

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО И УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКОВ

© 2019 г. *Д.С. Иванов, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев*,
С.П. Трофимов, С.А. Шестаков, М.Г. Ширококов*

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
Stevens_L@mail.ru *

DOI: 10.1134/S0234087919120049

Приведено описание возможностей программного комплекса для моделирования динамики околоземных спутников. Он позволяет проводить моделирование свободного и управляемого орбитального и углового движения как одиночных, так и групп аппаратов, с использованием моделей разной степени детализации. Комплекс ориентирован на пользователей без специальной подготовки, поэтому интерфейс построен таким образом, чтобы минимизировать возможности некорректного ввода данных. Комплекс разработан на языке C++ с использованием фреймворка Qt, что обеспечивает его кроссплатформенность.

Ключевые слова: орбитальное движение, угловое движение, моделирование, ориентация, управление.

THE SOFTWARE PACKAGE FOR SATELLITE ANGULAR AND ORBITAL MOTION SIMULATION

*D. Ivanov, M. Ovchinnikov, D. Roldugin, S. Tkachev, S. Trofimov, S. Shestakov,
M. Shirobokov*

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences

Stevens_L@mail.ru

The paper describes the features and capabilities of near-Earth satellite dynamics simulation software. The software package allows the passive and controlled angular and orbital motion simulation of both single satellites and formations. The software also allows using the mathematical models of different precision and complexity while performing computations. User-friendly GUI is designed in a way to prevent or minimize the possibility of inaccurate data entry. The package was created in C++ using Qt Framework, which ensures cross-platform functionality and compatibility.

Keywords: orbital motion, angular motion, modeling, simulation, attitude, control.

Введение

Исследование динамики космических аппаратов включает в себя как аналитические изыскания, позволяющие получить качественную картину движения, так и компьютерное моделирование, дающее намного более точную количественную оценку. Аналитические исследования подразумевают использование упрощенных моделей движения, внешней среды, элементов системы управления космического аппарата. Эти модели зачастую слабо связаны с более полными, используемыми при компьютерном моделировании. Поэтому важно понимать, как влияют на получаемый результат упрощенные модели, используемые при аналитических исследованиях. Рассматриваемый в работе программный комплекс предназначен для моделирования углового и орбитального движения околоземных космических аппаратов. В комплексе реализованы все основные модели внешней среды и бортовой аппаратуры, включая упрощенные модели, что нетипично для подобных программных продуктов. За счет этого появляется возможность не только получения прецизионных результатов с использованием наиболее полных современных моделей, но и верификации упрощенных моделей и в некоторых случаях уменьшения вычислительной сложности.

В настоящее время существует множество программных продуктов, позволяющих проводить численное моделирование динамики спутника. Они различаются многими параметрами: полнотой охвата решаемых задач (в первую очередь моделируется ли одновременно движение центра масс и относительно центра масс или же реализован только один тип движения); степенью детализации моделей и их набором; возможностью моделирования управления и измерений; операционной системой, необходимой для работы программы; наличием и удобством интерфейса; ценой. Рассмотрим некоторые наиболее известные программные продукты.

Компания Microsoft выпустила средство для высокоточного прогноза орбиты Advanced HPOP [1]. Преимущества программы – высокая точность численного интегрирования, наличие моделей гравитационного поля ряда тел Солнечной системы, несколько моделей гравитационного поля Земли. Также учитываются влияние атмосферы и солнечного давления, можно учесть влияние дополнительного притягивающего тела. Нет возможности представления относительного движения и движения относительно центра масс. Для моделирования последнего компания выпустила бесплатное программное обеспечение AttSim [2]. Практически все необходимые возможности моделирования заложены в программном комплексе FreeFlyer [3] компании AI Solutions. Этот комплекс, разрабатываемый крупной компанией, ответственной за программное обеспечение Центра космических полетов

имени Годдарда, позволяет моделировать как движение центра масс, так и относительно центра масс с высокой точностью. При этом используются модели практически всех возможных датчиков и исполнительных элементов. Кроме стандартных алгоритмов управления движением, стоит отдельно выделить средство расчета маневров, которое может использоваться для расчета необходимых для решения задач встречи или перехода маневров, причем как в импульсной, так и в непрерывной постановке. Помимо собственных мощных средств, программный комплекс FreeFlyer позволяет встраивать дополнительные модули, в том числе написанные на Matlab. Компания GAO Associates уже почти 15 лет занимается разработкой программного продукта OrbSim2W [4]. В этой программе проводится моделирование орбитального движения аппаратов на основе двустрочных элементов или специфического набора орбитальных элементов. Кроме аппаратов моделируются наземные станции слежения и сеансы связи. Аналогичную функциональность имеет программа SatTrack [5] фирмы Bester Tracking Systems. Программа WinTrack Pro [6] отличается от нее лишь отсутствием относительного движения. Программный комплекс SC Modeler [7] компании AVM Dynamics предназначен для разработки и анализа группировок спутников. Комплекс позволяет производить расчет зон наблюдения Земли группировкой спутников, сеансы связи. Широкий спектр задач может быть решен при помощи комплекса AAVC: Aero/Astro Vehicle Control [8] компании Princeton Satellite Systems. От всех остальных комплексов он отличается возможностью моделирования полета ракеты-носителя. В области космических аппаратов комплекс позволяет работать не только с околоземными спутниками, но и с аппаратами дальнего космоса. Наибольшей популярностью пользуется программный комплекс STK (Satellite Tool Kit) [9] компании Analytical Graphics. Комплекс имеет мощный графический интерфейс, в нем предусмотрены все возможные внешние возмущения. В части движения центра масс комплекс позволяет находить окно запуска ракеты-носителя; проводить анализ и выбор любой орбиты, включая орбиту межпланетного перелета; оптимизировать траекторию движения аппарата; проводить анализ и синтез задач встречи, в том числе, имеет богатый набор возможностей для работы с формациями спутников, средства моделирования стыковки и захвата аппаратов. Модуль движения относительно центра масс является менее проработанным, однако он позволяет моделировать угловое движение аппаратов, состоящих из нескольких полунезависимых частей, предоставляет возможность выбора системы координат для представления ориентации, включает модели различных возмущений.

Результаты обзора основных программных продуктов для моделирования динамики спутника сведены в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение существующих программных продуктов.

Название	Движение ц. м.	Движение отн. ц. м.	Относит. движение	Упр. эл-ты и датчики	Интерфейс	Расши- рение
Advanced HPOP	да	нет	нет	нет	да	нет
AttSim	нет	да	нет	да	да	да
FreeFlyer	да	да	да	да	да	да
OrbSim2W	да	нет	огран	нет	да	нет
SatTrack	да	нет	да	нет	да	нет
WinTrack Pro	да	нет	нет	нет	да	нет
SC Modeler	нет	нет	да	нет	да	нет
AAVC	да	огран	огран	да	да	огран.
STK	да	да	да	да	да	да

Анализ табл. 1 показывает, что в настоящее время существуют два программных комплекса, способных решать все необходимые задачи моделирования динамики спутника. Однако оба комплекса, STK и FreeFly, созданы для проработки облика космических миссий и рассчитаны на компании-производители космических аппаратов. Это одновременно приводит к чрезвычайно высокой цене комплексов и наличию модулей, необходимых для создания модели реального космического аппарата, но излишних при более общем анализе его динамики. Возможность использования простых моделей в этих программных продуктах отсутствует.

Орбитальное движение

Для моделирования орбитального движения в комплексе реализовано три разных подхода: кеплерово движение [10], использование модели SGP4 [11] и двухстрочных элементов, интегрирование уравнений движения в модифицированных равноденственных элементах p , N_x , N_y , e_x , e_y , L [12] с помощью метода Рунге-Кутты 4-го порядка с постоянным шагом, Дормана-Принца или Эверхарта [13]. Первые два подхода не предполагают отдельное моделирование возмущений: для кеплеровой орбиты возмущения отсутствуют, в модели SGP4 они жестко заданы. Последний подход предполагает построение моделей внешних возмущений и обладает наибольшей гибкостью по сравнению с остальными. Связь равноденственных элементов с классическими оскулирующими элементами p , i , Ω , e , ω , u (параметр орбиты, наклонение, долгота восходящего узла, эксцентриситет, аргумент перигея, аргумент широты) имеет вид

$$N_x = \left(\operatorname{tg} \frac{i}{2} \right)^j \cos \Omega, \quad N_y = \left(\operatorname{tg} \frac{i}{2} \right)^j \sin \Omega,$$

$$e_x = e \cos(\Omega + j\omega), \quad e_y = e \sin(\Omega + j\omega),$$

$$L = u + j\omega.$$

Здесь j – ретроградный фактор ($j = 1, 0 < i \leq 90^\circ, j = -1, 90^\circ < i \leq 180^\circ$), а параметр орбиты остается без изменений. Уравнения орбитального движения приведены в [12]. Отметим, что подобно оскулирующим элементам, величины p, N_x, N_y, e_x, e_y – медленно меняющиеся. Этот набор лишен недостатков, присущим элементам p, i, Ω, e, ω , уравнения для которых вырождаются при определенных условиях.

Угловое движение

Для моделирования углового движения используются динамические уравнения Эйлера

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – угловая скорость, \mathbf{J} – тензор инерции, \mathbf{M} – момент сил, действующих на аппарат, \times – обозначение векторного произведения. Уравнения записываются в связанных со спутников осях, а переход между связанной и инерциальной системой (в комплексе в качестве инерциальной системы используется $J2000$) координат задается кватернионом поворота $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\lambda_0, \boldsymbol{\lambda}$ – скалярная и векторная части, соответственно. Кинематические соотношения имеют вид

$$\lambda_0 = -0.5 \cdot (\boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\omega}),$$

$$\boldsymbol{\lambda} = 0.5 \cdot (\lambda_0 \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\lambda} \times \boldsymbol{\omega}).$$

Для контроля точности используется условие единичности нормы кватерниона поворота $\lambda_0^2 + \boldsymbol{\lambda}^2 = 1$.

Моделирование возмущений

Уравнения (1) и уравнения в оскулирующих элементах содержат силы и моменты, возникающие при взаимодействии спутника с окружающей средой и при реализации управляющих воздействий. Моделирование этих величин в общем случае состоит из моделирования величин, характеризующих внешнюю среду и непосредственное моделирование взаимодействия.

Ниже на примере аэродинамического сопротивления приводится схема вычисления сил и моментов.

Распространенная модель для силы, описывающей взаимодействие спутника с набегающим потоком – модель лобового сопротивления:

$$\mathbf{F} = -\frac{1}{2}C_X S \rho V^2 \mathbf{e}_V. \quad (2)$$

Здесь C_X – коэффициент лобового сопротивления, S – площадь поперечного сечения, ρ – плотность атмосферы, V – скорость спутника относительно атмосферы, \mathbf{e}_V – орт этой скорости. В этой модели C_X и S обычно полагаются постоянными, V и ρ зависят от положения и скорости спутника в текущий момент времени. Таким образом, для вычисления силы, сначала требуется вычислить плотность. В комплексе для этой цели реализованы модели с постоянной плотностью, экспоненциальное изменение плотности [14] и модель атмосферы верхней по ГОСТ Р 25645.166-2004 [15].

Выражение (2) один из возможных подходов к моделированию взаимодействия. В литературе описываются и другие модели. Например, в [16] приведено математическое описание модели, в которой предполагается, что часть молекул «прилипает» к корпусу космического аппарата, а часть отражается зеркально (схожа с зеркально-диффузной моделью взаимодействия солнечного излучения с поверхностью спутника). Эта модель реализована в комплексе для типовых форм спутников (шар, параллелепипед, цилиндр). Она позволяет учесть влияние углового движения спутника на эволюцию орбиты. Таким образом, повышается точность модели, что, однако, сказывается на быстродействии и время расчетов может существенно увеличиться.

На разных этапах разработки и эксплуатации спутника актуальными являются разные модели. Например, при проведении предварительных исследований и формирования облика космического аппарата, когда его параметры известны с низкой точностью, не требуется моделирование с учетом всех факторов и с использованием прецизионных моделей. Но и интерес на этом этапе представляют обычно не конкретные количественные характеристики, а общие тенденции. С другой стороны, на этапе эксплуатации спутника важно иметь возможность моделировать движение как можно точнее. Для реализации всех возможностей комплекс позволяет масштабировать сложность всех моделей, в том числе исключать из рассмотрения те или иные факторы.

Модели взаимодействия и внешней среды, в настоящий момент имеющиеся в распоряжении пользователей, представлены в табл.2.

Таблица 2. Модели внешней среды и взаимодействия.

Фактор внешней среды	Модели внешней среды	Модели взаимодействия (орбитальное движение)	Модели взаимодействия (угловое движение)
Гравитационное поле Земли	Центральное поле (по умолчанию есть всегда) Учет гармоник J_2 Разложение геопотенциала 4×4 Разложение геопотенциала 10×10	Взаимодействие с точечной массой	Взаимодействие с твердым телом
Гравитационное поле Луны	Центральное поле	Взаимодействие с точечной массой	Отсутствует
Гравитационное поле Солнца	Постоянное направление Равномерное годовое движение	Взаимодействие с точечной массой	Отсутствует
Геомagneticное поле	Постоянное поле Упрощенный прямой диполь Прямой диполь Наклонный диполь Модель международного геомагнитного аналитического поля (IGRF)	Отсутствует	Дипольное взаимодействие
Атмосфера Земли	Постоянная плотность Экспоненциальная модель Модель по ГОСТ Р 25645.166-2004	Лобовое сопротивление «Диффузно-зеркальная» модель	Модель сферы со смещенным центром масс «Диффузно-зеркальная» модель
Солнечное излучение	Постоянное направление Постоянное направление и коническая тень Равномерное годовое движение с изменением потока Равномерное годовое движение с изменением потока и коническая тень	Только поглощение Диффузно-зеркальная модель	Только поглощение Диффузно-зеркальная модель

Моделирование работы датчиков и актюаторов

Для имитации работы системы управления в комплексе реализована возможность добавления датчиков и исполнительных элементов и задания особенностей их работы. В табл.3 приведены доступные пользователю элементы.

Отличительной особенностью любых элементов является наличие систематических и случайных ошибок при измерениях или при реализации управления. По этой причине в комплексе реализованы наиболее распространенные источники ошибок – ошибка установки (как блока датчиков или

исполнительных элементов, так и отдельных элементов в блоке), дискретность, точность, диапазон, наличие зоны нечувствительности. При этом реализована возможность учитывать или не учитывать каждый из источников ошибок отдельно. Наличие подобной возможности необходимо при тестировании и исследовании алгоритмов и дает возможность понять, насколько чувствительны исследуемые алгоритмы к тем или иным погрешностям.

Таблица 3. Моделируемые элементы системы управления.

Датчики	Магнитометр Датчик угловой скорости Солнечный датчик Датчик системы глобального позиционирования
Исполнительные элементы	Реактивный двигатель Маховик Магнитная катушка

Имитация работы бортового компьютера

Основной целью разработки комплекса являлось создание среды для моделирования управляемого движения спутников. Поэтому центральное место в комплексе занимает модуль, имитирующий работу бортового компьютера, который обеспечивает сбор и обработку измерительной информации, а после – расчет и выдачу управляющих воздействий. Для этой цели в комплексе реализована возможность добавления отдельных моделей внешней среды, используемых бортовым компьютером для определения состояния аппарата и формирования управляющих воздействий (они, вообще говоря, не совпадают с моделями «реального» движения, которые используются в интегрировании), алгоритмов определения орбитального и углового движения, алгоритмов коррекции орбиты и управления угловым движением. Для тестирования последних в комплексе реализован т.н. «идеальный

Таблица 4. Алгоритмы определения движения.

Название алгоритма	Датчики	Цель использования
TRIAD	магнитометр, солнечный датчик	Определение ориентации
Фильтр Калмана	магнитометр, солнечный датчик	
	магнитометр, датчик угловой скорости	
	солнечный датчик, датчик угловой скорости	
Локальный алгоритм определения положения	приемник GPS\ГЛОНАСС	Определение положения и скорости

алгоритм», который подает на вход алгоритмам управления результаты численного интегрирования (точную ориентацию и положение на орбите).

В табл.4 приведены алгоритмы, доступные для определения движения, а в табл.5 – алгоритмы управления движением.

Таблица 5. Алгоритмы управления движением.

Название алгоритма	Исполнительные элементы	Цель использования
-Vdot	токовые катушки	демпфирование угловой скорости
ПД-регулятор	маховики	трехосная стабилизация в требуемых осях
Стабилизация собственным вращением	токовые катушки	одноосная ориентация в инерциальных осях
Одноосный ПД-регулятор	маховики	одноосная стабилизация в требуемых осях
Поддержание угловой скорости	токовые катушки	поддержание угловой скорости в заданном интервале
Магнитное демпфирование угловой скорости	токовые катушки	демпфирование абсолютной или относительной скорости
Одноосное демпфирование угловой скорости	токовые катушки	демпфирование угловой скорости вокруг требуемой оси
Магнитный ПД-регулятор	токовые катушки	трехосная стабилизация в требуемых осях
Постоянный в ОСК вектор тяги	реактивные двигатели	изменение орбиты с помощью двигателя постоянной тяги
Импульсный подъем перигентра	реактивные двигатели	программная коррекция перигентра орбиты

Все алгоритмы различаются по целевому режиму движения, точности, быстродействию, требуемым затратам ресурсов и аппаратному составу. При этом они покрывают не все возможности. Поэтому причине программный комплекс постоянно пополняется новыми алгоритмами.

Из табл.5 видно, что часть алгоритмов обеспечивает стабилизацию режимов движения, которые могут определяться пользователем. Для этой цели модуль имитации работы бортового компьютера имеет блок, отвечающий за вычисление программных движений. В настоящее время пользователю доступны инерциальная стабилизация, стабилизация в орбитальных осях и стабилизация в осях, связанных с направлением на Солнце.

В комплексе также учтено, что на самом деле все параметры спутника известны лишь с некоторой точностью. Поэтому пользователь фактически задает два набора параметров: один предназначен для моделирования динамики (условно это точные значения), другой используется для имитации работы контура управления.

Особенности работы интерфейса

На рис.1 приведено главное окно. Оно содержит три области: область проекта, область графиков и область визуализации. Любой проект делится на сценарии, которые, в свою очередь, состоят из спутников и моделей внешней среды. Сценарий определяет интервал времени моделирования, методы интегрирования углового и орбитального движения и шаг интегрирования.

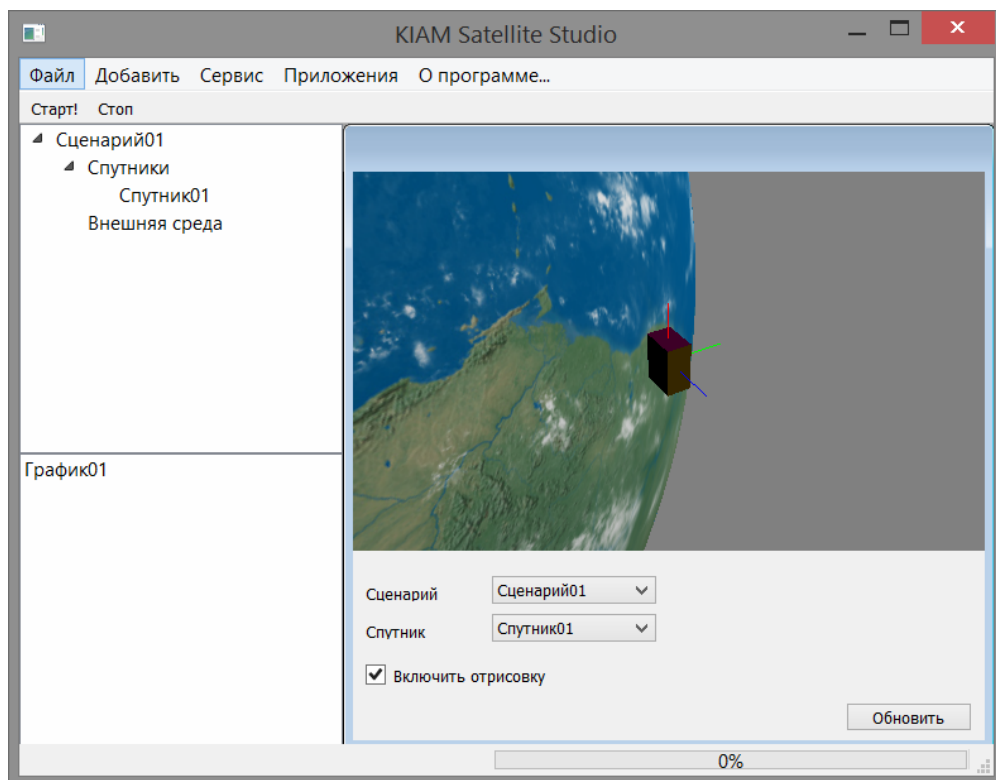


Рис.1. Главное окно комплекса.

Комплекс нацелен на пользователей без специальной подготовки. Поэтому основная нагрузка по обеспечению корректности задания параметров возлагается на пользовательский интерфейс. Он построен так, что при вводе каждое поле должно проверяться на корректность и его заполнение не должно противоречить уже заданным параметрам. На рис.2 представлено окно свойств спутника. Некорректно заполненные поля подсвечиваются специальным цветом. При этом пользователь видит сообщение о некорректности заполнения и не имеет возможности продвинуться дальше, пока не введет допустимое значение соответствующего параметра.

Такой подход позволяет свести к минимуму получение некорректных результатов, обусловленных неправильным введением параметров (например, неправильное задание параметров управления может привести к деградации спутника).

Свойства спутника

Основные | **Масса и размеры** | Другие свойства | Датчики | Актуаторы | Бортовой компьютер

Форма: Шар

Масса, кг: 1 ± 0

Параметры фигуры

Радиус: 0.29 ± 0

Положение центра давления, м

Ось X: 0 ± 0

Ось Y: 0 ± 0

Ось Z: 0 ± 0

Тензор инерции, кг·м²

Тензор инерции: задается пользователем

Точное значение

1	0	0
	1	0
		0

Ошибка

0	0	0
	0	0
		0

Имеются ошибки в заполнении полей

Хорошо | Отмена | Применить

Рис.2. Окно свойств спутника.

Тестирование комплекса

Любой программный продукт требует тестирования и отладки. При разработке комплекса помимо тестирования функционала необходимо было проверить корректность численных результатов, полученных при расчетах. Здесь положительную роль сыграла возможность использования только части моделей и их масштабирование. Все модели тестировались независимо. Согласование, где это было возможно, проводилось с результатами теоретических расчетов. Часть результатов сверялась с независимыми реализациями используемых моделей. Остальные же модели проверялись на противоречивость аналогичными моделями. В табл.6 приведена информация о способах тестирования для некоторых моделей.

Тестирование алгоритмов определения движения заключалось в сравнении результатов их работы с результатами численного интегрирования. Корректность работы алгоритмов управления подтверждалась достижением заданных режимов движения за предсказанное теоретическими исследованиями время. В этом случае для исключения влияния ошибок определения в комплекс добавлен алгоритм, передающий точные результаты интегрирования на вход алгоритма управления.

Таблица 6. Тестирование алгоритмов.

Модель	Способ тестирования
Центральное гравитационное поле Земли	Сравнение с теоретическим результатом
Гравитационное поле Земли с учетом гармоник J_2	Сравнение с теоретическим результатом
Гравитационное поле Земли с учетом гармоник 4×4 и 10×10	Сравнение результатов между собой, сравнение с J_2 , сравнение с теоретическим результатом
Геомагнитное поле (IFGR)	Сравнение с независимыми результатами
Геомагнитное поле (остальные модели)	Сравнение с моделью IGRF

Заключение

В работе приведено описание программного комплекса для моделирования управляемого углового и орбитального движения околоземных спутников. Он позволяет использовать как точные модели, которые необходимы при проведении прецизионного моделирования, так и упрощенные, которые, как правило, используются на этапе предварительного исследования динамики и формирования облика системы. Комплекс рассчитан на пользователей без специальной подготовки и может быть использован широким кругом специалистов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. <http://www.smad.com/analysis/hpop.htm> [Electronic resource].
2. <http://www.smad.com/analysis/attsim.htm> [Electronic resource].
3. <http://www.ai-solutions.com/ProductsServices/FreeFlyer/Overview.aspx> [Electronic resource].
4. <http://www.gaoassociates.com/> [Electronic resource].
5. <http://www.bester.com/stsuite.htm> [Electronic resource].
6. <http://home.hiwaay.net/~wintrak/prod01.htm> [Electronic resource].
7. <http://www.avmdynamics.com/software1.htm> [Electronic resource].
8. <http://www.psatellite.com/ControlSystems/> [Electronic resource].
9. <http://www.agi.com/products/by-product-type/applications/stk/default.aspx> [Electronic resource].

10. *С.А. Мирер.* Механика космического полета. Орбитальное движение. – М.: Резолит, 2007, 270 с.
S.A. Mirer. Mekhanika kosmicheskogo poleta. Orbitalnoe dvizhenie. – М.: Rezolit, 2007, 270 s.
11. <http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/spacetrk.pdf> [Electronic resource].
12. *M.J.H. Walker, J. Owens, B. Ireland.* A set of modified equinoctial orbit elements // *Celest. Mech.*, 1985, v.36, p.409–419.
13. *Д.С. Иванов, С.П. Трофимов, М.Г. Ширококов.* Численное моделирование орбитального и углового движения космических аппаратов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016, 118 с.
D.S. Ivanov, S.P. Trofimov, M.G. Shirobokov. Chislennoe modelirovanie orbitalnogo i uglovogo dvizheniia kosmicheskikh apparatov. – М.: IPM im. M.V. Keldysha, 2016, 118 s.
14. *П.Е. Эльясберг.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – М.: Наука, 1965, 540 с.
P.E. Eliasberg. Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli. – М.: Nauka, 1965, 540 s.
15. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли.
GOST R 25645.166-2004. Atmosfera Zemli verkhniaia. Model plotnosti dlia ballisticeskogo obespecheniia poletov iskusstvennykh sputnikov Zemli.
16. *В.В. Белецкий, А.М. Яншин.* Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников. – Киев: Наукова Думка, 1984, 187 с.
V.V. Beletskii, A.M. Ianshin. Vliianie aerodinamicheskikh sil na vrashchatelnoe dvizhenie iskusstvennykh sputnikov. – Kiev: Naukova Dumka, 1984, 187 s.

Поступила в редакцию 16.05.2019

После доработки 22.05.2019

Принята к публикации 27.06.2019