

## МОДЕЛИРОВАНИЕ БОРТОВОГО ЭНЕРГОБАЛАНСА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2024

**В. И. Куренков** доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru)

**Е. А. Пупков** старший преподаватель кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru)

**И. С. Ткаченко** кандидат технических наук, директор Института авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [tkachenko.is@ssau.ru](mailto:tkachenko.is@ssau.ru)

Приведено описание разработанных моделей, алгоритмов и программного обеспечения для оперативной оценки энергобаланса на борту космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с целью контроля выполнения целевых показателей космической системы наблюдения. На основе полученных моделей и алгоритмов разработан модуль программного обеспечения для оценки бортового энергобаланса в динамике, который используется в составе программного обеспечения для оценки целевых и основных проектных показателей космической системы наблюдения. В пользовательском интерфейсе модуля предусмотрены окна для ввода и контроля исходных данных по параметрам системы электропитания и циклограммам подключения приборов бортовых систем, а также окна для вывода результатов моделирования энергобаланса в цифровом виде и в виде динамических диаграмм. Использование программного обеспечения, построенного на предложенных моделях и алгоритмах, позволяет более обоснованно и оперативно разрабатывать первоначальные требования к проектируемым бортовым системам космических аппаратов дистанционного зондирования Земли высокоточного и оперативного наблюдения и ускорить процесс согласования проектных характеристик космического аппарата на начальных стадиях проектирования. Предлагаемые методы, модели и программное обеспечение носят универсальный характер и могут быть использованы при проектировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с широким спектром целевых показателей, состава целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем.

*Космический аппарат; оптико-электронное наблюдение; система электропитания; солнечная батарея; аккумуляторная батарея; приборы бортовых систем; циклограммы; бортовой энергобаланс; модели; алгоритмы; программное обеспечение*

---

**Цитирование:** Куренков В.И., Пупков Е.А., Ткаченко И.С. Моделирование бортового энергобаланса космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 65-78. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-65-78

### Введение

В процессе проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) основное внимание уделяется обеспечению заданных в тактико-техническом задании целевых показателей космической системы наблюдения: линейного разрешения на местности, периодичности наблюдения, производительности съёмки, оперативности доставки информации и др. При проектировании космических аппаратов высокоточного и оперативного наблюдения с высокой производительностью в

условиях ограничений по массе КА и его ресурсам часто возникает проблема дефицита электроэнергии на борту КА в те или иные периоды орбитального движения и функционирования, что влечёт за собой ограничения на подключение приборов целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем. Как следствие, дефицит электроэнергии на борту КА может привести к снижению целевых показателей.

Одним из путей снижения дефицита электроэнергии на борту КА является увеличение среднесуточной мощности системы электропитания (СЭП), но этот путь влечёт за собой повышение площади солнечной батареи (СБ) и, как следствие, увеличение массы СБ и других элементов СЭП. Другим путём является совершенствование циклограмм работы СЭП за счёт перераспределения по времени включения и выключения отдельных приборов целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем. Этот путь может привести к снижению пиковых нагрузок и среднесуточной мощности СЭП. Если же дефицит электроэнергии на борту КА снизить не удаётся, то приходится отказываться от использования некоторых второстепенных приборов или, в крайнем случае, вводить ограничения по целевым показателям, в частности по показателям производительности съёмки.

Циклограммы функционирования СЭП КА на начальных этапах проектирования оцениваются по упрощённым моделям, а на завершающих этапах проектирования, когда приборный состав определён и известны его энергетические характеристики, циклограммы разрабатываются по результатам анализа последовательности включения и выключения конкретных элементов целевой аппаратуры и приборов бортовых обеспечивающих систем с учётом мощности и длительности включения конкретных приборов.

И если у проектируемого КА имеется достаточно близкий по приборному составу аналог, то циклограммы функционирования СЭП, разработанные на начальном этапе разработки, мало отличаются от циклограмм, полученных на завершающих этапах проектирования. Если же проектируется КА, характеристики и приборный состав которого существенно отличаются от аналогов, то отклонения по циклограммам работы СЭП и её среднесуточной мощности на начальных и заключительных этапах проектирования КА могут быть существенными. В этом случае могут потребоваться существенные доработки проекта, что на завершающих этапах проектирования, как правило, недопустимо.

В настоящее время имеется довольно много публикаций, освещающих проектирование СЭП КА ДЗЗ. В большинстве таких работ используются математические модели, алгоритмы, программное обеспечение, связывающие значения внутренних параметров СЭП КА (мощности, силы тока источника энергии, потребляющих приборов и др.) с параметрами качества выходных параметров (вольт-амперные характеристики, переходные процессы при переключении, надёжность и др.).

Имеются публикации по формированию циклограмм работы СЭП и оценке энергобаланса на борту КА [1 – 5], однако в них учитывается ограниченное количество факторов, влияющих на энергобаланс КА. Что же касается исследований по оценке влияния дефицита мощности СЭП на целевые показатели КА ДЗЗ, то публикации и по этой теме практически отсутствуют.

Существующие методы построения циклограмм работы СЭП и анализа энергобаланса на борту КА не позволяют учитывать комплексное воздействие основных факторов эксплуатации и особенностей циклограмм целевой работы, например, при проведении длинного маршрута съёмки с большими углами отклонения оптической оси аппаратуры наблюдения КА от надира. Эти методы приближены и основаны на расчёте среднесуточной мощности системы электропитания и среднесуточной мощности электропотребления бортовой аппаратуры. В частности, расчёт среднесуточной мощ-

ности СЭП базируется на относительном времени нахождения КА на освещённой Солнцем части орбиты, при этом для упрощения иногда исключают время съёмки объектов наблюдения. В настоящее время при составлении циклограмм работы СЭП используются графоаналитические методы, суть которых состоит в наложении циклограмм работы отдельных приборов и составлении суммарной циклограммы [5]. Причём часть работы иногда выполняется в ручном режиме.

Имеющиеся в настоящее время аналитические методы не позволяют с достаточной точностью определять энергобаланс на борту КА в динамике с учётом комплексного воздействия основных факторов эксплуатации и особенностей циклограмм целевой работы КА. Поэтому требуются новые методы анализа энергобаланса на борту КА, учитывающие условия полёта, близкие к реальным, пополнение запасов электроэнергии от солнечной батареи, степень заряженности аккумуляторных батарей, энергопотребление целевой аппаратуры и приборов, обеспечивающих бортовых систем КА при циклограммах работы, также близких к реальным.

Объектом исследования настоящей работы является КА ДЗЗ оптико-электронного наблюдения и средства проектного анализа бортового энергобаланса.

Цель работы – представить и обсудить разработанные модели, алгоритмы и программное обеспечение для оценки на этапе проектирования текущего энергобаланса и среднесуточного энергобаланса на борту КА ДЗЗ на основе моделирования целевого функционирования КА с учётом основных внешних и внутренних факторов эксплуатации, влияющих на целевые показатели космической системы наблюдения.

Для разработки программного обеспечения необходимо решить следующие задачи:

- выбрать метод моделирования и базовое программное обеспечение, совершенствование которых позволит анализировать проектный энергобаланс КА;
- выбрать комплекс моделей для оценки энергобаланса КА в динамике;
- разработать пользовательский интерфейс для ввода исходных данных по характеристикам СЭП и циклограммам работы приборов бортовых систем КА;
- разработать модели и алгоритм для организации имитационного моделирования энергобаланса КА при целевом функционировании;
- разработать пользовательский интерфейс для вывода результатов моделирования.

Для космической системы детального и оперативного наблюдения были приняты некоторые ограничения: по высотам рабочих орбит; по предельным углам отклонения оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) от надира; по предельному углу Солнца над горизонтом при съёмке очередного объекта наблюдения; по ориентации панелей солнечной батареи на освещённом Солнцем участке орбиты при отсутствии целевой работы КА; по условиям приёма видеoinформации с борта КА на наземные пункты приёма информации (НППИ) и др.

В данном исследовании ограничились так называемым объектовым режимом съёмки, то есть съёмкой отдельно отстоящих объектов наблюдения по выбранной последовательности съёмки (маршруту).

### **Метод моделирования и базовое программное обеспечение**

В настоящей работе за основу принят метод имитационного моделирования орбитального полёта и функционирования КА по целевому назначению, а также взаимодействия его бортовых систем с другими составными частями космической системы. КА ДЗЗ рассматривается как элемент космической системы наблюдения, в которую, кроме КА ДЗЗ, входят наземные пункты приёма информации, спутники ретрансляторы, навигационные спутники и др. При имитационном моделировании можно учитывать гораз-

до большее количество факторов, влияющих на энергобаланс КА, по сравнению с аналитическими моделями.

Суть метода имитационного моделирования применительно к КА ДЗЗ укрупнённо заключается в том, что через определенные промежутки времени в течение всего срока активного существования отслеживаются: параметры орбитального движения КА в трёхмерном пространстве; ориентация панелей солнечной батареи относительно Солнца; возможность использования энергии от СБ на работу приборов бортовых систем или на подзарядку аккумуляторной батареи; моменты подключения тех или иных приборов бортовых систем КА согласно введённым циклограммам в зависимости от режимов целевой работы КА; степень заряда аккумуляторных батарей и др. Периодически оцениваются текущие значения целевых показателей космической системы наблюдения.

Отметим некоторые особенности в использовании метода имитационного моделирования применительно к анализируемой задаче. На реальный полёт и целевое функционирование космического аппарата оказывает влияние большое количество факторов, и все их учесть в имитационной модели не представляется возможным, так как в этом случае модель становится перегруженной деталями, иногда мало влияющими на общий результат расчёта, и «погоня» за учётом всех факторов в модели может приводить к потере скорости счёта и не отвечать требованиям оперативности получения результатов расчёта. Поэтому одной из важных задач имитационного моделирования функционирования КА ДЗЗ и космической системы наблюдения является выбор факторов и параметров моделирования, наиболее сильно влияющих на результаты расчёта, а также ограничений и допущений при разработке математических моделей.

В основу разработки положен программный комплекс ЕФКАН имитационного моделирования орбитального движения и целевого функционирования КА ДЗЗ, разработанный ранее на кафедре космического машиностроения Самарского университета. Более подробные сведения об этом комплексе (с использованием разработанных математических моделей) приведены в работах [6 – 8]. Этот программный комплекс усовершенствован в части оценки энергобаланса КА и базируется на использовании известных и разработанных новых моделей и алгоритмов.

### **Комплекс моделей для оценки энергобаланса космических аппаратов в динамике**

Для оценки энергобаланса на борту КА в динамике, во-первых, были проанализированы и выбраны существующие модели для имитационного моделирования, во-вторых, были модернизированы некоторые существующие модели, в-третьих, разработаны новые модели и алгоритмы. Комплекс таких моделей и алгоритмов позволяет реализовать следующие этапы моделирования:

- моделирование орбитального движения КА и целевых показателей космической системы наблюдения;
- формирование исходных данных по объектам наблюдения;
- отбор объектов наблюдения, попадающих в полосы обзора КА;
- выбор маршрута съёмки;
- определение текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности СБ и направлением на Солнце;
- ввод исходных данных по характеристикам СЭП и циклограммам работы приборов бортовых систем КА;
- модели и алгоритм для организации имитационного моделирования энергобаланса КА при целевом функционировании;
- вывод результатов моделирования.

Ниже приведена иллюстрация возможностей некоторых моделей и результатов их реализации в программном обеспечении.

### **Моделирование орбитального движения космического аппарата дистанционного зондирования Земли и целевых показателей**

При моделировании орбитального движения КА ДЗЗ принято допущение, что для расчёта параметров орбит используются уравнения эллиптического движения с периодической коррекцией расчётных значений долготы восходящего узла (учитываются вековые возмущения от второй зональной гармоники в разложении геопотенциала).

Модели орбитального движения КА ДЗЗ учитывают:

- время полёта КА (витки, сутки, месяцы, годы);
- типы орбит (круговые солнечно-синхронные, эллиптические);
- параметры орбиты КА, прецессию орбиты, годовое изменение пространственного положения Земли относительно Солнца;
- положение КА в пространстве в каждый момент имитации орбитального движения;
- условия нахождения КА в световом пятне Земли и в её тени;
- геодезические координаты подспутниковой точки;
- условия съёмки объектов по углу Солнца над горизонтом;
- развороты корпуса КА при перенацеливании и для выполнения других задач целевого функционирования;
- моменты времени входа КА в зону радиовидимости наземных пунктов приема целевой информации и др.

### **Формирование исходных данных по объектам наблюдения**

Исходные данные в программном обеспечении можно формировать с помощью:

- непосредственного введения исходных данных по координатам объектов наблюдения с помощью пользовательского интерфейса;
- имитации массива случайных координат объектов наблюдения с учётом принятого закона распределения по широте поверхности Земли;
- имитации массива случайных координат объектов наблюдения с учётом неравномерности распределения по материкам и районам Земли.

В качестве примера на рис. 1 представлено одно из окон программы, на котором видны контуры материков Земли и показаны красными точками результаты генерации 5000 потенциальных объектов наблюдения по поверхности суши с нормальным законом распределения по широте.

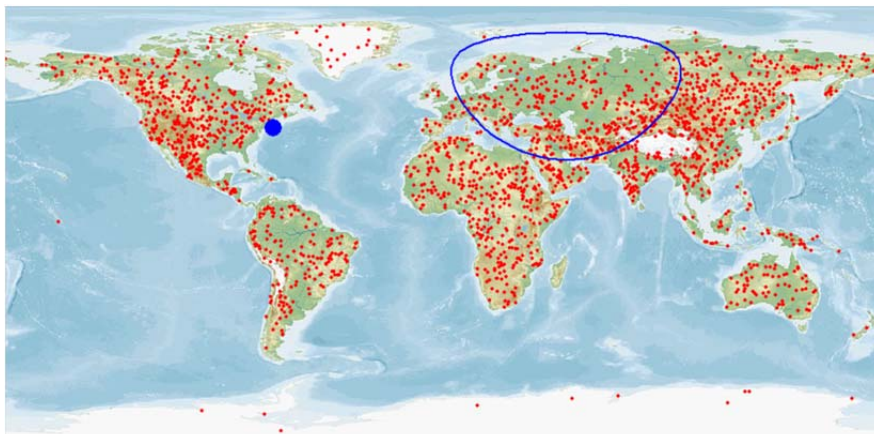


Рис. 1. Распределение потенциальных объектов наблюдения по районам поверхности Земли

### **Отбор объектов наблюдения, попадающих в полосы обзора космического аппарата**

Отбор объектов наблюдения, попадающих в полосы обзора КА, может проводиться как с использованием аналитических моделей, так и с помощью имитационного моделирования. Суть аналитического моделирования состоит в том, что строятся две дополнительные плоскости, расположенные параллельно плоскости орбиты, которые отделяют весь массив потенциальных объектов наблюдения от объектов наблюдения, попадающих в зону обзора КА ДЗЗ. При этом учитывается вращение Земли. Более подробное описание этих моделей приведено в [9]. Суть имитационного моделирования состоит в том, что предварительно включается подпрограмма имитации орбитального движения КА и подпрограмма проверок условий попадания тех или иных объектов наблюдения в зону обзора.

### **Выбор маршрута съёмки**

Выбор маршрута съёмки может производиться как с помощью имитационного моделирования, так и динамического программирования с учётом ограничений по угловой скорости поворота КА при перенацеливании. Усовершенствованные модели для моделирования процесса переориентации космического аппарата опико-электронного наблюдения поверхности Земли при объектовой съёмке представлены в работе [9].

На рис. 2 представлено окно программного обеспечения с картой часовых поясов, на поле которой жирными ломаными линиями показаны выбранные маршруты (на 320-е сутки имитации полёта КА) при объектовом режиме съёмки.

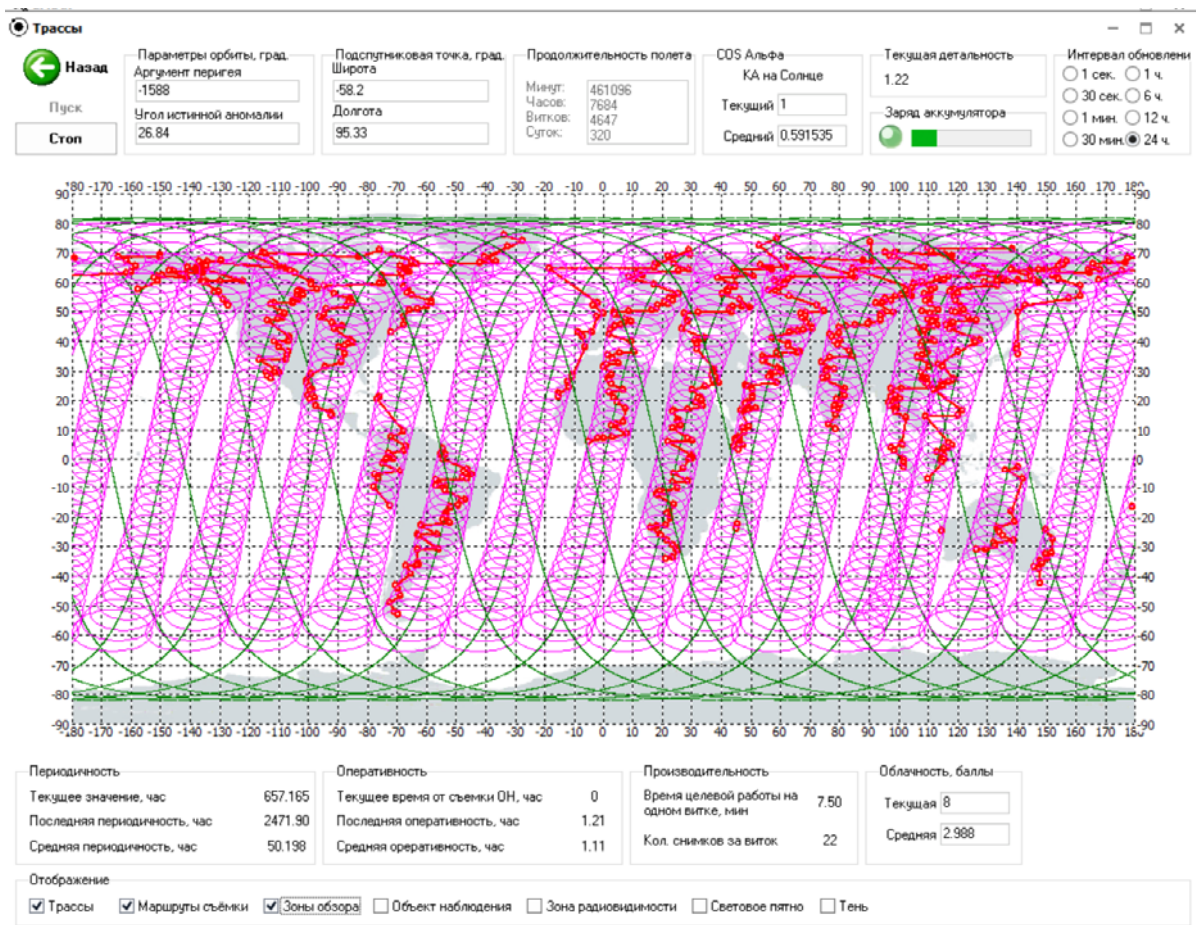


Рис. 2. Окно программного обеспечения с выбранными маршрутами съёмки

Тонкими линиями показаны трассы КА и зоны обзора КА, изменяющиеся в процессе орбитального движения. В маршрут съёмки включаются лишь объекты, находящиеся в рассматриваемый момент времени в так называемом «световом пятне», то есть в области поверхности Земли, где угол Солнца над горизонтом не ниже заданного. Модели учитывают ограничения по максимально возможной угловой скорости перенацеливания КА.

### **Определение текущего значения косинуса угла между нормалью к панели солнечной батареи и направлением на Солнце**

Усовершенствованные модели для определения текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности СБ и направлением на Солнце (угла альфа) представлены в [10] и учитывают процессы проведения объектовой съёмки и переориентации КА с учётом относительного движения объектов наблюдения в поле обзора космического аппарата. Особенностью этих моделей является то, что определение угла альфа можно проводить на этапах проектирования КА, когда программы управления по углам тангажа и крена ещё не разработаны.

### **Ввод исходных данных по характеристикам систем электропитания и циклограммам работы приборов бортовых систем космического аппарата**

В качестве электрической схемы системы электропитания была использована типовая схема [7]. Ввод исходных данных по некоторым параметрам системы электропитания производится в специальном окне пользовательского интерфейса программы. При этом учитывается, что при прохождении тока через какое-либо устройство теряется некоторое количество мощности. Эти потери характеризуются соответствующими коэффициентами полезного действия (КПД) этих устройств, которые и вводятся в соответствующие окна.

Ввод исходных данных по циклограммам работы приборов бортовых систем КА осуществляется с использованием пользовательского интерфейса, представленного на рис. 3. На этом рисунке представлено окно программы «Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры». Циклограммы вводятся отдельно для каждого этапа целевого функционирования КА ДЗЗ при раскрытии следующих закладок: режим астроориентации (АО); маршрут (объектовая съёмка); заключительный участок; передача видеoinформации (СПИ); работа в тени; неориентированный полёт; ожидание и др.

Названия	Время,с	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	
приборов	Циклограмма	725	725	725	875	882	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1082	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	1075	10
Коммутатор		30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
Бл Управл		25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25
Бл РасПит		70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70
СГК		390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	390	39
ИП ОЭП		180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	180	18
ОЭП		30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30	30
Бл Сжат						7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7										
КодирПр					150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	150	15
ЗУ							200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	200	20

Рис. 3. Окно программы «Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры»

Для каждого этапа целевого функционирования КА вводятся циклограммы включения тех или иных приборов, названия которых вводятся в первом столбце таблицы. При необходимости можно изменять названия приборов, добавлять или уменьшать их количество.

В ячейки таблицы вводятся значения мощности потребления соответствующих приборов в те или иные моменты времени после подключения прибора. Процесс ввода циклограмм можно автоматизировать путём ввода диапазона времени с одинаковыми значениями мощности приборов. Можно также формировать и запоминать файлы с исходными данными циклограмм, а впоследствии открывать эти файлы и корректировать циклограммы.

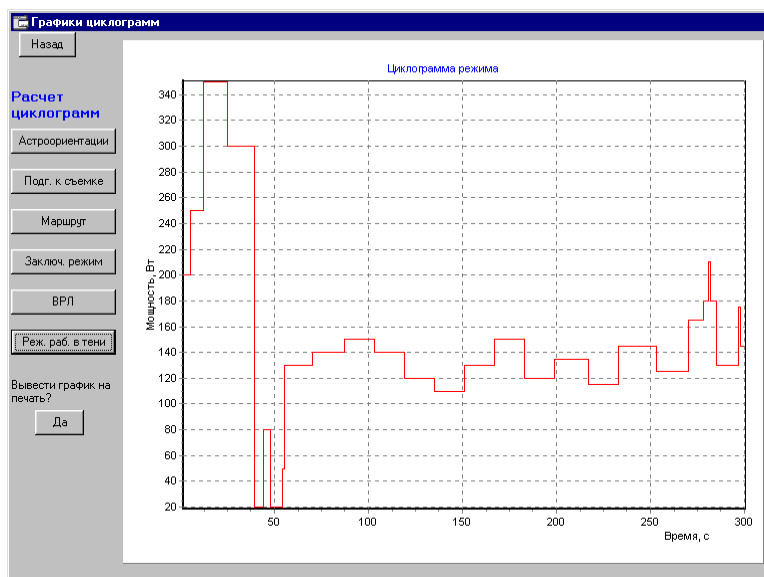


Рис. 4. Окно для контроля циклограммы работы аппаратуры космического аппарата на теневого участка орбиты

Предусмотрен визуальный режим контроля циклограмм путём выведения графиков для отдельных этапов функционирования КА. На рис. 4 показано окно для режима работы аппаратуры КА на теневого участка орбиты КА.

### **Модели и алгоритм для организации имитационного моделирования энергобаланса космического аппарата при целевом функционировании**

С помощью программной реализации моделей и алгоритма производится управление подключением тех или иных приборов КА в нужные моменты времени. Перед началом реализации алгоритма в программу посредством пользовательского интерфейса вводятся необходимые исходные данные в соответствующие формы.

Моделирование процесса заряда и разряда аккумуляторных батарей осуществляется путём подключения частных моделей, которые используют циклограммы подключения приборов целевой и обеспечивающей аппаратуры и в каждый момент времени учитывают:

- поступление электроэнергии в СЭП от солнечной батареи в зависимости от угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце;
- пополнение запасов аккумуляторных батарей с учётом собственного потребления системы электропитания и системы обеспечения теплового режима;
- расход электроэнергии из аккумуляторных батарей или непосредственно из СБ в процессе работы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем;



- текущий запас электроэнергии в буферных батареях с учётом поступления электроэнергии от СБ и расхода энергии приборами КА (модели для оценки энергобаланса на борту КА в процессе целевой работы).

Ниже приведён укрупнённый алгоритм имитационного моделирования для оценки целевых показателей КА ДЗЗ с учётом энергобаланса. Данный алгоритм составлен на основе типовой электрической схемы СЭП КА и логики работы автоматики системы электропитания. Следует отметить, что при необходимости приведённый алгоритм можно расширить или уточнить для конкретного космического аппарата.

1. Включается подпрограмма имитации орбитального движения КА ДЗЗ.

2. Подключаются подпрограммы определения текущего значения целевых показателей: линейного разрешения на местности, периодичности наблюдения, производительности съёмки и оперативности доставки и видеoinформации на наземные пункты приёма. Периодически рассчитываются интегральные показатели за какой-либо период функционирования КА.

3. Подключаются подпрограммы: генерации потенциальных объектов наблюдения на поверхности Земли (если их координаты не заданы в исходных данных); отбора объектов, попадающих в полосы обзора КА на соответствующих витках полёта КА; выбора маршрута объектовой съёмки.

4. Подключается подпрограмма для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце, и определяется текущее значение этого косинуса. Осуществляется расчёт значения среднего косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце.

5. Подключаются подпрограммы: оценки мощности поступающей электроэнергии от СБ; текущего значения потребляемой мощности работающих приборов КА (в соответствии с циклограммами их работы); степени заряда аккумуляторной батареи (АБ). При избытке мощности от СБ осуществляется подзарядка АБ. При недостатке мощности от СБ осуществляется переключение потребления энергии приборами КА от АБ.

6. Подключается подпрограмма для оценки степени разряда аккумуляторной батареи от работающей аппаратуры в соответствии с заданной в исходных данных циклограммой работы системы электропитания.

7. Осуществляется расчёт степени заряда АБ на каждом шаге имитационного моделирования или периодически через заданное время. Результаты выводятся на экран монитора для контроля изменения энергобаланса по времени.

8. Осуществляется приращение времени (на шаг расчёта), и пункты 2 – 7 циклически повторяются до наступления одного из следующих условий:

- принудительный выход из цикла;
- достижение определённого количества циклов расчёта или времени;
- достижение определённой точности расчёта по анализируемым показателям.

9. Формируется протокол расчёта, который можно вывести на печать по желанию исследователя.

### **Вывод результатов моделирования**

Вывод результатов моделирования функционирования КА по целевому назначению с учётом энергобаланса производится в соответствующие окна программы. Адекватность используемых моделей проводилась различными методами на соответствующих этапах разработки моделей, алгоритмов и программного обеспечения.

На рис. 5 приведено окно программного обеспечения с графиком «Циклограммы работы аппаратуры КА за виток».

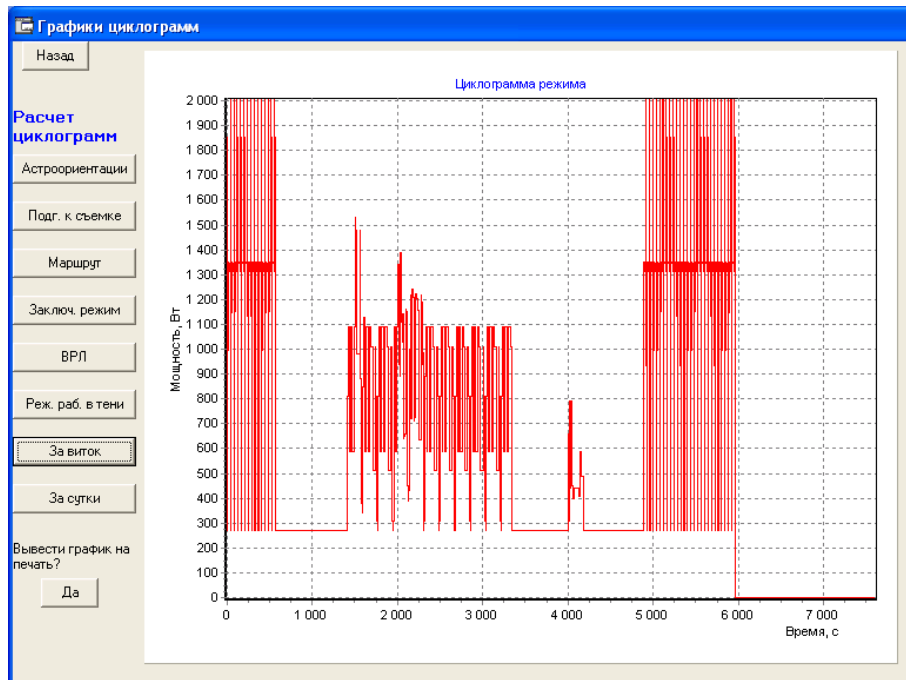


Рис. 5. Окно программы с графиком «Циклограммы работы аппаратуры КА за виток»

На рис. 6 приведено окно программного обеспечения с результатами расчёта энергобаланса в динамике. В этом окне видны диаграммы, отражающие в динамике потенциальную мощность фотопреобразователей от солнечной батареи, мощность потребления приборов, избыток или дефицит мощности, поступающей от СБ, «степень заряженности» бортовой батареи (ББ) и другие параметры.

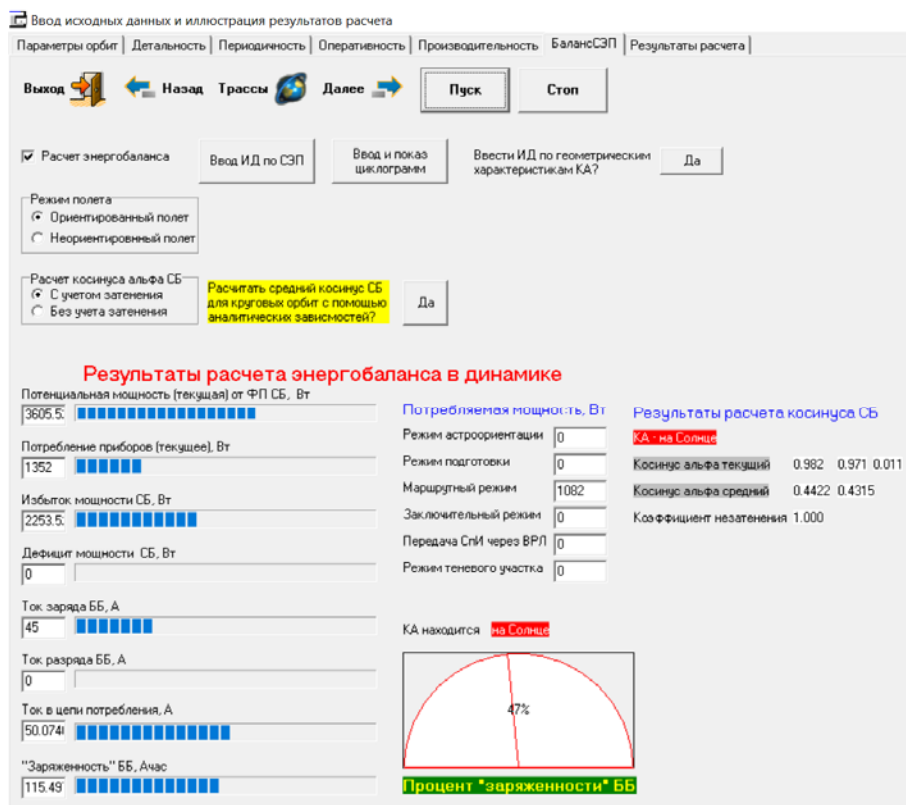


Рис. 6. Окно «Параметры СЭП» с результатами расчёта энергобаланса в динамике

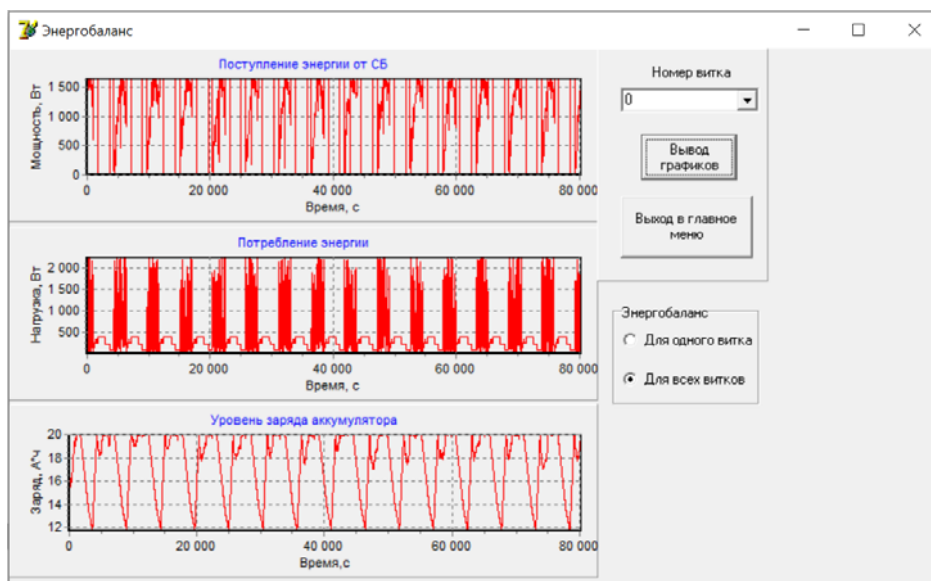


Рис. 7. Окно программного обеспечения с результатами расчёта  
суточного энергобаланса космического аппарата

На рис. 7 приведено окно программного обеспечения с результатами расчёта суточного энергобаланса в динамике. В этом окне представлены графики поступления энергии от СБ, потребление энергии приборами и уровень заряда аккумуляторов в зависимости от времени функционирования КА ДЗЗ по целевому назначению.

### Проверка адекватности моделей, алгоритмов и программного обеспечения

Проверка адекватности моделей, алгоритмов и программного обеспечения на разных этапах разработки проводилась различными методами [6]. Одним из них является метод визуализации, с помощью которого можно контролировать процесс орбитального движения КА, нахождение объектов наблюдения в полосах обзора, повороты корпуса КА при съёмках, входение КА в тень Земли и выход на солнечную сторону витка, повороты панелей солнечных батарей, текущее изменение энергобаланса на борту КА и многое другое. При этом оператор может выбирать координаты и направления взгляда наблюдателя, приближать или удалять наблюдаемые объекты.

### Обсуждение результатов

Использование программного обеспечения, построенного на представленных моделях и алгоритмах, позволит более обоснованно и оперативно разрабатывать первоначальные требования к проектируемым бортовым системам космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с высокими требованиями по линейному разрешению на местности и оперативной доставкой видеинформации потребителю и ускорить процесс согласования проектных характеристик КА на начальных стадиях проектирования.

### Заключение

Представлено описание разработанных моделей, алгоритмов и программного обеспечения для оперативной оценки энергобаланса на борту КА ДЗЗ в динамике с целью контроля выполнения целевых показателей космической системы наблюдения.

Предлагаемые модели, алгоритмы и программное обеспечение носят универсальный характер и могут быть использованы при проектировании КА ДЗЗ с широким спектром целевых показателей, состава целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем.

### **Библиографический список**

1. Горбулин В.И., Каргу Д.Л., Поляков С.А., Радионов Н.В. Математическое моделирование планирования этапов генерирования и потребления электроэнергии бортовыми системами космических аппаратов: сценарный подход // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2019. № 668. С. 229-236.
2. Каргу Д.Л., Кузнецов В.А., Скопцов А.А., Тимофеев В.А. Апробация модели энергобаланса системы автономного электроснабжения при помощи тренажёра для изучения порядка эксплуатации солнечной электроэнергетической установки // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2021. № 676. С. 219-227.
3. Сыздыков А.Б., Омаров Ж.Г., Оспанбеков Б.Н., Абдирашев О.К., Ануар Г.А., Ергалиев Д.С. Разработка программного обеспечения для предварительного расчёта системы энергоснабжения космического аппарата // Труды Международного симпозиума «Надёжность и качество». 2021. Т. 1. С. 204-208.
4. Груздев А.И., Пушко С.В., Шевцов М.С. Инновационные подходы к проектированию систем электроснабжения низкоорбитальных космических аппаратов со сроком активного существования 7 и более лет // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2022. Т. 187, № 2. С. 24-33.
5. Шепетов Ю.А. Энергобалансный расчёт системы электроснабжения космического аппарата. Харьков: ХАИ, 2008. 37 с.
6. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: уч. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2006. 295 с.
7. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учётом энергобаланса: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2007. 160 с.
8. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.
9. Куренков В.И., Пупков Е.А., Кучеров А.С. Моделирование процесса переориентации космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли при объектовой съёмке // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 2. С. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-2-7-20
10. Куренков В.И., Пупков Е.А. Модели для определения ориентации солнечной батареи космического аппарата наблюдения относительно Солнца при объектовой съёмке и перенацеливании // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 47-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58

## SIMULATION OF THE ONBOARD ENERGY BALANCE OF SPACECRAFT FOR EARTH REMOTE SENSING

© 2024

- V. I. Kurenkov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Engineering named after Designer General D.I. Kozlov; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru)
- E. A. Pupkov** Senior Lecturer of the Department of Space Engineering named after Designer General D.I. Kozlov; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [zuce@mail.ru](mailto:zuce@mail.ru)
- I. S. Tkachenko** Candidate of Science (Engineering), Director of the Institute of Aviation and Rocket and Space Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [tkachenko.is@ssau.ru](mailto:tkachenko.is@ssau.ru)

A description of the developed models, algorithms and software for operational assessment of the energy balance on board spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface in order to monitor the achievement of the performance targets of a space observation system is given. On the basis of the obtained models and algorithms, a software module was developed for assessing the onboard energy balance in real time, used as part of the software for assessing the target and main design indicators of the space surveillance system. The module's user interface provides windows for entering and controlling the initial data according to the parameters of the power supply system and cyclograms of connecting on-board system devices, as well as windows for displaying the results of energy balance modeling in digital form and in the form of dynamic diagrams. The use of software based on the proposed models and algorithms makes it possible to more reasonably and quickly develop the initial requirements for the designed onboard systems of remote sensing spacecraft of high-detail and operational observation and to accelerate the process of coordinating design characteristics of the spacecraft at the initial stages of design. The proposed methods, models and software are universal and can be used in the design of Earth remote sensing spacecraft with a wide range of target indicators, target equipment composition and onboard support systems.

*Spacecraft; optoelectronic surveillance; power supply system; solar battery; storage battery; on-board system devices; cyclograms; on-board energy balance; models; algorithms; software*

---

*Citation:* Kurenkov V.I., Pupkov E.A., Tkachenko I.S. Simulation of the onboard energy balance of spacecraft for Earth remote sensing. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 65-78. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-65-78

### References

1. Gorbulin V.I., Kargu D.L., Polyakov S.A., Radionov N.V. Mathematical modeling of planning stages of generation and consumption of electricity by onboard spacecraft systems: a scenario approach. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2019. No. 668. P. 229-236. (In Russ.)
2. Kargu D.L., Kuznetsov V.A., Skoptsov A.A., Timofeev V.A. Approbation of the energy balance model of an autonomous power supply system using a simulator to study the operation procedure of a solar electric power plant. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*. 2021. No. 676. P. 219-227. (In Russ.)
3. Syzdykov A.B., Omarov Zh.G., Ospanbekov B.N., Abdirashev O.K., Anuar G.A., Ergaliev D.S. Software development for preliminary calculation of the spacecraft power supply system. *Proceedings of the International Symposium «Reliability and Quality»*. 2021. V. 1. P. 204-208. (In Russ.)

4. Gruzdev A.I., Pushko S.V., Shevtsov M.S. Innovative approaches to the design of power supply systems for low-orbit spacecrafts with a lifetime of 7 and more years. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2022. V. 187, no. 2. P. 24-33. (In Russ.)

5. Shepetov Yu.A. *Energobalansnyy raschet sistemy elektrosnabzheniya kosmicheskogo apparata* [Energy balance calculation of the spacecraft power supply system]. Kharkov: KhAI Publ., 2008. 37 p.

6. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Osnovy ustroystva i modelirovaniya tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya: uch. posobie* [Basics of the device and modeling of target functioning of observation spacecraft: textbook]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2006. 295 p.

7. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Modelirovanie tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya s uchetom energobalansa: ucheb. posobie* [Modeling of target functioning of observation spacecraft taking into account the energy balance: manual]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 160 p.

8. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnoy nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika: ucheb. posobie* [Fundamentals of the design of spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface. Calculation of the main characteristics and conceptual design: textbook]. Samara: Samara University Publ., 2020. 461 p.

9. Kurenkov V.I., Pupkov E.A., Kucherov A.S. Simulating the process of retargeting of optoelectronic Earth observation spacecraft during object shooting. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 2. P. 7-20. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-2-7-20

10. Kurenkov V.I., Pupkov E.A. Models for determining the orientation of the solar battery of an observation spacecraft relative to the Sun during object survey and retargeting. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 47-58. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58