



Пеньков В.И., Овчинников М.Ю.,
Ролдугин Д.С.

Результаты определения
углового движения
наноспутника Munin по
токосяему солнечных
батареи

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Пеньков В.И., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С. Результаты определения углового движения наноспутника Munin по токосяему солнечных батарей // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2009. № 13. 30 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-13>

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

В.И. Пеньков, М.Ю.Овчинников,
Д.С. Ролдугин

**Результаты определения углового движения
наноспутника *Munin*
по токосъему солнечных батарей**

Москва

УДК 629.78

Результаты определения углового движения наноспутника *Munin* по токосъему солнечных батарей. Владимир Иванович Пеньков, Михаил Юрьевич Овчинников, Дмитрий Сергеевич Ролдугин. ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Москва, 31 с., библиография: 11 наименований.

Рассматривается задача определения фактического углового движения наноспутника *Munin*, снабженного пассивной магнитной системой ориентации, с использованием телеметрической информации о токосъеме его солнечных батарей. Система ориентации состоит из сильного постоянного магнита и набора гистерезисных стержней, изготовленных по специальной технологии из магнитомягкого материала. Описывается программный комплекс, реализующий процедуру определения ориентации, способы верификации его работоспособности и результаты определения ориентации.

Ключевые слова: определение фактической ориентации, токосъем солнечной батареи, альbedo Земли, пассивная магнитная система ориентации, наноспутник *Munin*

Results of the Nanosatellite *Munin* Attitude Determination using solar arrays output. V.Pen'kov, M.Ovchinnikov, D.Roldugin. Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, Moscow, 31 p., 11 items of bibliography.

A problem of attitude determination of the passive magnetic stabilized nanosatellite *Munin* using solar array output is considered. The attitude control system consists of a strong permanent magnet and a set of hysteresis rods fabricated from the soft magnetic material treated using a specific technology. Developed software for the nanosatellite attitude determination is given. Results of its verification and attitude motion determination are described.

Key words: attitude determination, solar array output, Earth's Albedo, passive magnetic attitude control system, nanosatellite *Munin*

1. Введение

Для решения задачи определения фактического углового движения наноспутника *Munin*, успешно выведенного на орбиту 21 ноября 2000 года [1], по токосъему шести солнечных батарей был разработан комплекс программ, позволяющий моделировать движение спутника относительно его центра масс, его орбитальное движение, имитировать токосъем солнечных батарей, установленных на борту спутника, с учетом режима ограничения тока при заряде батареи, изучать эффекты, обусловленные альбедо Земли. С каждой из описываемых ниже программ можно работать как отдельно, исследуя те или иные аспекты проблемы, так и использовать полученные результаты в качестве уточненных входных данных для других программ. Комплекс программ состоит из *Основной программы* и набора вспомогательных программ.

Выход из строя основных бортовых систем сделал невозможным использование штатных методов определения фактического движения аппарата по данным телеметрии. В [2] описаны датчики (магнитометр) и приборы (Web-камера), установленные на наноспутнике *Munin*, показания которых предполагалось использовать для определения его фактического углового движения, а также описаны алгоритмы, используемые для определения ориентации аппарата. Основное внимание уделяется локальным методам. В процессе анализа поступающей телеметрии оказалось, что наиболее достоверной информацией о движении аппарата стали данные токосъема солнечных батарей, установленных на аппарате. В процессе наземных испытаний калибровку прошла только одна из панелей батарей. Задача определения ориентации в некотором смысле стала похожа на задачу определения движения по данным солнечного датчика. Однако, отсутствие калибровки каждой панели, отсутствие информации о режиме заряда аккумуляторной батареи и расположение батарей, не оптимизированное для работы в комплексе определения ориентации, заметно усложнило решение задачи.

В работе [3] описан алгоритм определения ориентации, при котором данные токосъема солнечных батарей являются единственно запланированными. Для определения фактического движения аппарата используется метод наименьших квадратов с моделью движения, учитывающей гравитационный и аэродинамический моменты. Зависимость тока батарей принимается пропорциональной косинусу угла падения солнечных лучей на батарею. Такое приближение неверно при малых значениях тока. Однако в работе используются лишь значения тока, превышающие некоторый порог I_{\min} для исключения из анализа данных, которые могут быть обусловлены преимущественно альбедо. Это приводит к появлению точек, в которых определение движения аппарата невозможно. Аналогичный подход используется и в работе [4]. Решалась задача определения фактического движения вследствие нештатной ситуации. Те же методы используются в [5],

где на аппарате установлены маховики, режим вращения которых также подлежит определению. Общая схема алгоритма определения ориентации в трех указанных работах совпадает. Обработка измерений производится методом наименьших квадратов. Поиск решения осуществляется в два этапа. Первое приближение находится методом случайного спуска с обучением, для его уточнения привлекается метод Левенберга-Марквардта. В работе [6] рассматривается задача использования данных токосъема солнечных батарей вместо показаний вышедшего из строя солнечного датчика. Подробно описан процесс определения солнечного вектора с использованием трех взаимно перпендикулярных пар солнечных батарей. В работе не учитывается влияние альbedo на токосъем, но точность определения вектора направления на Солнце в связанной системе координат принимается 20%. Малое число работ по данной тематике показывает своеобразие решаемой задачи. Основным интерес при этом представляет учет влияния альbedo на токосъем батарей. В рассматриваемом в настоящей работе случае задача определения фактического углового движения усложняется отсутствием данных о калибровке батарей и информации о режиме заряда аккумулятора.

Перейдем к описанию разработанного программного комплекса, его тестированию и использованию для определения ориентации. Предварительные результаты определения ориентации наноспутника *Munin* с использованием токосъема, подтвердившие выход спутника на режим углового вращения, близкий к расчетному, были опубликованы в [7,8,9].

2. Основная программа

2.1. Основная программа *als.m*

Ядро программного комплекса - программа оптимизации *als.m*, которая находит ориентацию и угловую скорость спутника в начальный момент времени из условия минимума среднеквадратической невязки экспериментально полученных величин и их расчетных значений. Экспериментальные данные должны находиться в файлах *tAmij_?.m*, *tABlimb_?.m*, *tSx_?.m*, содержащих, соответственно, направляющие косинусы осей спутника, углы лимба и токи СБ (мА) в соответствующие моменты времени. Знак “?” - это начальная часть имени входного файла, которая используется для однозначной автоматической идентификации результатов.

При моделировании процесса определения ориентации вместо экспериментальных данных, естественно, используются их аналоги, полученные с помощью соответствующих программ.

Файл *tAmij_?.m* должен содержать хотя бы одну строку с направляющими косинусами, которая будет использована как начальное угловое положение спутника при оптимизации. Если в файле две или более строк с направляющими косинусами, то возможно автоматическое вычисление начальной угловой скорости.

Для облегчения формирования начальной точки оптимизации можно использовать вспомогательные программы, например, *OrbfiGraf.m*, которая в предположении идеальной ориентации по магнитному полю оси Ox_1 находит по измеренным токам ориентацию двух других осей. Полученный при этом файл *tAmij_OrbfiGraf_?.m* после удаления в имени суффикса *OrbfiGraf_* будет воспринят программой оптимизации как входной. Файл *tABlimb_?.m* может отсутствовать или быть фиктивным, при условии, что $vesABlimb = 0$.

В последней версии программы вместо нормированных токов, то есть токов панелей, отнесенных к их сумме, используются непосредственно токи панелей, измеренные в миллиамперах. Ранее предполагалось, что нормировка позволит уменьшить влияние ограничения зарядного тока в режиме заряда по напряжению. Однако в этом режиме пропорциональность тока косинусу угла падения солнечного излучения на поверхность батареи нарушается настолько, что использовать соответствующие данные для определения ориентации проблематично. Оптимизация по нормированным токам и “размерным” токам (в миллиамперах) приводит к практически одинаковым результатам. Кроме того, использование токов в миллиамперах повышает наглядность графиков.

В программе реализована динамическая коррекция весов и входных данных посредством разбиения процесса оптимизации на последовательность итераций. Параметры коррекции весов задаются массивом *Adpt*. На каждой последующей итерации выполняется коррекция весов, которая включает следующие процедуры.

1. Уменьшение весов точек, в которых измеренный суммарный ток значительно меньше возможного по результатам вычислений. В таких точках имеется подозрение на режим заряда по напряжению, при котором токи заряда не пропорциональны косинусу.
2. Увеличение веса тока панели при большом токе панели. При этом возмущение от альбедо Земли относительно невелико.
3. Уменьшение веса тока панели при малом токе панели.
4. Увеличение весов панелей, нормали которых достаточно близки к радиус-вектору центра масс спутника относительно центра Земли. Такие панели настолько отвернуты от поверхности Земли, что ток альбедо гарантированно равен нулю. Действительно, пусть O - центр Земли, R_z - радиус Земли, \mathbf{r} - радиус-вектор спутника, \mathbf{N} - нормаль к плоскости его солнечной панели, Θ - угол, равный половине угла раствора конуса, Θ' - угол между \mathbf{N} и \mathbf{r} . Тогда из рис.1 видно, что при $\cos(\Theta') \geq \cos(\Theta)$ ток альбедо равен нулю.
5. Дополнительное изменение весов панелей оси, информация об ориентации которой наиболее важна.
6. Уменьшение весов панелей в зависимости от величин их токов зеркального альбедо по итерационной формуле

$$Ves := \frac{Ves}{1 + \frac{I_{alb}}{I_{sun} + \Delta I} \alpha},$$

где I_{alb} и I_{sun} - токи зеркального альбеда и прямого солнечного излучения, α и Δ - параметры коррекции.

Коррекция входных данных состоит в обнулении токов панелей в тени Земли и токов панелей, нормали которых по результатам расчетов на предыдущей итерации не обращены к Солнцу.

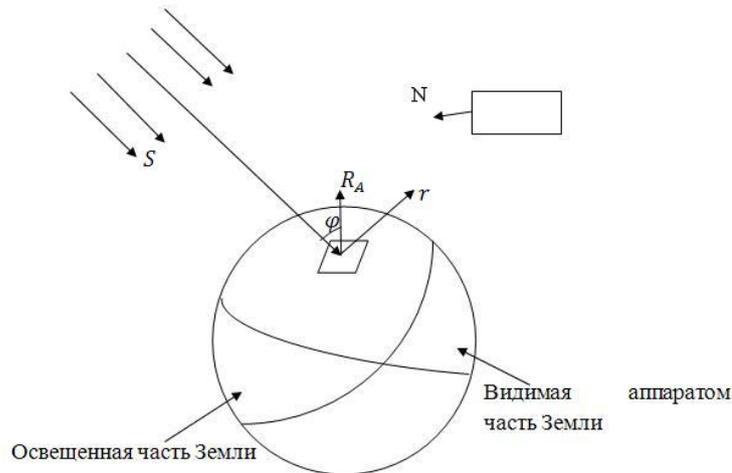


Рис.1. Геометрия альбеда

2.2 Модификации основной программы

К числу модификаций основной программы относятся программы *alsIO.m*, *alsI23.m*, *alsImax.m*, *alsJ.m* и *alsIOJ.m*.

В программе *alsIO.m* в число параметров оптимизации помимо начальных условий углового движения спутника (для решения задачи Коши) также входит вектор дипольного магнитного момента постоянного магнита I_0 ; в программе *alsI23.m* - коэффициенты намагниченности I_{23} линейно намагниченных стержней. Эти коэффициенты нормированы таким образом, что, будучи умноженными на напряженность магнитного поля Земли, дают магнитные моменты этих стержней. В программе *alsImax.m* - максимальный ток наибольшей панели солнечной батареи I_{max} . В программе *alsJ.m* - тензор инерции J ; в программе *alsIOJ.m* - I_0 и J входят совместно.

Включение дополнительных параметров оптимизации приводит к увеличению затрат времени вычислений. Кроме того, при наличии большого числа параметров оптимизации проявляется эффект многообразий в пространстве параметров. В этом случае происходит весьма точное совпадение экспериментальных и расчетных данных, возможно, с выходом некоторых параметров из области физической осуществимости. При этом, по сути, происходит не столько фильтрация экспериментальных данных с помощью

некого, близкого к реальности, динамического фильтра, сколько подгонка фильтра под данные эксперимента. Особенно заметен эффект при малом числе обрабатываемых измерений. При достаточно большом числе обрабатываемых измерений этот эффект становится менее существенным. Количественная сторона вопроса остается открытой. Она может быть исследована с помощью предлагаемых программ, но это потребует больших затрат машинного времени.

2.3 Модуль *globP_?.m*

В описываемом модуле собраны общие параметры программ, передаваемые посредством механизма глобальных переменных основной программе, ее модификациям и вспомогательным программам. В таблице 1 приведены имена параметров, их обозначение, единицы измерения, а также значения этих параметров, использованные в процессе обработки измерений.

Имя	Определение	Значение	Единицы измерения
<i>i</i>	Наклонение орбиты	95.438873	град
<i>lorb</i>	Долгота восходящего узла	64.818790	град
<i>Uper</i>	Аргумент перигея	16.675906	град
<i>e</i>	Эксцентриситет	0.072661	
<i>a</i>	Большая полуось орбиты	7630.026457	км
<i>t00</i>	Начало новой шкалы времени	0	сек
<i>tper</i>	Эпоха	3230.533197	сек
<i>U00</i>	Аргумент спутника на орбите	-159.2832	град
<i>lgr00</i>	Угол гринвичского меридиана при $t = t00$	191.28	град
<i>lgrper</i>	Угол гринвичского меридиана при $t = tper$	204.78	град
<i>Rzem</i>	Радиус Земли	6371.2	км
<i>Omz</i>	Угловая скорость вращения Земли	7.2921e-5	рад/сек
<i>SX0</i>	Компоненты вектора направления на Солнце в основной СК	0.47176670	
<i>SY0</i>		-0.80932067	
<i>SZ0</i>		-0.34990890	
<i>Imag</i>	Модуль магнитного момента спутника	0.3	А·м ²
<i>alf</i>	Азимут магнита в связанной СК	0	град
<i>bet</i>	Угол возвышения магнита в связанной СК	0	град
<i>J(1,1)</i>	Диагональные элементы тензора инерции	0.05283	кг·м ²
<i>J(2,2)</i>		0.05283	кг·м ²
<i>J(3,3)</i>		0.05283	кг·м ²

Таблица 1. Глобальные параметры программы

Для использования данных параметров в любой другой программе необходимо описать параметры в операторе *global* и инициализировать их значения путем вызова из текста программы модуля *globP_?.m*.

В *globP_?.m* целесообразно выполнять общие для программ комплекса действия с параметрами, например, вносить возмущения в тензор инерции при изучении влияния возмущений.

Отметим, что определение значений параметров орбиты, положения гринвичского меридиана и Солнца выполняется автоматически вспомогательной программой *Start.m*.

3 Вспомогательные программы

Вспомогательные программы *Start.m*, *OrBfiGraf.m*, *OrB.m*, *OrS.m*, *OrSB.m*, *Orfs.m*, *OptLoc.m* и другие по своей функциональности дополняют основную программу.

Использование программы *Orfs.m* позволяет оценить влияние различных факторов на процесс определения ориентации, получить представление о достоверности результатов и настроить основную программу на получение, по возможности, достоверных результатов. Чтобы не обременять основную программу, в *Orfs.m* вынесено вычисление дополнительных величин - углов в солнечно-магнитной системе координат, углов лимба и др.

Программы *OrBfiGraf.m*, *OrB.m*, *OrS.m*, *OrSB.m*, *OptLoc.m* предназначены для определения ориентации локальным методом. С их помощью можно получить информацию об ориентации в момент проведения измерений на орбите, что позволяет осмысленно сформировать начальную точку алгоритма оптимизации, реализованного в программе.

3.1 Программа *Start.m*

Обработка экспериментальных данных начинается с запуска программы *Start.m*. Экспериментальные данные в виде файлов с именами, представленными в таблице 2, должны располагаться в папках *disk1*, *disk2* или в “текущей” папке.

20001204UT134213.RAW_SUN	20001210UT165626.RAW_SUN
20001208UT095023.RAW_SUN	20001211UT075141.RAW_SUN
20001122UT103944.RAW_SUN	20001208UT132854.RAW_SUN
.....
200010118UT041801.RAW_SUN	20010118UT060826.RAW_SUN
200010124UT111926.RAW_SUN	20010124UT074000.RAW_SUN
200010125UT130636.RAW_SUN	20010126UT092514.RAW_SUN

Таблица 2. Примеры имен файлов экспериментальных данных

Всего таких файлов 188. Отдельный файл содержит несколько сот строк с информацией, полученной на одном сеансе измерений. Первые три строки -

служебные. В первой строке - имя спутника (или носителя). Следующие две строки содержат стандартный набор элементов NORAD, который может быть использован орбитальной моделью SGP4/SDP5 для определения положения и скорости спутника. Каждая из этих строк состоит из 69 символов : цифр 0 - 9, заглавных букв A - Z, знаков +/-, точки и пробелов.

Строки разбиты на поля, расположенные в определенных позициях. Помимо учетной и другой служебной информации (номера спутника, времени запуска и т.п.) в них содержатся орбитальные элементы, время, на которое они получены, и первая и вторая производные от среднего движения. NORAD - элементы обновляются каждые 1,5 суток.

Четвертая и последующие строки содержат время (год, месяц, день, час, минута, секунда), к которому относится информация этих строк, время получения этих строк наземной станцией, координаты X, Y, Z и проекции скорости V_x, V_y, V_z спутника в абсолютной геоцентрической геоэкваториальной системе координат $OX_1^0 X_2^0 X_3^0$ (“основная система”; ось OX_1^0 направлена в точку Весеннего равноденствия, OX_3^0 - вдоль вращения Земли в сторону северного полюса, ось OX_2^0 дополняет систему до правой), токи шести панелей солнечных батарей (СБ), суммарный ток, показания магнитометров B_y, B_z (999.9 означает сбой магнитометра).

Программой выполняется:

1. фильтрация неприемлемых дат, если дата в k -ой строке исходного файла значительно отличается от даты в первой строке, то k -ая строка игнорируется (параметр *dif_Date*); правильность даты в первой строке рекомендуется предварительно проверить;
2. упорядочивание всех данных по времени, поскольку в исходных файлах упорядоченность по времени отсутствует (при этом вводится “новое время”, ноль которого совпадает с первой точкой сеанса);
3. усреднение данных с одинаковым временем, поскольку в исходных файлах на один и тот же момент времени могут даваться несколько (до 10) значений координат, скоростей, токов СБ и др.;
4. фильтрация токов СБ по заведомо большим суммарным токам и представление токов в естественном порядке $+X, -X, +Y, -Y, +Z, -Z$;
5. фильтрация показаний магнитометров по заведомо неприемлемым значениям B_{\max} ;
6. определение кеплеровых элементов по координатам и скоростям методом наименьших квадратов через обращение к программе *raw_Or.m*;
7. определение положения гринвичского меридиана в начальный момент времени *lgr00* через обращение к программе *God_ads.m*;
8. определение направления на Солнце (направляющие косинусы $SX0, SY0, SZ0$);

9. формирование переменной части *common*-блока *globP_dots.m*, в котором сосредоточены общие для ряда программ параметры;

10. построение графиков координат, показаний магнитометров, токов СБ и др.

В диалоге с программой необходимо указать папку, из которой будет выбран исходный файл: *disk1*, *disk2* или “текущую” папку (при этом на экране будет показан список имен всех исходных файлов из выбранной папки) и ввести имя исходного файла, например, *20001220UT125604.RAW_SUN*.

При вводе ответов на последующие запросы программы можно вводить “пусто”, т.е. просто нажимать “*Enter*”. При этом программой автоматически будет выбран актуальный вариант.

Безусловно, нет гарантии того, что автоматически выполненные манипуляции приведут к устранению всех недочетов исходной информации. Дополнительно в программе предусмотрен переход к “ручной” коррекции некоторых файлов текстовым редактором во время сеанса программы *Start.m*.

Получить суждение о целесообразности дополнительной обработки можно, анализируя выдаваемые графики. Практика показывает, что дополнительная обработка часто либо не требуется, либо минимальна (удаление нескольких выпадающих точек).

Получение кеплеровых элементов на заданный момент времени можно выполнить пересчетом элементов, приводимых в файлах каждые 1,5 суток, по формулам теории возмущений от несферичности Земли и сопротивления атмосферы. Однако, поскольку в файлах приводятся координаты и скорость спутника, близкие к действительным, предпочтение отдано нахождению кеплеровых элементов методом наименьших квадратов из условия минимума суммарной невязки этих координат и кеплеровой модели. Отметим также, что при формировании *globP_?.m* используется шаблонный модуль *globP.m*, в котором между сигнальными строками

```
%*****
```

```
% %*****
```

располагается переменная часть модуля, зависящая от обрабатываемого файла. Результаты работы записываются в файлы, имена которых образуются с применением идентифицирующих окончаний.

При вводе пустого значения имени обрабатываемого файла в любой программе, кроме *Start.m*, будут использоваться шаблонный модуль *globP.m* и файлы с именами без идентифицирующего окончания, например, *tAmij.m*, *tABlimb.m*, *tSx.m*.

Сообщения о выполненных действиях и некоторые результаты выдаются на экран.

3.2 Программа *OrBfiGraf.m*

Программа позволяет определять параметры ориентации локальным методом по измеренным токам при условии, что спутник идеально ориентирован по магнитному полю. Она вычисляет матрицу направляющих косинусов из условия минимизации разности измеренных и расчетных значений токов. Введением параметра *albedomax* учитывается зеркальное альbedo Земли. Весовые коэффициенты прямого излучения и альbedo также находятся в каждой точке из условия минимизации разности. Величина альbedo ограничена параметром *albedomax*. Программа может обрабатывать одну или несколько строк входного файла и использует вспомогательные программы *OrBfi.m*, *mirrKub.m*, *orsaij0.m*. Входной файл состоит из титульной строки, которая содержит любой текст без пробелов, например, “год-месяц-число-час-минута-секунда” и строк, содержащих время измерения t , величины токов каждой из шести панелей $+X, -X, +Y, -Y, +Z, -Z$ и сумму токов SUM . Параметры $SX0, SY0, SZ0$, задающие вектор направления на Солнце в связанной системе координат, задаются в модуле *globP_?.m*.

Выходные данные представляют собой следующие файлы.

1. Файл *tPsorb.m*, в котором приводятся выбранные для обработки строки входного файла.
2. Файл *tPsorb2.m*. В нем токи панелей за вычетом токов зеркального альbedo.
3. Файл *tPsun.m*, содержащий расчетные токи панелей от прямого излучения.
4. Файл *tAmijOrbfiGraf.m*, содержащий матрицы направляющих косинусов a_{ij} , найденные локальным методом по токам при условии, что спутник идеально ориентирован по магнитному полю.

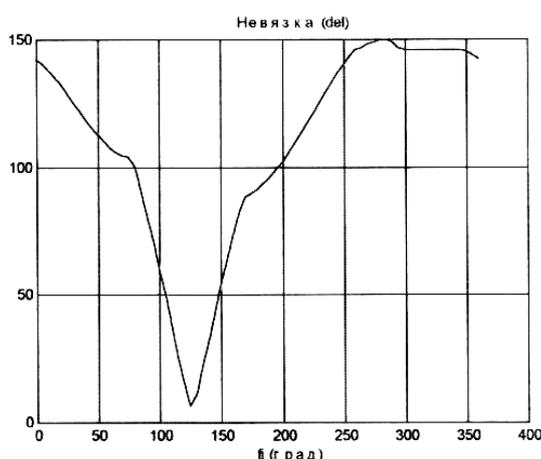


Рис.2. Прогон по углу φ поворота спутника, $0 < \varphi < 360^\circ$

Разность вычисленных и измеренных токов минимизируется методом прогонки с заданным шагом по углу φ поворота спутника вокруг вектора индукции магнитного поля Земли, которая выполняется в цикле и ограничена одним оборотом $\varphi \in (0, 360)$ на первом шаге цикла и уменьшающейся с каждым

шагом окрестностью на последующих шагах (рис.2). Выбор начального положения выполняет программа *orsaij0.m*. Применение программы *OrbfiGraf.m* для формирования начальных условий оптимизации целесообразно на заключительном этапе полета спутника, когда по ряду признаков ориентация по магнитному полю была получена.

3.3 Программа *OrB.m*

Программа *Orb.m* позволяет провести визуальный анализ положения спутника при его повороте вокруг неподвижной оси и вычисляет направляющие косинусы a_{ij} осей спутника в основной системе координат по заданным направлениям оси поворота SX, SY, SZ в основных осях и в связанных осях $Sx(1), Sx(2), Sx(3)$, а также задаваемому в командной строке углу поворота φ вокруг этого направления из некоторого начального положения. В текущем варианте программы ось поворота направлена по вектору напряженности магнитного поля Земли.

Программа вычисляет величину тока солнечных панелей с учетом зеркального отражения Земли при оптимальном подборе величины альбедо, изображает Землю с экватором, гринвичским меридианом и меридианом Солнца, спутник на орбите с вектором направления на Солнце в заданный момент времени t (рис.3) и, отдельно, спутник в основных осях (рис.4). При изображении спутника на экране каждая панель имеет свой цвет. Зеленый обозначает панель $+X$, желтый $-X$, коричневый $+Y$, голубой $-Y$, синий $+Z$, фиолетовый $-Z$.

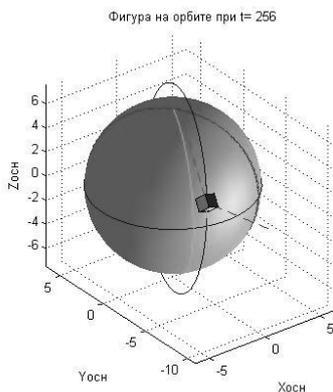


Рис.3. Земля с экватором, гринвичским меридианом, меридианом Солнца и спутник на орбите с вектором направления на Солнце в заданный момент времени t

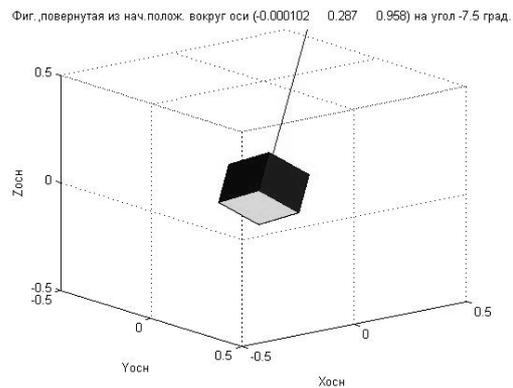


Рис.4. Спутник в основных осях

Изображение первоначального углового положения спутника и спутника на орбите снабжено опцией *rotate on*, которая позволяет с помощью курсора поворачивать объект произвольным образом и делать видимым изображение спутника в любой точке орбиты.

Положение осей спутника Ox_1, Ox_2, Ox_3 при повороте определяется с помощью матричного соотношения

$$\begin{pmatrix} v_{1\varphi} \\ v_{2\varphi} \\ v_{3\varphi} \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{pmatrix}$$

где v_1, v_2, v_3 - координаты некоторого вектора в начальном положении; $v_{1\varphi}, v_{2\varphi}, v_{3\varphi}$ - координаты того же вектора после поворота на угол φ ,

$$A = (1 - \cos \varphi) \begin{pmatrix} p_1^2 & p_1 p_2 & p_1 p_3 \\ p_2 p_1 & p_2^2 & p_2 p_3 \\ p_3 p_1 & p_3 p_2 & p_3^2 \end{pmatrix} + \sin \varphi \begin{pmatrix} 0 & -p_3 & p_2 \\ p_3 & 0 & -p_1 \\ -p_2 & p_1 & 0 \end{pmatrix} + \cos \varphi \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

где p_1, p_2, p_3 - направляющие косинусы оси поворота, φ - угол поворота.

Отметим, что при $SZ \leq 0.7$ за начальное положение принимается положение, когда ось спутника Ox_2 параллельна плоскости OXY основной системы координат, а при $SZ > 0.7$ - положение, при котором ось Ox_2 параллельна плоскости OYZ . Выбор начального положения выполняет вспомогательная программа *orsaij0.m*, которая с помощью приведенных условий исключает особые точки, проявляющиеся в алгоритме делением на ноль.

Оптимальный подбор величины альбедо выполняется решением уравнения $I_{sun} x_1 + I_{ref} x_2 = I_{orb}$ с помощью стандартной программы *npls.m*, обеспечивающей минимум среднеквадратичной разности левой и правой частей уравнения. В приведенном уравнении I_{orb} - измеренные значения токов солнечных панелей, I_{sun} и I_{ref} - теоретические значения токов панелей от прямого излучения и полного зеркального отражения от Земли. Отметим, что расчетные величины определяются с точностью до постоянного множителя - коэффициента преобразования энергии, или, что то же самое, - максимального тока наибольшей по размеру панели I_{max} , ориентировочное значение которого 240 мА.

Для визуального анализа положения спутника можно воспользоваться также программой *OrS.m*. Она позволяет задавать поворот спутника на произвольный угол вокруг вектора направления на Солнце с выдачей соответствующих изображений, матриц направляющих косинусов и проекций вектора магнитной индукции поля Земли на оси спутника.

Для определения положения спутника по направляющим косинусам направления на Солнце, заданных в осях спутника, и показаниям бортовых магнитометров разработана программа *OrSB.m*. Программы *OrS.m* и *OrSB.m* позволяют определить ориентацию спутника, если имеются показания лишь двух магнитометров. К сожалению, измерения магнитометров спутника *Munin* оказались недостоверными, поэтому эти две программы не нашли своего

применения. Автоматический интерфейс этих программ с другими программами комплекса через *globP_?.m* не задействован.

3.4 Программа *OptLoc.m*

Программа *OptLoc.m* вычисляет токи и ориентацию спутника (направляющие косинусы a_{ij} осей спутника в основной системе координат) по заданному времени и измеренным токам с помощью процедуры, минимизирующей разность расчетных и измеренных значений токов. Расчетные значения токов формируются из токов прямого излучения и альбедо. Минимизация проводится по пяти параметрам: трем углам ориентации спутника и двум коэффициентам, характеризующим прямое излучение и альбедо. Минимизация по коэффициентам выполняется стандартной программой *npls.m*, вызываемой из программы *Tokdel.m*, а минимизация по углам - программой *leastsq.m*.

Так как альбедо используется в качестве основного фактора в определении ориентации, необходимо использовать те измерения, где есть уверенность в его наличии. В частности, таковыми можно считать измерения, в которых имеются заметные токи не менее чем с четырех панелей.

За начальную точку берется ориентация, найденная по вектору направления на Солнце и магнитному полю. При этом направление на Солнце в осях спутника находится по трем наибольшим измеренным токам в предположении, что ось Ox_1 спутника направлена точно по магнитному полю. Отметим, что эти предположения в большинстве случаев противоречивы. Поэтому при обращении к программам *orsbnew.m* и *orsbl.m* находится компромиссное решение с помощью стандартной программы решения переопределенной системы уравнений. Программа автоматически выбирает те временные точки, в которых имеются токи не менее четырех панелей, значения которых не меньше $2\sim mA$. В таблице 3 таких точек восемь.

t	Невязка	Угол (град)
0	0.03657383	32.7485
64	0.00000015	0.00000017
128	0.00000017	20.3003
256	0.00000117	25.1797
320	0.00000009	4.7217
384	0.00000478	15.3352
448	13.00000000	0.8636
1152	0.00000003	0.4697
448	0.00000062	0.2671

Таблица 3. Точки, в которых имеются токи не менее четырех панелей со значениями не меньше 2мА

При $t=448c$ виден всплеск невязки, равный $13mA$. В этой точке токи панелей $+X, -X, +Y, -Y, +Z, -Z$ равны соответственно $13, 16, 0, 216, 0, 128 mA$. Любой из токов панелей $+X$ и $-X$ может оказаться током альbedo или током прямого излучения. Если поменять их местами, то получается результат, приведенный в последней строке, где невязка практически равна нулю. Конечно, полностью доверять этим результатам нельзя, поскольку нет независимого подтверждения результатов. Кроме того, в модели альbedo не учтено диффузное отражение. Однако использование альbedo для определения ориентации представляет интерес и, возможно, в будущем удастся найти применение подобному методу.

3.5 Программа *mirrKub.m*

Программа *mirrKub.m* служит для определения токов зеркального альbedo в предположении, что Земля есть шар с идеально отражающей поверхностью. Пусть S - единичный вектор направления на Солнце, r - радиус-вектор произвольной точки M в пространстве, M_0 - точка земной поверхности, из которой отраженный луч попадает в M (рис.1). Воспользовавшись тем, что при зеркальном отражении угол падения равен углу отражения, получим уравнение

$$\operatorname{tg}(2\Theta) = \frac{y - y_0}{x - x_0},$$

где x и y - координаты точки M в плоскости SOM , содержащей Солнце, центр Земли и саму точку, x_0 и y_0 - координаты отражения M_0 . Так как $x = r \cos \alpha$, $y = r \sin \alpha$, $x_0 = R \cos \Theta$, $y_0 = R \sin \Theta$, то это уравнение можно переписать в виде

$$\operatorname{tg}(2\Theta) = \frac{r \sin \alpha - R \sin \Theta}{r \cos \alpha - R \sin \Theta}$$

и после простых преобразований представить окончательно так:

$$\frac{r}{R} \sin(2\Theta - \alpha) = \sin \Theta. \quad (1)$$

Угол α между направлением на Солнце и радиус-вектором точки M находится из соотношения

$$\cos \alpha = \frac{\mathbf{r}}{r} \mathbf{S}, \alpha \in [0, \pi].$$

Для нахождения токов важно знать не только координаты точки M_0 в пространстве, но и ее координаты \tilde{x} , \tilde{y} в плоскости, перпендикулярной направлению на Солнце. Эти координаты можно найти с помощью следующих соотношений:

$$\mathbf{r}_{M_0} = R(\mathbf{S} \cos \Theta + \mathbf{S}_p^1 \sin \Theta), \quad \tilde{x} = \mathbf{r}_{M_0} \mathbf{S}_p^1 = R \sin \Theta \mathbf{S}_p^1 \mathbf{S}_p^2, \quad \tilde{y} = \mathbf{r}_{M_0} \mathbf{n}_2 = R \sin \Theta \mathbf{S}_p^1 \mathbf{n}_2.$$

Здесь \mathbf{n}_1 - нормаль к плоскости SOM , которая определяется из соотношения

$$\mathbf{n}_1 = \frac{\mathbf{S} \times \frac{\mathbf{r}}{r}}{\left| \mathbf{S} \times \frac{\mathbf{r}}{r} \right|},$$

\mathbf{n}_2 - единичный вектор, перпендикулярный \mathbf{S} и расположенный в плоскости OXY основной системы координат,

$$\mathbf{n}_2 = \frac{\mathbf{S} \times \mathbf{Z}}{|\mathbf{S} \times \mathbf{Z}|}, \mathbf{Z} = (0, 0, 1)$$

\mathbf{S}_p^1 - единичный вектор в этой плоскости, перпендикулярный вектору \mathbf{S} ,

$$\mathbf{S}_p^1 = \mathbf{n}_1 \times \mathbf{S},$$

\mathbf{S}_p^2 - единичный вектор, перпендикулярный \mathbf{n}_2 и \mathbf{S} ,

$$\mathbf{S}_p^2 = \mathbf{n}_2 \times \mathbf{S}.$$

Если в качестве M будем брать поочередно все вершины какого-либо многоугольника на орбите, например, панели солнечной батареи, то в плоскости, перпендикулярной солнечным лучам, получим многоугольник, через который проходит солнечный поток, целиком попадающий на батарею. Умножая энергию солнечного потока на коэффициент преобразования энергии, получим ток, вырабатываемой этой батареей. Кривизной сторон многоугольника ввиду малости размеров можно пренебречь. За направление отраженного луча можно взять вектор \mathbf{S}_r такой, что

$$\mathbf{S}_r = \frac{\overline{M_0 M}}{|\overline{M_0 M}|},$$

где M - любая из вершин батареи, M_0 - любая из точек отражения при условии, что размер батареи мал.

Направление отраженного луча \mathbf{S}_r необходимо для проверки падения луча на рабочую сторону батареи. Если \mathbf{N} - нормаль к плоскости батареи, направленная в сторону рабочего полупространства, то условие $\mathbf{N} \mathbf{S}_r < 0$ обеспечивает падение отраженных лучей на рабочую сторону батареи.

Решение уравнения (1) находится стандартной программой *fzero.m*. Это уравнение может иметь более одного решения. Получение нужного решения обеспечивается правильным выбором начального приближения. Площадь многоугольника по найденным координатам вершин в плоскости вычисляется стандартной программой *polyarea.m*.

3.6 Программа *God_ads.m*

Программа предназначена для нахождения прямого восхождения α , склонения δ Солнца и угла λ положения гринвичского меридиана. Предполагается, что продолжительность звездных суток и тропического года, а также положение истинной точки Весеннего равноденствия остаются

неизменными. При этих предположениях нетрудно построить экстраполяцию табличных данных из “Астрономического ежегодника” на близлежащие годы.

Вспомогательная программа *god94.m* вычисляет коэффициенты рядов Фурье прямого восхождения (*ascension*) и склонения (*declination*) Солнца, переводя, тем самым, табличное представление этих величин в тригонометрическое.

Программа *God_ads.m*, используя полученные разложения, реализует экстраполяцию. Программа может использоваться самостоятельно вне программного комплекса. Диалог с программой достаточно прост.

Погрешности в определении положения Солнца посредством тригонометрического ряда в пределах, например, 1994 года иллюстрируются рис.5 и рис.6 (f_1, f_{12} - табличные, *asc* и *dec* - “тригонометрические значения”). Погрешность определения прямого восхождения не превышает 0.2° , склонения – 0.06° . Погрешности в близлежащие годы находятся в тех же пределах. Например, на 18.01.2001, 4:54:15 точные значения величин 300.265° , -20.528° , приближенные - 300.24° и -20.482° . Положение гринвичского меридиана (долгота восходящего узла) 191.27° - точное и 191.28° - приближенное значение. Для многих приложений такие точности вполне приемлемы.

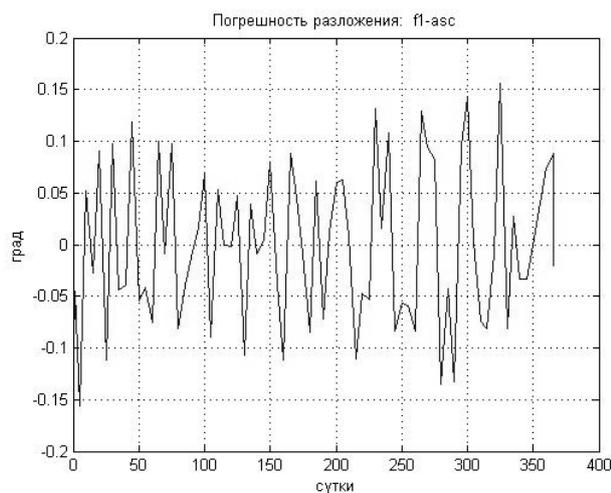


Рис.5. Погрешности в определении положения Солнца посредством тригонометрического ряда

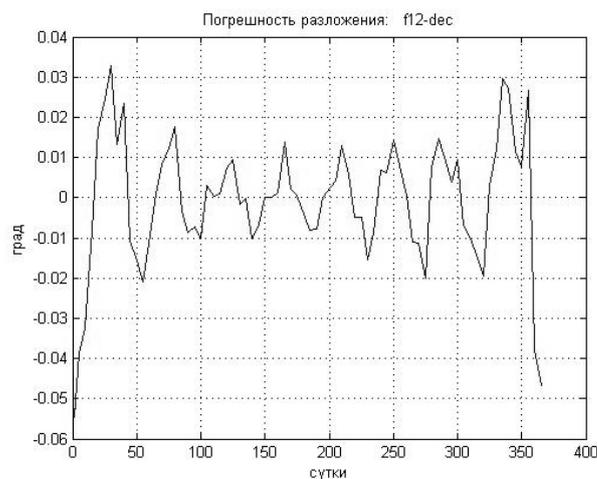


Рис.6. Погрешности в определении положения Солнца посредством тригонометрического ряда

Заметим, что 1994 год - последний год выхода “Астрономического ежегодника” в бумажном виде. С 1995 года соответствующие данные можно получить в электронном виде, в частности, через Internet. Предлагаемые при этом программы, как и программа, реализующая SGP4/SDP4 модель движения спутника Земли, достаточно объемны. Их непосредственное применение в задачах динамики спутника с пассивной системой ориентации относительно центра масс, по-видимому, нецелесообразно.

3.7 Программа *raw_Or.m*

Программа *raw_Or.m* вычисляет кеплеровы элементы орбиты по результатам измерений координат спутника на орбите. В начальном приближении эти элементы находятся на основе средних арифметических значений интеграла энергии, интеграла площадей в векторной форме и интеграла Лапласа, уточненные значения - методом наименьших квадратов, причем невязка формируется по разности измеренных и расчетных значений координат. Скорости в формировании невязки не участвуют. Координаты по кеплеровской модели вычисляются программой *raw_Orbit.m*, невязка - *raw_del.m*. Разности измеренных и расчетных значений координат для кеплеровых элементов в начальном приближении и элементов, полученных с помощью метода наименьших квадратов, показаны на рис. 7 - до оптимизации, рис.8 - после оптимизации. Видно, что оптимальная модель на порядок точнее “среднеарифметической”. Удаление нескольких “сомнительных” точек несколько улучшает “среднеарифметическую” модель и практически не меняет оптимальную.

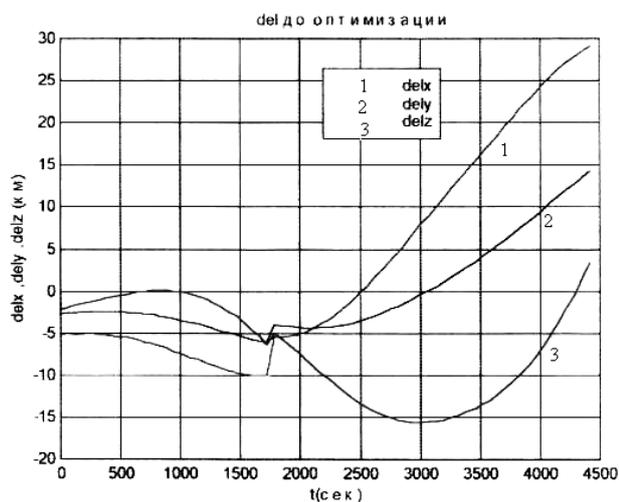


Рис.7. Разности измеренных и расчетных значения координат для кеплеровых элементов в начальном приближении и элементов, полученных с помощью метода наименьших квадратов, до оптимизации

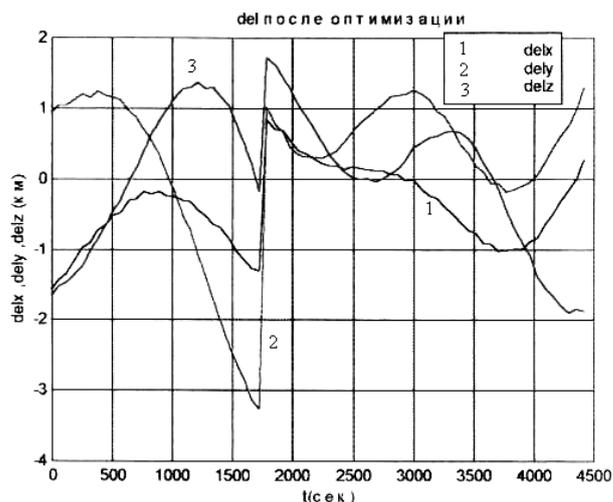


Рис.8. Разности измеренных и расчетных значения координат для кеплеровых элементов в начальном приближении и элементов, полученных с помощью метода наименьших квадратов, после оптимизации

3.8 Программа *Orfs.m*

Для моделирования процесса определения ориентации разработана программа *Orfs.m*, которая интегрирует уравнения углового движения спутника в следующих предположениях. Спутник представляет собой абсолютно твердое тело с постоянным магнитом и двумя взаимно перпендикулярными линейно намагниченными стержнями, в общем случае, не перпендикулярными постоянному магниту. Движение рассматривается в ”реальном” магнитном поле Земли (модель IGRF). Программа выдает ориентацию спутника в основной системе координат, отклонение продольной оси спутника Ox_1 от

вектора напряженности магнитного поля Земли, токи солнечных батарей от прямого излучения и от зеркального альbedo Земли, угловое расстояние между осью Ox_1 и земным лимбом, угол поворота спутника вокруг оси Ox_1 , угол поворота спутника относительно лимба и ряд других дополнительных величин. Токи от альbedo и от прямого солнечного излучения могут моделироваться равномерно распределенным шумом со сдвигом нуля, а также принудительно ограничиваться на задаваемом интервале для имитации режима ограничения тока (POT) при заряде.

Перенос вычислений дополнительных величин из основной программы в Orfs.m с целью ускорения процесса оптимизации является еще одним фактором необходимости разработки этой программы.

4 Математическое моделирование процесса определения ориентации

Прежде чем приступить к определению ориентации на основе реальных значений токов панелей солнечных батарей, полезно провести математическое моделирование процесса определения ориентации. Для этого будем имитировать данные с помощью программы *orfs.m* в целях изучения влияния различных факторов, получения представления о возможных погрешностях и настройки *Основной программы* на получение, по возможности, достоверных результатов. Моделирование проведем для режимов движения, близких к реальным по времени, орбите, положению Солнца, угловому движению и т.п. На заключительном этапе функционирования спутника, когда ориентация близка к ориентации по магнитному полю, угловая скорость вращения вокруг ориентируемой оси порядка десяти орбитальных; положение спутника на орбите, самой орбиты, Солнца, гринвичского меридиана соответствуют одному из сеансов измерений спутника *Munin*.

Первым вопросом при применении *Основной программы* определения ориентации статистическим методом является вопрос о выборе временного промежутка и, соответственно, количестве точек, используемых для формирования целевой функции. Ясно, что при малом количестве точек может быть достигнуто лучшее совпадение расчетных и реальных значений токов. Однако, полученная при этом информация об ориентации будет менее достоверной, чем при использовании большего количества точек. Это объясняется тем, что измеренные значения токов возмущены процедурами измерения и передачи данных и порождены не только прямым излучением Солнца, но и током от альbedo Земли. Поэтому можно ожидать, что увеличение количества точек приведет к уменьшению влияния шумов и токов от альbedo.

На большом промежутке времени значительную погрешность в целевую функцию может вносить неточность динамической модели, учитывающей только основные факторы. Может оказаться, что принятая динамическая модель неприменима на таком промежутке времени и анализ данных

посредством этой модели следует проводить на коротких промежутках. Одна из основных неточностей динамической модели обусловлена наличием стержней, стабилизирующих угловое движение спутника [10]. При его движении, близком к режиму ориентации по магнитному полю, эти стержни намагничиваются по частным петлям гистерезиса. Применение же уточненной модели гистерезиса, описанной в [11], затруднительно. В используемой динамической модели эти стержни рассматриваются как перпендикулярные постоянному магниту и обладающие линейным коэффициентом намагниченности с магнитными моментами I_2 и I_3 , пропорциональными проекциям вектора магнитного поля на их продольные оси. Постоянные составляющие намагниченности по осям Ox_2 и Ox_3 моделируются неточной установкой постоянного магнита по оси Ox_1 . Их значения, а также величина магнитного момента постоянного магнита I_0 могут быть уточнены с помощью модификации *als10.m* Основной программы.

Объем демпфирующих стержней на спутнике равен 1см^3 , объем по каждой оси $V_2 = V_3 = 0.5\text{см}^3$. Если стержни намагничены до насыщения, то

$$I_2^{\max} = I_3^{\max} = \frac{B^{\max}V}{\mu_0} \approx \frac{0.75\text{Тл} \cdot 0.5 \cdot 10^{-6}\text{м}^3}{4\pi \cdot 10^{-7}} = 0.3\text{Ам}^2.$$

Можно предположить, что из-за эффекта собственного и взаимного размагничивания стержней, а также из-за того, что намагничивание происходит по частным петлям, переменная составляющая намагничивания на порядок меньше насыщения, то есть для оценочных расчетов можно принять значения $I_2, I_3 \in [0, 0.3]\text{Ам}^2$. Рис. 9 – рис.12 иллюстрируют сказанное. “Реальное” значение угла отклонения оси Ox_1 от магнитного поля Земли получено для $I_2 = I_3 = 0.03\text{Ам}^2$ при 50%-ном зеркальном альбедо с помощью программы *orfs.m*.

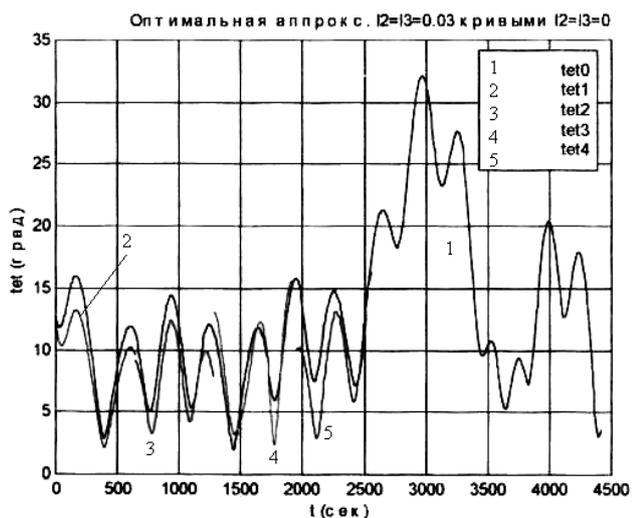


Рис.9. Оптимизация угла Θ на интервале 650с

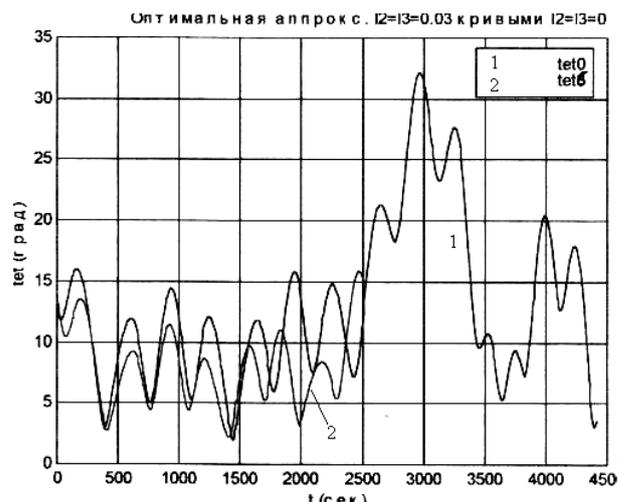


Рис.10. Оптимизация угла Θ на интервале 2500с при $I_2 = I_3 = 0.03\text{Ам}^2$

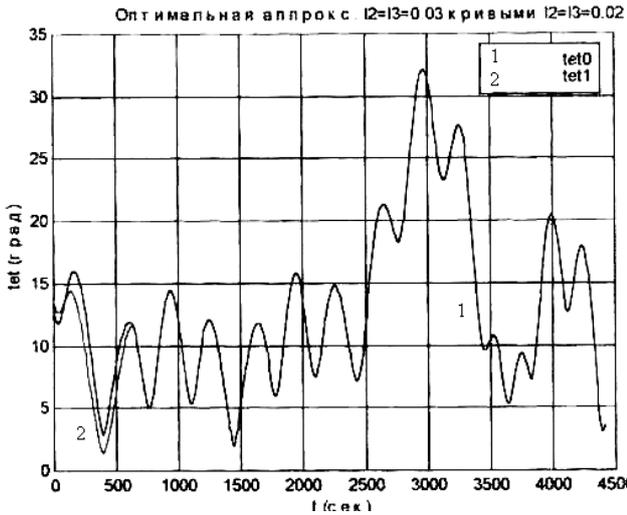


Рис.11. Оптимизация угла Θ на интервале 650с при $I_2 = I_3 = 0.02 \text{ Ам}^2$.

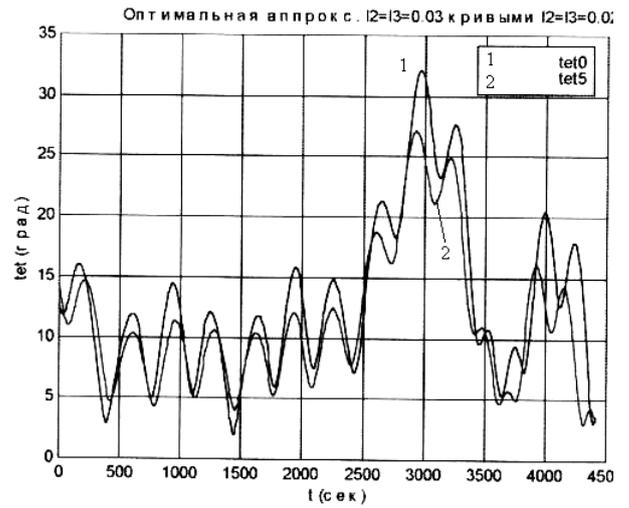


Рис.12. Оптимизация угла Θ на интервале 4500с при $I_2 = I_3 = 0.02 \text{ Ам}^2$.

Оптимизация на нескольких временных промежутках продолжительностью 650с (рис.9) и $[0; 2500]$ с (рис.10) показывает, что применение динамической модели без линейно-намагничивающихся стержней ($I_2 = I_3 = 0$) вместо “реальной” модели со стержнями ($I_2 = I_3 = 0.03 \text{ Ам}^2$) приводит к значительной погрешности. Так, оптимизация на отрезке 2500 с приводит к погрешности 10^0 при $t \approx 1900 \text{ с}$ (рис. 10). На рис.11 – рис.12 показаны аналогичные кривые для случая, когда динамическая модель имеет стержни $I_2 = I_3 = 0.02 \text{ Ам}^2$. В этом случае результаты близки к “реальным” при оптимизации на отрезке $[0; 2700]$ с.

Обратим внимание на то, что моделирование проводилось при 50%-ном зеркальном альбедо Земли. Приведенные примеры показывают, в какой степени естественное стремление вовлечь в обработку возможно больший ансамбль данных лимитируется рассмотренной неточностью динамической модели.

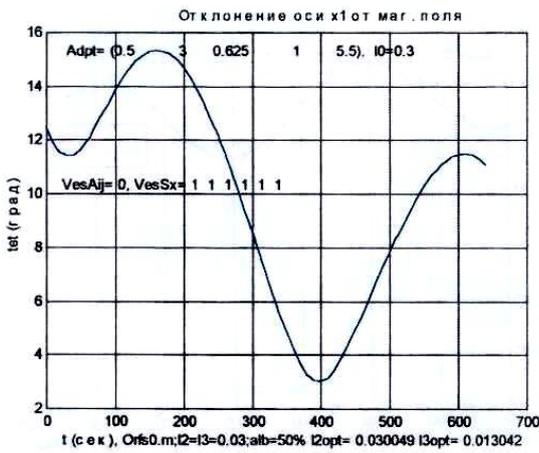


Рис.13. Оптимизация на интервале 650 с

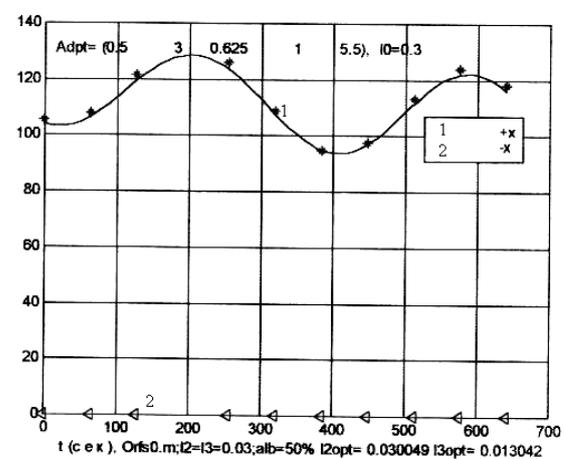


Рис.14. Оптимизация на интервале 650 с. Невязка токов панелей $+x, -x$

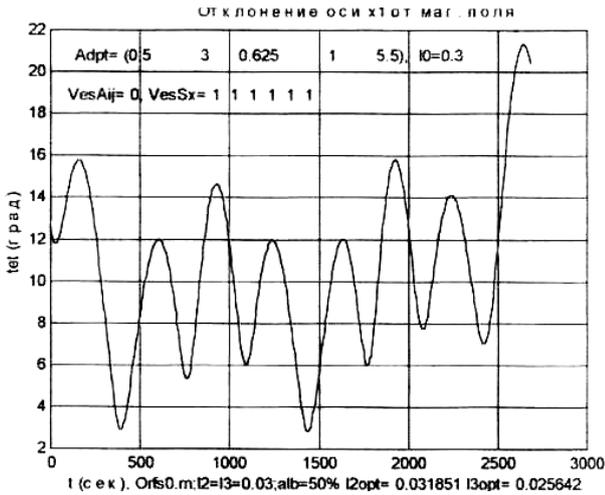


Рис.15. Оптимизация на интервале 2700 с

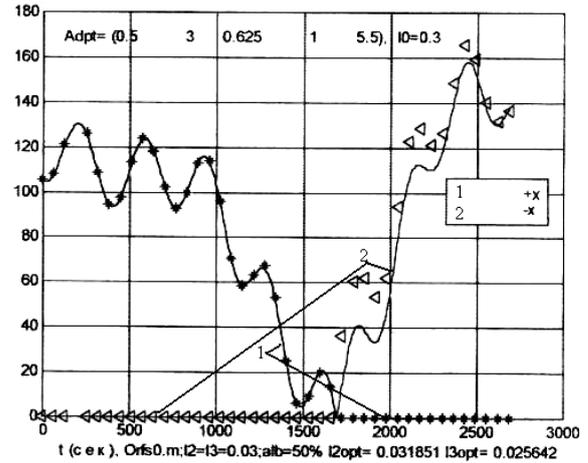


Рис.16. Оптимизация на интервале 2700 с. Невязка токов панелей +x, -x

Для оптимального подбора параметров I_2, I_3 была разработана модификация *Основной программы alsI23.m*. На рисунках представлены результаты оптимизации при помощи этой программы на различных интервалах времени $[0, 650]$ с (рис.13, рис.14) и $[0, 2700]$ с (рис.15, рис.16).

Значения параметров I_2, I_3 , как видно из подписей к рисункам, становятся более точными с увеличением промежутка оптимизации. При обработке данных на всем промежутке $[0, 4500]$ с получаем наиболее близкие к точным значениям величины $I_2 = 0.0312 \text{ Ам}^2$ и $I_3 = 0.0272 \text{ Ам}^2$ (точные значения $I_2 = I_3 = 0.03 \text{ Ам}^2$) и наиболее точную ориентацию (рис.17, рис.18).

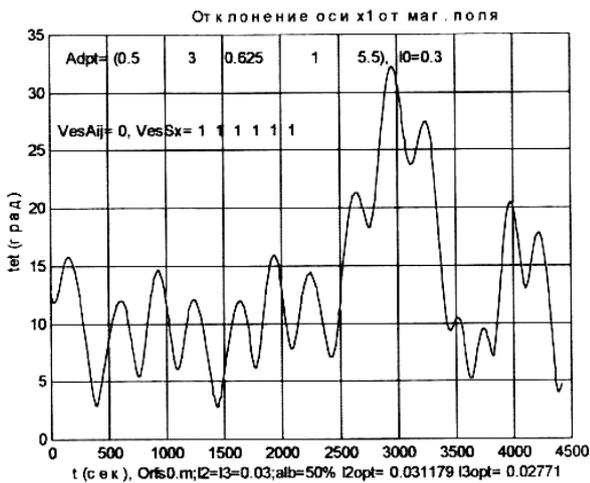


Рис.17. Оптимизация на интервале 4500 с

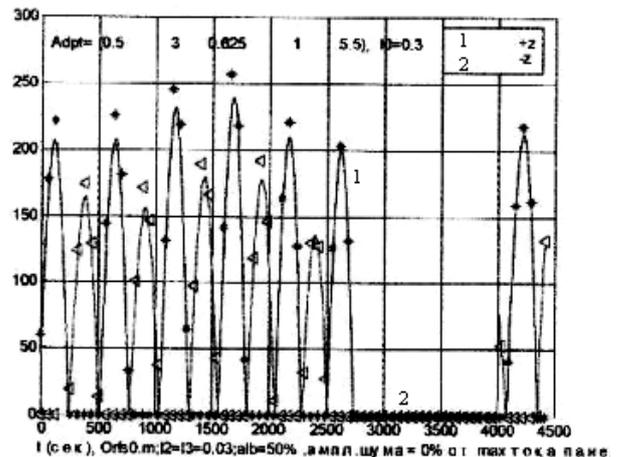


Рис.18. Оптимизация на интервале 4500 с. Невязка токов панелей +z, -z

Помимо гистерезисных стержней системы ориентации неточность в динамическую модель вносит наличие постоянного магнита, создающего восстанавливающий момент. По ряду соображений нет уверенности в том, что

постоянный магнитный момент спутника направлен по его продольной геометрической оси и что он имеет номинальную величину 0.3Ам^2 . Для уточнения постоянного магнитного момента спутника I_0 предназначена модификация *Основной программы als10.m*, с помощью которой наряду с начальными условиями углового движения спутника также находится оптимальная величина магнитного момента и углы его установки. Пример работы программы представлен на рис.19. Как и ранее, с увеличением промежутка оптимизации происходит уточнение параметров постоянного магнита. Заметим, что на рис.20 оптимизация проведена для токов, возмущенных как токами 50%-ного зеркального альbedo, так и режимом ограничения зарядного тока на отрезке времени [2000, 2500] с, соответствующем 12.5 минутам до входа в тень Земли (кривая *tetR*). Для сравнения, все графики угла Θ , включая точное значение (кривая *tet0*), построены на одном рисунке. Налицо хорошее совпадение с точным значением.

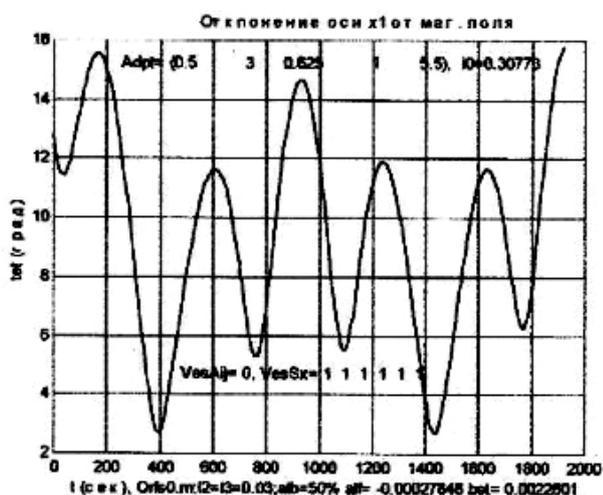


Рис.19. Оптимизация на интервале 1950 с

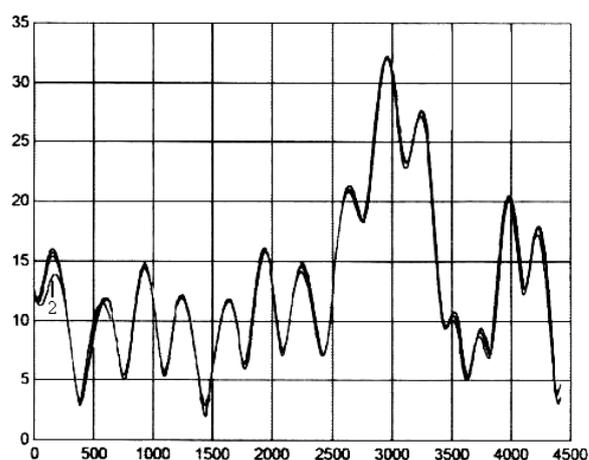


Рис.20. Сравнение результатов оптимизации на различных временных интервалах и иллюстрация несущественности влияния режима ограничения тока

На рис.21 представлено отклонение оси Ox_1 от магнитного поля, полученное программой оптимизации *als.m* при $I_{\max} = 210\text{мА}$ и $I_{\max} = 270\text{мА}$, а также точное значение отклонения. По хорошему совпадению кривых можно сделать заключение о слабом влиянии погрешности величины тока наибольшей панели. С помощью модификации основной программы *alsImax.m* получено оптимальное значение $I_{\max} = 255.7\text{мА}$ (рис.22), которое несущественно отличается от истинного (номинального) $I_{\max} = 240\text{мА}$.

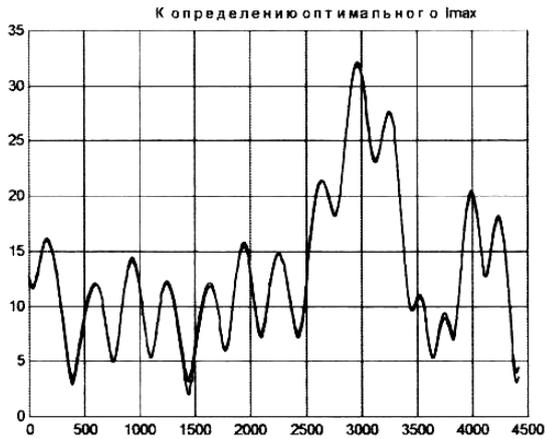


Рис.21. Отклонение оси Ox_1 при различных возмущениях токов

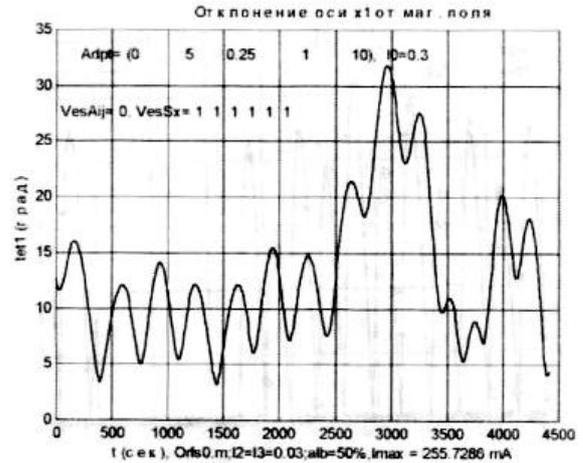


Рис.22. Отклонение Ox_1 при оптимальном $I_{max} = 255.7\text{mA}$

Существенным фактором неопределенности динамической модели является погрешность в определении тензора инерции. На рис.23 – рис.26 представлены значения угла отклонения оси Ox_1 от магнитного поля, полученные программой моделирования *orfs.m* для четырех значений тензора инерции J , и значения угла отклонения, полученные программой оптимизации *als.m* при номинальном тензоре инерции, заданном последовательностью (0.05283, 0.05283, 0.5283, 0, 0, 0). Здесь первые три числа есть главные моменты инерции, следующие три числа - углы отклонения главных осей от строительных. Как видно из рисунков, 10%-ное и 20%-ное изменение главных моментов инерции, а также отклонение главных осей инерции от строительных на 10° приводят к существенной погрешности в определении ориентации посредством *Основной программы als.m*.

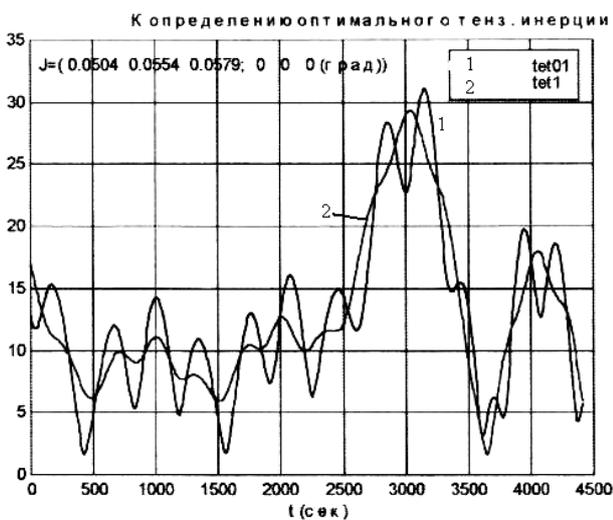


Рис.23. Отклонение оси x_1 при $J = (0.0504, 0.0554, 0.0579)$

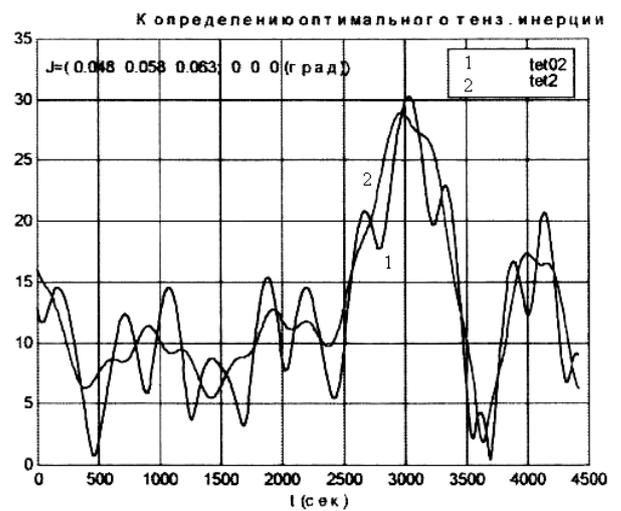


Рис.24. Отклонение оси x_1 при $J = (0.048, 0.058, 0.063)$

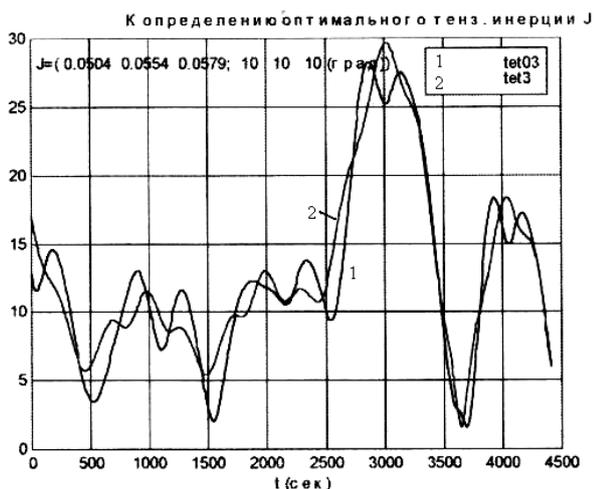


Рис.25. Отклонение оси x_1 при $J = (0.0504, 0.0554, 0.0579)$

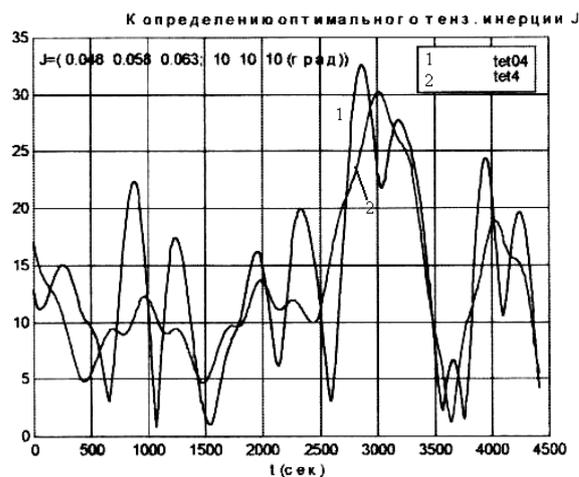


Рис.26. Отклонение оси x_1 при $J = (0.048, 0.058, 0.063)$

Для уточнения тензора инерции предназначена модификация *alsJ.m* Основной программы, в которой вместе с начальными условиями также вычисляются оптимальные значения элементов тензора инерции спутника. Результаты работы программы *alsJ.m* представлены на рис.27 при $t \in [0, 4500]c$. Как и ранее, оптимизация на всем промежутке времени $t \in [0, 4500]c$ приводит к наилучшим результатам: главные моменты инерции совпали с номинальными с точностью до 2%, а отклонения главных осей от строительных составило около 6° . Заметим, что точного совпадения ожидать не приходится, так как токи возмущены 50%-ным альбедо. Для удобства сравнения на одном и том же рисунке (рис.28) показаны точное значение угла отклонения θ_0 и значения углов θ_1, θ_2 , полученные программой *alsJ.m* для $t \in [0, 650]c$ и $t \in [0, 4500]c$. Точное значение и значение, полученное оптимизацией на всем промежутке времени, практически совпадают.

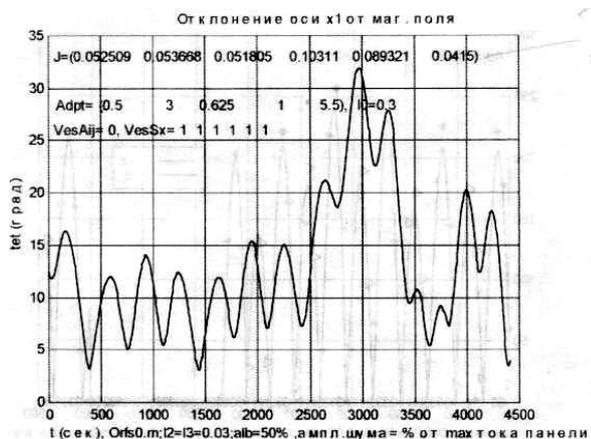


Рис.27. Уточнение элементов тензора инерции на интервале 4500 с



Рис.28. Точное значение угла отклонения θ_0 и значения угла θ_1, θ_2 , полученные программой *alsJ.m*

Влияние режима ограничения тока (РОТ) при заряде аккумуляторной батареи на результаты определения ориентации иллюстрирует рис.29. РОТ для этого графика моделировался в программе *Orfs.m* на отрезке времени $t \in [t_1, t_2]$, прилегающему к моменту захода в тень. Естественно предположить, что после продолжительного пребывания на Солнце аккумуляторная батарея в основном зарядилась и перед заходом в тень ее зарядный ток ограничивался регулирующим устройством. Для определения ориентации существенно то, что в этом случае нарушается пропорциональность токов панелей косинусам углов падения солнечных лучей. В программе *Orfs.m* нарушение пропорциональности токов панелей на указанном отрезке времени моделировалось умножением расчетных значений на произвольно выбранные константы l_x, l_y, l_z . На рис.29 представлен график, полученный с помощью программы *alsI23.m*. Сравнение с точной кривой на рис.20 показывает хорошее совпадение, и, следовательно, слабое влияние РОТ с указанными параметрами на определение ориентации. Однако, его влияние на определение оптимальных значений I_2 и I_3 существенно. При номинальных значениях $I_2 = I_3 = 0.03 \text{ Ам}^2$ их оптимальные значения $I_{2opt} = 0.041 \text{ Ам}^2$ и $I_{3opt} = 0.016 \text{ Ам}^2$ (рис.29).

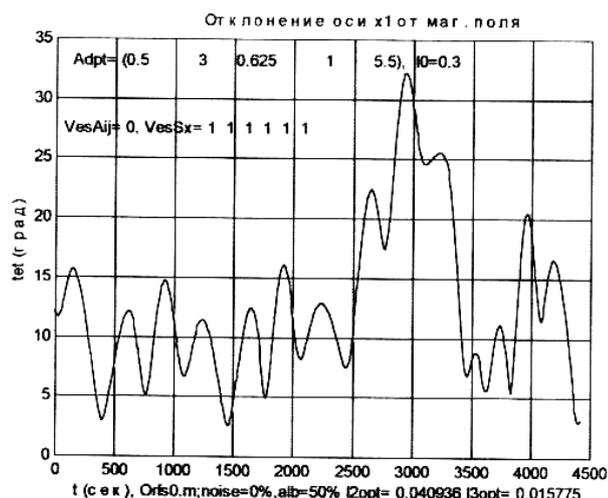


Рис.29. Оптимизация при наличии режима ограничения тока и номинальных $I_2 = I_3 = 0.03 \text{ Ам}^2$

В заключение полезно обратить внимание на следующий факт. В режиме, близком к ориентации оси Ox_1 спутника по магнитному полю, спутник вращается вокруг этой оси с заметной ($\approx 11\omega_0$) постоянной угловой скоростью. Ошибка в определении этой составляющей вектора угловой скорости на 10-30% может привести к выходу процесса оптимизации при определении ориентации на некоторый локальный минимум, далекий от искомого. Для пояснения этого обстоятельства заметим, что графики токов панелей $+Y, -Y, +Z, -Z$ по модулю близки к синусоидальным. Поэтому можно рассматривать модельную задачу о приближении $\sin t$ по среднеквадратичной норме функцией $\sin kt$, то есть исследовать на минимум функцию $I = \int_1^{100} (\sin t - \sin kt)^2 dx$. Эта

функция $I = I(k)$ имеет, кроме искомого абсолютного минимума при $k = 1$, множество локальных минимумов, на которые можно выйти при неудачном выборе начального приближения k_0 . Так, при $k_0 \approx 1.05$ (то есть при 20% погрешности), произойдет выход на локальный минимум в точке $k \approx 1.1$.

5 Обработка измерений

Типовой сеанс определения ориентации статистическим методом включает следующие действия.

1. Запуск программы *Start.m*, которая подготавливает исходные данные (за исключением начальной точки оптимизации) для основной программы *als.m* и ее модификаций. Если в результате визуального анализа графических результатов работы программы обнаружатся выпадающие точки, то следует скорректировать исходный файл телеметрических данных и вновь запустить *Start.m* (опция *zoom on* облегчает локализацию выпадающих точек).
2. Выполнение программы *OrbfiGraf.m*, которая в случае, если спутник находится в режиме близком к магнитной ориентации (только такие случаи подвергались обработке), определяет ориентацию и формирует файл, состоящий из направляющих косинусов осей спутника в соответствующие моменты времени. При этом достаточно выбрать в диалоге с программой *OrbfiGraf.m* режим обработки двух первых строк исходного файла. Первая строка определит ориентацию спутника в начальной точке, а с помощью второй строки *Основная программа* определит начальное значение вектора угловой скорости. Предпочтительнее является обработка всех строк, так как соответствующий график, который строится в основной программе, становится более информативным.
3. Копирование или переименование файла *tAmijOrbfiGraf_?.m* в файл *tAmij_?.m*. Новое имя получается из исходного изъятием средней части *OrbfiGraf_* и будет воспринято основной программой *als.m* и ее модификациями.
4. Пробный запуск программы *als.m* с опцией автоматического определения угловой скорости. Для экономии времени следует установить небольшое количество итераций (параметр K_{iter}) и шагов оптимизации (параметр *OPTIONS(14)*). Если на графиках токов панелей +Y, -Y, +Z, -Z не наблюдается фазовое совпадение расчетных и экспериментальных зависимостей, то можно считать, что начальная точка оптимизации находится в области притяжения локального минимума. В этом случае следует скорректировать составляющую ω_x угловой скорости, задавая ее значение в программе оператором присваивания. После успешного завершения пробных запусков установить требуемое значение K_{iter} и запустить программу в рабочем режиме.

Как отмечалось ранее, величина временного промежутка, границы которого задаются по запросу программы оптимизации, зависит от точности динамической модели. Для надежной работы статистического метода желательно увеличение количества обрабатываемых данных, и, следовательно, величины обрабатываемого временного промежутка. Нестрогий анализ и результаты математического моделирования процесса оптимизации с помощью программы *Orfs.m* позволяют предположить, что динамическая модель применима на временном промежутке, равном одному обороту спутника вокруг Земли.

6 Выводы

Достоверность результатов определения ориентации спутника *Munin* по токам от солнечных батарей существенно зависит от достоверности знания конструктивных параметров. Задавшись вероятным набором значений параметров, с помощью описанных программ получим вероятную ориентацию.

Принятые к рассмотрению параметры (величина и ориентация дипольного момента постоянного магнита, тензор инерции спутника) позволили показать, что спутник вышел на режим ориентации вдоль вектора индукции геомагнитного поля с удовлетворительной точностью.

7 Благодарности

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (гранты N 07-01-92001 и N 09-01-00431). Авторы благодарят L.Anderson (IRF, Швеция) за предоставленные результаты калибровки камеры, O.Norberg (Esrangle, Швеция) за предоставленные телеметрические данные с наноспутника *Munin* и S.Barabash (IRF, Швеция) за полезные обсуждения и внимание к работе.

8 Список литературы

1. M.Ovchinnikov, V.Pen'kov, O.Norberg and S.Barabash, Attitude Control System for the First Swedish Nanosatellite MUNIN. - Acta Astronautica, 2000, V.46, Issue 2-6, pp.319-326.
2. М.Ю.Овчинников, И.Ю.Кирюшкин, У.Норберг, С.В.Барабаш, В.И.Пеньков. Методы определения углового движения нано-спутника *Munin*. Препринт Института прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН, 2003, N 25, 24с.
3. А.А.Давыдов, В.В.Сазонов. Определение параметров вращательного движения КА “монитор-э” по телеметрическим данным о токе солнечных батарей. Препринт Института прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН, 2008, N 85, 25с.
4. Н.А.Брюханов, В.В.Цветков, М.Ю.Беляев, Е.В.Бабкин, Т.В.Матвеева, В.В.Сазонов. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого

вращательного движения КА “Прогресс”. Препринт Института прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН, 2004, N 43, 25с.

5. А.А.Давыдов. Определение параметров вращательного движения КА, оснащенного двигателями-маховиками, по данным тока солнечных батарей. Актуальные проблемы российской космонавтики. Материалы XXXIII академических чтений по космонавтике, Москва, январь 2009, с. 136-137.
6. L. Viscito, M. C. Cerise. Rate and Attitude Determination Using Solar Array Currents. U.S. Air Force Academy, Department of Astronautics, 2007, 5p. ([http://www.usafa.af.mil/df/dfas/Papers/20062007/Rate%20and%20Attitude%20Determination%20Using%](http://www.usafa.af.mil/df/dfas/Papers/20062007/Rate%20and%20Attitude%20Determination%20Using%20))
7. Ф.Грациани, И.Икбал, И.Ю.Кирюшкин, С.А.Мирер, Р.Б.Немучинский, У.Норберг, М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков, Г.В.Смирнов, В.Д.Шаргородский. Методы ориентации малых спутников с использованием геомагнитного поля. Сборник аннотаций докладов на Восьмом Всероссийском съезде по теоретической и прикладной механике 23-29 августа, 2001г., Пермь, с.203.
8. В.И.Пеньков, М.Ю.Овчинников, И.Ю.Кирюшкин. Определение ориентации наноспутника Munin по результатам измерений токосъема солнечных батарей. Сб. аннотаций докладов на XXVI Академических Чтениях по космонавтике, 30 января–1 февраля, 2002, М.: Изд-во Война и мир, 2002, С.102-103.
9. М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков, И.Ю.Кирюшкин, Р.Б.Немучинский, А.А.Ильин, Е.Е.Нохрина. Опыт разработки, создания и эксплуатации магнитных систем ориентации малых спутников. Препринт Института прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН, 2002, No.53, 32с.
10. М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков, А.В.Храбров, Ю.В.Борисова. Пассивная магнитная система ориентации нано-спутника MUNIN. Препринт Института прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН, 1999, N~5, 36с.
11. М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков. Пассивная магнитная система ориентации наноспутника, Космические исследования, 2002, т.40, N 2, с.156-170.

Содержание

1. Введение.....	- 3 -
2. Основная программа.....	- 4 -
2.1. Основная программа <i>als.m</i>	- 4 -
2.2. Модификации основной программы	- 6 -
2.3. Модуль <i>globP_?.m</i>	- 7 -
3. Вспомогательные программы.....	- 8 -
3.1. Программа <i>Start.m</i>	- 8 -
3.2. Программа <i>OrBfiGraf.m</i>	- 11 -
3.3. Программа <i>OrB.m</i>	- 12 -
3.4. Программа <i>OptLoc.m</i>	- 14 -
3.5. Программа <i>mirrKub.m</i>	- 15 -
3.6. Программа <i>God_ads.m</i>	- 16 -
3.7. Программа <i>raw_Or.m</i>	- 18 -
3.8. Программа <i>Orfs.m</i>	- 18 -
4. Математическое моделирование процесса определения ориентации.....	- 19 -
5. Обработка измерений	- 27 -
6. Выводы.....	- 28 -
7. Благодарности	- 28 -
8. Список литературы	- 28 -