНАСС, см. рис. 12 как пример визуализации конструкции мини-спутника землеобзора с открытой крышкой телескопа. Определение углового положения КА осуществляется инерциальной навигационной системой с солнечно-магнитной и астрономической коррекцией. Схема расчета планируемых маршрутов сканирующей съёмки и полученные результаты представлены на рис. 13, 14 и таб. 1.

В подсистеме анимации компьютерной среды SIRIUS-S при пространственном движении мини-спутника землеобзора отображаются текущая точка трассы, точка пересечения центральной линии визирования (ЦЛВ) с поверхностью Земли и проекция центральной линии матрицы ОЭП на эту поверхность, если в этот момент выполняется сканирующая съёмка.

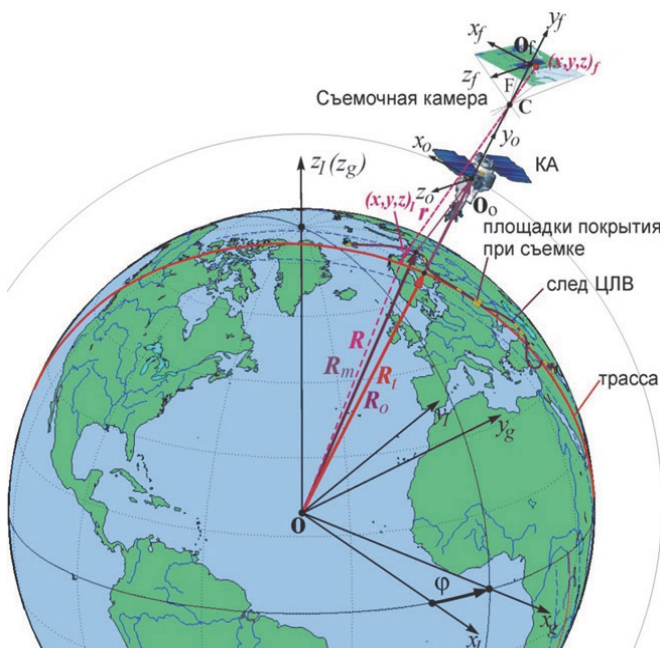


Рис. 13. Схема расчета маршрутов сканирующей съёмки

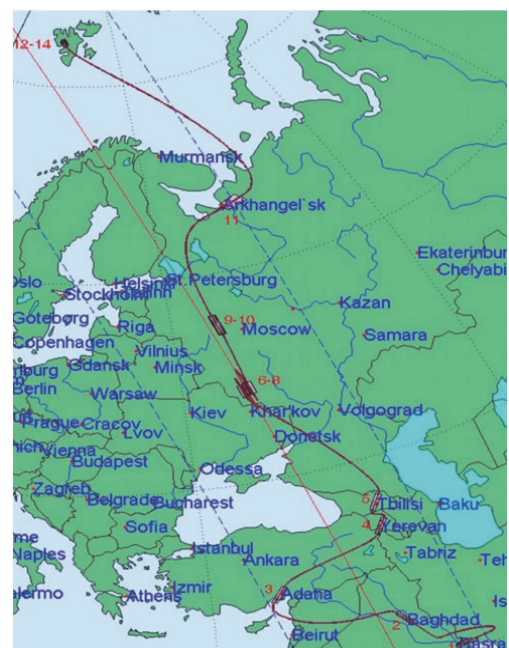


Рис. 14. Построенные маршруты съёмки

Таблица 1

$j$	Город	Метод съёмки	$t_j, c$	$\tau_j, c$
1	Басра	Geo	475	10
2	Багдад	Geo	575	14
3	Адана	Geo	620	11
4	Ереван	Geo	660	15
5	Тбилиси	Geo	690	14
6	Харьков	Trace	735	14.5
7	Донецк	Trace	845	14.5
8	Харьков	Trace	955	14.5
9	Вязьма	Stereo	990	23.4
10	Вязьма	Stereo	1053	23.5
11	Плесецк	Smooth	1120	10

В таблице 1 указаны:

- номер маршрута съёмки ( $j$ );
- метод съёмки:  
по геодезической линии – Geo,  
трассовая съёмка – Trace,  
стереосъёмка – Stereo,  
с выравнением продольной СДИ – Smooth;
- начало маршрута от момента прохождения восходящего узла орбиты ( $t_j$ );
- длительность маршрута ( $\tau_j$ ).

Кратко представим наши результаты по анимации движения мини-спутника землеобзора при выполнении задания на съёмку согласно таб. 1 с такими данными: круговая солнечно-синхронная орбита с высотой полёта КА 600 км, наклонением 98 град и аргументом перигея 120 град.

При этом маршрутами  $j = 1, 2, \dots, 5$  реализуется объектовая съёмка, маршруты  $j = 6, 7, 8$  обеспечивают площадную съёмку, маршрутами  $j = 9, 10$  выполняется стереосъёмка, а при криволинейном маршруте  $j = 11$  обеспечивается съёмка с выравнением продольной СДИ, см. рис. 14. Два кадра анимации пространственного движения мини-спутника землеобзора представлены на рис. 15.

Погрешности наведения радиолокационной антенны на наземные объекты связаны с

определением и регулированием положения и формы рефлектора, а также с точностью ориентации и стабилизации движения корпуса КА землеобзора. Здесь бортовая информационно-измерительная система определяет текущие геометрические характеристики рефлектора с целью последующей полетной юстировки радиолокационной антенны. Требования к геометрии антенны выражаются совпадением положения фокуса радио-отражающей поверхности параболоида вращения с фазовым центром облучателя и совпадением положения оптической оси этого параболоида со своим теоретическим положением с заданной точностью. Для получения достоверных сведений об отклонениях профиля рефлектора и его положения относительно облучателя основные бортовые измерительные



Рис. 15. Кадры анимации движения мини-спутника землеобзора в двух ракурсах

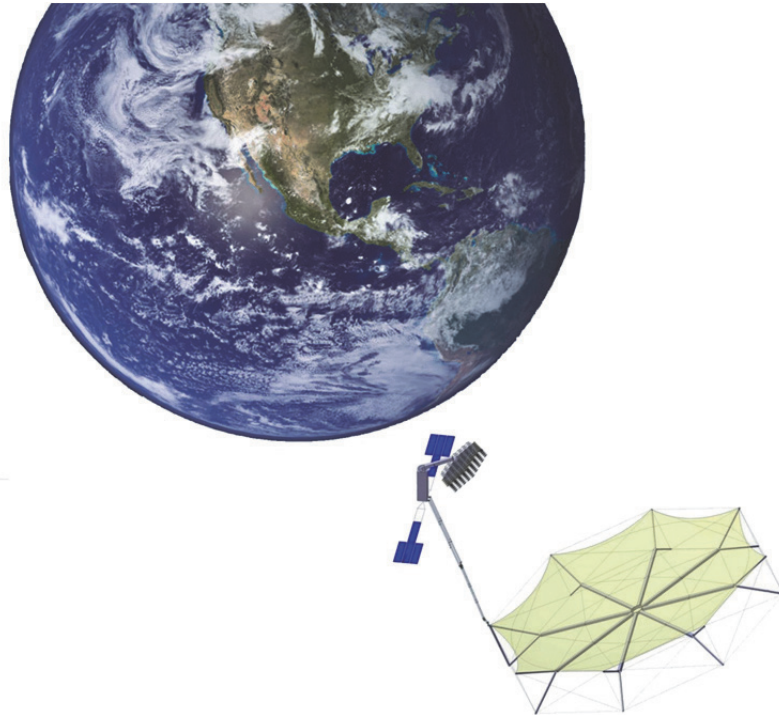


Рис. 16. Схема юстировки радиолокационной антенны по наземным реперам

приборы рационально жестко устанавливать на несущей конструкции облучателя.

На рисунке 16 представлена схема юстировки радиолокационной антенны по наземным реперам. Здесь предполагается, что в составе бортовых измерительных приборов, закрепленных на несущей конструкции облучателя, имеется небольшой оптический телескоп, ось визирования которого совпадает с требуемым направлением главной оси диаграммы направленности антенны. В этом случае появляется возможность одновременной радиоэлектронной и оптико-электронной съемки одних и тех же реперов наземных полигонов. Собственно юстировка радиолокационной антенны выполняется с использованием наложения полученных изображений наземных реперов [41].

Кратко опишем результаты авторов по согласованному наведению и управлению движением мини-спутников в низкоорбитальных группировках при сканирующей площадной оптико-электронной съемке [59]. На рисунке 17 представлена карта с тремя локальными площадками съёмки Босфора с окрестностями Стамбула и акватории Мраморного моря, каждая при трёх СМ (красные осевые линии). Эти площадки получают тремя мини-спутниками – левым (КА#1, розовые сканы), центральным (КА#2, желтые сканы) и правым (КА #3, синие сканы) с расположением их трасс в порядке возрастания долготы восходящего узла соответствующей солнечно-синхронной орбиты.

На рисунке 18 показан закон углового наведения КА #3 в виде набора гладко сопряженных

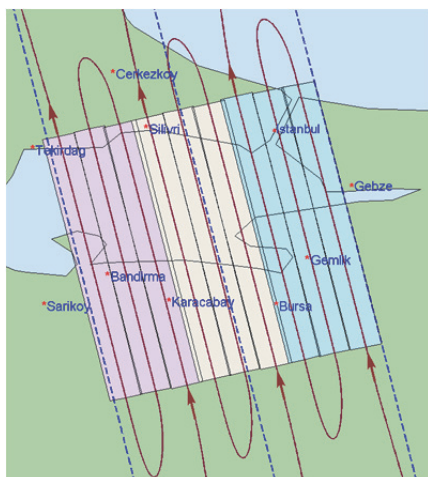


Рис. 17. Съёмка окрестностей Босфора

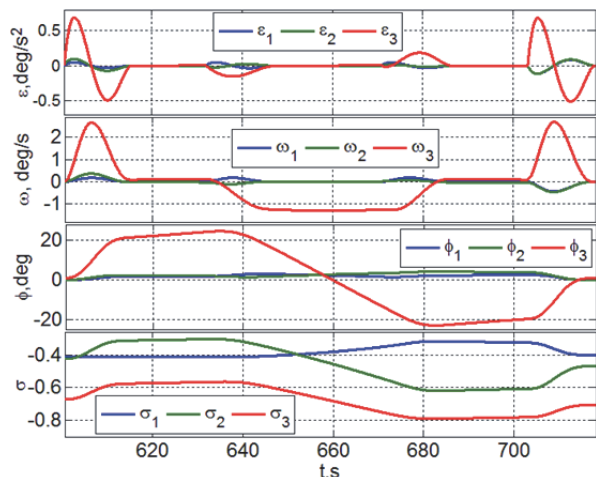


Рис. 18. Закон углового наведения КА #3



векторных сплайнов для векторов ускорения  $\boldsymbol{\varepsilon} = \{\varepsilon_i\}$ , скорости  $\boldsymbol{\omega} = \{\omega_i\}$ , углового положения в ОСК  $\boldsymbol{\phi} = \{\phi_i\}$  и модифицированных параметров Родрига (МПР)  $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\}$ .

С целью повышения надежности и живучести СУД информационных спутников при отказах бортовой аппаратуры в центре управления полётами (ЦУП) таких спутников обеспечивается их полётная поддержка. При этом используется телеметрическая информация, поступающая с борта КА, где в упакованном виде содержатся данные о значениях основных переменных состояния бортовых систем с некоторым временным периодом – информация оперативного контроля (ИОК). В составе ИОК присутствуют измеренные данные о фактическом положении центра масс и ориентации КА с привязкой к полётному времени.

При возникновении отказов, для которых не предусмотрена штатная автоматическая реконфигурация, возникает отклонение фактического движения КА от программного. При этом встает задача интерпретации аномальной ориентации корпуса КА (панелей СБ, антенн и др. бортового оборудования) относительно направлений на Землю, Солнце и др. объекты информационного обслуживания. Представление ориентации кватернионами в составе ИОК создает проблему пространственного восприятия операторами ЦУП фактической ориентации КА. Наличие в ЦУП компьютерной системы анимации движения спутника по данным ИОК позволяет исключить указанную проблему и оперативно выполнять полётное сопровождение спутника.

## КОСМИЧЕСКИЕ РОБОТЫ

Информационные спутники на ГСО имеют требуемую длительность службы до 25 лет при наличии технического обслуживания с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ), в частности дозаправки топливом их ЭДУ. Ограничения на допустимые затраты топлива при запуске космического робота на ГСО приводят к проблеме его «до-выведения» от переходной орбиты до геостационарной с помощью ЭДУ малой тяги. На рисунке 19 представлена разработанная схема переключения ЭДУ малой тяги и траектория до-выведения КРМ на ГСО, а на рис. 20 и 21 – изменения разности радиусов орбит и вариации наклона орбиты КРМ в процессе до-выведения.

Рисунки 22 и 23 представляют соответственно схему перелётов КРМ при визуальной инспекции технического состояния геостационарного спутника и схему управления манипулятором КРМ при смене топливных баков такого спутника, где размеры указаны в метрах [52-58].

Схема управления КРМ при его перелётах между мини-спутниками в низкоорбитальной группировке приведена на рис. 24, а изменения векторов МПР и угловой скорости при разворотах КРМ на первом витке – на рис. 25 [60].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко описаны средства имитации и анимации, реализованные авторами в компьютерной среде *SIRIUS-S* для проектирования и

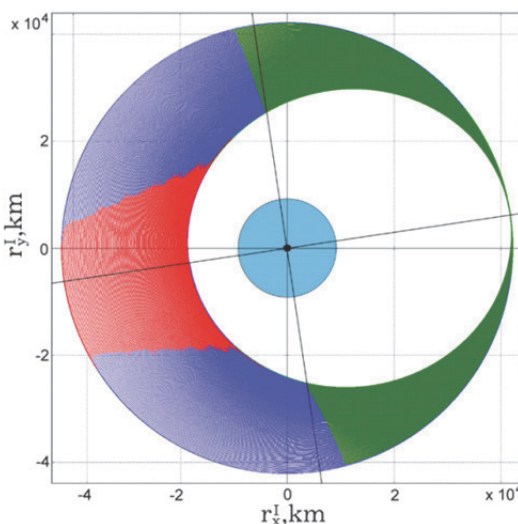
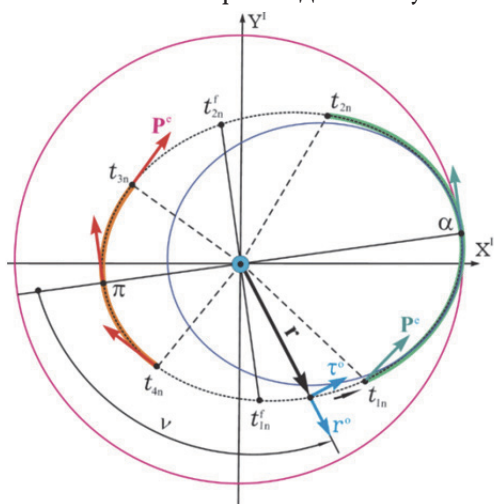


Рис. 19. Схема переключения плазменной ЭДУ и траектория до-выведения КРМ на ГСО

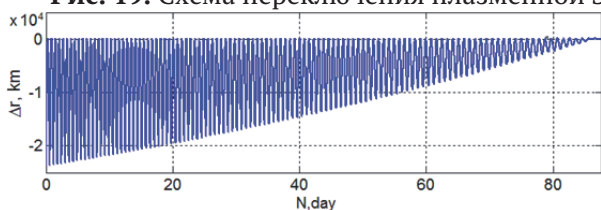


Рис. 20. Разность радиусов орбит КРМ и ГСО

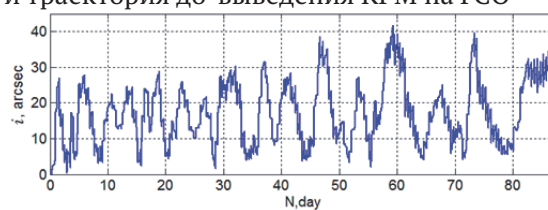


Рис. 21. Вариации наклона орбиты КРМ

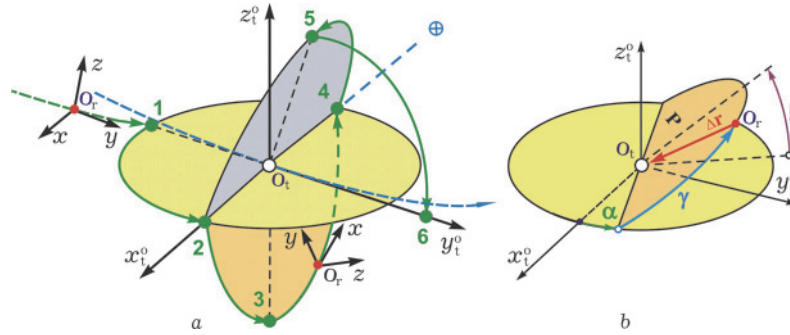


Рис. 22. Перелёты КРМ (а) и отсчёт его координат (b) при инспекции спутника на ГСО

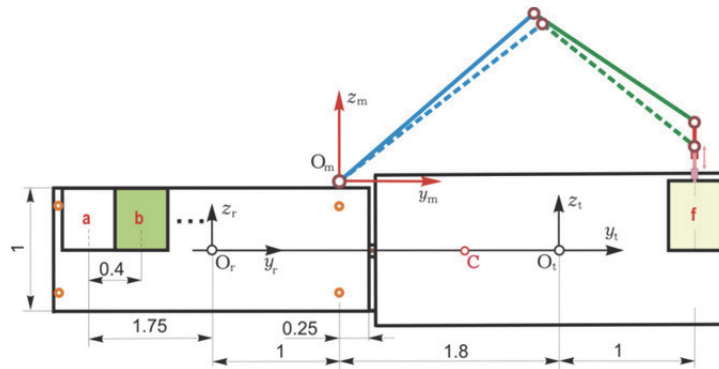


Рис. 23. Схема управления манипулятором робота при смене топливных баков

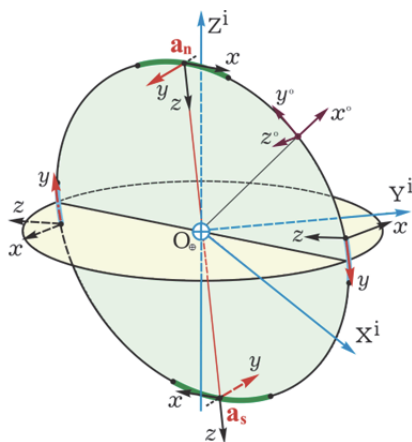


Рис. 24. Схема управления КРМ при перелёте в низкоорбитальной группировке спутников

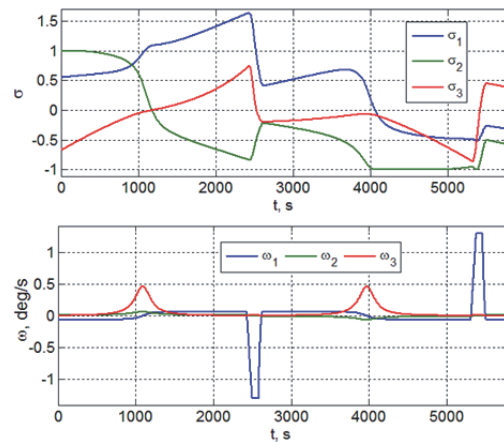


Рис. 25. Векторы МПР и скорости при разворотах КРМ на первом витке

полётной поддержки систем управления движением космических аппаратов широкой номенклатуры – геостационарных спутников связи с крупногабаритными антеннами и панелями солнечных батарей, спутников навигации серии Глонасс, мини-спутников землеобзора в низкоорбитальных группировках, космических роботов для полётного технического обслуживания перспективных космических аппаратов информационного назначения. Приведены некоторые результаты, демонстрирующие возможности системы SIRIUS-S, и перечень статей авторов с подробным изложением полученных ими результатов по указанной тематике.

Авторы благодарны С.А. Бутырину за руководство при многолетней совместной работе в среде SIRIUS-S, обсуждение результатов и рекомендации по их представлению в статье.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Родницев Н.Е., Земляков А.С., Сомов Е.И., Опарин Г.А. и др. Математическое и имитационное моделирование в проектировании и сопровождении вычислительных и управляющих систем аэрокосмической техники // Пленарный доклад на всероссийской научно-практической конференции «Имитационное моделирование. Теория и

- практика» ИММОД-2023. Казань: Академия наук Республики Татарстан. 2023. С. 49-64.
2. *Somov Ye.I., Butyrin S.A., Somov S.Ye., Somova T.Ye.* SIRIUS-S software environment for computer-aided designing of attitude control systems for small information satellites. Proceedings of 20th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2013. P. 325-328.
  3. *Бутырин С.А., Сомов С.Е.* Моделирование движения деформируемой конструкции спутника Sesat // Сб. трудов II всероссийской научной конференции «Проектирование научных и инженерных приложений в среде Matlab». Том 2. М.: ИПУ РАН. 2004. С. 101-121
  4. *Сомов С.Е.* Нелинейная динамика упругого спутника при начальном успокоении // Известия Самарского научного центра РАН. 2005. Т. 7, № 1. С. 107-117.
  5. *Somov S.* Damping dynamics of a flexible satellite at pulse-width modulation of an engine control. Russian Aeronautics. 2005. Vol. 48, no. 4. P. 34-44.
  6. *Сомов С.Е.* Анализ колебаний конструкции спутника при наведении на Солнце и Землю с широтно-импульсной модуляцией управления двигателями // Известия Самарского научного центра РАН. 2007. Т. 9, №3. С. 847-858.
  7. *Somov S.Ye.* Modeling of a flexible satellite motion. Actual problems of aviation and aerospace systems. 2007, №2 (24). P. 50-62.
  8. *Сомов С.Е.* Устойчивость и колебания упругого спутника при широтно-импульсном управлении реактивными двигателями // Вестник СамГТУ, сер. «Технические науки». 2008. № 2(22). С. 52-59.
  9. *Somov Ye.I., Butyrin S.A., Somov S.Ye.* Spacecraft guidance and robust attitude control with precise pointing the flexible antennas. Proc. 18th IEEE International Conference on Control Applications. Part of 3rd IEEE Multi-conference on Systems and Control. Saint Petersburg. 2009. P. 1057-1062.
  10. *Сомов С.Е.* Стабилизация движения упругого спутника при формировании широтно-импульсного управления с запаздыванием // Известия Самарского научного центра РАН. 2010. Т. 12, № 4. С. 227-232.
  11. *Сомов С.Е.* Анализ нутационных колебаний упругого спутника при разгоне роторов гиродинов // Труды 7-ой всероссийской научной конференции «Математическое моделирование и краевые задачи». Том 2. Самара: СамГТУ. 2010. С. 248-251.
  12. *Somov S., Butyrin S.* Guidance and robust pulse-width control of an information satellite at initial, service and emergency modes. IFAC Proceedings Volumes. 2011. Vol. 44, no. 1. P. 2072-2077.
  13. *Бутырин С.А., Сомова Т.Е., Соловьев А.С.* Компьютерные технологии моделирования и анимации пространственного движения спутника землеобзора // Труды 15 всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СГАУ. 2012. С. 77-80.
  14. *Somov S., Butyrin S., Somova T.* Computer technologies for optimization, simulation and animation of observation satellite spatial motion. IFAC Proceedings Volumes. 2012. Vol. 45, no. 11. P. 154-159.
  15. *Сомов С.Е., Бутырин С.А., Сомова Т.Е.* Компьютерные технологии имитации и анимации движения спутника землеобзора // Аналитическая механика, устойчивость и управление. Труды X международной Четаевской конференции. Том 4. Казань: КНИТУ-КАИ. 2012. С. 278-281.
  16. *Сомова Т.Е.* Моделирование и анимация пространственного движения маневрирующего спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. Т. 14, № 6. С. 125-128.
  17. *Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е., Сомов С.Е.* Оптимизация режимов сканирующей оптико-электронной съемки и 3D-анимация движения маневрирующего спутника землеобзора // Техническое зрение. 2013. № 1. С. 15-22.
  18. *Somov S., Butyrin S., Somova T.* Simulation technologies for long-term target planning and in-flight management of the spacecraft control systems. IFAC Proceedings Volumes. 2013. Vol. 46, no. 9. P. 1250-1255.
  19. *Somov S.* Pulse-width attitude control of large-scale information satellite at service modes. IFAC Proceedings Volumes. 2013. Vol. 46, no. 19. P. 7-12.
  20. *Сомова Т.Е.* Применение имитации и анимации для полетной поддержки систем управления информационных спутников // Проблемы управления. 2014. № 5. С. 70-78.
  21. *Сомов С.Е., Бутырин С.А., Сомова Т.Е.* Оптимизация законов наведения, имитация и анимация движения спутника землеобзора // Труды XII всероссийского совещания по проблемам управления М.: ИПУ РАН. 2014. С. 3489-3500.
  22. *Сомов С.Е.* Экономичное широтно-импульсное управление магнитным приводом при разгрузке силового гироскопического комплекса системы ориентации мини-спутника землеобзора // Материалы XI всероссийской школы-конференции молодых ученых «Управление большими системами». М.: ИПУ РАН. 2014. С. 1167-1182.
  23. *Сомов С.Е.* Экономичное широтно-импульсное управление при разгрузке силового гироскопического комплекса системы ориентации мини-спутника // Проблемы управления. 2014. № 4. С. 60-68.
  24. *Сомова Т.Е.* Применение 3D-анимации при обучении полетной поддержке систем управления движением информационных спутников // Труды 12 всероссийского совещания по проблемам управления. М.: ИПУ РАН. 2014. С. 9502-9514.
  25. *Сомова Т.Е.* Компьютерные технологии имитации и анимации для полетной поддержки системы управления движением мини-спутника землеобзора // Материалы XI всероссийской школы-конференции молодых ученых «Управление большими системами». М.: ИПУ РАН. 2014. С. 857-873.
  26. *Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е.* Моделирование, имитация и анимация пространственного движения мини-спутника землеобзора с гиросиловой системой управления // Материалы 7 всероссийской конференции «Информационные технологии в управлении». Санкт Петербург. 2014. С. 181-191.
  27. *Сомов С.Е.* Широтно-импульсное управление электрореактивными двигателями при коррекции орбитально-го движения спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2015. Т. 17, № 6(3). С. 717-720.
  28. *Сомова Т.Е.* Векторное полиномиальное представление законов наведения и анимация дви-

- жения спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2015. Том 17, № 6(3). С. 726-733.
29. Сомова Т.Е. Алгоритмы имитации и анимации для полетной идентификации и поддержки системы управления движением мини-спутника // Труды 10 международной конференции «Идентификация систем и задачи управления». М.: ИПУ РАН. 2015. С. 1078-1089.
  30. Сомов С.Е. Экономичное широтно-импульсное управление электрореактивными двигателями при торможении вращения упругого космического аппарата // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Том 18, № 4(6). С. 1138-1144. \*
  31. Somova T. Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey mini-satellite motion. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2016. Vol. 9, no. 2. P. 35-45.
  32. Сомова Т.Е. Аналитическое представление законов наведения и анимация пространственного движения спутника землеобзора // Сборник трудов 18 Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СГАУ. С. 126 - 131.
  33. Somova T. Vector spline guidance laws and in-flight support of attitude control system for a land-survey satellite. Math. Eng. Sci. Aerosp. 2016. Vol. 7, no. 4. P. 587-597.
  34. Сомова Т.Е. Алгоритмы наведения и цифрового управления ориентацией маневрирующего спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18. № 4(6). С. 1173-1180.
  35. Сомов С.Е. Разгон гиророторов и включение избыточного кластера гироскопов в контур управления ориентацией информационного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Том 19, № 4. С. 130-138.
  36. Somov S., Fateev A., Vassilyev A. Attitude guidance and control of the navigation satellites at a passage of the singular orbital sites. Math. Eng. Sci. Aerosp. 2017. Vol. 8, no. 1. P. 43-52.
  37. Somov S., Butyrin S., Somov Ye. Pulse-width control of satellite during initial stop of its rotation and a station-keeping on sun-synchronous orbit. Math. Eng. Sci. Aerosp. 2017. Vol. 8, no. 1. P. 65-73.
  38. Сомова Т.Е. Векторные сплайновые законы наведения маневрирующего спутника землеобзора // Сборник трудов 19 всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Том 1. Самара: СамНЦ РАН. 2017. С. 93-98.
  39. Сомова Т.Е. Векторные сплайновые законы наведения и компьютерная технология для полетной поддержки системы управления ориентацией спутника землеобзора // Аналитическая механика, устойчивость и управление. Труды XI международной Четаевской конференции. Том 3. Управление. Часть III. Казань: КНИТУ-КАИ. 2017. С. 78-89.
  40. Сомова Т.Е. Экономичное цифровое управление ориентацией информационного спутника в начальных режимах // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19. № 4. С. 122-129.
  41. Сомов С.Е. Юстировка и калибровка информационно-измерительной системы для определения ориентации спутника землеобзора и его наблюдательного оборудования // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Том 20, № 1. С. 87-95.
  42. Somov Ye., Butyrin S., Somov S. Guidance, navigation and control of a free-flying robot during its rendezvous with a passive space vehicle. Math. Eng. Sci. Aerosp. 2018. Vol. 9, no 3. P. 387-396.
  43. Somov Ye., Butyrin S., Somova T., Somov S. In-flight verification of attitude control system for a land-survey satellite at a final of its manufacturing. IFAC-PapersOnLine. 2018. Vol. 51, no. 30. P. 66-71.
  44. Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Обеспечение живучести системы управления ориентацией спутника землеобзора при отказах роторных приводов // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20, № 6. С. 190-195.
  45. Сомова Т.Е. Цифровое управление магнитным приводом при начальной остановке вращения спутника и инициализации избыточного кластера реактивных маховиков // Труды 20 всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СамНЦ РАН. 2018. Том 1. С. 74-81.
  46. Somova T. Satellite attitude guidance and economical digital control during initial modes. Math. Eng. Sci. Aerosp. 2018. Vol. 9. No 3. P. 365-372.
  47. Сомова Т.Е. Компьютерная имитация и анимация управляемого движения информационного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Том 20. № 1. С. 68-77.
  48. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Нелинейный анализ долговременного движения пассивного спутника на солнечно-синхронной орбите и его механического захвата космическим роботом // Известия Самарского научного центра РАН. 2019. Том 21, № 1. С. 136-144.
  49. Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Стабилизация космического аппарата с несимметричной упругой конструкцией на геостационарной орбите // Известия Самарского научного центра РАН. 2019. Т. 21, № 5. С. 108-115.
  50. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Control of robot-manipulator during its preparation and capture of a passive satellite. Math. Eng. Sci. Aerosp. 2019. Vol. 10, no. 3. P. 421-432.
  51. Somov S., Somov Ye., Butyrin S., Somova T. A spin-up of the rotors and enable a control gyro cluster into the space-craft attitude system. Math. Eng. Sci. Aerosp. 2019. Vol. 10, no. 3. P. 451-462.
  52. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Вывод на орбиту и сближение космического робота с геостационарным спутником // Известия Самарского научного центра РАН. 2020. Т. 22, № 2. С. 124-131.
  53. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Наведение и управление космическим роботом при визуальной инспекции состояния геостационарного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2020. Т. 22, № 2. С. 132-137.
  54. Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Обеспечение живучести системы управления космическим аппаратом при критических отказах реактивных маховиков // Известия Самарского научного центра РАН. 2021. Т. 23, № 2. С. 66-74.
  55. Somov S., Somova T. Ensuring survivability of spacecraft attitude control system at failures in flywheel cluster. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2021. Vol. 14, no. 1. P. 89-98.

56. Сомов С.Е., Сомова Т.Е., Бутырин С.А., Сомов Е.И. Сравнение моментных свойств маховиков и гиродинов при стыковке космического робота с геостационарным спутником // Известия Самарского научного центра РАН. 2022. Т. 24, № 1. С. 105-113.
57. Somov Ye., Butyrin S., Somov S. Attitude and orbit control of a space robot at additional launching and approaching a geostationary satellite. *Current Chinese Science*. 2022. Vol. 2, no. 3. P. 173-182
58. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Робастное управление космическим роботом-манипулятором при обслуживании геостационарного спутника связи // Известия Самарского научного центра РАН. 2022. Т. 24, № 4. С. 161-167.
59. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Согласованное наведение и управление мини-спутниками в низкоорбитальных группировках космического землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2023. Т. 25, № 2. С. 88-96.
60. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Наведение и управление космическим роботом при пере-лётах в низкоорбитальной группировке мини-спутников землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2023. Т. 25, № 6. С. 148-154.

## SIMULATION AND ANIMATION IN THE *SIRIUS-S* ENVIRONMENT FOR DESIGN AND SUPPORT OF SPACECRAFT CONTROL SYSTEMS

© 2024 S.Ye. Somov<sup>1,2</sup>, T.Ye. Somova<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Samara Federal Research Scientific Center, Russian Academy of Sciences, Samara, Russia

<sup>2</sup> Samara State Technical University, Samara, Russia

*Abstract.* The simulation and animation algorithms implemented by the authors in the SIRIUS-S computer environment for the design and flight support of the spacecraft control systems are briefly presented, as well as results demonstrating their effectiveness.

*Key words:* SIRIUS-S computer environment, spacecraft, motion control system, mathematical modeling, simulation and animation, design and a flight support.

DOI: 10.37313/1990-5378-2024-26-1-116-128

EDN: LEJIZM

---

*Sergey Somov, Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences; Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail s\_somov@mail.ru*

*Tatyana Somova, Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail te\_somova@mail.ru*