

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

В. И. КУРЕНКОВ, В. В. САЛМИН, Б. А. АБРАМОВ

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЦЕЛЕВОГО
ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
НАБЛЮДЕНИЯ
С УЧЕТОМ ЭНЕРГОБАЛАНСА

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2007

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62
К 93



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геоинформационных технологий"**

Рецензенты: гл. научн. сотрудник ГНИ РКЦ «ЦСКБ - Прогресс»,
д-р. техн. наук, проф. А. В. С о л л о г у б;
канд. техн. наук, доц. А. С. К у ч е р о в

К 93 **Куренков В. И.**
**Моделирование целевого функционирования космических
аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса: учеб. пособие**
*/В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. - Самара: Изд-во
Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. - 160 с. : ил.*

ISBN 978-5-7883-0512-7

Анализируется влияние характеристик системы электропитания космических аппаратов наблюдения на целевые показатели эффективности космической системы.

Рассматриваются модели для формирования исходных данных по потенциальным объектам наблюдения, предлагаются математические модели для отбора объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора космического аппарата. Анализируются методы и математические модели для выбора оптимального маршрута съемки.

Разрабатываются модели и алгоритмы для оценки ориентации панелей солнечных батарей в процессе полета космического аппарата по орбите и целевого функционирования.

Рассматриваются вопросы моделирования энергобаланса на борту космического аппарата с учетом пополнения запасов электроэнергии в аккумуляторных батареях от солнечной батареи и расхода электроэнергии вследствие работы аппаратуры бортовых систем.

Учебное пособие предназначено студентам специальности 160802 «Космические летательные аппараты и разгонные блоки» и специальности 230301 «Моделирование и исследование операций в организационно-технических системах». Оно также может быть полезно молодым специалистам ракетно-космической отрасли.

Подготовлено на кафедре летательных аппаратов.

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62

ISBN 978-5-7883-0512-7

© Куренков В. И., Салмин В. В.,
Абрамов Б. А., 2007

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2007

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	7
ВВЕДЕНИЕ	8
1. ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ НА ЦЕЛЕВЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ	9
1.1. Влияние мощности системы электропитания космических аппаратов наблюдения на показатели целевой эффективности	9
1.2. Влияние этапов создания космического аппарата на энергобаланс и программу целевой работы	12
1.3. Влияние ориентации панелей солнечной батареи на мощность системы электропитания	13
1.4. Методы оценки баланса электроэнергии и его влияния на показатели производительности КА наблюдения	14
2. МОДЕЛИ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ПО ПОТЕНЦИАЛЬНЫМ ОБЪЕКТАМ НАБЛЮДЕНИЯ	15
2.1. Формирование массива потенциальных объектов наблюдения с известными координатами	16
2.2. Алгоритм формирования массива случайных координат объектов наблюдения с равномерным законом распределения по поверхности Земли	16
2.3. Модели для формирования массива случайных координат объектов наблюдения с равномерным законом распределения по долготе и нормальным законом распределения по широте Земли	21
2.3.1. Моделирование реализаций случайных величин с произвольными законами распределения	21
2.3.2. Модели и алгоритм для формирования массива случайных координат объектов наблюдения с нормальным законом распределения по широте Земли	23
2.4. Модели для формирования массива случайных координат объектов наблюдения с учетом неравномерности распределения по материкам и районам Земли	25
2.4.1. Моделирование случайных координат объектов наблюдения с использованием сферических прямоугольников	25
2.4.2. Моделирование случайных координат объектов наблюдения с использованием цветовых гамм физической карты мира	28
3. МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОТБОРА ОБЪЕКТОВ НАБЛЮДЕНИЯ, ПОПАДАЮЩИХ В ПОЛОСЫ ОБЗОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ	28
3.1. Алгоритм отбора объектов наблюдения, попадающих в полосы обзора космического аппарата наблюдения, на основе имитационного моделирования целевого функционирования	28
3.2. Модели для отбора объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора, на основе аналитического описания относительного движения КА и объекта наблюдения	29
3.2.1. Методика отбора объектов наблюдения	32
3.2.2. Описание модели отбора объектов наблюдения	36

3.2.3. Условия попадания объектов наблюдения в полосу обзора космического аппарата.....	52
3.2.4. Алгоритм отбора объектов, попадающих в полосу обзора космического аппарата наблюдения.....	57
4. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ВЫБОРА МАРШРУТА СЪЕМКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ.....	61
4.1. Критерии выбора маршрута съемки космического аппарата наблюдения.....	61
4.2. Алгоритм выбора маршрута съемки методом динамического программирования.....	63
4.3. Моделирование производительности космического аппарата наблюдения на основе ограничений поворота по углу тангажа.....	64
4.4. Алгоритм моделирования производительности космического аппарата наблюдения.....	68
5. МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ ОРИЕНТАЦИИ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ.....	70
5.1. Модели для оценки среднего косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце на основе относительного времени целевой работы космического аппарата.....	70
5.2. Математические модели и алгоритмы для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности солнечных батарей и направлением на Солнце без учета затенения элементами КА.....	75
5.2.1. Постановка задачи определения косинуса угла между нормалью к поверхности солнечных батарей и направлением на Солнце и этапы решения.....	75
5.2.2. Базовая система координат космического аппарата и типовые схемы установки аппаратуры наблюдения.....	79
5.2.3. Изменение ориентации базовой системы координат космического аппарата в стартовой и барицентрической орбитальной системах координат в процессе выведения спутника на орбиту и перевода его в рабочее положение.....	81
5.2.4. Определение координат единичного вектора к поверхности неподвижной панели солнечной батареи в базовой системе координат.....	85
5.2.5. Определение координат единичного вектора к поверхности подвижной панели солнечной батареи в базовой системе координат.....	87
5.2.6. Определение координат единичного вектора направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат.....	92
5.2.7. Пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из неподвижной геоцентрической системы координат в геоцентрическую орбитальную систему координат, связанную с перигентром орбиты.....	93
5.2.8. Пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из геоцентрической орбитальной системы координат,	

связанной с перицентром орбиты, в барицентрическую орбитальную систему координат	100
5.2.9. Пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из барицентрической орбитальной системы координат в систему координат, связанную с центром масс космического аппарата и центром Земли	101
5.2.10. Пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из системы координат, связанной с центром масс космического аппарата и центром Земли, в базовую систему координат	105
5.2.11. Расчет косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце в базовой системе координат	111
5.2.12. Алгоритм для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце без учета затенения	111
6. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ, АЛГОРИТМЫ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ОЦЕНКИ СТЕПЕНИ ЗАТЕНЕНИЯ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ	117
6.1. Методический подход к оценке степени затененности панелей солнечной батареи	117
6.2. Рассматриваемые показатели	118
6.3. Требования к геометрическим моделям и метод моделирования геометрии космического аппарата	120
6.4. Моделирование геометрических обводов корпуса космического аппарата	122
6.5. Моделирование геометрических характеристик панели солнечной батареи	126
6.5.1. Моделирование геометрии элементов солнечной батареи в плоскости панели	126
6.5.2. Моделирование геометрии панели солнечной батареи в пространстве	127
6.6. Общий алгоритм вычисления затенения панели солнечной батареи	130
6.7. Программная реализация алгоритмов и моделей для оценки степени затенения панелей солнечной батареи	135
6.7.1. Методы программирования, используемые при моделировании затенения панелей солнечной батареи элементами корпуса КА	135
6.7.2. Программная реализация моделирования геометрии корпуса КА и панелей солнечной батареи	137
7. МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕОРИЕНТИРОВАННОГО ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ОЦЕНКИ СРЕДНЕГО КОСИНУСА УГЛА МЕЖДУ НОРМАЛЬЮ К ПОВЕРХНОСТИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ И НАПРАВЛЕНИЕМ НА СОЛНЦЕ	139
7.1. Методический подход к моделированию неориентированного полета космического аппарата для оценки среднего косинуса угла	

между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце	140
7.2. Алгоритм оценки среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи	141
7.3. Программная реализация алгоритмов и моделей для оценки среднего косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце в неориентированном полете КА	149
8. МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭНЕРГОВАЛАНСА НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПРОЦЕССЕ ЦЕЛЕВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ	150
8.1. Состав моделей для оценки энергобаланса на борту космического аппарата наблюдения в процессе целевого функционирования	151
8.2. Типовая электрическая схема системы электропитания космического аппарата	152
8.3. Исходные данные для имитационного моделирования энергобаланса на борту космического аппарата	153
8.4. Математические модели и алгоритм для оценки энергобаланса на борту космического аппарата с учетом заряда и разряда аккумуляторных батарей	155
8.5. Алгоритм имитационного моделирования для оценки показателей эффективности космической системы наблюдения с учетом энергобаланса	158
8.6. Упрощенные модели и алгоритм для имитации поворота корпуса космического аппарата в процессе целевой работы	161
8.7. Программная реализация алгоритмов и моделей для оценки энергобаланса на борту космического аппарата	163
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	169
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	170

ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие «Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса» предназначено студентам специальности 160802 «Космические летательные аппараты и разгонные блоки» и специальности 230301 «Моделирование и исследование операций в организационно-технических системах». Оно может быть использовано при изучении теоретического материала, при выполнении лабораторных работ, курсовых проектов и дипломном проектировании по дисциплинам данных специальностей.

Настоящее учебное пособие также может быть полезно специалистам ракетно-космической отрасли.

В учебном пособии учтены современные требования к космическим аппаратам детального и оперативного наблюдения и тенденции их развития. Следует отметить, что многие разделы настоящего учебного пособия оригинальны, разработаны лично авторами и публикуются впервые.

Материал настоящего учебного пособия является логическим продолжением учебного пособия [1] «Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения» авторов Куренкова В. И., Салмина В. В., Абрамова Б. А., изданного в 2006 г. в издательстве Самарского государственного аэрокосмического университета в рамках инновационной образовательной программы.

Авторы выражают глубокую признательность рецензентам: научному сотруднику ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» профессору А. В. Соллогу и доценту кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов А. С. Кучерову за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи учебного пособия к изданию.

ВВЕДЕНИЕ

На показатели целевой эффективности космических аппаратов (КА) наблюдения существенное влияние оказывает мощность системы электропитания. В процессе проектирования космических аппаратов наблюдения происходят постоянные уточнения и изменения их проектных характеристик, в частности характеристик электропотребления и циклограмм работы аппаратуры бортовых систем. Изменение проектных характеристик бортовой аппаратуры в процессе разработки рабочей документации может приводить к изменению энергобаланса на борту КА, влиять на программу работы целевой аппаратуры и, соответственно, на выполнение требований по отдельным параметрам функционирования КА по целевому назначению.

Используемые в настоящее время методы оценки проектного энергобаланса на борту КА наблюдения не позволяют определить энергобаланс с учетом комплексного воздействия основных факторов эксплуатации и особенностей циклограмм целевой работы КА. Кроме того, пересчет показателей используемыми в настоящее время методами занимает много времени и увеличивает сроки уточнения проектной и разработки рабочей документации.

Поэтому требуются новые методы и программное обеспечение для оценки энергобаланса с учетом конструктивных характеристик солнечной батареи, программы полета, приближенной к реальной, и влияния состояния бортовых систем на показатели эффективности. В качестве такого метода выбран метод имитационного моделирования целевой работы КА.

В первом разделе настоящего учебного пособия обсуждаются вопросы влияния характеристик системы электропитания и баланса электроэнергии на борту КА на целевые показатели эффективности космической системы наблюдения.

В последующих разделах учебного пособия разрабатываются математические модели для оценки влияния баланса электроэнергии на борту КА наблюдения на характеристики производительности.

1. ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ НА ЦЕЛЕВЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

1.1. Влияние мощности системы электропитания космических аппаратов наблюдения на показатели целевой эффективности

На показатели целевой эффективности космических аппаратов (КА) наблюдения существенное влияние оказывает мощность системы электропитания $W_{сэл}$. Чем выше мощность системы электропитания при прочих равных условиях, тем большие значения показателей целевой эффективности (в среднем) следует ожидать от создаваемого космического аппарата. Однако не все так однозначно.

Во-первых, мощность системы электропитания не одинаково влияет на различные показатели эффективности. Во-вторых, при увеличении мощности системы электропитания не удастся соблюсти так называемые «прочие равные условия», так как при улучшении одних показателей целевой эффективности или каких-либо проектных характеристик, как правило, приходится снижать другие показатели или характеристики. То есть при корректировке показателей эффективности и изменении проектных характеристик имеет место их влияние друг на друга.

Сначала рассмотрим влияние мощности системы электропитания КА наблюдения на целевые показатели эффективности (при прочих равных условиях).

Так, показатели периодичности наблюдения зависят в большей степени от параметров орбиты и в меньшей степени от максимального угла поворота КА от надира при проведении съемок объектов, находящихся на границе полосы обзора. Увеличение расхода электроэнергии при повороте КА связано с необходимостью включения в работу силового гироскопического комплекса.

Улучшение показателей детальности наблюдения (увеличение разрешающей способности на местности, снижение линейного

разрешения на местности) требует использования на борту КА более мощной аппаратуры наблюдения и фотоприемных устройств. Поэтому при прочих равных условиях повышение детальности наблюдения требует увеличения затрат по энергетике.

Повышение показателей производительности КА (количества снимаемых объектов или площади в единицу времени) напрямую связано с необходимостью увеличения расхода электроэнергии, так как детальная съемка связана с постоянным перенацеливанием и частым включением аппаратуры приема и обработки информации.

Показатели оперативности доставки информации на Землю определяются в основном параметрами орбиты КА, количеством наземных пунктов приема видеоинформации и наличием спутников ретрансляторов, если они предусмотрены в работе космической системы наблюдения. Тем не менее на оперативность влияет количество передаваемой информации, которая, в свою очередь, зависит от производительности КА, и скорость передачи информации (чем выше скорость передачи, тем требуется более мощная высокоскоростная радиолиния).

Другие показатели целевой эффективности (спектральные характеристики, срок активного существования, точность привязки цели и др.) хотя и зависят от мощности системы электропитания, но в меньшей степени.

Перейдем к рассмотрению взаимовлияния показателей целевой эффективности и проектных характеристик в условиях ограничений по массе бортовых систем и КА в целом. В данном случае нельзя однозначно вводить следующий частный критерий: $W_{сэп} \rightarrow \max$. Покажем это на примере показателя производительности космического аппарата наблюдения.

Для повышения производительности съемки КА $W_{ср}$ необходимо, с одной стороны, повышать мощность системы электропитания $W_{сэп}$, которая, в частности, влияет на повышение управляющих моментов $M_{упр}$ силового гироскопического комплекса. Управляющие моменты, в свою очередь влияют на угловое ускорение $\varepsilon_{КА}$ космического аппарата, которое связано с управ-

ляющим моментом и моментом инерции КА $J_{КА}$ следующим соотношением:

$$\varepsilon_{КА} = \frac{M_{УПР}}{J_{КА}}, \quad (1.1)$$

Влияние мощности системы электропитания на показатели производительности КА условно можно записать следующей цепочкой влияния частных показателей эффективности:

$$W_{СЭП} \uparrow \Rightarrow M_{УПР} \uparrow \Rightarrow \varepsilon_{КА} \uparrow \Rightarrow W_{ИР} \uparrow.$$

Здесь и далее символами \uparrow и \downarrow показано соответственно увеличение и уменьшение значений рассматриваемых показателей, которые мы хотели бы использовать в качестве частных критериев, а символ \Rightarrow (импликация) означает, что изменение значения одного показателя ведет к изменению другого.

С другой стороны, если система электропитания построена на базе солнечных батарей, то для повышения мощности системы электропитания необходимо увеличивать площадь этих батарей $S_{СБ}$. Увеличение площади солнечной батареи приводит, как правило, к увеличению массы и моментов инерции КА ($m_{КА} \uparrow$ и $J_{КА} \uparrow$). В свою очередь, повышение массы и моментов инерции КА приводит к снижению углового ускорения $\varepsilon_{КА}$ космического аппарата (см. выражение (1.1)).

То есть увеличение мощности системы электропитания за счет увеличения площади солнечной батареи может привести к снижению производительности КА. Цепочка влияния частных показателей эффективности для этого случая будет следующей:

$$W_{СЭП} \uparrow \Rightarrow S_{СБ} \uparrow \Rightarrow m_{КА} \uparrow \Rightarrow J_{КА} \uparrow \Rightarrow \varepsilon_{КА} \downarrow \Rightarrow W_{ИР} \downarrow.$$

Кроме того, увеличение габаритов панелей солнечной батареи может привести к нежелательным колебаниям панелей при перенацеливании КА и, как следствие, увеличению времени подготовки к съемке.

Таким образом, увеличение целевой эффективности КА наблюдения только за счет повышения мощности системы

электропитания не является однозначным. Поэтому необходимо искать и другие пути повышения производительности КА.

1.2. Влияние этапов создания космического аппарата на энергобаланс и программу целевой работы

В процессе проектирования КА происходят постоянные уточнения и изменения его характеристик, в частности характеристик электропотребления и циклограмм работы аппаратуры бортовых систем. Изменение проектных характеристик бортовой аппаратуры в процессе проектирования космического аппарата может приводить к изменению энергобаланса на борту КА, влиять на программу работы целевой аппаратуры и, соответственно, на выполнение требований по отдельным параметрам функционирования КА по целевому назначению.

В процессе разработки рабочей документации уточнения проектных характеристик бортовой аппаратуры также могут приводить к нарушению баланса электроэнергии КА или к ограничениям по отдельным параметрам функционирования по целевому назначению. Другими словами, часто наблюдается дефицит мощности системы электропитания и некоторые системы КА «работают на пределе», что может привести к нарушению проектного баланса электроэнергии на борту КА и невыполнению задач полета.

То есть возникает проблема обеспечения заданных в тактико-техническом задании на проектирование КА показателей эффективности космической системы в отдельных режимах функционирования КА, связанная с дефицитом мощности системы электропитания. В частности, постоянно наблюдаемый дефицит мощности системы электропитания КА влияет на выбор циклограмм работы бортовой аппаратуры и, как следствие, на производительность и оперативность доставки информации.

На ранних этапах проектирования указанную проблему решают с помощью оптимизации характеристик системы электропитания, включая массогабаритные характеристики солнечной батареи.

На более поздних этапах создания космического аппарата решить указанную проблему можно, во-первых, контролируя энергобаланс на борту КА во всех предусмотренных режимах

функционирования, во-вторых, формируя циклограммы работы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем КА, соответствующие условиям работы, близким к реальным.

Иногда возникающая проблема может быть снята, если она связана не с действительным, а кажущимся дефицитом мощности системы электропитания, который может быть следствием использования существующих в настоящее время приближенных методов оценки энергобаланса и использования, в этой связи, больших коэффициентов запаса. Например, принято считать, что во время целевой работы пополнение запасов электроэнергии от солнечной батареи не происходит, хотя на самом деле это не всегда так.

Поэтому всегда актуальна задача оценки энергобаланса на борту космического аппарата наблюдения с целью определения выполнимости заданных показателей эффективности космической системы наблюдения и уточнения характеристик бортовых систем и конструктивных элементов КА на различных стадиях разработки.

1.3. Влияние ориентации панелей солнечной батареи на мощность системы электропитания

Одним из факторов, существенно влияющим на характеристики энергобаланса и пополнения запасов энергии на борту КА, является среднее время нахождения панелей солнечных батарей на солнечной стороне с учетом углов наклона по отношению к Солнцу в процессе поворотов КА при целевом функционировании. Этот фактор характеризуется текущим косинусом и средним косинусом угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце за виток, сутки полета, месяц, год.

Повышение среднего косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце в процессе орбитального полета и функционирования КА может служить в качестве частного критерия эффективности космического аппарата детального и оперативного наблюдения:

$$\overline{\cos \alpha} \rightarrow \max .$$

Значение среднего косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце зависит от времени целевой работы (при увеличении времени целевой работы среднее значение косинуса анализируемого угла уменьшается) и от ориентации КА в режиме ожидания дальнейшей работы по съемке целей. Например, после окончания маршрута съемки КА может быть ориентирован панелями солнечной батареи перпендикулярно к направлению на Солнце.

1.4. Методы оценки баланса электроэнергии и его влияния на показатели производительности КА наблюдения

Имеющиеся в настоящее время методы оценки баланса электроэнергии на борту КА наблюдения приближенны и основаны на расчете среднесуточной мощности системы электропитания и среднесуточной мощности электропотребления бортовой аппаратуры. В частности, расчет среднесуточной мощности системы электропитания базируется на относительном времени нахождения КА на освещенной солнцем части орбиты, исключая время съемки объектов наблюдения. Расчет среднесуточной мощности электропотребления бортовой аппаратуры базируется на наложении циклограмм работы отдельных приборов и составлении суммарной циклограммы работы космического аппарата. Причем большая часть работы выполняется в ручном режиме.

Данные методы не позволяют определить энергобаланс на борту космического аппарата с учетом комплексного воздействия основных факторов эксплуатации и особенностей циклограмм целевой работы, например, при проведении длинного маршрута съемки с большими углами отклонения оптической оси аппаратуры наблюдения КА от надира.

Поэтому требуются новые методы анализа показателей эффективности космической системы наблюдения на основе оценки пополнения запасов электроэнергии на борту космического аппарата в условиях полета, близких к реальным, и энергопотребления аппаратуры бортовых систем КА при циклограммах работы, также близких к реальным.

Одним из таких методов является метод имитационного моделирования целевой работы космического аппарата. Суть этого метода заключается в том, что через определенные промежутки времени в течение всего срока активного существования отслеживается состояние бортовых систем КА (в частности системы электропитания) и периодически оцениваются показатели эффективности космической системы. При этом учитываются:

- время полета (витки, сутки, месяцы, годы);
- типы орбит (круговые солнечно-синхронные, эллиптические);
- параметры орбиты;
- условия съемки объектов по углу Солнца над горизонтом;
- типовые циклограммы работы космического аппарата (периодические повороты корпуса КА в процессе целевой работы и в процессе подготовки к ней);
- угол между поверхностью панели солнечной батареи и направлением на Солнце;
- программы работы обеспечивающей аппаратуры;
- запас электроэнергии в буферных батареях и т.п.

Более подробные сведения об этом алгоритме (с использованием разработанных математических моделей) приведены в работе [1].

2. МОДЕЛИ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ПО ПОТЕНЦИАЛЬНЫМ ОБЪЕКТАМ НАБЛЮДЕНИЯ

В качестве исходных данных могут быть использованы следующие данные:

- перечень потенциальных объектов наблюдения (которые необходимо отснять за какой-то определенный промежуток времени) с соответствующими координатами;
- сформированный массив потенциальных объектов наблюдения (с помощью генератора случайных чисел) с равномерным законом распределения по земной поверхности;
- сформированный массив потенциальных объектов наблюдения с равномерным законом распределения по географической долготе и нормальным законом распределения по географической широте;

- сформированный массив потенциальных объектов наблюдения (с помощью генератора случайных чисел) с учетом неравномерности распределения по отдельным районам (материкам), поверхности моря или суши;

Для формирования массива случайных координат объектов наблюдения необходимо разработать математические модели, алгоритмы и программное обеспечение, которые могут учитывать как равномерное, так и неравномерное распределение объектов наблюдения по поверхности Земли.

Рассмотрим последовательно такие модели и алгоритмы.

2.1. Формирование массива потенциальных объектов наблюдения с известными координатами

При формировании массива заданных координат объектов наблюдения (ОН) должны использоваться база данных или внешние файлы, в которые вводятся заданные координаты объектов наблюдения за планируемый период (все потенциальные цели для съемки), например, координаты Москвы, Нью-Йорка и т.п. В массиве может быть задано любое количество объектов, которые планируется снять за определенный период функционирования космического аппарата наблюдения на орбите.

В качестве примера на рис. 2.1 приведен фрагмент пользовательского интерфейса программы для введения исходных данных по координатам объектов наблюдения.

Если желательно как можно быстрее получить снимки каких-то целей, то в массиве должны задаваться приоритеты. Приоритеты означают, что при выборе маршрута съемки данные объекты наблюдения должны обязательно попасть в маршрут, если, конечно, они попадают в полосу обзора космического аппарата.

2.2. Алгоритм формирования массива случайных координат объектов наблюдения с равномерным законом распределения по поверхности Земли

Начало алгоритма

1. Вызываются случайные числа ξ_1 , ξ_2 , и ξ_3 с равномерным законом распределения на отрезке $[0,1]$.

2. Рассчитываются случайные координаты единичных векторов, указывающих направление от центра Земли на объект наблюдения, расположенный на поверхности Земли, по следующим формулам:

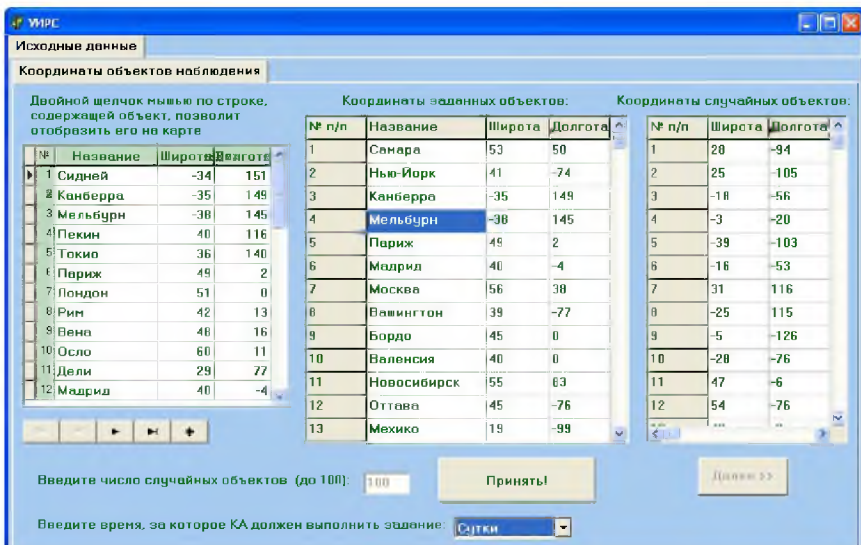


Рис. 2.1. Фрагмент пользовательского интерфейса для введения исходных данных по координатам объектов наблюдения

$$x = 2 \cdot \xi_1 - 1;$$

$$y = 2 \cdot \xi_2 - 1;$$

$$z = 2 \cdot \xi_3 - 1.$$

3. Вычисляется модуль полученного случайного вектора

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}.$$

Если $r > 1$, полученная реализация единичного вектора со случайным направлением не учитывается и осуществляется переход к пункту 1 алгоритма.

Если $r \leq 1$, то осуществляется переход к пункту 3 алгоритма.

4. Производится пересчет координат единичного вектора со случайным направлением в координаты широты и долготы объектов наблюдения на поверхности Земли по формулам

$$\varphi_{OH} = \frac{180}{\pi} \cdot \arctg \left(\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \right);$$

$$\lambda_{OH} = \frac{180}{\pi} \cdot \arcsin \left(\frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right)$$

$$\text{или } \lambda_{OH} = \frac{180}{\pi} \cdot \arcsin \left(\frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right).$$

5. Координаты φ и λ заносятся в таблицу, содержащую координаты объектов наблюдения.

6. Пункты 1...5 повторяются заданное число раз (по количеству заданных объектов наблюдения).

Конец алгоритма

При необходимости осуществляется визуальная проверка формирования или имитации расположения объектов наблюдения на поверхности Земли. Для этого результаты моделирования выводятся на экран монитора в виде графика в координатах «Долгота-широта» географических координат. Иногда такой график показывают на фоне карты поверхности Земли. Отметим, что для преобразования координат точек, расположенных на сфере (поверхности Земли), в координаты графика «Долгота-широта» используются модели, приведенные в учебном пособии [1].

В качестве примера на рис. 2.2 представлены результаты моделирования по вышеприведенному алгоритму 3000 случайных координат потенциальных объектов наблюдения. Точки на этом рисунке представляют собой объекты наблюдения.

По оси абсцисс отложены значения географической долготы (от -180 до +180 градусов) потенциальных объектов наблюдения, а по оси ординат - значения географической широты (от -90 до +90 градусов). На этом рисунке, в частности, видно, что у полюсов плотность расположения точек меньше, чем в районах экватора. Это объясняется особенностями графического представления карты, искаженной в районе полюсов. На самом деле распределение объектов наблюдения по поверхности Земли равномерное.

Следует заметить, что по сравнению с алгоритмом, представленном в учебном пособии [1], добавлен пункт 3. Распределение, получаемое при исключении пункта 3, представлено на рис. 2.3.

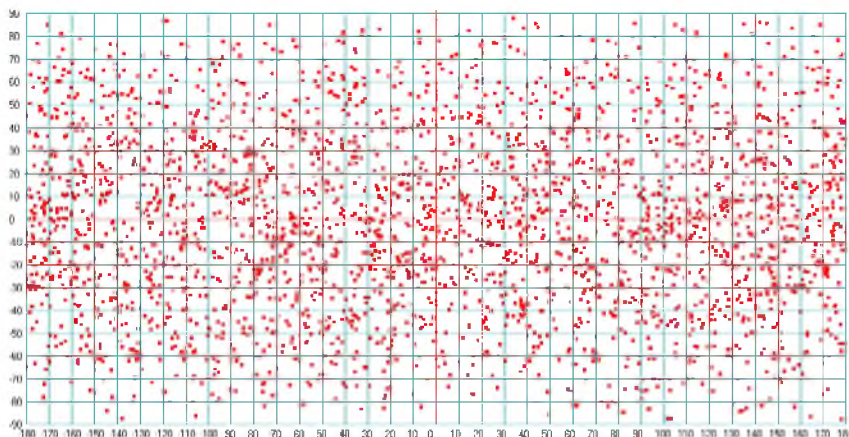


Рис. 2.2. Равномерное распределение объектов наблюдения по поверхности Земли

Видно, что такое распределение несколько отличается от равномерного, так как наблюдаются сгущения точек в районе углов развертки куба.

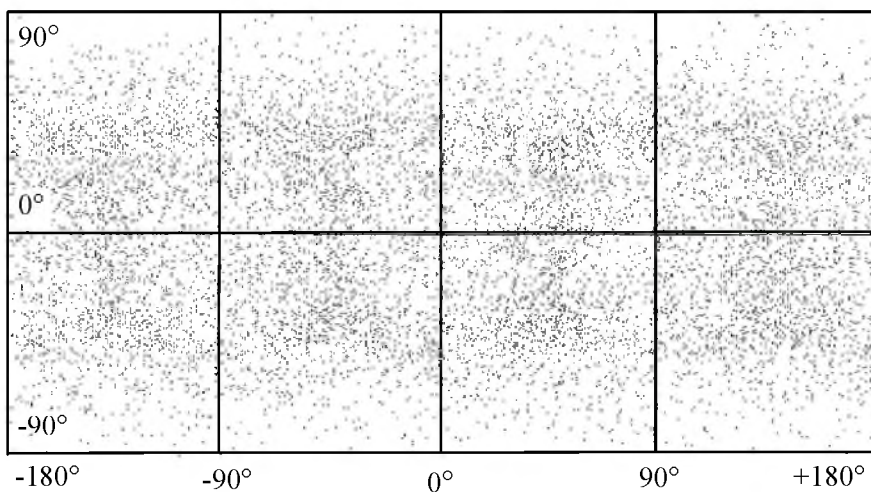


Рис. 2.3. Распределение объектов наблюдения по исходному алгоритму

2.3. Модели для формирования массива случайных координат объектов наблюдения с равномерным законом распределения по долготе и нормальным законом распределения по широте Земли

2.3.1. Моделирование реализаций случайных величин с произвольными законами распределения

Пусть имеется произвольный закон распределения непрерывной случайной величины. Плотность вероятности $f(x)$ одного из таких законов представлена на рис. 2.4.

На этом рисунке a и b - границы рассматриваемого интервала, на котором моделируются реализации случайной величины, а f_{\max} - максимальное значение плотности распределения случайной величины на этом интервале.

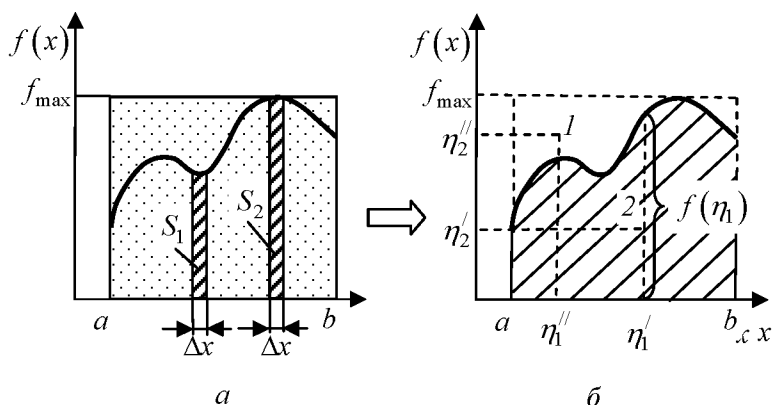


Рис. 2.4. Схема для иллюстрации алгоритма реализации случайной величины с произвольным законом распределения

Суть моделирования реализации случайной величины заключается в следующем.

Выделяем прямоугольник с основанием $(a - b)$ и высотой f_{\max} .

Организуем в этом прямоугольнике реализации случайных точек с равномерной плотностью распределения (см. рис. 2.4 а).

Выделяем в этом прямоугольнике вспомогательные прямоугольники с основанием Δx и высотой, равной значению плотности распределения случайной величины $f(x)$.

Количество реализаций точек, попавших в области, описанные вспомогательными прямоугольниками, будет пропорционально его площади (сравни площади S_1 и S_2 двух таких вспомогательных прямоугольников, показанных на рисунке).

Учитывая, что ширина всех вспомогательных прямоугольников одинакова, то количество реализаций точек, попавших в область, описанную вспомогательным прямоугольником, будет пропорционально его высоте, то есть $f(x)$.

Практически это означает, что следует сначала моделировать равномерный закон распределения на отрезке $(a-b)$ и затем оставлять абсциссы только таких точек, ордината которых меньше или равна значению плотности распределения $f(x)$.

Приведем алгоритм реализации случайной величины с произвольным законом распределения, который иллюстрируется с помощью схемы, представленной на рис. 2.4 б.

Начало алгоритма

1. Выделяется прямоугольник с основанием $(a-b)$ и высотой f_{\max} .

2. Вызывается пара случайных чисел ξ_1 и ξ_2 с равномерным законом распределения на отрезке $[0, 1]$.

3. Организуется попадание случайного числа с равномерным законом распределения в интервал $(a-b)$:

$$\eta_1 = a + \xi_1 (b - a).$$

4. Организуется попадание случайного числа с равномерным законом распределения в интервал $[0, f_{\max}]$:

$$\eta_2 = \xi_2 \cdot f_{\max}.$$

5. Анализируется попадание случайной точки с координатами (η_1, η_2) в область выше или ниже плотности распределения $f(x)$.

Если $\eta_2 > f(\eta_1)$, то реализация отбрасывается (см. точку 1 на рис. 2.3 б) и осуществляется переход к пункту 2 настоящего алгоритма.

Если $\eta_2 \leq f(\eta_1)$, то реализация моделируемого случайного числа x принимается за значение η_1 (см. точку 2 на рис. 2.3 б), то есть $x = \eta_1$.

6. Пункты 2-5 настоящего алгоритма повторяются N раз, где N - количество статистических испытаний.

Конец алгоритма

2.3.2. Модели и алгоритм для формирования массива случайных координат объектов наблюдения с нормальным законом распределения по широте Земли

По сути дела, в этих моделях учтено то обстоятельство, что наибольшее количество потенциальных объектов съемки по географической широте Земли находится в районе экватора.

Плотность нормального закона распределения потенциальных объектов съемки выражается следующим образом:

$$f(\varphi) = \frac{1}{D_\varphi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\varphi - m_\varphi}{D_\varphi} \right)^2},$$

где φ - угол географической широты потенциального объекта съемки;

D_φ - среднеквадратическое отклонение широты потенциальных объектов съемки;

m_φ - математическое ожидание широты потенциальных объектов съемки.

Учитывая, что математическое ожидание по широте $m_\varphi = 0$, получаем

$$f(\varphi) = \frac{1}{D_\varphi \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\varphi}{D_\varphi} \right)^2}. \quad (2.1)$$

Так как практически все объекты наблюдения находятся в пределах географических широт от -80 до $+80$ градусов, можно принять, что среднеквадратическое отклонение широты потенциальных объектов съемки равно

$$D_\varphi \approx \frac{80^\circ}{3} = 26,6^\circ. \quad (2.2)$$

Ниже приведен алгоритм для формирования массива случайных координат объектов наблюдения с нормальным законом распределения по широте Земли.

Начало алгоритма

1. Рассчитывается максимальное значение функции плотности нормального закона распределения объектов наблюдения по широте:

$$f_{\max}(\varphi_{OH}) = \frac{1}{D_{\varphi} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{0}{D_{\varphi}} \right)^2} = \frac{1}{D_{\varphi} \sqrt{2\pi}}.$$

2. Реализуются случайные координаты объекта наблюдения с равномерным законом распределения по поверхности Земли (см. предыдущий алгоритм в пункте 1.2 настоящего учебного пособия):

λ_{OH} и φ_{OH} .

3. Рассчитывается значение функции плотности нормального закона распределения объектов наблюдения по широте:

$$f(\varphi_{OH}) = \frac{1}{D_{\varphi} \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\varphi_{OH} - m_{\varphi}}{D_{\varphi}} \right)^2}$$

4. Вызывается случайное число η_1 с равномерным законом распределения на отрезке $[0, 1]$.

5. Рассчитывается случайная реализация значения числа f с равномерным законом распределения в пределах от 0 до $f_{\max}(\varphi_{OH})$:

$$f = \eta_1 \cdot f_{\max}(\varphi_{OH}).$$

6. Если соблюдается условие

$$f > f(\varphi_{OH}),$$

то случайные координаты объекта наблюдения, реализованные в пункте 2 настоящего алгоритма, не учитываются (отбрасываются).

7. Если соблюдается условие

$$f \leq f(\varphi_{OH}),$$

то случайные координаты объекта наблюдения, реализованные в пункте 2 настоящего алгоритма, оставляются (осуществляется переход к пункту 8).

8. Пункты 2-7 повторяются до тех пор, пока не наберется заданное количество реализаций.

Конец алгоритма

Иллюстрация работы данного алгоритма приведена на рис. 2.5. На этом рисунке результаты моделирования 2000 объектов наблюдения, которые показаны темными точками.

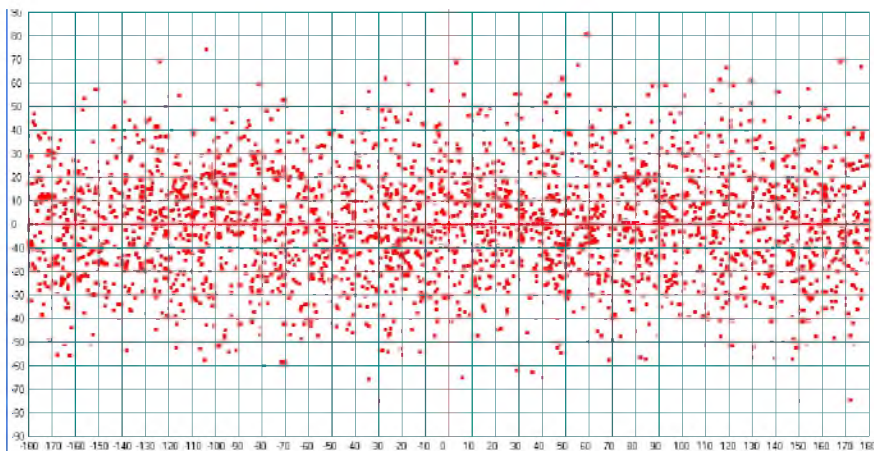


Рис. 2.5. Результаты моделирования случайных координат объектов наблюдения с нормальным законом распределения по широте Земли

2.4. Модели для формирования массива случайных координат объектов наблюдения с учетом неравномерности распределения по материкам и районам Земли

У космических аппаратов наблюдения могут быть различные задачи. В частности, космические аппараты могут быть предназначены только для съемки наземных объектов или только для съемки объектов, находящихся в акватории мирового океана. Это объясняется спецификой наземных и морских объектов наблюдения.

В этой связи при проектном анализе целевых показателей эффективности космической системы наблюдения встает задача моделирования расположения снимаемых объектов либо только на суше, либо только на поверхности моря. Причем плотность распределения объектов по материкам и отдельным районам Земли может быть различной. Рассмотрим методы моделирования случайных координат объектов наблюдения подробнее.

2.4.1. Моделирование случайных координат объектов наблюдения с использованием сферических прямоугольников

Интересуемый район Земли разбивается на ряд сферических прямоугольников, стороны которых направлены по параллелям и меридианам поверхности Земли, как это схематично показано на рис.

2.6. Причем сначала используются сферические прямоугольники, которые «накрывают» большую поверхность интересующего района. Более мелкими прямоугольниками, как правило, накрываются зоны с извилистой границей.

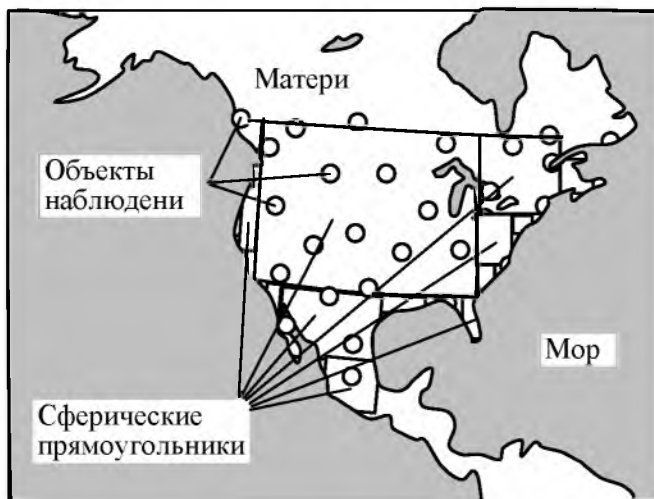


Рис. 2.6. Схема описания отдельных районов поверхности Земли с использованием суммирования сферических прямоугольников

Следует заметить, что точное описание границ исследуемого района не требуется, так как эти границы слабо влияют на результаты оценки производительности космической системы наблюдения, когда используется метод имитационного моделирования. То есть при проведении многочисленных статистических испытаний результаты все равно осредняются.

Суть алгоритма моделирования сводится к следующему.

Производится моделирование координат случайных объектов наблюдения ($\varphi_{ОН}$, $\lambda_{ОН}$) с равномерной плотностью распределения на поверхности Земли (см. алгоритм, представленный в пункте 2.2 настоящего учебного пособия).

Далее производится анализ попадания полученных реализаций случайных координат в заданный район. Для этого проверяется попадание всех реализаций в каждый сферический прямоугольник. Остаются реализации координат только тех объектов наблюдения, которые попали в прямоугольники, описывающие интересующий район наблюдения.

Математические модели для анализа попадания полученных реализаций случайных координат в сферический прямоугольник следующие:

Если $\varphi_{ОН} \geq \varphi_{НГ}$ и $\varphi_{ОН} \leq \varphi_{ВГ}$ и $\lambda_{ОН} \geq \lambda_{ЛГ}$ и $\lambda_{ОН} \leq \lambda_{ПГ}$, то объект наблюдения попал в рассматриваемый прямоугольник и логической переменной Y присваивается константа истина.

Здесь введены следующие обозначения:

$\varphi_{НГ}$ и $\varphi_{ВГ}$ - соответственно нижняя и верхняя границы прямоугольника по широте;

$\lambda_{ЛГ}$ и $\lambda_{ПГ}$ - соответственно левая и правая границы прямоугольника по долготу.

Код фрагмента программы на языке *Objekt Pascal* будет следующим:

```
If ((Fon >= Fng) and (Fon <= Fvg) and (Lon >= Llg) and  
    (Lon <= Lpg)) then Y=true;
```

Обозначения переменных фрагмента программы ясны из аббревиатуры английского алфавита.

При моделировании случайных координат объектов наблюдения с помощью сферических прямоугольников для некоторых конфигураций районов поверхности Земли целесообразнее поступать иначе. Сначала необходимо описать интересующую территорию одним большим сферическим прямоугольником, затем с помощью более мелких прямоугольников описать части большого прямоугольника, которые не относятся к рассматриваемому району (рис. 2.7).



Рис. 2.7. Схема описания отдельных районов поверхности Земли с использованием вычитания сферических прямоугольников

При анализе же попадания имитируемых объектов наблюдения в заданный район сначала необходимо определить объекты наблюдения, попавшие в большой прямоугольник, затем - исключить объекты наблюдения, попадающие в малые прямоугольники.

2.4.2. Моделирование случайных координат объектов наблюдения с использованием цветовых гамм физической карты мира

Метод основан на определении случайных координат объектов наблюдения и идентификации цвета каждой точки физической карты мира, соответствующей моделируемым координатам объекта наблюдения. Если, например, имитируемый объект наблюдения попал в точку физической карты с синим цветом, то он находится в море. Далее этот объект наблюдения следует отбросить, если моделируются только объекты наблюдения, находящиеся на суше.

3. МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОТБОРА ОБЪЕКТОВ НАБЛЮДЕНИЯ, ПОПАДАЮЩИХ В ПОЛОСЫ ОБЗОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ

Модели и алгоритмы для отбора массива координат объектов наблюдения, попавших в полосу обзора космического аппарата, можно проводить на основе следующих подходов:

- на основе имитации полета космического аппарата;
- на основе аналитических моделей.

Рассмотрим такие модели и алгоритмы подробнее.

3.1. Алгоритм отбора объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора космического аппарата наблюдения, на основе имитационного моделирования целевого функционирования

Начало алгоритма

1. Включается основная программа имитации полета космического аппарата в режиме оценки факта попадания объекта наблюдения в полосу обзора космического аппарата (в конус обзора КА).

При имитации полета космического аппарата границы конуса обзора КА образуют полосу обзора на поверхности Земли. То есть

космический аппарат как бы "ометает" поверхность Земли конусом обзора.

2. Организуется цикл для перебора данных таблицы, содержащей координаты объектов наблюдения, на принадлежность этих координат полосе обзора космического аппарата.

Условие "захвата" объекта наблюдения аппаратурой зондирования Земли получено в [1] и выражается следующим образом:

$$\left| \arccos \left[\sin(\varphi_{КА}) \cdot \sin(\varphi_{ОН}) + \cos(\varphi_{КА}) \cdot \cos(\varphi_{ОН}) \cdot \cos(\lambda_{ОН} - \lambda_{КА}) \right] \right| < \beta,$$

где $\lambda_{КА}$ и $\varphi_{КА}$ - координаты подспутниковой точки КА;

$\lambda_{ОН}$ и $\varphi_{ОН}$ - координаты объекта наблюдения;

β - центральный угол Земли, соответствующий границе зоны обзора космического аппарата (угол полураствора конуса с вершиной в центре Земли и с основанием в форме границы зоны обзора КА).

Если координаты какого-либо объекта наблюдения попали в полосу обзора, то этим данным присваивается логическая константа истина (True), в противном случае – ложь (False). С помощью такой процедуры с логическими константами исключается возможность повторного внесения одного и того же объекта наблюдения в полосу обзора.

3. Координаты объектов наблюдения, попавших в полосу обзора (отмеченные логической константой истина), перемещаются в отдельную таблицу, в которой эти координаты помещаются в порядке попадания в полосу обзора КА.

Конец алгоритма

Пользовательский интерфейс этой части программы представлен на рис. 3.1, где слева находится таблица для отбора массива координат объектов, попавших в полосу обзора КА, а справа – таблица для отображения координат объектов, попавших в полосу обзора КА в порядке их появления.

Моделирование движения космического аппарата по орбите осуществляется по методике, изложенной в работе [1].

3.2. Модели для отбора объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора, на основе аналитического описания относительного движения КА и объекта наблюдения¹

¹ Математические модели и алгоритмы разработаны совместно с Давыдовым С.В., дипломником кафедры летательных аппаратов СГАУ.

Представленная ниже модель позволяет провести предварительный отбор объектов, попадающих в полосу обзора космического аппарата наблюдения, для последующего составления маршрута съемки. Данная модель может использоваться только для круговых орбит. Для эллиптических орбит следует использовать имитационную модель, описанную в работе [1].

Исходные данные

Орбита космического аппарата наблюдения круговая.

Должны быть заданы следующие данные:

i – угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора;

Ω – долгота восходящего узла орбиты;

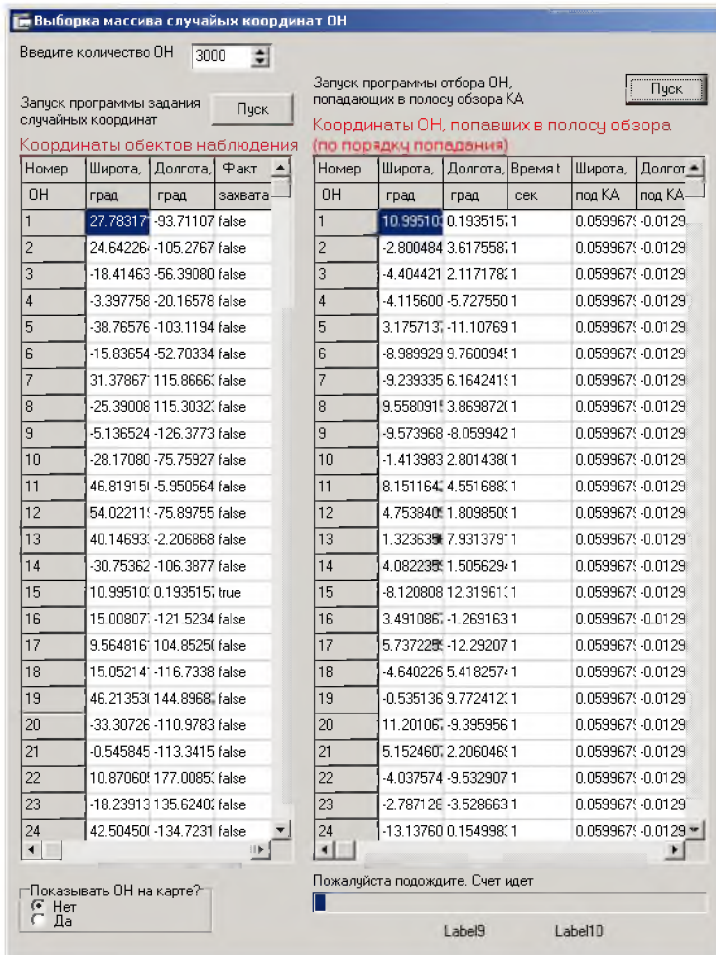


Рис. 3.1. Окно для отображения исходных данных по координатам объектов наблюдения и формирования таблицы объектов, попавших в полосу обзора космического аппарата

H_{Orb} – высота орбиты космического аппарата;

γ – максимальный угол поворота оптической оси телескопа относительно местной вертикали;

φ_{OH} , λ_{OH} – широта и долгота объекта наблюдения соответственно.

Константы

$R_3 = 6371$ км - средний радиус Земли;

$\omega_3 = 0,000072911$ рад/с - угловая скорость вращения Земли.

Используемые допущения

Параметры орбиты в течение периода обращения космического аппарата неизменны (пренебрегаем прецессией орбиты за один виток КА).

3.2.1. Методика отбора объектов наблюдения

В качестве основной расчетной системы координат принимаем неподвижную геоцентрическую систему координат. В такой системе координат плоскость орбиты считается неподвижной в пределах одного или нескольких витков космического аппарата, а объекты наблюдения перемещаются, описывая дуги радиусом $r = R_3 \cdot \cos(\varphi_{ОН})$ на поверхности сферы. Будем считать, что объект наблюдения находится в полосе обзора космического аппарата наблюдения, если выполняются следующих два условия:

1. Часть дуги лежит в зоне обзора космического аппарата.
2. Объект наблюдения входит в зону обзора раньше, чем космический аппарат пройдет участок траектории, прилегающий к точке входа, и выходит из нее позже данного момента времени.

Под зоной обзора в данном случае понимается область пространства, ограниченная двумя плоскостями, параллельными плоскости орбиты и лежащими на расстоянии D_m от нее (рисунок 3.2). Метод определения величины D_m будет рассмотрен ниже.

Для анализа выполнения приведенных условий необходимо определить следующие величины:

t_i – время пересечения объектом наблюдения границы зоны обзора, где $i = 1, 2, 3, 4$, так как в общем случае траектория движения объекта наблюдения пересекает зону обзора в четырех точках;

D_0 - расстояние между объектом наблюдения и плоскостью орбиты в начальный момент времени $t = 0$;

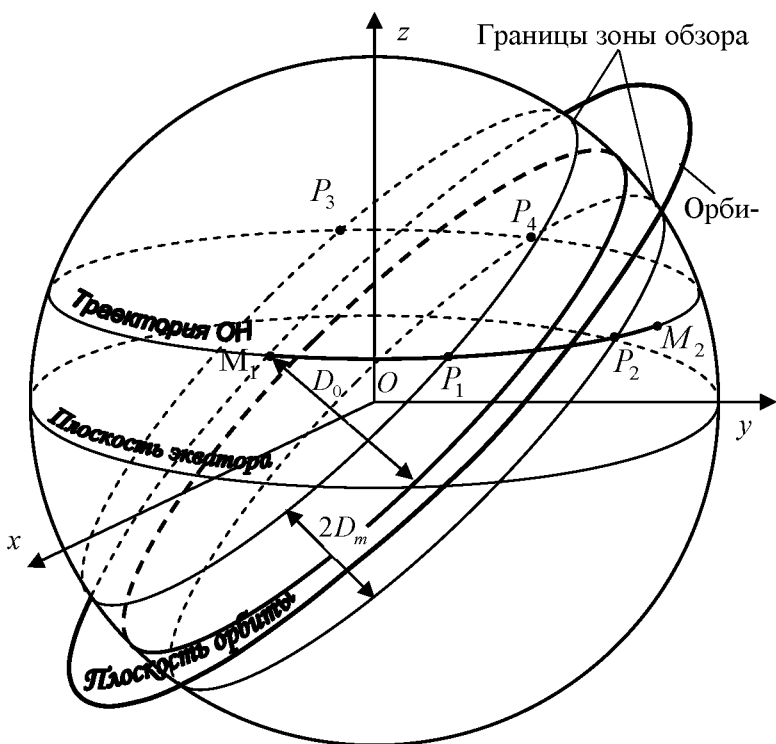


Рис. 3.2. Пересечения траектории ОН с границами зоны обзора

$\alpha_{\text{КА}i}$ – углы между радиусом-вектором космического аппарата и радиусом-вектором точки восходящего узла орбиты в моменты времени t_i ,

$\alpha_{\text{ОН}i}$ – углы между проекцией радиуса-вектора объекта наблюдения на плоскость орбиты и радиусом-вектором точки восходящего узла орбиты, соответствующие положениям объекта наблюдения в моменты времени t_i ;

На рисунке 3.3 представлены углы $\alpha_{\text{КА}i}$ и $\alpha_{\text{ОН}i}$ в произвольный момент времени. O_1 – точка восходящего узла орбиты.

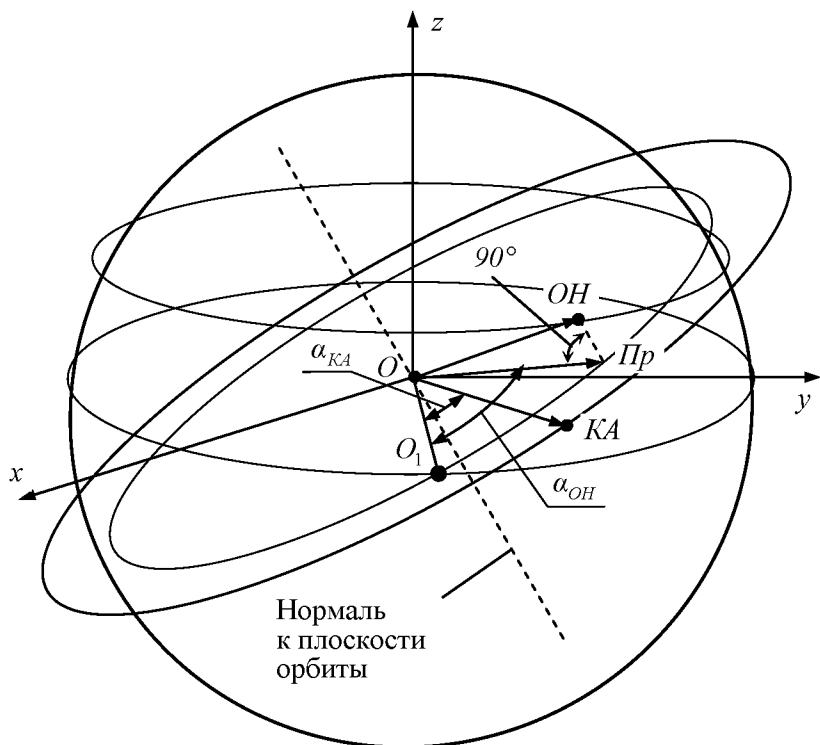


Рис. 3.3. Схема для определения углов α_{KA} и α_{OH}

Выполнение условий 1 и 2 возможно только при определенных сочетаниях параметров $D_0, t_1, t_2, t_3, t_4, \alpha_{KA}, \alpha_{OH}$.

Но для того, чтобы определить эти сочетания, необходимо построить соответствующие модели.

Ниже приведены описание моделей для отбора объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора космического аппарата наблюдения, и процесс их построения. Нумерация пунктов соответствует этапам разработки моделей.

3.2.2. Описание модели отбора объектов наблюдения

1. Определение пространственного положения плоскости орбиты

Определить пространственное положение плоскости орбиты можно, вычислив координаты нормального единичного вектора $\bar{N}(N_x, N_y, N_z)$. Для этого рассмотрим рис. 3.4.

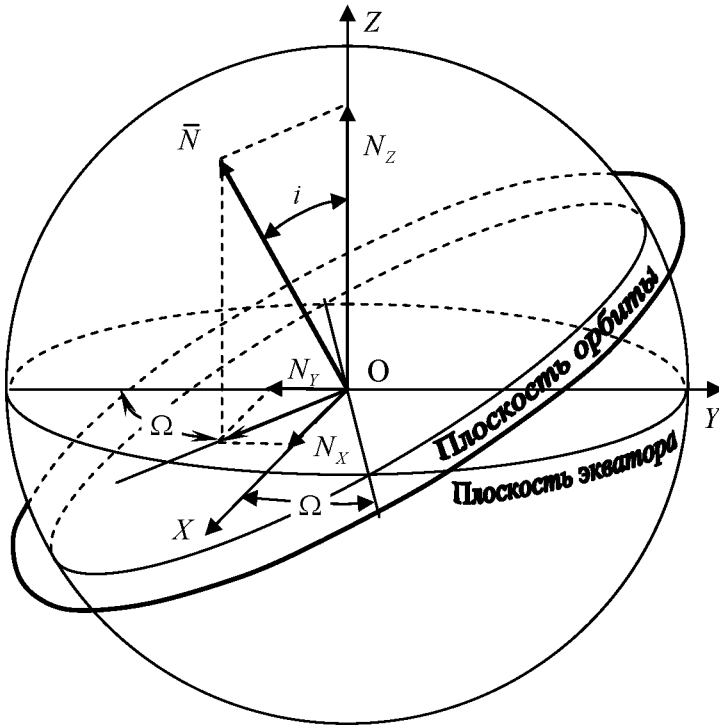


Рис. 3.4. Определение нормального единичного вектора плоскости орбиты

Координаты нормального единичного вектора \bar{N} следующие:

$$N_x = \sin(i) \cdot \sin(\Omega);$$

$$N_y = \sin(i) \cdot \cos \Omega; \quad (3.1)$$

$$N_z = \cos(i),$$

где i – угол наклона плоскости орбиты;

Ω – долгота восходящего узла орбиты.

2. Вычисление периода обращения космического аппарата

Для круговой орбиты период обращения космического аппарата $T_{КА}$ определим следующим образом.

Период обращения зависит от угловой скорости ω радиуса-вектора КА и может быть вычислен по формуле

$$T_{КА} = \frac{2 \cdot \pi}{\omega}. \quad (3.2)$$

Угловая скорость ω радиуса-вектора КА для круговой орбиты равна отношению линейной скорости к радиусу траектории:

$$\omega = \frac{V_1}{R_{орб}}. \quad (3.3)$$

Скорость КА на круговой орбите с высотой $H_{орб}$ определяется по формуле

$$V_1 = \sqrt{g \cdot R_{орб}}, \quad (3.4)$$

где $R_{орб} = R_3 + H_{орб}$ - радиус орбиты КА;

$g = 9,81$ - ускорение свободного падения.

Выполнив подстановку зависимости (3.4) в формулу (3.3), а затем (3.3) в (3.2), получаем выражение для определения периода обращения КА:

$$T_{КА} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \sqrt{R_{орб}}}{\sqrt{g}}. \quad (3.5)$$

3. Определение значения центрального угла Земли, соответствующего ширине полосы обзора космического аппарата

Ширина зоны обзора $2D_m$, как видно из рисунка 3.5, зависит от величины центрального угла β , соответствующего γ (максималь-

ному углу поворота оптической оси телескопа относительно местной вертикали).

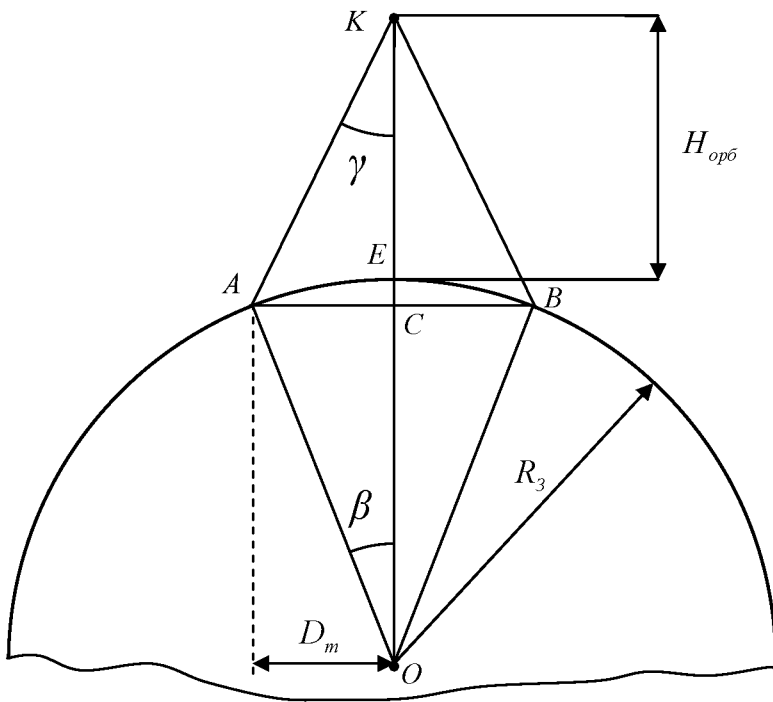


Рис. 3.5. Определение ширины зоны обзора космического аппарата наблюдения

Половина этой ширины может быть определена по формуле

$$D_m = R_3 \cdot \sin(\beta). \quad (3.6)$$

Выразим угол β через угол γ , а также через высоту орбиты

H_{orb} .

Соотношение между углами β и γ определяется выражениями

$$\sin(\beta) = \frac{AC}{AO},$$

$$\operatorname{tg}(\gamma) = \frac{AC}{KC},$$

где $KC = KE + OE - AO \cdot \cos(\beta)$.

Выражая из этих уравнений расстояние AC , приравнявая их между собой, а также учитывая, что $OA = R_3$, получаем

$$R_3 \cdot \sin(\beta) = (H_{\text{опб}} + R_3 - R_3 \cdot \cos(\beta)) \cdot \operatorname{tg}(\gamma)$$

или

$$R_3 \cdot \sin(\beta) + R_3 \cdot \operatorname{tg}(\gamma) \cdot \cos(\beta) = (H_{\text{опб}} + R_3) \cdot \operatorname{tg}(\gamma). \quad (3.7)$$

Разделим обе части уравнения (3.7) на выражение $\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)} \neq 0$, получим следующее уравнение:

$$\begin{aligned} \frac{R_3}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}} \cdot \sin(\beta) + \frac{R_3 \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}} \cdot \cos(\beta) = \\ = \frac{(H_{\text{опб}} + R_3) \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}}. \end{aligned}$$

Получаем уравнение вида $a \cdot \sin(\beta) + b \cdot \cos(\beta) = c$, которое можно привести к виду

$$\sin(\xi) \cdot \cos(\beta) + \cos(\xi) \cdot \sin(\beta) = c$$

с помощью введения вспомогательного угла ξ ($0 \leq \xi < 2\pi$), для которого выполняются соотношения

$$\cos(\xi) = \frac{R_3}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}}; \quad (3.8)$$

$$\sin(\xi) = \frac{R_3 \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}}. \quad (3.9)$$

С учетом этого уравнение примет следующий вид:

$$\cos(\xi) \cdot \sin(\beta) + \sin(\xi) \cdot \cos(\beta) = \frac{(H_{\text{опб}} + R_3) \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}}.$$

Учитывая, что левая часть уравнения представляет собой синус сумм углов β и ξ , получаем

$$\sin(\beta + \xi) = \frac{(H_{опб} + R_3) \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}}.$$

Откуда находим

$$\beta + \xi = (-1)^k \cdot \arcsin \left(\frac{(H_{опб} + R_3) \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}} \right) + \pi k, k \in Z,$$

где R_3 - радиус Земли.

Учитывая (3.9), получаем

$$\begin{aligned} \beta = (-1)^k \cdot \arcsin \left(\frac{(H_{опб} + R_3) \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}} \right) - \\ - \arcsin \left(\frac{R_3 \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}} \right) + \pi k, k \in Z. \end{aligned}$$

Таким образом, получено выражение для вычисления величины центрального угла β , соответствующего ширине полосы обзора КА.

4. Вычисление значения долготы объекта наблюдения в конце витка космического аппарата

В начальный момент времени, когда космический аппарат находится в точке восходящего узла орбиты, долгота объекта наблюдения в неподвижной геоцентрической системе координат $\lambda_{ОН}^H$ зависит от времени по Гривичу T_G прохождения космическим аппаратом точки восходящего узла орбиты и может быть определена по формуле

$$\lambda_{ОН}^H = \lambda_{ОН} + \omega_3 \cdot T_G. \quad (3.10)$$

Вычислим значение долготы в конце витка в момент времени $t = T_{КА}$ (период обращения космического аппарата):

$$\lambda_{ОН}^K = \lambda_{ОН} + \omega_3 \cdot (T_G + T_{КА}). \quad (3.11)$$

5. Вычисление расстояния между объектом наблюдения и плоскостью орбиты в начальный момент времени

Расчетная схема для вычисления величины D_0 – расстояния между объектом наблюдения и плоскостью орбиты в момент времени $t = 0$ (точка M_1 на рисунке 3.2).

Известно, что расстояние между произвольной точкой с координатами x, y, z и плоскостью, заданной нормальным вектором $N(N_x, N_y, N_z)$ и проходящей через начало координат, определяется выражением

$$\delta = x \cdot N_x + y \cdot N_y + z \cdot N_z.$$

Подставляя в это выражение координаты объекта наблюдения, соответствующие начальному моменту времени и координаты нормального единичного вектора плоскости орбиты, вычисляем значение D_0 (расстояние между объектом наблюдения и плоскостью орбиты в начальный момент времени $t = 0$):

$$D_0 = x^H \cdot N_x + y^H \cdot N_y + z^H \cdot N_z, \quad (3.12)$$

где $x^H = R_3 \cdot \cos(\varphi_{OH}^H) \cdot \cos(\lambda_{OH}^H)$;

$$y^H = R_3 \cdot \cos(\varphi_{OH}^H) \cdot \sin(\lambda_{OH}^H);$$

(3.13)

$$z^H = R_3 \cdot \sin(\varphi_{OH}^H).$$

Выражения (3.13) получены на основе анализа рисунка 3.6.

6. Определение координаты объекта наблюдения в момент нахождения его на границе зоны захвата

Сначала решим обратную задачу. В приведенной формулировке это означает, что расстояние от объекта наблюдения до плоскости орбиты равно D_m , вычисленной в пункте 3. Для двух граничных плоскостей записываем уравнения

$$x_1 \cdot N_x + y_1 \cdot N_y + z_1 \cdot N_z = D_m; \quad (3.14)$$

$$x_2 \cdot N_x + y_2 \cdot N_y + z_2 \cdot N_z = -D_m \quad (3.15)$$

Так как координата z известна и равна $R_3 \sin(\varphi_{OH})$, то в каждом уравнении имеем по два неизвестных, которые выражаются через переменные λ_1 и λ_2 :

$$x_1 = R_3 \cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda_1);$$

$$y_1 = R_3 \cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda_1);$$

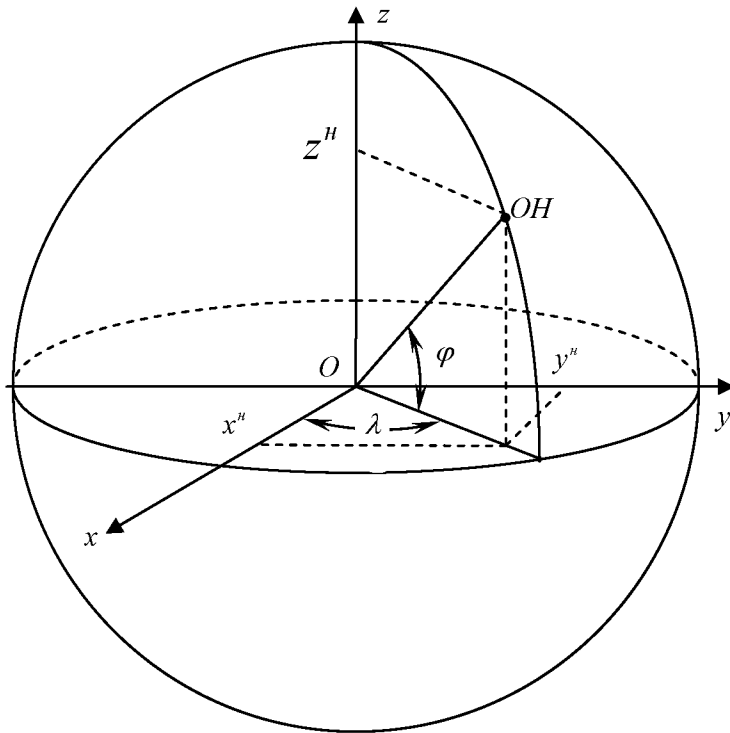


Рис. 3.6. Схема для определения расстояния между объектом наблюдения и плоскостью орбиты в начальный момент времени

$$x_2 = R_3 \cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda_2);$$

$$y_2 = R_3 \cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda_2).$$

Подставляя эти выражения в (3.14) и (3.15), получаем

$$R_3 \cos(\varphi) \sin(\lambda_1) \cdot N_y + R_3 \cos(\varphi) \cos(\lambda_1) \cdot N_x + R_3 \sin(\varphi) \cdot N_z = D_m;$$

$$R_3 \cos(\varphi) \sin(\lambda_2) \cdot N_y + R_3 \cos(\varphi) \cos(\lambda_2) \cdot N_x + R_3 \sin(\varphi) \cdot N_z = -D_m.$$

Для упрощения записей введем следующие обозначения:

$$a = R_3 \cdot \cos(\varphi) \cdot N_y;$$

$$b = R_3 \cdot \cos(\varphi) \cdot N_x;$$

$$c_1 = D_m - R_3 \cdot \sin(\varphi) \cdot N_z;$$

$$c_2 = -D_m - R_3 \cdot \sin(\varphi) \cdot N_z.$$

Уравнения примут вид

$$a \cdot \sin(\lambda_1) + b \cdot \cos(\lambda_1) = c_1,$$

$$a \cdot \sin(\lambda_2) + b \cdot \cos(\lambda_2) = c_2.$$

Решая данные уравнения методом вспомогательного угла, описанным в пункте 3, получаем значение долготы пересечений траектории объекта наблюдения с границами зоны обзора (им соответствуют точки P_1, P_3, P_2, P_4 на рисунке 3.2)

$$\lambda_1 = \arcsin\left(\frac{c_1}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right);$$

$$\lambda_2 = \arcsin\left(\frac{c_2}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right);$$

$$\lambda_3 = -\arcsin\left(\frac{c_1}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) + \pi;$$

$$\lambda_4 = -\arcsin\left(\frac{c_2}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) + \pi.$$

Моменты времени, соответствующие найденным точкам, вычисляются по формулам

$$t_1 = \frac{(\lambda_1 - \lambda_{OH}^H)}{\omega_3};$$

$$t_2 = \frac{(\lambda_2 - \lambda_{OH}^H)}{\omega_3};$$

$$t_3 = \frac{(\lambda_3 - \lambda_{OH}^H)}{\omega_3};$$

$$t_4 = \frac{(\lambda_4 - \lambda_{OH}^H)}{\omega_3},$$

где ω_3 - угловая скорость вращения Земли,

λ_{OH}^H - начальное значение долготы объекта наблюдения в неподвижной системе координат, метод определения которого был рассмотрен в пункте 4.

Так как мы рассматриваем только один виток космического аппарата на орбите, то все местоположения, в которые объект наблюдения попадает на следующих витках, то есть в моменты времени $t_i > T$, где $i=1, 2, 3, 4$, исключаем. Для этого условно присваиваем им значения, равные минус единице ($t=-1$).

7. Модели для оценки нахождения объекта наблюдения в зоне обзора космического аппарата

Как упоминалось, для осуществления съемки необходимо, чтобы к моменту времени, когда аппарат приблизится к району съемки, объект наблюдения находился в зоне обзора (круг на поверхности Земли, граница которого определяется высотой орбиты и максимальным отклонением оптической оси аппаратуры наблюдения от надира). Это условие можно проверить путем вычисления в момент времени t_i разности между углом $\alpha_{K_{Ai}}$ (угол между радиусом-вектором космического аппарата и радиусом-вектором точки восходящего узла орбиты) и углом α_{OH_i} (угол между проекцией радиуса-вектора объекта наблюдения на плоскость орбиты и радиусом-вектором точки восходящего узла орбиты). Схема углов была показана на рис. 3.3.

Для расчета угла α_{OH_i} сначала необходимо определить координаты проекции радиуса-вектора объекта наблюдения на плоскость орбиты. Найдем эти координаты.

Обратимся к рисунку 3.7, на котором приняты следующие обозначения:

O – центр Земли;

A – соответствует точке OH (см. рис. 3.3);

B – соответствует проекции объекта наблюдения Pr (см. также рис. 3.3);

$\rho(p_x, p_y, p_z)$ – радиус-вектор объекта наблюдения;

$\vec{k}(k_x, k_y, k_z)$ – вектор, являющийся проекцией вектора \vec{p} на плоскость ζ ;

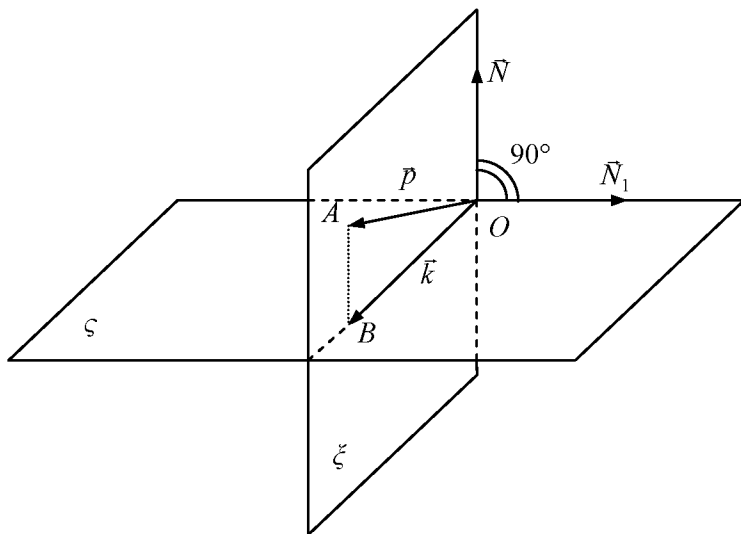


Рис. 3.7. Схема для определения проекции радиуса-вектора объекта наблюдения на плоскость

ζ – плоскость орбиты; ξ – плоскость, проходящая через вектор \vec{p} , перпендикулярная плоскости орбиты;

$\vec{N}(N_x, N_y, N_z)$ – вектор нормали плоскости ζ .

$\vec{N}_1(N_{x1}, N_{y1}, N_{z1})$ – вектор нормали плоскости ξ .

Определяем координаты вектора \vec{k} , учитывая, что вектора \vec{p} и \vec{k} лежат в плоскости ξ (вектор \vec{k} должен лежать на пересечении плоскостей ζ и ξ). Координаты вектора нормали \vec{N}_1 плоскости ξ можно определить как результат векторного произведения двух векторов, лежащих в этой плоскости $\vec{p} \times \vec{k}$:

$$N_{x1} = k_y \cdot p_z - k_z \cdot p_y;$$

$$N_{y1} = k_z \cdot p_x - k_x \cdot p_z;$$

$$N_{z1} = k_x \cdot p_y - k_y \cdot p_x.$$

(3.16)

Для того чтобы вектор \vec{k} являлся проекцией вектора \vec{p} на плоскость ζ , необходимо, чтобы плоскости ζ и ξ были перпендикулярны, то есть скалярное произведение векторов нормали $\vec{N} \cdot \vec{N}_1$ должно быть равно нулю:

$$N_X \cdot N_{X1} + N_Y \cdot N_{Y1} + N_Z \cdot N_{Z1} = 0. \quad (3.17)$$

Подставляя (3.16) в (3.17), получаем выражение, содержащее неизвестные координаты k_X, k_Y, k_Z :

$$N_X (k_Y p_Z - k_Z p_Y) + N_Y (k_Z p_X - k_X p_Z) + N_Z (k_X p_Y - k_Y p_X) = 0. \quad (3.18)$$

Эти координаты найдем следующим образом. Сначала определим зависимость между координатами вектора \vec{k} и величиной угла α_{OH_i} . Так как вектор \vec{k} лежит в плоскости орбиты, то его координаты можно выразить через параметры орбиты i, Ω и угол α_{OH_i} . Координаты вектора \vec{k} , являющегося проекцией вектора \vec{p} на плоскость ζ , в геоцентрической орбитальной системе координат $Ox'y'z'$ (рис. 3.8) определяются выражениями

$$k'_x = R_0 \cdot \cos(\alpha),$$

$$k'_y = R_0 \cdot \sin(\alpha),$$

$$k'_z = 0.$$

Используя формулы матричного преобразования, выполняем пересчет координат вектора \vec{k} из геоцентрической орбитальной системы координат, связанной с точкой восходящего узла в неподвижную геоцентрическую систему координат $Oxyz$:

$$\begin{pmatrix} k_x \\ k_y \\ k_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} k'_x \\ k'_y \\ k'_z \end{pmatrix}.$$

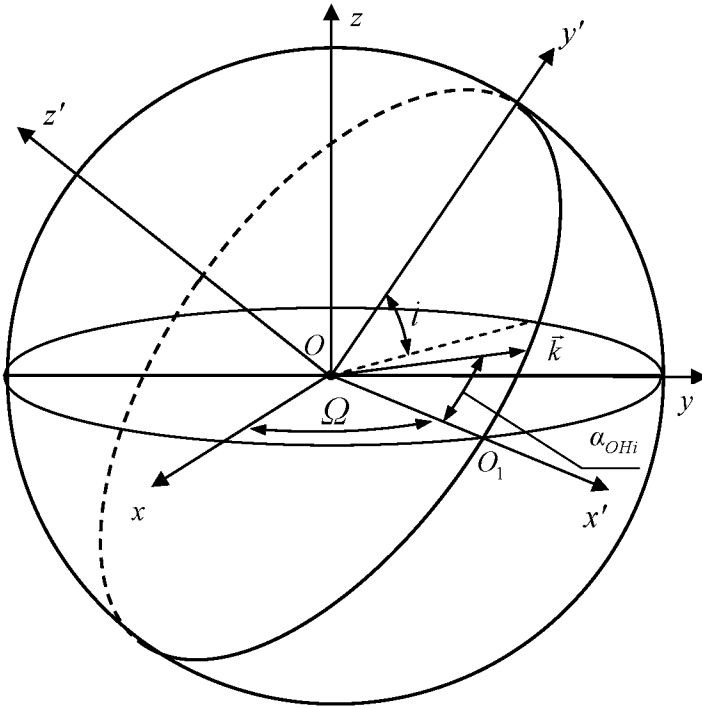


Рис. 3.8. Схема для определения координаты вектора \vec{k}

В итоге получаем следующие выражения:

$$\begin{aligned}
 k_X &= \cos(\alpha_{OH_i}) \cdot \cos(\Omega) - \sin(\alpha_{OH_i}) \cdot \cos(i) \cdot \sin(\Omega); \\
 k_Y &= \cos(\alpha_{OH_i}) \cdot \sin(\Omega) + \sin(\alpha_{OH_i}) \cdot \cos(i) \cdot \cos(\Omega); \\
 k_Z &= \sin(\alpha_{OH_i}) \cdot \sin(i).
 \end{aligned} \tag{3.19}$$

Подставляя выражения (3.19) в (3.18), получаем уравнение с одной неизвестной α_{OH_i} :

$$\begin{aligned}
 &((\cos \alpha_{OH_i} \sin \Omega + \sin \alpha_{OH_i} \cos i \cos \Omega) p_Z - \sin \alpha_{OH_i} \sin i \cdot p_Y) N_X + \\
 &+ (\sin \alpha_{OH_i} \sin i \cdot p_X - (\cos \alpha_{OH_i} \cos \Omega - \sin \alpha_{OH_i} \cos i \sin \Omega) \cdot p_Z) N_Y + \\
 &+ [(\cos \alpha_{OH_i} \cdot \cos(\Omega) - \sin \alpha_{OH_i} \cdot \cos(i) \cdot \sin(\Omega)) \cdot p_Y -
 \end{aligned}$$

$$-\left(\cos\alpha_{OH_i} \cdot \sin(\Omega) + \sin\alpha_{OH_i} \cdot \cos(i) \cdot \cos(\Omega)\right) \cdot p_X \cdot N_Z = 0.$$

Преобразуем уравнение к виду $a \cdot \cos(\alpha) + b \cdot \sin(\alpha) = 0$:

$$\left(\sin\Omega \cdot p_Z N_X - \cos\Omega \cdot p_Z N_Y + \cos\Omega \cdot p_Y N_Z - \sin\Omega \cdot p_X N_Z\right) \cos\alpha_{OH_i} + \\ + \left(\cos i \cdot \cos\Omega \cdot p_Z N_X - \sin i \cdot p_Y N_X + \sin i \cdot p_X N_Y + \cos i \cdot \sin\Omega \cdot p_Z N_Y - \right.$$

$$\left. - \cos i \cdot \sin\Omega \cdot p_Y N_Z - \cos i \cdot \cos\Omega \cdot p_X N_Z\right) \cdot \alpha_{OH_i} \sin = 0.$$

$a + b \cdot \operatorname{tg}(\alpha) = 0$ — части уравнения на $\cos(\alpha_{OH_i})$, приводим его к виду

$a + b \cdot \operatorname{tg}(\alpha) = 0$. Тогда выражение для вычисления величины α_{OH_i} будет иметь вид

$$\alpha_{OH_i} = \operatorname{arctg}\left(-\frac{a}{b}\right), \quad (3.20)$$

где $a = \sin\Omega \cdot p_Z N_X - \cos\Omega \cdot p_Z N_Y + \cos\Omega \cdot p_Y N_Z - \sin\Omega \cdot p_X N_Z$;

$$b = \cos i \cdot \cos\Omega \cdot p_Z N_X - \sin i \cdot p_Y \cdot N_X + \sin i \cdot p_X N_Y + \\ + \cos i \cdot \sin\Omega \cdot p_Z N_Y - - \cos i \cdot \sin\Omega \cdot p_Y N_Z - \cos i \cdot \cos\Omega \cdot p_X N_Z.$$

В этом выражении неизвестны проекции p_X, p_Y, p_Z и N_X, N_Y, N_Z .

Координаты вектора p вычисляются путем преобразования сферических координат объекта наблюдения в декартовы в неподвижной геоцентрической системе координат в момент времени t_i (по формулам аналогичным 3.13):

$$p_X = \cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda_i); \\ p_Y = \cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda_i); \\ p_Z = \sin(\varphi). \quad (3.21)$$

Проекции единичного вектора \vec{N} , нормального к плоскости орбиты, находятся по зависимостям (3.1).

Таким образом, были получены выражения для определения угла α_{OH_i} между проекцией радиуса-вектора объекта наблюдения \vec{k} и радиусом-вектором точки восходящего узла орбиты в момент времени t_i .

Далее определим зависимости для отыскания угла между радиусом-вектором космического аппарата и радиусом-вектором точки восходящего узла орбиты в момент времени t_i . Так как в данной модели принято допущение, что космический аппарат движется по круговой орбите, то угловую скорость его радиуса-вектора считаем постоянной. В связи с этим угол α_{Kai} можно определить по формуле

$$\alpha_{Kai} = \frac{2\pi}{T_{КА}} \cdot t_i, \quad (3.22)$$

где $i = 1, 2, 3, 4$;

$T_{КА}$ - период обращения космического аппарата по орбите.

После того как получены значения углов α_{Kai} и α_{OHi} , вычисляем их разность:

$$\Delta\alpha_i = \alpha_{Kai} - \alpha_{OHi}, \text{ где } i = 1, 2, 3, 4.$$

На рис. 3.9 показана схема для представления расположения КА (точки K_1, K_1', K_2' и K_2) и ОН (точки M_1, P_1, P_2 и M_2) в процессе полета КА по орбите и перемещения объекта наблюдения вследствие вращения Земли.

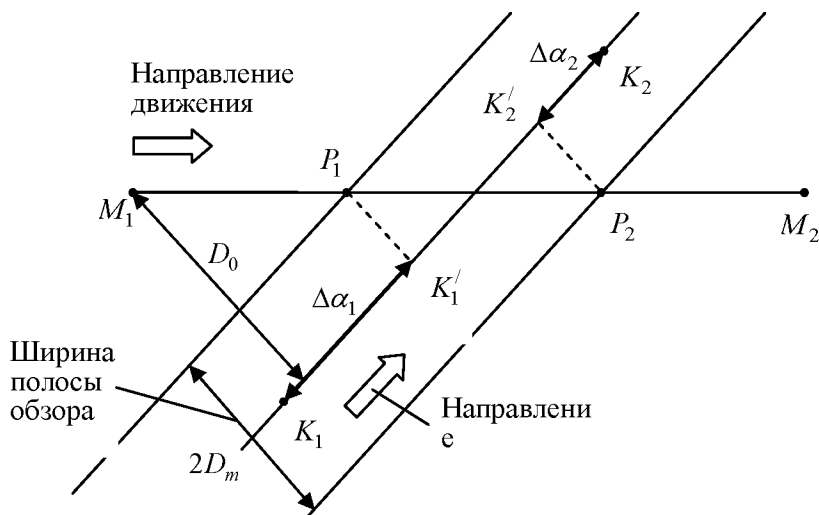


Рис. 3.9. Схема для анализа возможности проведения съемки

В результате произведенных вычислений по пунктам 1-7 настоящего подраздела получаем сочетания параметров

$$D_0, t_1, t_2, t_3, t_4, \Delta\alpha_1, \Delta\alpha_2, \Delta\alpha_3, \Delta\alpha_4. \quad (3.23)$$

3.2.3. Условия попадания объектов наблюдения в полосу обзора космического аппарата

Попадание ОН в зону обзора КА возможно при некотором сочетании параметров (3.23). Проведем подробный анализ одного из возможных сочетаний параметров, при которых объект наблюдения (ОН) попадает в зону обзора космического аппарата:

$$а) t_1 \neq -1, t_2 \neq -1, t_3 = -1, t_4 = -1, t_1 < t_2, |D_1| > D_m, \Delta\alpha_1 < 0, \Delta\alpha_2 > 0.$$

В момент времени t_1 космический аппарат находится в точке K_1 , а объект наблюдения в точке P_1 (см. рисунок 3.8). Так как моментам времени, соответствующим точкам $P_1(\varphi_{ОН}, \lambda_1)$ и $P_2(\varphi_{ОН}, \lambda_2)$, не присвоено условное значение минус единица, то есть $t_1 \neq -1, t_2 \neq -1$, следовательно, объект наблюдения за один виток космического аппарата проходит только точки $P_1(\varphi_{ОН}, \lambda_1), P_2(\varphi_{ОН}, \lambda_2)$.

Если $t_1 < t_2$, то в точку $P_1(\varphi_{ОН}, \lambda_1)$ объект наблюдения попадет раньше, чем в точку $P_2(\varphi_{ОН}, \lambda_2)$. Значение $|D_0|$ определяет исходное положение объекта наблюдения: если $|D_1| > D_m$, то в начальный момент времени объект наблюдения находится за пределами зоны обзора и точка $P_1(\varphi_{ОН}, \lambda_1)$ будет точкой входа объекта наблюдения в зону обзора.

Необходимо, чтобы до момента времени t_1 космический аппарат не успел пройти район съемки, то есть величина $\Delta\alpha_1$ должна быть меньше нуля. Аналогично космический аппарат должен пройти район съемки до момента выхода объекта наблюдения из зоны обзора в точке $P_2(\varphi_{ОН}, \lambda_2)$, то есть $\Delta\alpha_2 > 0$.

Дадим краткую характеристику другим сочетаниям, при которых съемка объекта возможна, если существуют только корни уравнения (3.14):

б) $t_1 \neq -1, t_3 \neq -1, t_1 < t_3, \Delta\alpha_1 < 0, \Delta\alpha_3 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в двух точках $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1), P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, объект наблюдения проходит точку $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1)$ раньше, чем точку $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, космический аппарат проходит район съемки после момента времени t_1 и до момента времени t_3 ;

в) $t_1 \neq -1, t_3 \neq -1, t_1 > t_3, \Delta\alpha_1 > 0, \Delta\alpha_3 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в двух точках $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1), P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, объект наблюдения проходит точку $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$ раньше, чем $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1)$, КА проходит район съемки после момента времени t_3 и до момента времени t_1 ;

г) $t_1 = -1, t_3 \neq -1, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_3 > 0$ – объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, КА проходит район съемки до момента времени t_3 ;

д) $t_1 = -1, t_3 \neq -1, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_3 < 0$ – объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, КА проходит район съемки после момента времени t_3 ;

е) $t_1 \neq -1, t_3 = -1, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_1 > 0$ – объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, КА проходит район съемки до момента времени t_1 ;

ж) $t_1 \neq -1, t_3 = -1, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_1 < 0$ – объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, КА проходит район съемки после момента времени t_1 .

Если существуют только корни уравнения (3.15), то съемка возможна при следующих сочетаниях параметров:

з) $t_2 \neq -1, t_4 \neq -1, t_2 < t_4, \Delta\alpha_2 < 0, \Delta\alpha_4 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в двух точках $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2), P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения проходит точку $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$ раньше, чем $P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, КА проходит район съемки после момента времени t_2 и до момента времени t_4 ;

и) $t_2 \neq -1, t_4 \neq -1, t_2 > t_4, \Delta\alpha_2 > 0, \Delta\alpha_4 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в двух точках $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2), P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения проходит точку $P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$ раньше, чем $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$, КА проходит район съемки после момента времени t_4 и до момента времени t_2 ;

к) $t_2 = -1, t_4 \neq -1, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_4 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_4 ;

л) $t_2 = -1, t_4 \neq -1, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_4 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки позже момента времени t_4 ;

м) $t_2 \neq -1, t_4 = -1, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_2 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_2 ;

н) $t_2 \neq -1, t_4 = -1, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_2 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки позже момента времени t_2 .

Если существуют все корни уравнений (3.14) и (3.15), то съемка объекта возможна при следующих сочетаниях параметров:

о) $t_1 \neq -1, t_2 \neq -1, t_3 = -1, t_4 = -1, t_1 < t_2, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_1 < 0, \Delta\alpha_2 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в двух точках $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1), P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$, объект наблюдения проходит точку $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1)$ раньше чем $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_2 , позже момента времени t_1 ;

п) $t_1 \neq -1, t_2 \neq -1, t_3 = -1, t_4 = -1, t_1 > t_2, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_1 > 0, \Delta\alpha_2 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в двух точках $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1), P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$, объект наблюдения проходит точку $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$ раньше чем $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_1 , позже момента времени t_2 ;

р) $t_1 \neq -1, t_2 = -1, t_3 = -1, t_4 = -1, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_1 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки позже момента времени t_1 ;

с) $t_1 \neq -1, t_2 = -1, t_3 = -1, t_4 = -1, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_1 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_1(\varphi_{OH}, \lambda_1)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_1 ;

т) $t_1 = -1, t_2 \neq -1, t_3 = -1, t_4 = -1, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_2 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки позже момента времени t_2 ;

у) $t_1 = -1, t_2 \neq -1, t_3 = -1, t_4 = -1, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_2 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_2(\varphi_{OH}, \lambda_2)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_2 ;

ф) $t_1 = -1, t_2 = -1, t_3 \neq -1, t_4 \neq -1, t_3 < t_4, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_3 < 0, \Delta\alpha_4 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в двух точках $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3), P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения проходит точку $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$ раньше чем $P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_4 , позже момента времени t_3 ;

х) $t_1 = -1, t_2 = -1, t_3 \neq -1, t_4 \neq -1, t_3 < t_4, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_3 > 0, \Delta\alpha_4 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в двух точках $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3), P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения проходит точку $P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$ раньше чем $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_3 , позже момента времени t_4 ;

ч) $t_1 = -1, t_2 = -1, t_3 \neq -1, t_4 = -1, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_3 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки позже момента времени t_3 ;

ш) $t_1 = -1, t_2 = -1, t_3 \neq -1, t_4 = -1, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_3 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_3(\varphi_{OH}, \lambda_3)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_3 ;

щ) $t_1 = -1, t_2 = -1, t_3 = -1, t_4 \neq -1, |D_0| > D_m, \Delta\alpha_4 < 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке

$P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится вне полосы обзора, КА проходит район съемки позже момента времени t_4 ;

э) $t_1 = -1, t_2 = -1, t_3 = -1, t_4 \neq -1, |D_0| < D_m, \Delta\alpha_4 > 0$ – траектория объекта наблюдения пересекает зону обзора в одной точке $P_4(\varphi_{OH}, \lambda_4)$, объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора, КА проходит район съемки до момента времени t_4 .

Если не существует ни одного корня и выполняется условие $|D_1| < D_m$, объект наблюдения в начальный момент времени находится в полосе обзора и не выходит из нее в течение периода обращения космического аппарата. В этом случае съемка объекта также возможна.

Все остальные комбинации соответствуют случаям, когда съемка объектов наблюдения невозможна.

3.2.4. Алгоритм отбора объектов, попадающих в полосу обзора космического аппарата наблюдения

Ниже приведен алгоритм отбора объектов, попадающих в полосу обзора космического аппарата наблюдения.

Начало алгоритма

1. Вычисляются координаты вектора нормали плоскости орбиты N_x, N_y, N_z :

$$N_x = \sin(i) \cdot \sin(\Omega);$$

$$N_y = \sin(i) \cdot \cos(\Omega);$$

$$N_z = \cos(i).$$

2. Вычисляется период обращения КА по орбите:

$$T_{КА} = \sqrt{\frac{T_1^2 \cdot R_{орб}^3}{R_1^3}}.$$

3. Вычисляется ширина зоны обзора космического аппарата наблюдения

$$D_m = R_3 \cdot \sin(\beta),$$

где

$$\beta = (-1)^k \cdot \arcsin\left(\frac{(H_{орб} + R_3) \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}}\right) - \arcsin\left(\frac{R_3 \cdot \operatorname{tg}(\gamma)}{\sqrt{R_3^2 + R_3^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\gamma)}}\right) + \pi k, k \in Z.$$

4. Вычисляются координаты объекта наблюдения в неподвижной геоцентрической системе координат:

$$\lambda_{ОН}^H = \lambda_{ОН} + \omega_3 \cdot T_\Gamma;$$

$$\lambda_{ОН}^K = \lambda_{ОН} + \omega_3 \cdot (T_\Gamma + T_{КА}).$$

5. Вычисляется расстояние от объекта наблюдения до плоскости орбиты в начальный момент времени

$$D_0 = x^H \cdot N_x + y^H \cdot N_y + z^H \cdot N_z,$$

где $x^H = R_3 \cdot \cos(\varphi_{ОН}) \cdot \cos(\lambda_{ОН}^H);$

$$y^H = R_3 \cdot \cos(\varphi_{ОН}) \cdot \sin(\lambda_{ОН}^H);$$

$$z^H = R_3 \cdot \sin(\varphi_{ОН}^H).$$

6. Определяются координаты пересечения траектории объекта наблюдения с границами зоны обзора КА:

$$\lambda_1 = \arcsin\left(\frac{c_1}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right);$$

$$\lambda_2 = \arcsin\left(\frac{c_2}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right);$$

$$\lambda_3 = -\arcsin\left(\frac{c_1}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) + \pi;$$

$$\lambda_4 = -\arcsin\left(\frac{c_2}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) - \arcsin\left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}}\right) + \pi.$$

где $a = R_3 \cdot \cos(\varphi) \cdot N_y$;

$$b = R_3 \cdot \cos(\varphi) \cdot N_x;$$

$$c_1 = D_m - R_3 \cdot \sin(\varphi) \cdot N_z.$$

7. Вычисляются моменты времени, соответствующие найденным пересечениям траектории объекта наблюдения с границами зоны обзора КА:

$$t_1 = \frac{(\lambda_1 - \lambda_{OH}^H)}{\omega_3};$$

$$t_2 = \frac{(\lambda_2 - \lambda_{OH}^H)}{\omega_3};$$

$$t_3 = \frac{(\lambda_3 - \lambda_{OH}^H)}{\omega_3};$$

$$t_4 = \frac{(\lambda_4 - \lambda_{OH}^H)}{\omega_3}.$$

8. Вычисляются углы между проекцией радиуса-вектора объекта наблюдения на плоскость орбиты и радиусом-вектором точки восходящего узла орбиты, соответствующие положениям объекта наблюдения в моменты времени t_i :

$$\alpha_{OH_i} = \arctan\left(\frac{A}{B}\right),$$

где $A = \sin \Omega \cdot p_Z N_X - \cos \Omega \cdot p_Z N_Y + \cos \Omega \cdot p_Y \cdot N_Z - \sin \Omega \cdot p_X N_Z$;

$$B = \cos i \cdot \cos \Omega \cdot p_Z N_X - \sin i \cdot N_X + \sin i \cdot p_X N_Y + \cos i \cdot \sin \Omega \cdot p_Z N_Y -$$

$$-\cos i \cdot \sin \Omega \cdot p_Y N_Z - \cos i \cdot \cos \Omega \cdot p_X N_Z ;$$

$$p_X = \cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda_i);$$

$$p_Y = \cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda_i);$$

$$p_Z = \sin(\varphi).$$

9. Определяются углы между радиусом-вектором космического аппарата и радиусом-вектором точки восходящего узла орбиты в моменты времени t_i :

$$\alpha_{КАi} = \frac{2\pi}{T_{КА}} \cdot t_i,$$

где $i = 1, 2, 3, 4$.

10. Вычисляются разности полученных углов:

$$\Delta\alpha_i = \alpha_{КАi} - \alpha_{ОНi}.$$

11. Составляются условия, представленные в пункте 3.2.3 настоящего учебного пособия и осуществляется проверка возможности проведения съемки. Если условия выполняются, то принимается, что объект наблюдения попадает в полосу обзора космического аппарата наблюдения.

Конец алгоритма

Таким образом, в настоящем подразделе разработаны математические модели и алгоритм для отбора объектов наблюдения, попадающих в полосу обзора КА.

В качестве примера на рис. 3.10 приведены результаты отбора объектов наблюдения, попадающих в один из витков КА наблюдения (темные точки).

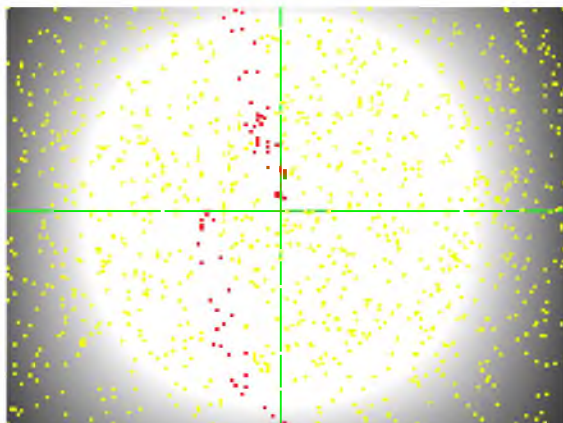


Рис. 3.10. Результаты отбора объектов наблюдения, попадающих в один из витков КА наблюдения

Светлым размытым контуром в форме круга показано так называемое световое пятно (развертка поверхности Земли, освещенная Солнцем).

4. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ВЫБОРА МАРШРУТА СЪЕМКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ

4.1. Критерии выбора маршрута съемки космического аппарата наблюдения

Показатель производительности космического аппарата наблюдения (выходной эффект по производительности) есть суммарное количество полученных кадров:

$$E = \sum_{i=1}^m I_i,$$

где I_i - i -й кадр в порядке очередности съемки.

Этот показатель существенно зависит от маршрута съемки. В этой связи встает задача выбора оптимального порядка съемки этих объектов из условия максимального получения выходного эффекта за один пролет космического аппарата наблюдения, в данном случае количества полученных кадров:

$$E = \sum_{i=1}^m I_i \xrightarrow{x \in X} \max, \quad (4.1)$$

где условная запись $x \in X$ означает принадлежность множества характеристик x , влияющих на производительность космического аппарата наблюдения, некоторому допустимому множеству X (множеству ограничений).

К характеристикам, влияющим на производительность космического аппарата наблюдения, в частности, относятся характеристики системы электропитания и баланс электроэнергии на борту КА.

Кроме того, для космических аппаратов наблюдения характерны следующие специфические ограничения:

- максимальная угловая скорость поворота космического аппарата при перенацеливании (связана с наличием на борту силового гироскопического комплекса определенной мощности);
- приоритетная съемка указанных объектов наблюдения (одного или нескольких объектов за виток полета КА);
- предпочтение проведения съемки с малыми углами отклонения оптической оси аппаратуры наблюдения от надира (при прочих равных условиях);
- по баллам облачности;
- по углу Солнца над горизонтом на поверхности Земли в снимаемом объекте наблюдения;
- по яркости и контрастности объекта наблюдения;
- по максимальной широте съемок (определяются параметрами орбиты КА);
- по времени года при съемке приполярных областей Земли и др.

Выбор количества объектов съемки и порядка съемки по критерию (4.1) в полной постановке требует разработки большого числа разнообразных частных моделей и использования теории графов и методов динамического программирования.

Однако следует отметить, что на начальных этапах проектирования не все упомянутые ограничения существенно влияют на результаты решения задачи. Поэтому иногда задачи такого рода решают в упрощенной постановке на основе введения тех или иных упрощающих допущений. Рассмотрим некоторые из постановок задач такого рода и алгоритмы их решения.

4.2. Алгоритм выбора маршрута съемки методом динамического программирования

Суть метода динамического программирования заключается в последовательном переборе всех объектов наблюдения, находящихся в полосе обзора космического аппарата, и выборе на каждом этапе такого направления перенацеливания, которое обеспечит максимум выбранного показателя эффективности.

Приведем укрупненный алгоритм выбора маршрута съемки методом динамического программирования без наличия ограничений, описанных в подразделе 4.1.

Начало алгоритма

1. Последнему объекту n , содержащемуся в массиве объектов наблюдения, присваивается нулевое значение (количество отснятых объектов наблюдения).

2. Проверяется возможность выполнения перенацеливания между объектами наблюдения $n-1$ и n по какой-либо методике.

Если перенацеливание возможно, то для объекта с номером $n-1$ выбирается единственный возможный вариант перенацеливания. Объекту наблюдения $n-1$ присваивается значение показателя производительности, равное единице.

Если перенацеливание невозможно, то объекту наблюдения $n-1$ присваивается значение показателя производительности, равное нулю.

В свойства объекта записывается номер варианта перенацеливания.

3. Проверяется возможность выполнения перенацеливания между объектами наблюдения $n-2$, $n-1$ и $n-2$, n . Если оба варианта перенацеливания возможны, выбирается такой, при котором обеспечиваются дополнительные условия (приоритеты, меньшие углы наклона, отсутствие облачности и т.п.). Если варианты равнозначны, выбирается первый из них. В свойства объекта также записывается номер варианта перенацеливания.

4. Вычисления повторяются для всех объектов массива.

5. Выбор маршрута (рис. 4.1) выполняется путем движения от объекта с номером 0 к объекту с номером n и последовательного вы-

деления участков перенацеливания, номера которых были записаны в свойствах объектов на первом этапе алгоритма.

Конец алгоритма

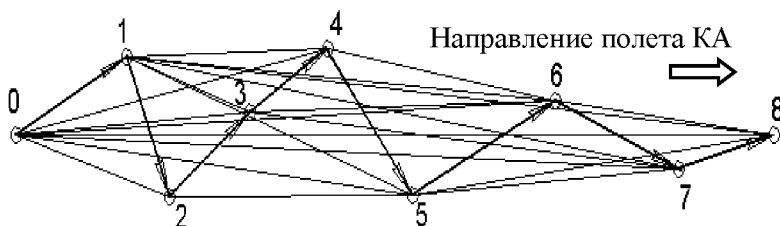


Рис. 4.1. Схема для составления маршрута методом динамического программирования

В свою очередь, использование теории графов и методов динамического программирования для движущихся в различных направлениях космического аппарата и объектов наблюдения с учетом возможности поворота оптической оси аппаратуры наблюдения - непростая задача. Сама постановка такой задачи довольно сложна, не говоря о ее решении. Поэтому далее остановимся на упрощенном моделировании.

4.3. Моделирование производительности космического аппарата наблюдения на основе ограничений поворота по углу тангажа

При построении моделей принимаются следующие допущения.

1. Полоса обзора КА по ширине - плоская. Такое допущение можно принять, если орбита КА наблюдения низкая.

2. Космический аппарат поворачивается при перенацеливании только по углу крена (возможность съемки при поворотах КА по углу тангажа идет в запас производительности).

Сущность упрощенного моделирования производительности космического аппарата наблюдения на основе ограничений поворота по углу тангажа заключается в следующем.

Для двух смежных реализаций случайных координат объекта наблюдения фиксируется время, прошедшее между этими реализациями, и определяется сначала приращение угла крена космического

аппарата при перенацеливании, затем определяется время, необходимое для осуществления перенацеливания.

Если время, необходимое для перенацеливания, меньше чем время, прошедшее между случайными реализациями координат объекта наблюдения, то считается, что объект наблюдения отснят. В противном случае второй объект наблюдения исключается из анализа и рассматривается следующий объект.

Схема, иллюстрирующая методику оценки производительности космического аппарата наблюдения, представлена на рис. 4.2.

На этом рисунке показан вид сверху на участок полосы обзора космического аппарата. Стрелки, отображенные пунктирными линиями, показывают маршрут съемки космического аппарата при мгновенной перекладке оптической оси аппаратуры наблюдения КА по углу крена. Стрелки, отображенные сплошными линиями, показывают маршрут съемки космического аппарата при перекладке оптической оси по углу крена с учетом ограничений по угловому ускорению и скорости вращения космического аппарата.

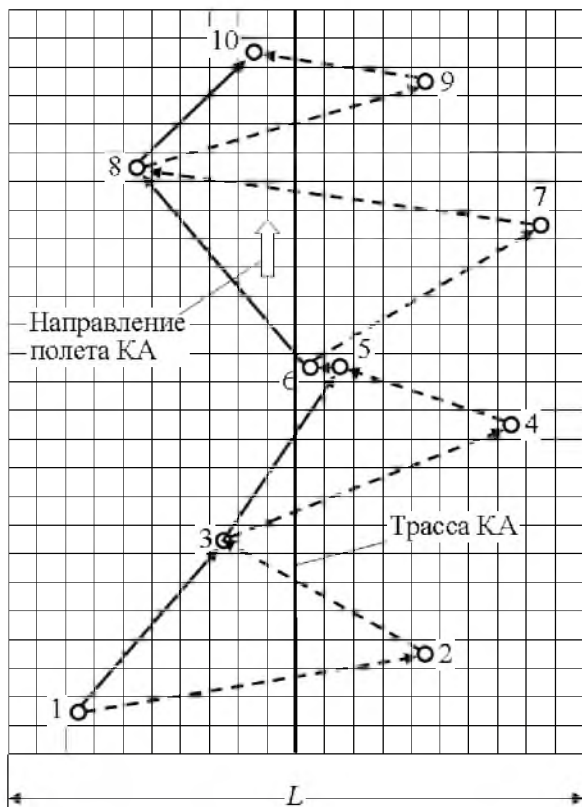


Рис. 4.2. Схема для оценки производительности космического аппарата наблюдения

Для построения алгоритма выбора маршрута съемки длина участка полосы обзора разделяется на отдельные полосы, шаг между которыми равен расстоянию продвижения подспутниковой точки по трассе космического аппарата в единицу времени (за шаг расчета Δt). Ширина полосы обзора также разделяется вертикальными линиями, шаг между которыми равен расстоянию продвижения точки пересечения линии визирования с поверхностью Земли в единицу времени (также за шаг расчета Δt). Следует отметить, что расстояние между вертикальными линиями неодинаково, линии сгущаются при перемещении от края полосы обзора к трассе КА.

На рис. 4.3 представлена схема, с помощью которой можно определить функциональную связь между координатами объектов наблюдения по ширине полосы обзора (по углу крена). На этой схеме введены следующие обозначения: K - точка, соответствующая расположению космического аппарата в плоскости, перпендикулярной трассе в подспутниковой точке; P - подспутниковая точка; C - объект наблюдения на поверхности Земли; E, F - точки на противоположных границах полосы обзора; L - ширина полосы обзора; H - высота полета; γ_{\max} - максимальный угол отклонения оптической оси от надира (по крену); γ_1 - угол крена, соответствующий координате η объекта наблюдения (от трассы).

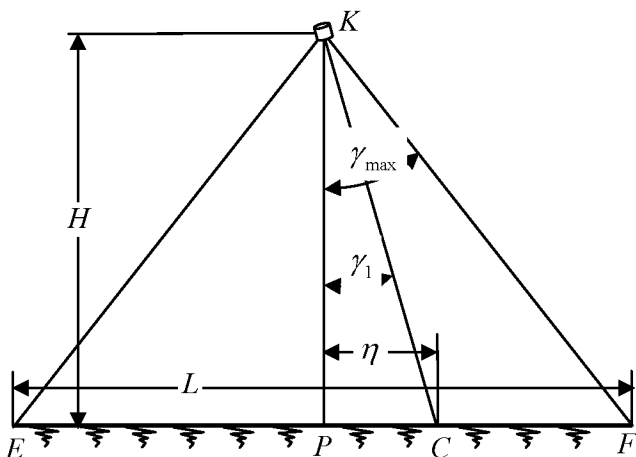


Рис. 4.3. Схема для оценки расположения объектов наблюдения по углу крена

Из геометрических соотношений можно получить зависимость между углом крена γ_1 космического аппарата в момент съемки объекта наблюдения и координатой η по ширине полосы обзора:

$$\gamma_1 = \arctg \left(\frac{\eta}{H} \right). \quad (4.2)$$

Алгоритм имитации случайных реализаций координат объекта наблюдения по ширине полосы обзора и математические модели, используемые в этом алгоритме в соответствии с рисунками 4.2 и 4.3, приведены ниже.

4.4. Алгоритм моделирования производительности космического аппарата наблюдения

В качестве исходных данных служат координаты потенциальных объектов наблюдения. Укрупненный алгоритм приведен ниже.

Начало алгоритма

1. Включается основная программа имитации полета КА по орбите (см. алгоритмы, представленные в учебном пособии [1]).

2. Задаются исходные данные по начальному углу крена космического аппарата γ_1 . Как правило, начальный угол крена КА принимается равным нулю, или он считается равным углу крена КА в момент съемки первого объекта наблюдения при нулевом угле тангажа. Фиксируется текущее время t_1 . Счетчик циклов обнуляется ($m = 0$).

3. Осуществляется приращение времени на шаг расчета Δt :

$$t = t + \Delta t.$$

4. Подключается подпрограмма имитации появления объектов наблюдения в полосе обзора космического аппарата.

5. Если какой-либо объект наблюдения (из исходных данных) в зоне обзора движущегося КА не обнаружен ($x = 0$), то осуществляется переход к пункту 3 (приращение времени на шаг Δt).

6. Если объект наблюдения в зоне обзора КА обнаружен ($x = 1$), то рассчитывается угол крена КА:

$$\gamma_2(t) = \operatorname{arctg}\left(\frac{\eta}{H}\right).$$

7. Рассчитывается приращение угла крена космического аппарата при перенацеливании:

$$\Delta\gamma = |\gamma_2 - \gamma_1|.$$

8. Рассчитывается время, необходимое для перенацеливания космического аппарата, по формуле, полученной для принятого алгоритма управления космическим аппаратом по углу крена (см. [1], формула (9.24)):

$$t_{\gamma} = \frac{4}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{\Delta\gamma}{\varepsilon_{\max}}},$$

где ε_{\max} - максимальное значение углового ускорения космического аппарата при перенацеливании.

9. Рассчитывается время Δt_{Π} подлета КА к объекту наблюдения (или время «перемещения» объекта наблюдения до линии, проходящей через подспутниковую точку и перпендикулярную направлению полета КА).

10. Если время, необходимое для перенацеливания космического аппарата, меньше чем время подлета КА к объекту наблюдения, то есть если

$$t_{\gamma} < \Delta t_{\Pi},$$

то считается, что объект наблюдения «отснят» и включается счетчик циклов:

$$m = m + 1.$$

В противном случае считается, что объект наблюдения не «отснят».

11. Осуществляется переприсваивание значений углов, которое необходимо для повторных расчетов:

$$\gamma_1 = \gamma_2.$$

12. Если $x = 2, 3, 4$ и т. д. (то есть в зону обзора КА одновременно попадают несколько объектов наблюдения), то по очереди производится проверка возможности съемки каждого из них (осуществляется расчет по пунктам 6-9 настоящего алгоритма).

13. Расчеты по пунктам 3-12 повторяются до окончания процесса имитации, которое определяется внешними условиями, например, когда угол Солнца над горизонтом меньше допустимого для съемок, или другими условиями.

Конец алгоритма

Приведем некоторые пояснения к пункту 11 алгоритма.

Случай одновременного попадания нескольких объектов в зону обзора КА с формальной точки зрения ничем не отличается от случаев, когда в полосу обзора в какой-то момент времени попадает один объект наблюдения. Однако можно ввести дополнительные условия. Например, если по результатам имитации два смежных объекта наблюдения оказались расположенными относительно близко и для перенацеливания космического аппарата требуется небольшое время, значительно меньшее, чем время, необходимое для перенацеливания с крайней левой полосы обзора на крайнюю правую полосу обзора, то можно считать, что космический аппарат успевает отснять оба объекта наблюдения.

Модели и алгоритмы для оценки производительности космического аппарата наблюдения можно совершенствовать по различным направлениям, например, в части учета кривизны поверхности Земли. Можно построить модели, учитывающие возможность поворота космического аппарата наблюдения по каналу тангажа. Тогда производительность космического аппарата может возрасти.

5. МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ДЛЯ ОЦЕНКИ ОРИЕНТАЦИИ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ

5.1. Модели для оценки среднего косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце на основе относительного времени целевой работы космического аппарата

Данная модель годна только для круговых орбит и представляет собой модернизированную модель для оценки времени освещения Солнцем искусственного спутника земли, представленную в работе [7]. При разработке модели приняты следующие допущения.

1. Панели солнечных батарей установлены на космическом аппарате неподвижно, плоскость панели перпендикулярна оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса.

2. Во время целевой работы космического аппарата средний косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к

плоскости солнечных батарей принимается равным нулю (или равным какому-либо фиксированному значению, принятому из статистики).

3. В свободное от съемки время космический аппарат ориентируется панелями солнечных батарей на Солнце. Средний косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости солнечных батарей в этом случае принимается равным единице.

4. При нахождении космического аппарата в тени Земли условно считается, что косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости солнечных батарей равен нулю.

По определению средний косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости солнечных батарей определяется по следующей зависимости:

$$\overline{\cos \alpha} = \frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} \cos \alpha(t) \cdot dt, \quad (5.1)$$

где $\cos \alpha(t)$ - косинус угла в произвольный момент времени t ;

t_1 и t_2 - начальное и конечное время отсчета соответственно.

Анализируя выражение (5.1) с учетом принятых допущений, можно прийти к выводу, что средний косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости солнечных батарей будет равен отношению времени освещения КА Солнцем, исключая время целевой работы, то есть

$$\overline{\cos \alpha} = \overline{T}_{OCB} - \overline{T}_{ЦР}. \quad (5.2)$$

Если средний косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости панели солнечных батарей принимается равным какому-либо фиксированному значению, принятому из статистики, то вместо формулы (5.2) можно использовать следующее выражение:

$$\overline{\cos \alpha} = \overline{T}_{OCB} - T_{ЦР} \left(1 - \overline{\cos \alpha_{ЦР}}\right), \quad (5.3)$$

где $\overline{\cos \alpha_{ЦР}}$ - средний косинус угла при целевой работе КА.

Относительное время освещения космического аппарата на круговой орбите рассчитывается по следующей зависимости [7]:

$$\bar{T}_{OCB} = \frac{\frac{\pi}{2} - \arcsin\left(\frac{\sin \zeta}{\sin \eta}\right)}{\pi}, \quad (5.4)$$

где ζ - угол тени;

η - угол между нормалью к плоскости орбиты и линией Земля – Солнце.

Угол тени ζ можно определить на основе схемы, представленной на рис. 5.1, с помощью следующих соотношений [7]:

$$\zeta = \arcsin\left(\frac{\sqrt{(2 \cdot R_3 \cdot H + H^2)}}{R_3 + H}\right), \quad (5.5)$$

где R_3 – радиус Земли;

H – высота орбиты.

Угол η определяется из следующего соотношения:

$$\cos \eta = \cos i \cdot \cos \varepsilon \cdot \cos \Psi - \sin i \cdot \sin \varepsilon \cdot \cos \Omega \cdot \sin \Psi + \sin i \cdot \sin \Omega \cdot \cos \Psi, \quad (5.6)$$

где ε - угол между эклиптической и экватором;

Ψ - угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце.

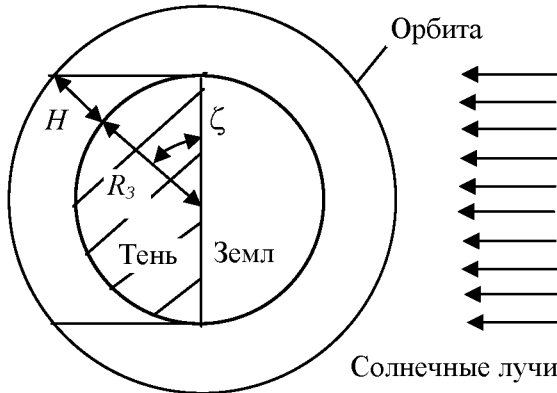


Рис. 5.1. Схема для определения угла тени

Приближенно в градусах угол Ψ можно рассчитать по следующей зависимости [7]:

$$\Psi = 0,98563 \cdot N_{21.III}, \quad (5.7)$$

где $N_{21.III}$ - число дней, прошедших после 21 марта до дня наблюдения космического аппарата.

Относительное время целевой работы можно рассчитать по следующей зависимости:

$$\bar{T}_{ЦР} = \frac{T_{ЦР}}{T_{КА}}, \quad (5.8)$$

где $T_{ЦР}$ - среднее время целевой работы КА за один виток;

$T_{КА}$ - период обращения спутника вокруг Земли.

Зная относительное время целевой работы космического аппарата и относительное время освещения (см. формулы (5.4) и (5.8)), можно определить значение среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости панели солнечных батарей по формулам (5.2) и (5.3).

На основе приведенных моделей нетрудно разработать программу для оценки среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости панели солнечной батареи космического аппарата наблюдения, функционирующего на круговых орбитах (сокращенно среднего косинуса угла альфа). На рис. 5.2 представлен пользовательский интерфейс одной из таких программ.

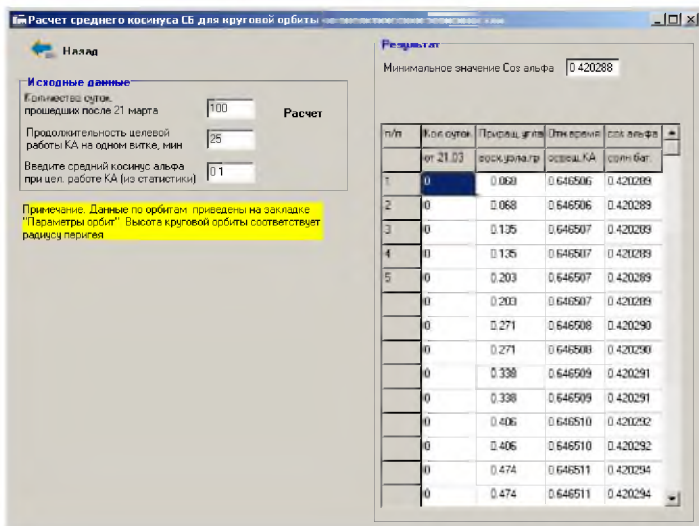


Рис. 5.2. Окно программы для оценки среднего косинуса угла альфа

5.2. Математические модели и алгоритмы для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности солнечных батарей и направлением на Солнце без учета затенения элементами КА

Эти модели годны как для круговых, так и эллиптических орбит. Их можно использовать для конструктивно-компоновочных схем, в которых панели солнечной батареи практически не затеняются другими элементами конструкции космического аппарата (см., например, рис. 5.3).

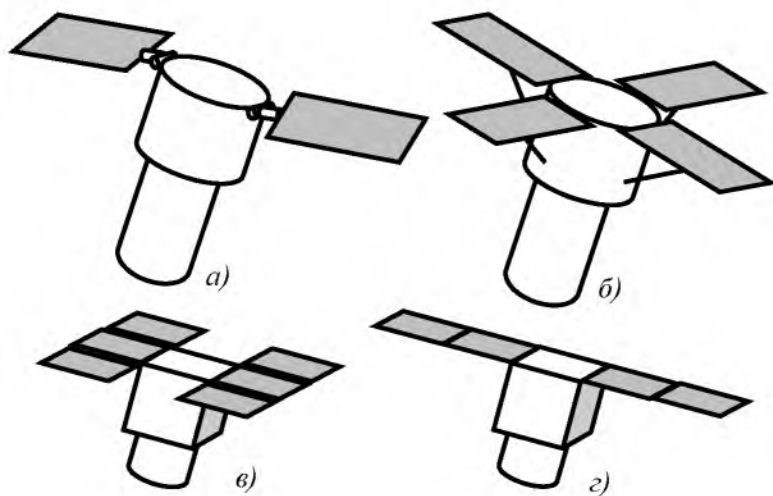


Рис.5.3. Схемы расположения панелей солнечных батарей без затенения элементами конструкции

5.2.1. Постановка задачи определения косинуса угла между нормалью к поверхности солнечных батарей и направлением на Солнце и этапы решения

На рис. 5.4 представлена схема одного из возможных вариантов установки подвижных панелей солнечных батарей на космическом аппарате наблюдения.

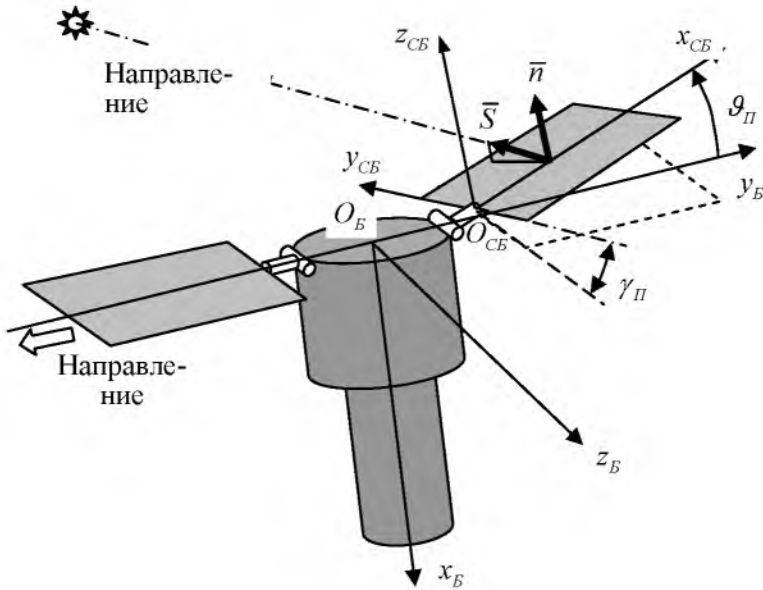


Рис. 5.4. Положение вектора направления на Солнце относительно нормали к поверхности панели солнечной батареи

На этом рисунке введены следующие обозначения:

\bar{S} - единичный вектор направления на Солнце;

\bar{n} - единичный вектор к панели солнечной батареи;

ϑ_{Π} - угол поворота панели по тангажу;

γ_{Π} - угол поворота панели по крену.

На этом рисунке $O_B x_B y_B z_B$ - базовая система координат космического аппарата (подробнее о ней речь пойдет далее). Оптическая ось аппаратуры наблюдения совпадает с осью $O_B x_B$ базовой системы координат. Система координат $O_{CB} x_{CB} y_{CB} z_{CB}$ связана с точкой подвеса панели солнечной батареи на корпусе космического аппарата и плоскостью панели. Оси $O_{CB} x_{CB}$ и $O_{CB} y_{CB}$ расположены в плоскости панели. $O_{CB} x_{CB}$ направлена вдоль панели, а ось $O_{CB} y_{CB}$ - поперек. $O_{CB} z_{CB}$ - перпендикулярна плоскости панели (дополняет систему до правой) и совпадает по направлению с единичным вектором \bar{n} .

Формулировка задачи

Определить текущий угол (или косинус угла) между нормалью к поверхности солнечных батарей и направлением на Солнце с учетом времени года, параметров рабочей орбиты, компоновочной схемы аппаратуры наблюдения и солнечных батарей, изменения ориентации космического аппарата в процессе целевой работы и поворотов панелей солнечной батареи.

Математическая постановка задачи

Определить координаты единичных векторов в какой-либо одной системе координат и осуществить расчет косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи по следующей зависимости:

$$\cos \alpha = (\bar{S}, \bar{n}) = s_x \cdot n_x + s_y \cdot n_y + s_z \cdot n_z, \quad (5.9)$$

где s_x, s_y, s_z - проекции вектора \bar{S} на оси рассматриваемой (любой) системы координат;

n_x, n_y, n_z - проекции вектора \bar{n} на оси той же системы координат.

Выбор системы координат

Естественно, что вычисление угла (или его косинуса) между нормалью к поверхности солнечных батарей и направлением на Солнце (в дальнейшем - угла α) должно проводиться в какой-либо одной системе координат, например, в неподвижной геоцентрической системе координат, в базовой системе координат космического аппарата или в системе координат, связанной с плоскостью панели солнечной батареи. Выбор системы координат для проведения расчетов определяется с точки зрения количества вычислений или скорости расчета.

Если не учитывать затенение панелей солнечной батареи другими элементами конструкции космического аппарата, то, по-видимому, безразлично, к какой системе координат приводить единичные векторы направления на Солнце и единичный вектор нормали к плоскости панели солнечной батареи.

Если же учитывать затенение панелей солнечной батареи другими элементами конструкции космического аппарата, то целесообразнее проводить расчеты искомого угла α в базовой системе координат космического аппарата, так как в этом случае нет необходимости в пересчете многочисленных координат точек элементов конструкций, затеняющих панели солнечной батареи.

Поскольку в дальнейшем учитывается затенение панелей солнечных батарей другими элементами космического аппарата, то расчет угла α будем проводить в базовой системе координат космического аппарата.

Этапы решения задачи

Во-первых, чтобы лучше понять суть преобразований, связанных с расчетом косинуса угла между нормалью к поверхности солнечных батарей и направлением на Солнце, необходимо сначала рассмотреть системы координат, связанные с космическим аппаратом, типовые схемы установки аппаратуры наблюдения на космическом аппарате и эволюцию положения базовой системы координат в процессе запуска КА на орбиту и перевода его в рабочее положение.

Во-вторых, для решения поставленной задачи необходимо:

- рассмотреть системы координат, связанные с космическим аппаратом, с учетом вариантов компоновки оптической аппаратуры наблюдения;

- рассмотреть изменение ориентации системы координат, связанной с космическим аппаратом в процессе выведения спутника на орбиту и перевода его в рабочее положение;

- определить координаты единичного вектора к поверхности как неподвижной, так и подвижной панели солнечной батареи в базовой системе координат;

- рассчитать координаты вектора направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат в зависимости от времени (числа суток) прошедшего с момента прохождения точки весеннего равноденствия;

- пересчитать координаты единичного вектора направления на Солнце из неподвижной геоцентрической системы координат в

геоцентрическую орбитальную систему координат, связанную с перигелием орбиты;

- преобразовать координаты единичного вектора направления на Солнце из геоцентрической орбитальной системы координат, связанной с перигелием орбиты, в барицентрическую орбитальную систему координат;

- определить координаты единичного вектора направления на Солнце из барицентрической орбитальной системы координат в систему координат, связанную с центром масс космического аппарата и центром Земли;

- рассчитать координаты единичного вектора направления на Солнце из системы координат, связанной с центром масс космического аппарата и центром Земли, в базовую систему координат;

- определить значение косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи в базовой системе координат.

- определить значение косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи для поворотной панели солнечной батареи.

Рассмотрим эти этапы решения задач подробнее.

5.2.2. Базовая система координат космического аппарата и типовые схемы установки аппаратуры наблюдения

Оси и плоскости стабилизации

Прежде всего напомним, что для ракетной техники еще со времен ракеты «Фау 2» установилась традиция нумеровать рулевые органы в порядке их обхода по часовой стрелке, если смотреть по направлению полета [4]. Номер I при этом присваивается рулю, расположенному в плоскости траектории. Оси I-III и II-IV принято называть осями (или плоскостями) стабилизации. В дальнейшем эти обозначения и термины стали применяться и для космических аппаратов [5]. Плоскость I - III ракеты и космического аппарата совпадает с плоскостью движения ракеты во время вывода космического аппарата на орбиту.

Базовая система координат

В космическом аппарате имеется некая основная (базовая) система координат $O_B x_B y_B z_B$ (см. рис. 5.5), которая привязана к плоскостям стабилизации ракеты и космического аппарата и используется при разработке проекта, изготовлении, и эксплуатации.

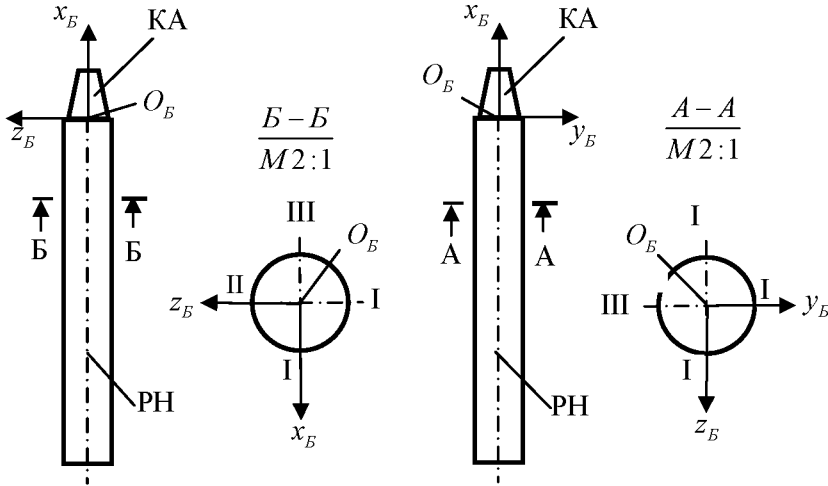


Рис. 5.5. Плоскости стабилизации и базовая система координат космического аппарата

Обычно ось Ox_B космического аппарата совпадает с продольной осью космического аппарата и ракеты и направлена в сторону полета ракеты, плоскость $Oy_B z_B$ совпадает с плоскостью сопряжения (стыка, посадки) стыковых шпангоутов космического аппарата и переходного отсека ракеты-носителя. Ось Oy_B расположена в плоскости I - III космического аппарата и направлена в сторону полуплоскости I. Ось Oz_B дополняет систему координат до правой.

Варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения

Некоторые варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения по отношению к базовой системе координат представлены

на рис. 5.6. Литеры «НП» на этом рисунке и следующих рисунках означают «направление полета».

Варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения влияют на ориентацию космического аппарата наблюдения в процессе съемки целей.

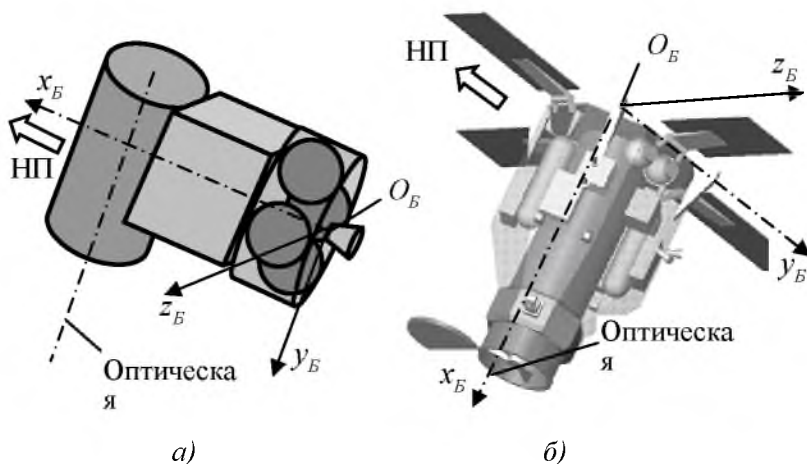


Рис. 5.6. Варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения по отношению к базовой системе координат

5.2.3. Изменение ориентации базовой системы координат космического аппарата в стартовой и барицентрической орбитальной системах координат в процессе выведения спутника на орбиту и перевода его в рабочее положение

Изменение ориентации космического аппарата в процессе активного участка траектории

На рис. 5.7 представлена схема, иллюстрирующая изменение направления осей базовой системы координат космического аппарата наблюдения в стартовой системе координат в процессе выведения спутника на орбиту и перевода его в рабочее положение.

На активном участке полета ракеты-носителя ось $O_B y_B$ базовой системы координат постепенно поворачивается в сторону поверхно-

сти Земли. Во время отделения космического аппарата от ракетного блока последней ступени ракеты-носителя ось $O_B x_B$ космического аппарата направлена по касательной к траектории вывода, а ось $O_B y_B$ «смотрит» на Землю.

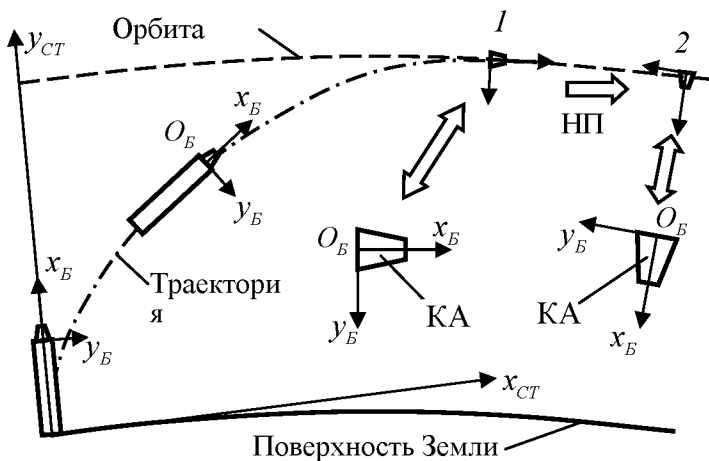


Рис. 5.7. Изменение направления осей базовой системы координат космического аппарата в процессе его выведения на орбиту

Ориентация космического аппарата в рабочем положении

Если оптическая ось аппаратуры наблюдения космического аппарата наблюдения располагается поперек базовой оси $O_B x_B$ (см. рис. 5.6 а), то положение космического аппарата после его отделения от ракетного блока последней ступени ракеты-носителя практически совпадает (или почти совпадает) с номинальным (средним) рабочим положением космического аппарата. (Ось x_B космического аппарата в готовности к проведению съемок, как правило, направлена в надир). Такое положение космического аппарата соответствует позиции 1 на рис. 5.7.

Если оптическая ось аппаратуры наблюдения космического аппарата наблюдения располагается вдоль базовой оси $O x_B$ (см. рис. 5.6 б), то положение космического аппарата после его отделения от ракетного блока последней ступени ракеты-носителя не соответствует рабочему. Для перевода космического аппарата в рабочее номинальное положение необходимо его повернуть таким образом, чтобы

оптическая ось (или ось Ox_B) была направлена в сторону «Земли». Такое положение космического аппарата соответствует позиции 2 на рис. 5.7.

Особенности ориентации космического аппарата при продольном и поперечном сканировании площадок

На ориентацию базовой системы координат космического аппарата в номинальном рабочем положении влияет также схема организации движения относительно центра масс в процессе съемки. На рис. 5.8 представлены схемы съемки площадки с помощью продольного (вдоль трассы) сканирования полосы захвата (*a*) и поперечного сканирования смежных полос захвата (*б*).

Линейка приборов с зарядовой связью (линейка ПЗС) фотоприемного устройства должна быть установлена в фокальной плоскости оптической системы вдоль направления сканирования.

Поэтому для перехода в режим съемки по схеме *б* необходимо развернуть космический аппарат относительно оси x_B на 90 градусов (по углу рыскания).

Ось x_B в номинальном рабочем положении космического аппарата направлена в надир для обоих вариантов съемки (см. рис. 5.6 *a* и *б*). Ось Oy_B при съемке площадки по схеме *a* ориентирована против направления полета, а при съемке площадок по схеме *б* - перпендикулярно плоскости орбиты. Ось O_Bz_B , как упоминалось, дополняет систему координат до правой для схем *a* и *б*.

Таким образом, при пересчете координат единичного вектора направления на Солнце следует учитывать направление осей базовой системы координат исходя из особенностей компоновочной схемы и схемы организации движения космического аппарата относительно его центра масс.

Теперь можно перейти к вопросам преобразования координат единичного вектора направления на Солнце, связанных с поворотами различных систем координат.

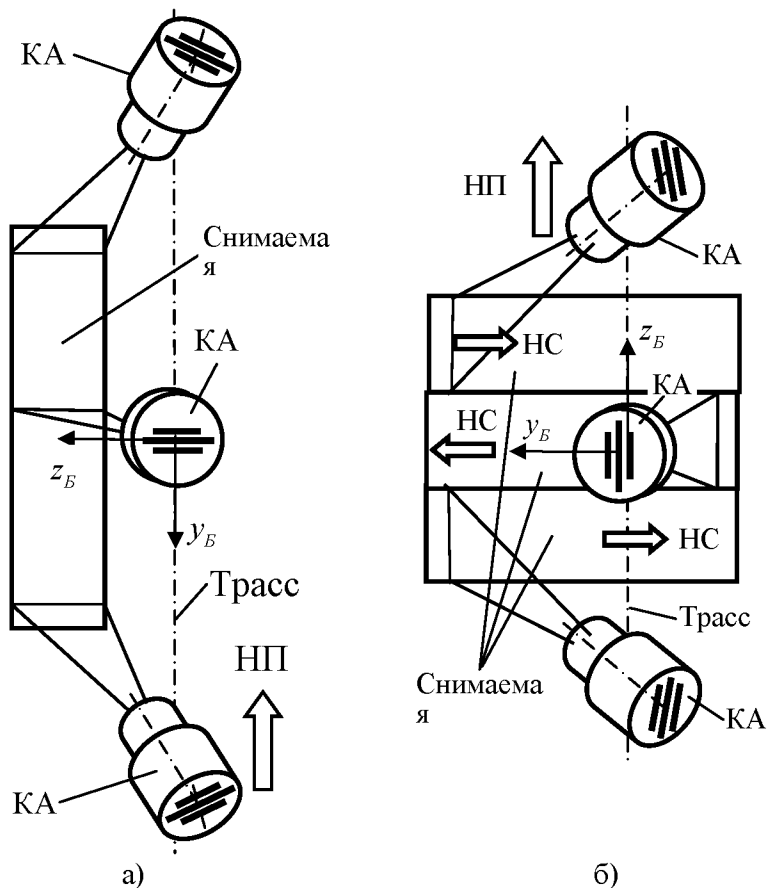


Рис. 5.8. Схема съемки площадки с помощью продольного и поперечного сканирования

5.2.4. Определение координат единичного вектора к поверхности неподвижной панели солнечной батареи в базовой системе координат

Координаты единичного вектора к поверхности неподвижной панели солнечной батареи в базовой системе координат зависят от схемы установки панелей солнечных батарей на космическом

аппарате и от их поворота в процессе целевой работы (если повороты панелей солнечной батареи предусмотрены и обеспечены конструкцией).

На рис. 5.9 представлены два варианта компоновок аппаратуры наблюдения и панелей солнечных батарей.

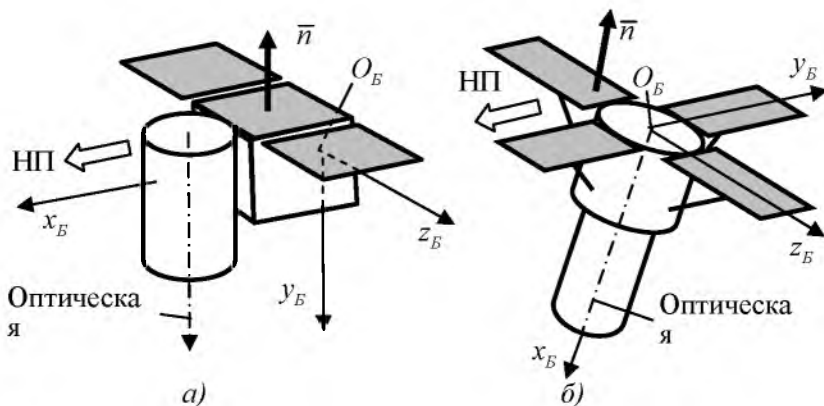


Рис. 5.9. Варианты компоновок аппаратуры наблюдения и панелей солнечных батарей

Для варианта *а* матрица-столбец n_B , содержащая координаты единичного вектора направления на Солнце \vec{n} в базовой системе координат КА, выглядит следующим образом:

$$n_B = \begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (5.10)$$

Для варианта *б* матрица-столбец n_B будет другая:

$$n_B = \begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (5.11)$$

Аналогично можно получить матрицы-столбцы, содержащие координаты единичного вектора направления на Солнце в базовой

системе координат КА, и для других вариантов компоновок аппаратуры наблюдения и панелей солнечных батарей.

5.2.5. Определение координат единичного вектора к поверхности подвижной панели солнечной батареи в базовой системе координат

На рис. 5.10 представлена одна из возможных схем расположения подвижных панелей солнечных батарей на космическом аппарате. Обозначения на этом рисунке соответствуют обозначениям на рис. 5.4. Оптическая ось аппарата совпадает с осью $O_B x_B$ базовой системы координат. Система координат $O_{CB} x_{CB} y_{CB} z_{CB}$ связана с точкой подвеса панели солнечной батареи на корпусе космического аппарата и плоскостью панели.

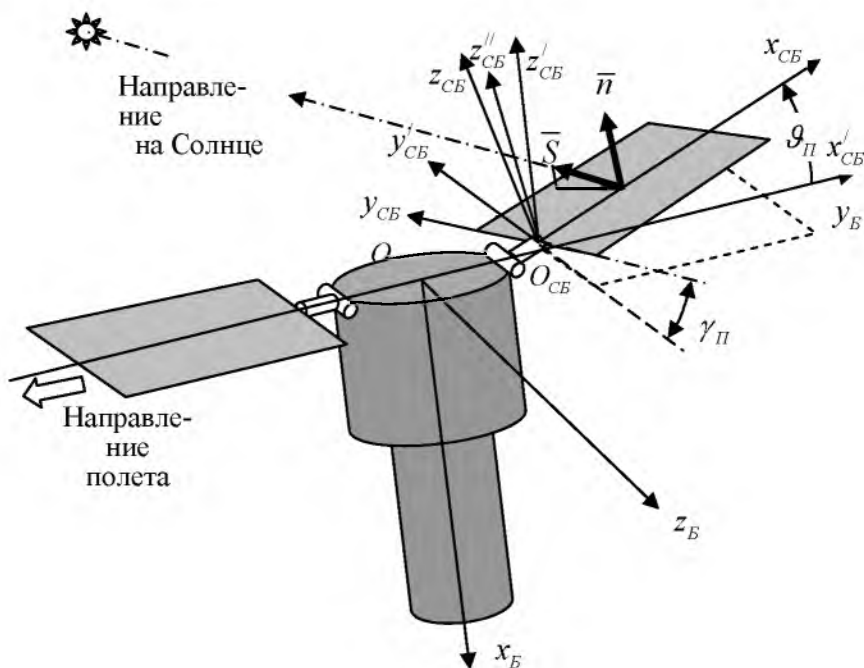


Рис. 5.10. Положение вектора направления на Солнце относительно нормали к поверхности панели солнечной батареи

Оси $O_{CB}x_{CB}$ и $O_{CB}y_{CB}$ расположены в плоскости панели. Ось $O_{CB}x_{CB}$ направлена вдоль панели, а ось $O_{CB}y_{CB}$ - поперек. $O_{CB}z_{CB}$ перпендикулярна плоскости панели (дополняет систему до правой) и совпадает по направлению с единичным вектором \bar{n} .

Кроме того, на рисунке введены следующие промежуточные системы координат: $O_{CB}x_{CB}y'_{CB}z''_{CB}$, которая описывает положение панели солнечной батареи при ее повороте по углу крена панели γ_{II} , и $O_{CB}x'_{CB}y'_{CB}z'_{CB}$, которая описывает положение панели солнечной батареи после ее поворотов сначала по углу крена панели γ_{II} , затем по углу тангажа панели ϑ_{II} (см. пунктирную линию на рис. 5.10).

Продольная ось панели солнечной батареи $O_{CB}x'_{CB}$ в повернутом положении (по двум углам) направлена по оси $O_{B}y_{B}$ космического аппарата, а поперечная ось $O_{CB}y'_{CB}$ - в сторону, противоположную оси $O_{B}z_{B}$. Ось Oz'_{CB} дополняет систему до правой и направлена в сторону, противоположную оси x_{B} .

Матрица-столбец n_B , содержащая координаты единичного вектора нормали к поверхности солнечной батареи \bar{n}_{CB} в системе координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, будет следующей (см. рис. 5.10):

$$n_B = \begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}. \quad (5.12)$$

Для преобразования координат единичного вектора нормали к поверхности солнечной батареи \bar{n} из системы координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$ в базовую систему координат $O_{B}x_{B}y_{B}z_{B}$ космического аппарата \bar{n} необходимо иметь соответствующую матрицу поворота. Построим ее.

Сначала получим матрицу преобразований для поворота системы координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, связанной с панелью солнечной батареи, в систему координат $O_{CB}x_{CB}y'_{CB}z''_{CB}$, определяющую положение панели солнечной батареи по углу крена γ_{II} (см. рис. 5.10). Углы между осями этих систем координат представлены в таблице 5.1.

Таблица 5.1

Углы между осями систем координат $Ox_{CB}y_{CB}z_{CB}$ и $O_{CB}x'_{CB}y'_{CB}z'_{CB}$

Ось	Ox_{CB}	Oy_{CB}	Oz_{CB}
Ox_{CB}	0	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$
Oy'_{CB}	$\frac{\pi}{2}$	γ_{II}	$\frac{\pi}{2} - \gamma_{II}$
Oz''_{CB}	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} + \gamma_{II}$	γ_{II}

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_{\gamma_{CB}} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_{II} & \sin \gamma_{II} \\ 0 & -\sin \gamma_{II} & \cos \gamma_{II} \end{pmatrix}. \quad (5.13)$$

Теперь получим матрицу преобразований для поворота системы координат $O_{CB}x_{CB}y'_{CB}z'_{CB}$, связанной с панелью солнечной батареи при ее повороте по углу крена γ_{II} , в систему координат $O_{CB}x'_{CB}y'_{CB}z'_{CB}$, определяющую положение панели солнечной батареи после поворотов по углу крена γ_{II} и углу тангажа ϑ_{II} панели (см. рис. 5.10). Углы между осями этих систем представлены в таблице 5.2.

Таблица 5.2

Углы между осями систем координат $O_{CB}x_{CB}y'_{CB}z'_{CB}$ и $O_{CB}x'_{CB}y'_{CB}z'_{CB}$

Ось	Ox_{CB}	Oy'_{CB}	Oz'_{CB}
Ox'_{CB}	ϑ_{II}	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} + \vartheta_{II}$
Oy'_{CB}	$\frac{\pi}{2}$	0	$\frac{\pi}{2}$
Oz'_{CB}	$\frac{\pi}{2} - \vartheta_{II}$	$\frac{\pi}{2}$	ϑ_{II}

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_{\mathcal{G}_{CB}} = \begin{vmatrix} \cos \mathcal{G}_{II} & 0 & -\sin \mathcal{G}_{II} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \mathcal{G}_{II} & 0 & \cos \mathcal{G}_{II} \end{vmatrix}. \quad (5.14)$$

Общая матрица преобразований для поворота солнечной батареи равна произведению двух полученных матриц, но в порядке, обратном повороту осей, то есть

$$M_{II_{CB}} = M_{\mathcal{G}_{CB}} \cdot M_{\gamma_{CB}} = \begin{vmatrix} \cos \mathcal{G}_{II} & 0 & -\sin \mathcal{G}_{II} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \mathcal{G}_{II} & 0 & \cos \mathcal{G}_{II} \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_{II} & \sin \gamma_{II} \\ 0 & -\sin \gamma_{II} & \cos \gamma_{II} \end{vmatrix}.$$

Перемножая матрицы, получаем

$$M_{II_{CB}} = \begin{vmatrix} \cos \mathcal{G}_{II} & \sin \mathcal{G}_{II} \sin \gamma_{II} & -\sin \mathcal{G}_{II} \cos \gamma_{II} \\ 0 & \cos \gamma_{II} & \sin \gamma_{II} \\ \sin \mathcal{G}_{II} & -\cos \mathcal{G}_{II} \sin \gamma_{II} & \cos \mathcal{G}_{II} \cos \gamma_{II} \end{vmatrix}. \quad (5.15)$$

Далее получим матрицу преобразований при переходе от системы координат $O_{CB}x'_{CB}y'_{CB}z'_{CB}$, связанной с плоскостью панели солнечной батареи в нейтральном (не повернутом) положении, к базовой системе координат космического аппарата $O_Bx_By_Bz_B$ (см. рис. 5.10). Углы между осями этих систем представлены в таблице 5.3.

Таблица 5.3

Углы между осями систем координат $O_{CB}x'_{CB}y'_{CB}z'_{CB}$ и $O_Bx_By_Bz_B$

Ось	Ox'_{CB}	Oy'_{CB}	Oz'_{CB}
Ox_B	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	π
Oy_B	0	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$
Oz_B	$\frac{\pi}{2}$	π	$\frac{\pi}{2}$

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_B = \begin{vmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & 0 \end{vmatrix}. \quad (5.16)$$

Общую матрицу преобразований можно получить, перемножая матрицы (5.14) и (5.16) в обратном порядке:

$$\begin{aligned} M_{nB} &= M_B \times M_{ПСБ} = \\ &= \begin{vmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & 0 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} \cos \vartheta_{II} & \sin \vartheta_{II} \sin \gamma_{II} & -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ 0 & \cos \gamma_{II} & \sin \gamma_{II} \\ \sin \vartheta_{II} & -\cos \vartheta_{II} \sin \gamma_{II} & \cos \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \end{vmatrix} = \\ &= \begin{vmatrix} -\sin \vartheta_{II} & \cos \vartheta_{II} \sin \gamma_{II} & -\cos \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ \cos \vartheta_{II} & \sin \vartheta_{II} \sin \gamma_{II} & -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ \cos \vartheta_{II} & \sin \vartheta_{II} \sin \gamma_{II} - \cos \gamma_{II} & -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} - \sin \gamma_{II} \end{vmatrix}. \quad (5.17) \end{aligned}$$

Таким образом, для расчета координат единичного вектора нормали к поверхности панели солнечной батареи необходимо использовать следующее выражение:

$$\begin{aligned} n_B &= \begin{vmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{vmatrix} = M_{nB} \cdot \begin{vmatrix} n_{xСБ} \\ n_{yСБ} \\ n_{zСБ} \end{vmatrix} = \\ &= \begin{vmatrix} -\sin \vartheta_{II} & \cos \vartheta_{II} \sin \gamma_{II} & -\cos \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ \cos \vartheta_{II} & \sin \vartheta_{II} \sin \gamma_{II} & -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ \cos \vartheta_{II} & \sin \vartheta_{II} \sin \gamma_{II} - \cos \gamma_{II} & -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} - \sin \gamma_{II} \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{vmatrix}. \end{aligned}$$

Перемножая матрицы, окончательно получаем выражение для расчета координат единичного вектора к поверхности подвижной панели солнечной батареи в базовой системе координат:

$$n_B = \begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\cos \vartheta_{\Pi} \cos \gamma_{\Pi} \\ -\sin \vartheta_{\Pi} \cos \gamma_{\Pi} \\ -\sin \vartheta_{\Pi} \cos \gamma_{\Pi} - \sin \gamma_{\Pi} \end{pmatrix}. \quad (5.18)$$

5.2.6. Определение координат единичного вектора направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат

Положение вектора направления на Солнце \vec{S} в неподвижной геоцентрической системе координат $Oxyz$ в произвольный момент времени года (суток), прошедшего с момента точки весеннего равноденствия, показано на рис. 5.11.

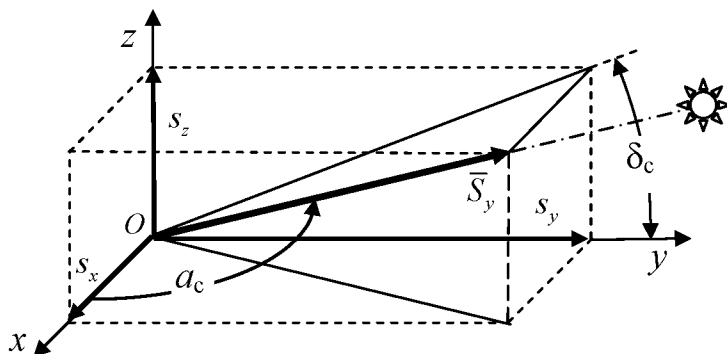


Рис. 5.11. Положение вектора направления на Солнце относительно неподвижной геоцентрической системы координат

На этом рисунке использованы следующие обозначения:

δ_c - угол между эклиптикой и экватором (23,5 градуса);

α_c - угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце;

s_x, s_y, s_z - проекции вектора \vec{S} на оси неподвижной геоцентрической системы координат.

Проекции вектора \vec{S} на оси системы координат $Oxyz$ рассчитываются по следующей зависимости (см. рис. 5.10):

$$\left. \begin{aligned} s_x &= \cos a_c; \\ s_y &= \sin a_c \cdot \cos \delta_c; \\ s_z &= \sin a_c \cdot \sin \delta_c. \end{aligned} \right\} \quad (5.19)$$

Для вычисления угла между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце можно воспользоваться следующей приближенной формулой [2]:

$$a_c = \frac{2\pi N}{365}, \quad (5.20)$$

где N - число дней, прошедших с 21 марта (точка весеннего равноденствия) до расчетной даты полета.

5.2.7. Пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из неподвижной геоцентрической системы координат в геоцентрическую орбитальную систему координат, связанную с перигеумом орбиты

Для пересчета координат единичного вектора направления на Солнце из неподвижной геоцентрической системы координат в геоцентрическую систему координат, связанную с перигеумом орбиты, получим соответствующие матрицы преобразования с помощью трех последовательных поворотов систем координат.

Рассмотрим системы координат, представленные на рис. 5.12.

На этом рисунке показаны неподвижная геоцентрическая система координат $Oxyz$ и система координат $O_1x_1y_1z_1$, связанная с плоскостью орбиты. Оси Ox и Oy неподвижной геоцентрической системы координат, лежат в плоскости экватора. Ось Ox направлена в точку весеннего равноденствия. Ось O_1z_1 перпендикулярна плоскости экватора (дополняет систему координат до правой и направлена к северному полюсу Земли).

Оси O_1x_1 и O_1y_1 системы координат $O_1x_1y_1z_1$, связанной с плоскостью орбиты, лежат в плоскости орбиты, ось O_1x_1 направлена на точку перигея орбиты. Ось O_1z_1 перпендикулярна плоскости орбиты (дополняет систему координат $O_1x_1y_1z_1$ до правой).

На этом рисунке введены также следующие обозначения:

Ω - долгота восходящего узла;

i - наклонение;

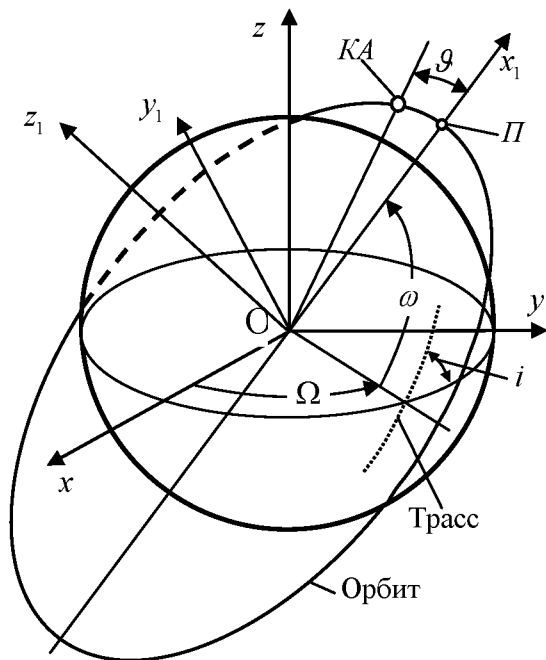


Рис. 5.12. Положение космического аппарата на орбите

ω - аргумент перигея;

ϑ - истинная аномалия точки KA (космического аппарата);

P - перигей орбиты.

Формулы пересчета координат точек конца единичного вектора направления на Солнце из неподвижной геоцентрической системы координат $Oxyz$ в систему координат, связанную с плоскостью орбиты $O_1x_1y_1z_1$, будем получать на основе матриц поворота [3]. При этом необходимо осуществить три последовательных поворота осей систем координат.

Первый поворот необходимо осуществить на угол Ω (угол долготы восходящего узла орбиты космического аппарата) относительно оси z , как это показано на рис. 5.13.

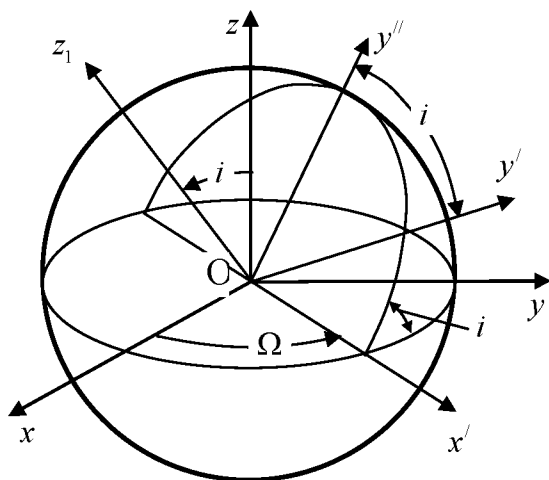


Рис. 5.13. Расчетная схема для получения матриц первого и второго поворотов неподвижной геоцентрической системы координат

В результате получается промежуточная система координат $Ox' y' z'$. Углы между рассматриваемыми осями представлены в таблице 5.4.

Таблица 5.4
Углы между осями координат при первом повороте

Ось	Ox	Oy	Oz
Ox'	Ω	$\frac{\pi}{2} - \Omega$	$\frac{\pi}{2}$
Oy'	$\frac{\pi}{2} + \Omega$	Ω	$\frac{\pi}{2}$
Oz	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

Соответствующая матрица первого поворота будет следующей:

$$M_{\Omega} = \begin{vmatrix} \cos \Omega & \cos\left(\frac{\pi}{2} - \Omega\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\pi}{2} + \Omega\right) & \cos \Omega & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) & \cos(0) \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (5.21)$$

Второй поворот необходимо осуществить на угол i (угол наклона плоскости орбиты) относительно оси Ox' (см. рис. 5.13).

В результате получается промежуточная система координат $Ox' y'' z_1$. Углы между осями двух систем координат при втором повороте представлены в таблице 5.5.

Таблица 5.5
Углы между осями систем координат при втором повороте

Ось	Ox'	Oy'	Oz
Ox'	0	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$
Oy''	$\frac{\pi}{2}$	i	$\frac{\pi}{2} - i$
Oz_1	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} + i$	i

Соответствующая матрица второго поворота будет следующей:

$$M_i = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{vmatrix}. \quad (5.22)$$

Третий поворот необходимо осуществить на угол ω (угол аргумента перигея орбиты) относительно оси $O_1 z_1$, как это показано на рис. 5.14. Ось $O_1 z_1$ перпендикулярна плоскости орбиты и на рисунке не показана.

В результате получается система координат $O_1 x_1 y_1 z_1$.

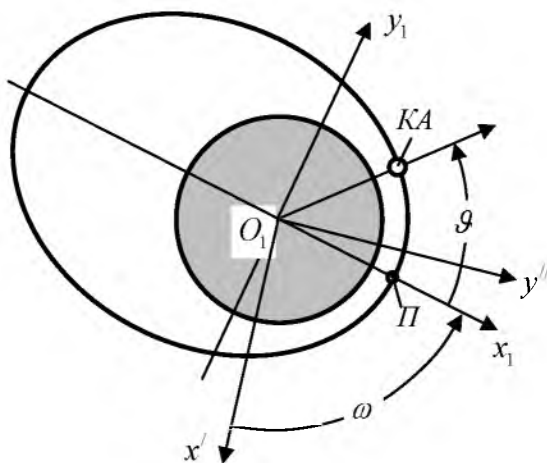


Рис. 5.14. Расчетная схема для получения матрицы третьего поворота неподвижной геоцентрической системы координат

Углы между осями промежуточной системы координат $Ox_1 y_1 z_1$ и осями системы координат $Ox'' y'' z''$ при третьем повороте представлены в таблице 5.6.

Таблица 5.6

Углы между осями систем координат при третьем повороте

Ось	Ox'	Oy''	$Oz_1 = Oz'$
Ox_1	ω	$\frac{\pi}{2} - \omega$	$\frac{\pi}{2}$
Oy_1	$\frac{\pi}{2} + \omega$	ω	$\frac{\pi}{2}$
Oz_1	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

Соответствующая матрица третьего поворота будет следующей:

$$M_{\omega} = \begin{vmatrix} \cos \omega & \sin \omega & 0 \\ -\sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (5.23)$$

Общая матрица поворота равна произведению трех полученных матриц, но в порядке, обратном повороту осей, то есть

$$\begin{aligned}
 M_{II} &= M_{\omega} \cdot M_i \cdot M_{\Omega} = \\
 &= \begin{vmatrix} \cos \omega & \sin \omega & 0 \\ -\sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} = \\
 &= \begin{vmatrix} \cos \omega & \sin \omega \cos i & \sin \omega \sin i \\ -\sin \omega & \cos \omega \cos i & \cos \omega \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} = \\
 &= \begin{vmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{vmatrix}, \tag{5.24}
 \end{aligned}$$

где $m_{11} = \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \cos i \sin \Omega$;
 $m_{12} = \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos i \cos \Omega$;
 $m_{13} = \sin \omega \sin i$;
 $m_{21} = -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \cos i \sin \Omega$;
 $m_{22} = -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos i \cos \Omega$;
 $m_{23} = \cos \omega \sin i$;
 $m_{31} = \sin i \sin \Omega$;
 $m_{32} = -\sin i \cos \Omega$;
 $m_{33} = \cos i$.

Таким образом, получена матрица M_{II} (см. выражение (5.24)) для пересчета координат вектора направления на Солнце из неподвижной геоцентрической системы координат в систему координат, связанную с плоскостью орбиты.

5.2.8. Пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из геоцентрической орбитальной системы координат, связанной с перицентром орбиты, в барицентрическую орбитальную систему координат

Матрицу поворота из геоцентрической орбитальной системы координат, связанной с перицентром орбиты, $O_1x_1y_1z_1$ в барицентрическую орбитальную систему координат $O_2x_2y_2z_2$ (связанную с центром Земли и космическим аппаратом) построим на основе расчетной схемы, представленной на рис. 5.15.

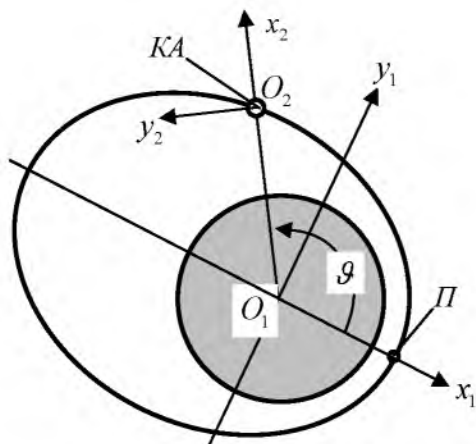


Рис. 5.15. Расчетная схема для получения матрицы поворота из геоцентрической орбитальной системы координат, связанной с перицентром орбиты, в барицентрическую орбитальную систему координат

Начало системы координат $O_2x_2y_2z_2$ - в центре масс космического аппарата. Оси O_2x_2 и O_2y_2 лежат в плоскости орбиты.

Ось O_2x_2 совпадает с линией, проходящей через центр Земли и центр масс космического аппарата, и направлена в зенитную точку. Ось O_2z_2 перпендикулярна плоскости орбиты (на рисунке не показана) и направлена в сторону вектора кинетического момента. Ось

O_2y_2 направлена в сторону приращения угла истинной аномалии ϑ (дополняет систему координат до правой).

Углы между осями системы координат $O_1x_1y_1z_1$ и осями системы координат $O_2x_2y_2z_2$ представлены в таблице 5.7.

Таблица 5.7

Углы между осями систем координат $Ox_1y_1z_1$ и $Ox_2y_2z_2$

Ось	Ox_1	Oy_1	Oz_1
Ox_2	ϑ	$\vartheta - \frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$
Oy_2	$\frac{\pi}{2} + \vartheta$	ϑ	$\frac{\pi}{2}$
Oz_2	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_{\vartheta} = \begin{pmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta & 0 \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (5.25)$$

Таким образом получена матрица M_{ϑ} для пересчета координат вектора направления на Солнце из системы координат, связанной с плоскостью орбиты, в систему координат, связанную с космическим аппаратом.

5.2.9. Пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из барицентрической орбитальной системы координат в систему координат, связанную с центром масс космического аппарата и центром Земли

Обозначим систему координат, связанную с центром масс КА и центром Земли, как $Ox_Hy_Hz_H$, где индексы «H» означают номинальное рабочее положение космического аппарата (когда оптическая ось аппаратуры наблюдения направлена в надир).

Сначала получим матрицу поворота M_H для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось y_B базовой системы координат КА ориентирована по направлению полета.

Расчетная схема для получения матрицы поворота из барицентрической орбитальной системы координат в систему координат, связанную с центром масс космического аппарата и центром Земли представлена на рис. 5.16.

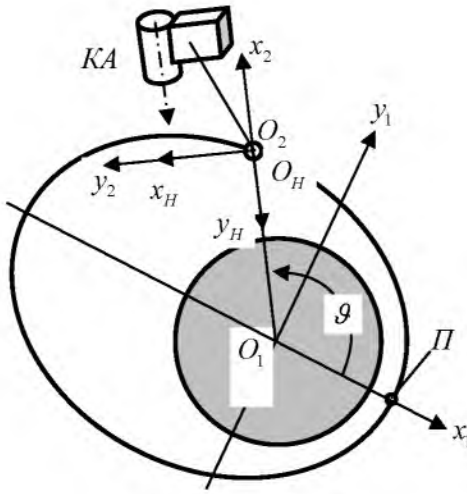


Рис. 5.16. Расчетная схема для получения матрицы поворота для варианта с поперечным расположением оптической оси аппаратуры наблюдения

Углы между осями системы координат $O_H x_H y_H z_H$ и осями системы координат $O_2 x_2 y_2 z_2$ представлены в таблице 5.8.

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_H = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (5.26)$$

Таблица 5.8

Углы между осями систем координат $Ox_2y_2z_2$ и $Ox_Hy_Hz_H$

Ось	Ox_2	Oy_2	Oz_2
Ox_H	$\frac{\pi}{2}$	0	$\frac{\pi}{2}$
Oy_H	π	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$
Oz_H	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

Теперь получим матрицу поворота M_H для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось x_B базовой системы координат КА направлена в надир.

Расчетная схема для получения матрицы поворота из барицентрической орбитальной системы координат в систему координат, связанную с центром масс космического аппарата и центром Земли представлена на рис. 5.17.

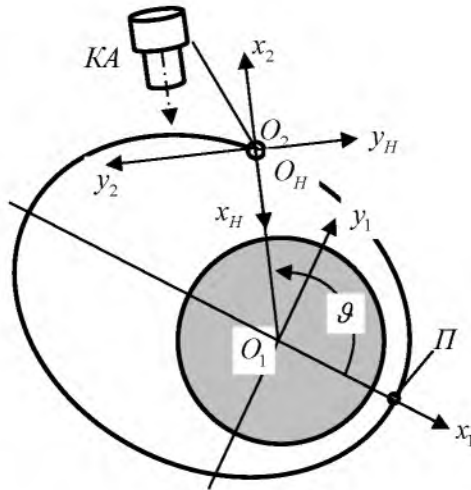


Рис. 5.17. Расчетная схема для получения матрицы поворота для варианта с продольным расположением оптической оси аппаратуры наблюдения

Углы между осями системы координат $Ox_H y_H z_H$ и осями системы координат $O_2 x_2 y_2 z_2$ представлены в таблице 5.9.

Таблица 5.9

Углы между осями систем координат $Ox_2 y_2 z_2$ и $Ox_H y_H z_H$

Ось	Ox_2	Oy_2	Oz_2
Ox_H	π	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$
Oy_H	$\frac{3}{2}\pi$	π	$\frac{\pi}{2}$
Oz_H	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_H = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (5.27)$$

Таким образом, получены матрицы M_H для различных вариантов рабочего положения космического аппарата на орбите, которые необходимы для пересчета координат вектора направления на Солнце из барицентрической орбитальной системы координат в систему координат, связанную с центром масс космического аппарата и центром Земли.

Отметим, что в частном случае, когда оптическая ось аппаратуры наблюдения направлена в надир, оси базовой системы координат $Ox_B y_B z_B$ совпадают с осями системы координат, связанной с центром масс КА и центром Земли $Ox_H y_H z_H$.

5.2.10. Пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из системы координат, связанной с центром масс космического аппарата и центром Земли, в базовую систему координат

На ориентацию базовой системы координат космического аппарата $O_B x_B y_B z_B$ в системе координат, связанной с центром масс космического аппарата и центром Земли $O_H x_H y_H z_H$ (рис. 5. 17) влияет еще и эволюция космического аппарата в процессе проведения съемок (целевой работы) по углам тангажа ν , крена γ и рыскания.

Сначала получим матрицу поворота M_B для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось $O_B y_B$ базовой системы координат космического аппарата направлена в надир. Расчетная схема для этого случая представлена на рис. 5.18.

Поворот космического аппарата по углу рыскания учитывать не будем, так как для проектных расчетов этот угол часто принимают равным нулю.

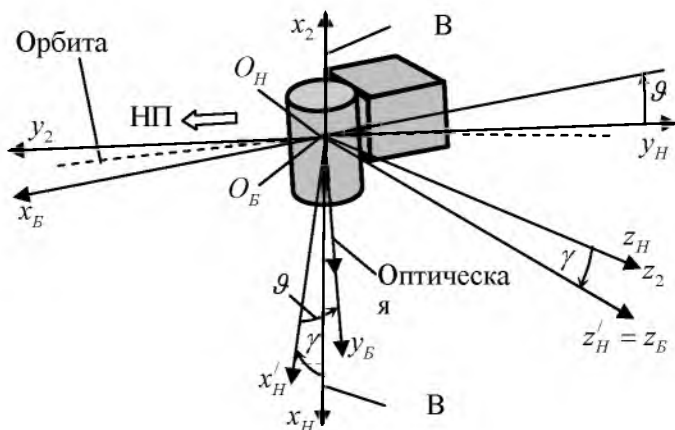


Рис. 5.18. Системы координат при повороте космического аппарата с поперечной оптической осью аппаратуры наблюдения

Следует заметить, что результирующая матрица поворотов осей систем координат зависит от последовательности поворотов. Поэтому для моделирования угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи реальных проектируемых космических аппаратов необходимо определить по проектной документации или задаться, если она еще не создана, последовательностью поворотов космического аппарата по углам тангажа и крена.

Для определенности условимся, что сначала осуществляется поворот космического аппарата по углу крена (относительно оси $O_H y_H$), затем - по углу тангажа (относительно оси $O_B z_B$). При необходимости нетрудно построить матрицу поворота и для другой последовательности поворотов системы координат.

Углы между осями системы координат $O_H x_H y_H z_H$ и осями промежуточной системы координат $O_H x'_H y_H z_B$ (при повороте относительно оси $O_H y_H$) представлены в таблице 5.10.

Таблица 5.10

Углы между осями систем координат $O_B x'_H y_H z_B$ и $O_H x_H y_H z_H$ для КА с поперечной осью аппаратуры наблюдения

Ось	$O_H x_H$	$O_H y_H$	$O_H z_H$
$O_B x'_H$	γ	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} + \gamma$
$O_B y_H$	$\frac{\pi}{2}$	0	$\frac{\pi}{2}$
$O_B z_B$	$\frac{\pi}{2} - \gamma$	$\frac{\pi}{2}$	γ

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_\gamma = \begin{vmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{vmatrix}. \quad (5.28)$$

Углы между осями промежуточной системы координат $O_B x'_H y'_H z'_B$ и осями базовой системы координат $O_B x_B y_B z_B$ космического аппарата представлены в таблице 5.11.

Таблица 5.11

Углы между осями систем координат $O_B x'_H y'_H z'_B$ и $O_B x_B y_B z_B$ для КА с поперечной осью аппаратуры наблюдения

Ось	$O_B x'_H$	$O_B y'_H$	$O_B z'_H$
$O_B x_B$	$\frac{\pi}{2} - \nu$	$\pi - \nu$	$\frac{\pi}{2}$
$O_B y_B$	ν	$\frac{\pi}{2} - \nu$	$\frac{\pi}{2}$
$O_B z_B$	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_\nu = \begin{vmatrix} \sin \nu & -\cos \nu & 0 \\ \cos \nu & \sin \nu & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (5.29)$$

Для получения результирующей матрицы поворота по двум углам необходимо перемножить полученные матрицы в обратном порядке:

$$M_B = M_\nu \cdot M_\gamma = \begin{vmatrix} \sin \nu & -\cos \nu & 0 \\ \cos \nu & \sin \nu & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{vmatrix} =$$

$$= \begin{vmatrix} \sin \nu \cos \gamma & -\cos \nu & -\sin \nu \sin \gamma \\ \cos \nu \cos \gamma & \sin \nu & -\cos \nu \sin \gamma \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{vmatrix}. \quad (5.30)$$

Теперь получим матрицу поворота M_B для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось x_B базовой системы координат космического аппарата направлена в надир. Расчетная схема для этого случая представлена на рис. 5.19.

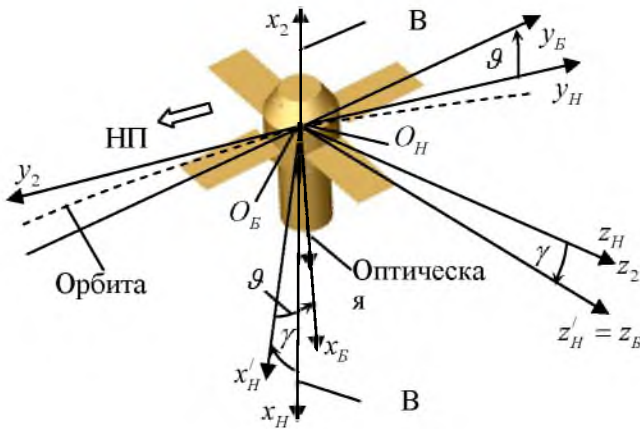


Рис. 5.19. Системы координат при повороте космического аппарата с продольной осью аппаратуры наблюдения

Углы между осями системы координат $O_H x_H y_H z_H$ и осями промежуточной системы координат $O_H x'_H y'_H z'_H$ (при повороте относительно оси $O_H y_H$) представлены в таблице 5.12.

Таблица 5.12

Углы между осями систем координат $O_B x'_H y'_H z'_H$ и $O_H x_H y_H z_H$ для КА с продольной осью аппаратуры наблюдения

Ось	$O_H x_H$	$O_H y_H$	$O_H z_H$
$O_H x'_H$	γ	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2} + \gamma$
$O_H y_H$	$\frac{\pi}{2}$	0	$\frac{\pi}{2}$
$O_H z_B$	$\frac{\pi}{2} - \gamma$	$\frac{\pi}{2}$	γ

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_\gamma = \begin{vmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{vmatrix}. \quad (5.31)$$

Сравнивая матрицы поворота (5.18) и (5.20), замечаем, что они одинаковые.

Углы между осями промежуточной системы координат $O_H x'_H y'_H z'_H$ и осями базовой системы координат $O_B x_B y_B z_B$ космического аппарата представлены в таблице 5.13.

Таблица 5.13

Углы между осями систем координат $O_H x'_H y'_H z'_H$ и $O_B x_B y_B z_B$ для КА с продольной осью аппаратуры наблюдения

Ось	$O_H x'_H$	$O_H y_H$	$O_H z'_H$
$O_B x_B$	ν	$\frac{\pi}{2} - \nu$	$\frac{\pi}{2}$
$O_B y_B$	$\frac{\pi}{2} + \nu$	ν	$\frac{\pi}{2}$
$O_B z_B$	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

Соответствующая матрица поворота будет следующей:

$$M_\nu = \begin{vmatrix} \cos \nu & \sin \nu & 0 \\ -\sin \nu & \cos \nu & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (5.32)$$

Для получения результирующей матрицы поворота по двум углам необходимо перемножить полученные матрицы в обратном порядке:

$$M_B = M_\nu \cdot M_\gamma = \begin{vmatrix} \cos \nu & \sin \nu & 0 \\ -\sin \nu & \cos \nu & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{vmatrix} =$$

$$= \left\| \begin{array}{ccc} \cos \nu \cos \gamma & \sin \nu & -\cos \nu \sin \gamma \\ -\sin \nu \cos \gamma & \sin \nu & \sin \nu \sin \gamma \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{array} \right\|. \quad (5.33)$$

5.2.11. Расчет косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце в базовой системе координат

Значение косинуса угла между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце $\cos \alpha$ можно вычислить по следующей зависимости [2]:

$$\cos \alpha = (\bar{S}_B, \bar{n}_B) = s_{xB} \cdot n_{xB} + s_{yB} \cdot n_{yB} + s_{zB} \cdot n_{zB}, \quad (5.34)$$

где \bar{S}_B - единичный вектор направления на Солнце в базовой системе координат;

s_{xB}, s_{yB}, s_{zB} - проекции вектора \bar{S}_B на оси базовой системы координат;

\bar{n}_B - единичный вектор нормали к поверхности панели солнечной батареи в базовой системе координат;

n_{xB}, n_{yB}, n_{zB} - проекции вектора \bar{n}_B на оси базовой системы координат.

5.2.12. Алгоритм для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце без учета затенения

Исходные данные для расчета

Ω — долгота восходящего узла;

i — наклонение;

ω — аргумент перигея;

\mathcal{G} — истинная аномалия космического аппарата;

δ_c - угол между эклиптической и экватором (23,5 градуса);

N - число дней, прошедших с 21 марта (точка весеннего равноденствия) до расчетной даты полета.

Определяются координаты единичного вектора к поверхности панели солнечной батареи в базовой системе координат.

В зависимости от расположения панелей солнечных батарей (см. пункт 5.2.4, рис. 5.9 а и 5.9 б, формулы (5.10) и (5.11), а также пункт 5.2.5, рис. 5.10, формулу (5.18)) векторы-столбцы соответствующих координат могут быть следующими:

$$n_B = \begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \end{pmatrix}; \quad (5.35)$$

$$n_B = \begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}; \quad (5.36)$$

$$n_B = \begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\cos \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} - \sin \gamma_{II} \end{pmatrix}. \quad (5.37)$$

Если вариант рассматриваемой компоновки КА иной, чем рассмотренные выше варианты, то можно самостоятельно получить соответствующие матрицы-столбцы, содержащие координаты единичного вектора направления на Солнце в базовой системе координат.

Начало алгоритма

1. Рассчитывается угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце:

$$a_c = \frac{2\pi N}{365}. \quad (5.38)$$

2. Рассчитываются проекции единичного вектора направления на Солнце на оси неподвижной геоцентрической системы координат:

$$\left. \begin{aligned} s_x &= \cos a_c; \\ s_y &= \sin a_c \cdot \cos \delta_c; \\ s_z &= \sin a_c \cdot \sin \delta_c. \end{aligned} \right\} \quad (5.39)$$

3. Осуществляется пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из неподвижной геоцентрической системы координат в геоцентрическую орбитальную систему координат, связанную с перицентром орбиты

$$M_{S1}^C = \begin{Bmatrix} s_{x1}^C \\ s_{y1}^C \\ s_{z1}^C \end{Bmatrix} = M_{II} \cdot M_S^C = \begin{Bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{Bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} s_x^C \\ s_y^C \\ s_z^C \end{Bmatrix}, \quad (5.40)$$

где $m_{11} = \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \cos i \sin \Omega$;
 $m_{12} = \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos i \cos \Omega$;
 $m_{13} = \sin \omega \sin i$;
 $m_{21} = -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \cos i \sin \Omega$;
 $m_{22} = -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos i \cos \Omega$;
 $m_{23} = \cos \omega \sin i$;
 $m_{31} = \sin i \sin \Omega$;
 $m_{32} = -\sin i \cos \Omega$;
 $m_{33} = \cos i$.

4. Осуществляется пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из геоцентрической орбитальной системы координат, связанной с перицентром орбиты, в барицентрическую орбитальную систему координат:

$$M_{S2}^C = \begin{Bmatrix} s_{x2}^C \\ s_{y2}^C \\ s_{z2}^C \end{Bmatrix} = M_g \cdot M_{S1}^C = \begin{Bmatrix} \cos \mathcal{G} & \sin \mathcal{G} & 0 \\ -\sin \mathcal{G} & \cos \mathcal{G} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{Bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} s_{x1}^C \\ s_{y1}^C \\ s_{z1}^C \end{Bmatrix}. \quad (5.41)$$

5. Осуществляется пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из барицентрической орбитальной системы координат в систему координат, связанную с центром масс космического аппарата и центром Земли:

$$M_{SH}^C = \begin{vmatrix} S_{xH}^C \\ S_{yH}^C \\ S_{zH}^C \end{vmatrix} = M_H \cdot M_{S2}^C = M_H \cdot \begin{vmatrix} S_{x2}^C \\ S_{y2}^C \\ S_{z2}^C \end{vmatrix}, \quad (5.42)$$

где M_H - матрица поворота (косинусов между осями систем координат).

Для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось y_B базовой системы координат КА направлена в нади́р (см. рис. 5.9 а), матрица поворота будет следующей

$$M_H = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (5.43)$$

Для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось x_B базовой системы координат КА направлена в нади́р (см. рис. 5.9 б), матрица поворота будет равна:

$$M_H = \begin{vmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (5.44)$$

6. Осуществляется пересчет координат единичного вектора направления на Солнце из системы координат, связанной с центром масс космического аппарата и центром Земли, в базовую систему координат:

$$M_{sB} = \begin{vmatrix} S_{xB} \\ S_{yB} \\ S_{zB} \end{vmatrix} = M_B \cdot M_{SB}^C = M_B \cdot \begin{vmatrix} S_{xH} \\ S_{yH} \\ S_{zH} \end{vmatrix}, \quad (5.45)$$

где M_B - матрица поворота (косинусов между осями систем координат).

Для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось y_B базовой системы координат КА направлена в нади́р, матрица поворота будет следующей

$$M_B = \begin{vmatrix} \sin \nu \cos \gamma & -\cos \nu & -\sin \nu \sin \gamma \\ \cos \nu \cos \gamma & \sin \nu & -\cos \nu \sin \gamma \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{vmatrix}. \quad (5.46)$$

Для варианта компоновки космического аппарата наблюдения и схемы полета, когда ось x_B базовой системы координат КА направлена в надир, матрица поворота будет равна

$$M_B = \begin{vmatrix} \cos \nu \cos \gamma & \sin \nu & -\cos \nu \sin \gamma \\ -\sin \nu \cos \gamma & \sin \nu & \sin \nu \sin \gamma \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{vmatrix}. \quad (5.47)$$

7. Осуществляется расчет косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи в базовой системе координат:

$$\cos \alpha = (\vec{S}_B, \vec{n}_B) = s_{xB} \cdot n_{xB} + s_{yB} \cdot n_{yB} + s_{zB} \cdot n_{zB}, \quad (5.48)$$

где s_{xB}, s_{yB}, s_{zB} - проекции вектора \vec{S}_B на оси базовой системы координат;

n_{xB}, n_{yB}, n_{zB} - проекции вектора \vec{n}_B на оси базовой системы координат, которые определяются для различных компоновок (см. пункт 5.2.4, рис. 5.9 а и 5.9 б, формулы (5.10) и (5.11), а также пункт 5.2.5, рис. 5.10, формулу (5.18)) по следующим зависимостям:

$$n_{xB} = \begin{vmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \end{vmatrix}; \quad (5.49)$$

$$n_{xB} = \begin{vmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}; \quad (5.50)$$

$$n_{xB} = \begin{pmatrix} n_{xB} \\ n_{yB} \\ n_{zB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\cos \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} \\ -\sin \vartheta_{II} \cos \gamma_{II} - \sin \gamma_{II} \end{pmatrix}. \quad (5.51)$$

Конец алгоритма

Таким образом, поставленная в настоящем подразделе задача выполнена, а именно, построены математические модели и алгоритм для расчета косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи без учета затенения.

6. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ, АЛГОРИТМЫ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ОЦЕНКИ СТЕПЕНИ ЗАТЕНЕНИЯ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ²

Типовые схемы КА с панелями солнечных батарей, которые могут затеняться в процессе орбитального полета и изменения ориентации при целевом функционировании, представлены на рис. 6.1 *а, б и в*.

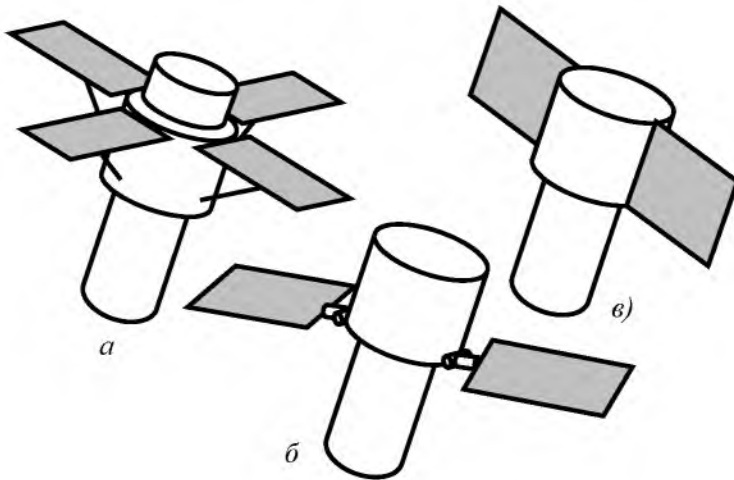


Рис.6.1. Схема расположения панелей солнечной батареи с затенением элементами конструкции КА

6.1. Методический подход к оценке степени затененности панелей солнечной батареи

Задачу оценки среднего косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце с учетом затенения элементами конструкции космического аппарата будем решать методом трассировки лучей. Поверхность панели солнечной батареи разделяется на отдельные плоские элементы.

Затем проверяется условие затенения каждого элемента корпусом космического аппарата. Для этого из какой-либо точки элемента панели (например, из геометрического центра элемента) "выпускается" луч в направлении Солнца, как это схематично показано на рис. 6.2.

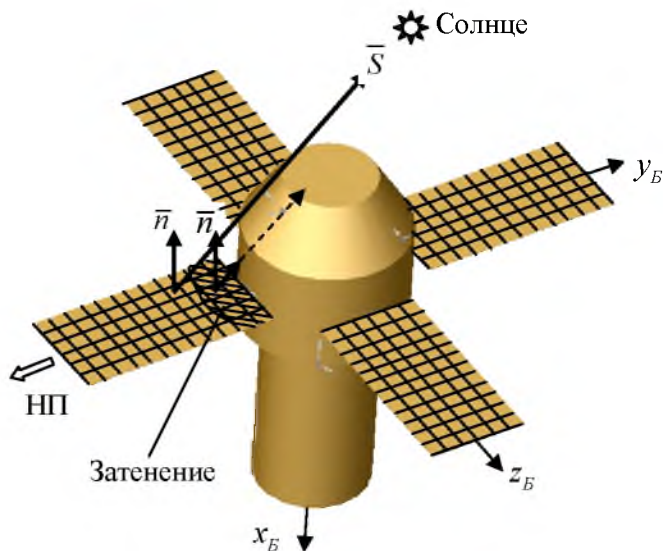


Рис. 6.2. Иллюстрация метода оценки степени затененности панелей солнечной батареи

Если луч пересекает корпус космического аппарата, то считается, что данный элемент затенен корпусом. Приближенно принимается, что суммарная площадь незатененных элементов считается незатененной площадью панели солнечной батареи. Ошибка в определении незатененной площади уменьшается при увеличении количества элементов, на которые разделяется панель солнечной батареи.

6.2. Рассматриваемые показатели

² Математические модели, алгоритмы и программное обеспечение разработаны совместно с М. Ю. Гоголевым, аспирантом кафедры летательных аппаратов СГАУ.

Степень затенения панелей солнечной батареи будем характеризовать следующим показателем – коэффициентом затенения:

$$\eta = \frac{S_3}{S} = \frac{S - S_H}{S}, \quad (6.1)$$

где S_3 - площадь затенения панели солнечной батареи;

S – общая площадь панели;

S_H – незатенённая площадь.

Если солнечная батарея имеет n панелей, то общая площадь панелей и незатенённая площадь панелей составит соответственно:

$$S = \sum_{i=1}^n S_i \quad \text{и} \quad S_H = \sum_{i=1}^n S_{Hi}, \quad (6.2)$$

где S_i – площадь i -й панели солнечной батареи;

S_{Hi} – незатенённая площадь i -й панели солнечной батареи.

Средний коэффициент затенения панелей будем рассчитывать как отношение затенённой площади панелей к общей площади панелей солнечной батареи, то есть

$$\eta = \frac{\sum_{i=1}^n S_{3i}}{\sum_{i=1}^n S_i} = \frac{\sum_{i=1}^n S_i - \sum_{i=1}^n S_{Hi}}{\sum_{i=1}^n S_i} = \frac{\sum_{i=1}^n (S_i - S_{Hi})}{\sum_{i=1}^n S_i}. \quad (6.3)$$

Отдельные панели солнечной батареи в общем случае могут быть повернуты относительно корпуса космического аппарата под разными углами. Поэтому необходимо ввести еще один показатель, характеризующий средний угол α_{CB} между нормальными к поверхности панелей солнечных батарей и направлением на Солнце:

$$\cos \alpha_{CB} = \frac{\sum_{i=1}^n S_{Hi} \cdot \cos \alpha_i}{\sum_{i=1}^n S_i}, \quad (6.4)$$

где α_i - углы между нормалью к плоскости i -й панели солнечной батареи и направлением на Солнце.

Этот показатель для краткости будем называть приведенным косинусом ориентации панелей солнечной батареи.

Числитель выражения (6.4) характеризует так называемую эффективную площадь панелей солнечной батареи, то есть площадь, которая равна площади проекции незатененной части панелей солнечной батареи на плоскость, перпендикулярную направлению на Солнце:

$$S_{\text{эф}} = \sum_{i=1}^n S_{Hi} \cdot \cos \alpha_i. \quad (6.5)$$

Таким образом, приведенный косинус ориентации панелей солнечной батареи можно рассчитывать, как отношение эффективной площади панелей (с учетом их затенения и наклона) к общей площади всех панелей солнечной батареи, то есть

$$\cos \alpha_{CB} = \frac{S_{\text{эф}}}{S} = \frac{S_{\text{эф}}}{\sum_{i=1}^n S_i}. \quad (6.6)$$

6.3. Требования к геометрическим моделям и метод моделирования геометрии космического аппарата

1. Геометрическая модель должна обеспечивать задание внешних обводов корпуса космического аппарата произвольной формы.

2. Панели солнечных батарей могут иметь произвольную форму плоской фигуры.

3. Геометрические модели внешних обводов корпуса космического аппарата и солнечных батарей должны учитывать возможность задания координат узлов подвески панелей к корпусу космического аппарата.

4. Геометрические модели внешних обводов корпуса космического аппарата и панелей солнечной батареи должны учитывать возможность поворота панелей по углам, соответствующим повороту космического аппарата по углам тангажа и крена (то есть иметь две степени свободы).

5. Размеры элементов, на которые «разбивается» панель солнечной батареи должны быть не слишком крупными (иначе снижается точность расчетов) и не слишком мелкими (иначе увеличивается время расчета). В этой связи алгоритм вычисления коэффициента затенения панелей солнечной батареи элементами корпуса космического аппарата должен обеспечивать высокое быстродействие.

Геометрические обводы корпуса космического аппарата будем моделировать с помощью R -функций, теория которых разработана В.Л. Рвачёвым [8] и развита В.Н. Гавриловым [9] применительно к конструкции летательных аппаратов.

Из теории R -функций известно, что R -функция обладает следующими свойствами:

$f(x, y, z) > 0$ – точка принадлежит телу;

$f(x, y, z) < 0$ – точка не принадлежит телу;

$f(x, y, z) = 0$ – точка находится на границе,

где $f(x, y, z)$ - уравнение ограничивающей поверхности тела.

Теоретико-множественные операции для системы R -функций определяются в аналитическом виде с помощью соотношений, приведенных ниже.

Объединение

$$f_1 \vee f_2 = \frac{1}{1+a} \left(f_1 + f_2 + \sqrt{f_1^2 + f_2^2 - 2 \cdot a \cdot f_1 \cdot f_2} \right);$$

пересечение

$$f_1 \& f_2 = \frac{1}{1+a} \left(f_1 + f_2 - \sqrt{f_1^2 + f_2^2 - 2 \cdot a \cdot f_1 \cdot f_2} \right);$$

отрицание

$$\bar{f} = -f;$$

вычитание

$$f_1 \setminus f_2 = f_1 \& (-f_2),$$

где a - некоторый параметр, который должен удовлетворять следующим требованиям:

$$-1 \leq a(f_1, f_2) \leq 1;$$

$$a(f_1, f_2) = a(f_2, f_1) = a(-f_1, f_2) = a(f_1, -f_2).$$

В частном случае, когда $a = 1$, теоретико-множественные операции будут иметь вид:

Объединение:

$$f_1 \vee f_2 = \max(f_1, f_2);$$

пересечение.

$$f_1 \& f_2 = \min(f_1, f_2).$$

Недостатком этой системы R -функций является наличие разрывов первой производной в точках $f_1 = f_2$. Но в нашей модели мы не будем использовать производные, а простота этих функций позволит производить вычисления с большой скоростью.

Вычисление для каждого цикла трассировки луча из какой-либо точки элемента панели солнечной батареи будем производить по следующей схеме:

1. Решаем следующую систему уравнений для каждого уравнения ограничивающей поверхности:

$$\begin{cases} f_i(x, y, z) = 0; \\ x = x_0 + S_x l; \\ y = y_0 + S_y l; \\ z = z_0 + S_z l. \end{cases} \quad (6.7)$$

где S_x , S_y и S_z – компоненты единичного вектора направления на Солнце в рассматриваемой системе координат;

x , y , z и x_0 , y_0 , z_0 – текущие и начальные значения координат конца вектора (луча трассировки) соответственно;

l – расстояние от начала луча до точки пересечения с i -й ограничивающей поверхностью (длина луча).

2. Проверяем полученные точки на принадлежность телу, подставляя их в R -функцию.

6.4. Моделирование геометрических обводов корпуса космического аппарата

Геометрическая модель корпуса космического аппарата задаётся с помощью нескольких базовых примитивов, таких как: прямоугольник, параллелепипед, треугольник, трапеция, круг, кольцо, цилиндр, конус, усечённый конус, сфера, оживал, тор, полупространство (рис. 6.3) и т.п., а также их комбинацией, с помощью теоретико-множественных операций.

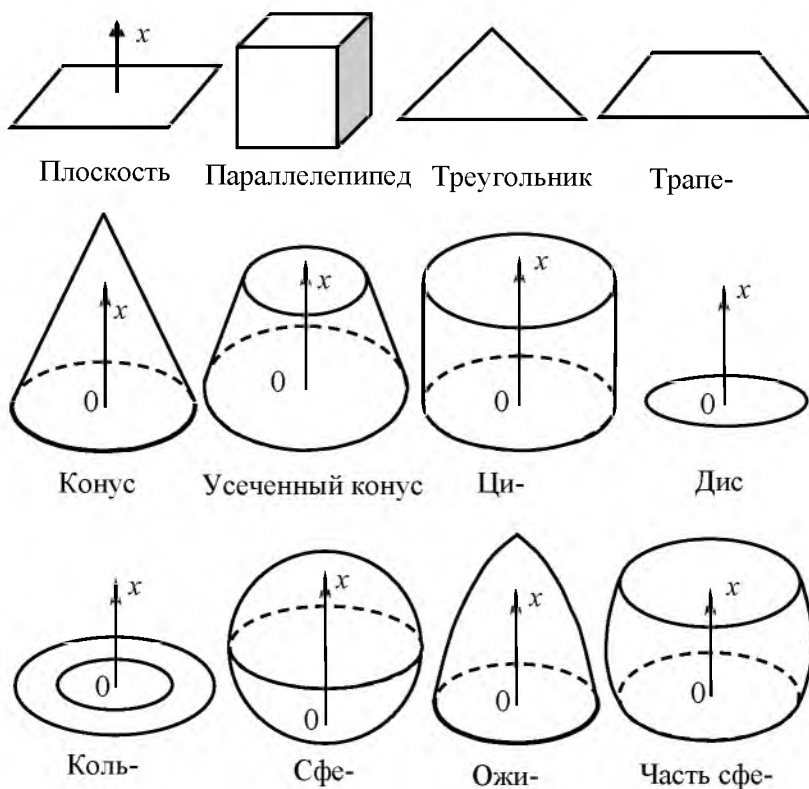


Рис. 6.3. Базовые геометрические примитивы, используемые для построения геометрической модели КА

Базовые примитивы удобнее задавать в местных системах координат. Положение же каждого примитива в базовой системе координат $O_B x_B y_B z_B$, связанной с космическим аппаратом, можно определить с помощью матриц перехода M_i от местных систем координат к системе координат $O_B x_B y_B z_B$:

$$X_B = M_i \cdot X_i, \quad (6.8)$$

где X_B - матрица-столбец, содержащая однородные координаты точки в базовой системе координат i -го примитива;

X_i - матрица-столбец, содержащая однородные координаты точки в местной системе координат i -го примитива;

M_i - матрица преобразований однородных координат точек i -го примитива из местной системы координат в базовую систему координат.

Напомним, что однородными координатами называются координаты, которые кроме координат точек в рассматриваемом пространстве содержат компоненты, необходимые для унифицированной записи всех аффинных преобразований (параллельный перенос, поворот, сдвиг и масштабирование).

Следует заметить, что в наших задачах масштабирование и сдвиг не используются.

Матрица M_i в общем виде выглядит следующим образом:

$$M_i = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & 0 \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & 0 \\ b_{41} & b_{42} & b_{43} & 1 \end{pmatrix}, \quad (6.9)$$

где a_{ij} - компоненты матрицы, соответствующие повороту и сдвигу координат точек;

b_{4j} - компоненты матрицы, соответствующие параллельному переносу координат точек.

Матрица-столбец X_i , содержащая однородные координаты точки в местной системе координат i -го примитива, выглядит так:

$$X_i = \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \\ 1 \end{pmatrix}. \quad (6.10)$$

6.5. Моделирование геометрических характеристик панели солнечной батареи

6.5.1. Моделирование геометрии элементов солнечной батареи в плоскости панели

Ограничимся рассмотрением панели прямоугольной формы с равномерным разбиением на элементы. Введём систему координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, связанную с панелью солнечной батареи (ось $O_{CB}z_{CB}$ направлена на зрителя и на рисунке не показана). Схема разбиения панели на элементы прямоугольной формы приведена на рис. 6.4.

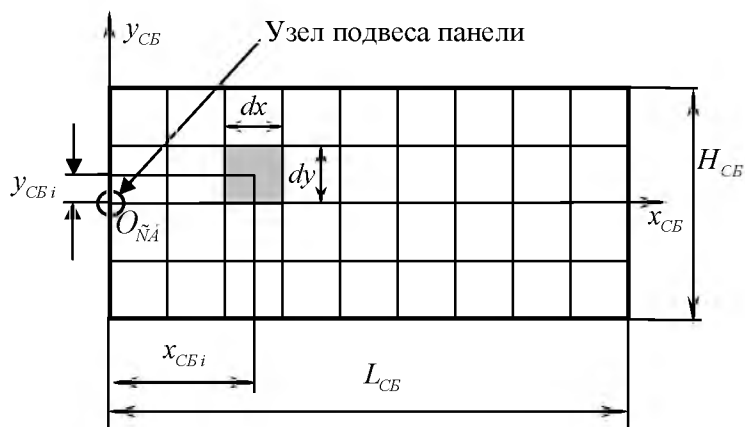


Рис. 6.4 Схема разбиения на элементы панели солнечной батареи прямоугольной формы

На этом рисунке введены следующие обозначения:

L_{CB} и H_{CB} - длина и ширина панели соответственно;

x_{CBi} и y_{CBi} - координаты центра прямоугольного элемента;

dx и dy - размеры элемента по соответствующим осям.

Прежде всего определим площади отдельных элементов и координаты точек, расположенных в геометрическом центре каждого элемента прямоугольной формы.

Площадь элемента с размерами $dx \times dy$ (см. рис. 6.4) равна $\sigma_i = dx \cdot dy$, где i – номер элемента.

Координаты центральных точек элементов составляют:

$$x_{c6} = dx(p-0,5); \quad (6.11)$$

$$y_{c6} = dy(m-0,5), \quad (6.12)$$

где p и m – порядковые номера элементов по соответствующим осям.

6.5.2. Моделирование геометрии панели солнечной батареи в пространстве

Введём систему координат $O_{Ш}x_{Ш}y_{Ш}z_{Ш}$ (рис. 6.5), связанную с двухстепенным шарниром, относительно которого вращается панель. Ось $z_{Ш}$ этой системы координат параллельна оси x_B базовой системы координат космического аппарата $O_Bx_By_Bz_B$.

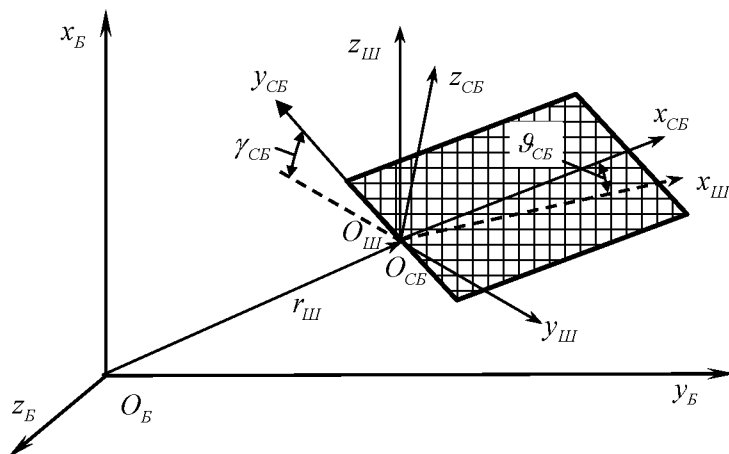


Рис. 6.5. Система координат для моделирования поворота панели солнечной батареи

Положение системы координат $O_{СВ}x_{СВ}y_{СВ}z_{СВ}$, связанной с панелью солнечной батареи, относительно системы $O_{Ш}x_{Ш}y_{Ш}z_{Ш}$, связанной с шарниром, зададим двумя углами $\theta_{СВ}$, $\gamma_{СВ}$. Направление нор-

мали к панели солнечной батареи определяется направлением оси $O_{CB}z_{CB}$.

Координаты точек панели солнечной батареи в системе координат $O_Bx_By_Bz_B$ можно получить, зная координаты этих точек в системе координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, по формуле

$$X_B = M_2 \cdot X_{CB}, \quad (6.13)$$

где X_B - матрица-столбец, содержащая однородные координаты точки в системе координат $O_Bx_By_Bz_B$:

$$X_B = \begin{pmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \\ 1 \end{pmatrix}; \quad (6.14)$$

X_{CB} - матрица-столбец, содержащая однородные координаты точки в системе координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$:

$$X_{CB} = \begin{pmatrix} x_{CB} \\ y_{CB} \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}; \quad (6.15)$$

M_2 - матрица перехода от системы координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, связанной с панелью солнечной батареи, в систему координат $O_Bx_By_Bz_B$, связанную с космическим аппаратом.

Матрицу M_2 можно получить следующим образом:

$$M_2 = M_{CB}M_{\text{ш}}. \quad (6.16)$$

В этом выражении M_{CB} - матрица преобразований от системы координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, связанной с панелью солнечной батареи, в систему координат $O_{\text{ш}}x_{\text{ш}}y_{\text{ш}}z_{\text{ш}}$, связанную с шарниром:

$$M_{CB} = \begin{pmatrix} \cos \gamma_{\text{сб}} & 0 & \sin \gamma_{\text{сб}} & 0 \\ -\sin \gamma_{\text{сб}} \sin \vartheta_{\text{сб}} & \cos \vartheta_{\text{сб}} & \cos \gamma_{\text{сб}} \sin \vartheta_{\text{сб}} & 0 \\ -\sin \gamma_{\text{сб}} \cos \vartheta_{\text{сб}} & \sin \vartheta_{\text{сб}} & \cos \gamma_{\text{сб}} \cos \vartheta_{\text{сб}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (6.17)$$

Матрица $M_{Ш}$ в выражении (6.16) – есть матрица перехода от системы координат $O_{Ш}x_{Ш}y_{Ш}z_{Ш}$, связанной с шарниром, к системе координат $O_Bx_By_Bz_B$, связанной с космическим аппаратом (см. рис. 6.5). Эту матрицу можно получить, например, по следующей формуле:

$$M_{Ш} = T \cdot R_x(\psi_{CB0}) \cdot R_y(\gamma_{CB0}) \cdot R_z(\vartheta_{CB0}), \quad (6.18)$$

где T – матрица переноса точки начала координат $O_{Ш}$ системы $O_{Ш}x_{Ш}y_{Ш}z_{Ш}$ (точки подвеса панели солнечной батареи на корпусе космического аппарата или точки шарнира) в точку $\{x_{Ш}, y_{Ш}, z_{Ш}\}$ базовой системы координат $O_Bx_By_Bz_B$;

$R_x(\psi_{CB0})$ – матрица поворота относительно оси x_B ;

$R_y(\gamma_{CB0})$ – матрица поворота относительно оси y_B ;

$R_z(\vartheta_{CB0})$ – матрица поворота относительно оси z_B .

В этих выражениях $x_B, y_B, z_B, \psi_{CB0}, \vartheta_{CB0}, \gamma_{CB0}$ – координаты и углы, определяющие положение оси шарнира (узла подвески панели солнечной батареи) относительно базовой системы координат (корпуса космического аппарата). Индекс 0 в обозначениях этих координат означает, что данные углы (положение осей шарнира относительно космического аппарата) неизменны в процессе функционирования космического аппарата.

Матрицы, входящие в выражение (6.18), определяются следующими соотношениями:

$$T = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ x_{Ш} & y_{Ш} & z_{Ш} & 1 \end{vmatrix}; \quad (6.19)$$

$$R_x(\psi_{CB0}) = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi_{CB0} & \sin \psi_{CB0} & 0 \\ 0 & -\sin \psi_{CB0} & \cos \psi_{CB0} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}; \quad (6.20)$$

$$R_y(\gamma_{CB0}) = \begin{vmatrix} \cos \gamma_{CB0} & 0 & -\sin \gamma_{CB0} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \gamma_{CB0} & 0 & \cos \gamma_{CB0} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}; \quad (6.21)$$

$$R_z(\theta_{CB0}) = \begin{vmatrix} \cos \theta_{CB0} & \sin \theta_{CB0} & 0 & 0 \\ -\sin \theta_{CB0} & \cos \theta_{CB0} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (6.22)$$

6.6. Общий алгоритм вычисления затенения панели солнечной батареи

Исходными данными для вычисления параметров затенения панелей солнечной батареи являются:

- форма и размеры корпуса космического аппарата;
- форма, размеры, количество и места размещения (координаты узлов подвеса в базовой системе координат) панелей солнечных батарей.

Ниже приведен алгоритм вычисления приведенного косинуса угла ориентации панелей солнечной батареи (см. формулу (6.6)) и коэффициента затенения панелей солнечной батареи.

Начало алгоритма

1. Вычисляются проекции единичного вектора \vec{S} направления на Солнце в абсолютной геоцентрической системе координат $Oxyz$ (см. рис. 5.11). Вычисления производятся по позициям 1 и 2 алгоритма, представленного в пункте 5.2.12 настоящего учебного пособия «Алгоритм для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности солнечных батарей и направлением на Солнце без учета затенения» (см. формулы (5.19) и (5.20)).

2. Пересчитываются проекции единичного вектора \vec{S} направления на Солнце из абсолютной геоцентрической системы координат

$O_{хуz}$ в базовую систему координат по позициям 3...6 упомянутого выше алгоритма.

Следует отметить, что для пересчета проекции единичного вектора направления на Солнце из абсолютной геоцентрической системы координат в базовую систему координат используются обычные матрицы преобразований размером 3×3 и 3×1 вместо однородных матриц преобразований размером 4×4 и 4×1 , так как в данных преобразованиях отсутствует параллельный перенос координат.

3. Выбирается j -я панель солнечной батареи ($j = \overline{1, N}$, где N – количество панелей).

4. Совмещается начало единичного вектора \vec{S} направления на Солнце с координатами рассматриваемой точки панели солнечной батареи. Для этого выбираем i -й элемент на панели солнечной батареи ($i = \overline{1, M}$, где M – количество элементов панели) и пересчитываем координаты точки центра элемента панели из системы координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, связанной с панелью, в базовую систему координат $O_Bx_By_Bz_B$, связанную с корпусом КА по формуле

$$S_{Bi} = M_2 \cdot S_{CBi}, \quad (6.23)$$

где S_{Bi} - матрица-столбец, содержащая координаты конца единичного вектора направления на Солнце с учетом координат центра рассматриваемого элемента в системе координат $O_Bx_By_Bz_B$:

$$S_{Bi} = \begin{pmatrix} x_{Bi} \\ y_{Bi} \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}; \quad (6.24)$$

S_{CBi} - матрица-столбец, содержащая координаты конца единичного вектора направления на Солнце с учетом координат центра рассматриваемого элемента в системе координат $O_{cб}X_{cб}Y_{cб}Z_{cб}$:

$$S_{CBi} = \begin{vmatrix} x_{CBi} \\ y_{CBi} \\ 0 \\ 1 \end{vmatrix}. \quad (6.25)$$

Матрица M_2 была представлена ранее (см. выражение (6.16)):

$$M_2 = M_{CB} M_{Ш},$$

где M_{CB} – матрица преобразований от системы координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, связанной с панелью солнечной батареи, в систему координат $O_{Ш}x_{Ш}y_{Ш}z_{Ш}$, связанную с шарниром (см. формулу (6.17)):

$$M_{CB6} = \begin{vmatrix} \cos \gamma_{сб} & 0 & \sin \gamma_{сб} & 0 \\ -\sin \gamma_{сб} \sin \vartheta_{сб} & \cos \vartheta_{сб} & \cos \gamma_{сб} \sin \vartheta_{сб} & 0 \\ -\sin \gamma_{сб} \cos \vartheta_{сб} & \sin \vartheta_{сб} & \cos \gamma_{сб} \cos \vartheta_{сб} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix};$$

$M_{Ш}$ - матрица, которая была представлена выражениями (6.18) с учетом (6.19) - (6.22).

5. Имитируется луч, выходящий из центральной точки элемента панели в направлении на Солнце.

С этой целью для каждого уравнения, описывающего составные части поверхности космического аппарата, решаем следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} f_i(x_{Bi}, y_{Bi}, z_{Bi}) = 0; \\ x_{Bi} = x_{Bi} + s_{xBi}^C \cdot l; \\ y_{Bi} = y_{Bi} + s_{yBi}^C \cdot l; \\ z_{Bi} = z_{Bi} + s_{zBi}^C \cdot l, \end{cases} \quad (6.26)$$

где $f_i(x_{Bi}, y_{Bi}, z_{Bi}) = 0$ - уравнение j -й ограничивающей поверхности космического аппарата;

$s_{xBi}, s_{yBi}, s_{zBi}$ – компоненты единичного вектора направления на Солнце в рассматриваемой системе координат;

x_{Bi}, y_{Bi}, z_{Bi} – текущие значения координат конца вектора (луча трассировки) в базовой системе координат;

l – расстояние от начала луча до точки пересечения с i -й ограничивающей поверхностью (длина луча).

6. Проверяется условие на принадлежность полученных точек конца луча трассировки телам, с помощью которых была описана поверхность космического аппарата, подставляя их в R -функцию. Если луч пересекает корпус космического аппарата, то есть если

$$f_i(x_{Bi}, y_{Bi}, z_{Bi}) > 0, \quad (6.27)$$

то элемент панели солнечной батареи считается затенённым.

7. Вычисляется незатенённая площадь по формуле (см. формулу (6.2))

$$S_H = \sum_{i=1}^K S_{Hi}, \quad (6.28)$$

где S_{Hi} – площадь i -го незатененного элемента солнечной батареи;

K – общее количество незатененных элементов.

8. Повторяются пункты 4 - 7 для всех элементов панели.

9. Задаются проекции вектора нормали к плоскости рассматриваемой панели солнечной батареи \vec{n}_B^{Π} в системе координат

$O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$:

$$n_{x_{CB}}^{\Pi} = 0; \quad n_{y_{CB}}^{\Pi} = 0; \quad n_{z_{CB}}^{\Pi} = 1. \quad (6.29)$$

10. Пересчитываются проекции $n_{x_{CB}}^{\Pi}, n_{y_{CB}}^{\Pi}, n_{z_{CB}}^{\Pi}$ вектора нормали к плоскости панели солнечной батареи из системы координат $O_{CB}x_{CB}y_{CB}z_{CB}$, связанной с панелью солнечной батареи, в базовую систему координат $O_Bx_By_Bz_B$, связанную с космическим аппаратом, по формуле, которая аналогична формуле (6.13). Но только с учетом того, что эта формула применяется не к преобразованиям произвольной точки конструкции космического аппарата, а к точке конца единичного вектора нормали к поверхности панели солнечной батареи:

$$n_{nB}^{\Pi} = M_2 \cdot n_{nCB}^{\Pi}, \quad (6.30)$$

где n_{nB}^{Π} вектор-столбец, содержащий проекции вектора нормали к плоскости панели солнечной батареи в базовой системе координат,

$$n_{nB}^{\Pi} = \begin{pmatrix} n_{xB}^{\Pi} \\ n_{yB}^{\Pi} \\ n_{zB}^{\Pi} \end{pmatrix}; \quad (6.31)$$

M_2 - матрица, которая была представлена выражением (6.16);

$n_{nCБ}^{\Pi}$ - вектор-столбец, содержащий проекции вектора нормали к плоскости панели солнечной батареи,

$$n_{nCБ}^{\Pi} = \begin{pmatrix} n_{xCБ}^{\Pi} \\ n_{yCБ}^{\Pi} \\ n_{zCБ}^{\Pi} \end{pmatrix}. \quad (6.32)$$

11. Вычисляется значение косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце (см. формулу (5.48):

$$\cos \alpha = (\bar{S}_B, \bar{n}_B) = s_{xB} \cdot n_{xB} + s_{yB} \cdot n_{yB} + s_{zB} \cdot n_{zB}, \quad (6.33)$$

где s_{xB}, s_{yB}, s_{zB} - проекции вектора \bar{S}_B на оси базовой системы координат;

n_{xB}, n_{yB}, n_{zB} - проекции вектора \bar{n}_B на оси базовой системы координат.

12. Рассчитывается эффективная площадь панели солнечной батареи:

$$S'_{эф} = \sum_{i=1}^n S_i^n \cdot \cos \alpha_i. \quad (6.34)$$

13. Повторяются пункты 3 - 12 настоящего алгоритма для всех панелей солнечной батареи.

14. Рассчитывается приведенный косинус угла альфа:

$$\cos \alpha_{CБ} = \frac{S'_{эф}}{\sum_{i=1}^n S_i} = \frac{S'_{эф}}{S}. \quad (6.35)$$

15. В каждом цикле по времени полета космического аппарата рассчитывается нарастающим итогом средний косинус угла альфа по зависимости (5.1), которая для дискретных интервалов времени будет выглядеть следующим образом:

$$\cos \alpha = \frac{\sum_{i=1}^{i=m} \cos \alpha_{CB i} \cdot \Delta t_i}{\sum_{i=1}^{i=m} \Delta t_i}, \quad (6.36)$$

где m – количество участков, на которые разбивается время полета космического аппарата;

Δt_i - время длительности i -го участка полета.

Конец алгоритма

Напомним, что при нахождении космического аппарата в тени Земли считается, что косинус угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце считается равным нулю.

Таким образом, в настоящем разделе разработаны математические модели и алгоритмы для оценки степени затенения панелей солнечной батареи космического аппарата.

6.7. Программная реализация алгоритмов и моделей для оценки степени затенения панелей солнечной батареи

6.7.1. Методы программирования, используемые при моделировании затенения панелей солнечной батареи элементами корпуса КА

Использовались методы объектно-ориентированного программирования языка *Object Pascal*. Достоинством этих методов является стройная логика при написании больших по объему и, казалось бы, "запутанных" программ, удобство работы с этими объектами в процессе совершенствования программ и минимальная трудоемкость при их модернизации. Недостатком этих методов является относительно большая трудоемкость при составлении новой программы.

Были объявлены следующие классы:

- класс, инкапсулирующий в себе основные методы для работы с "поверхностями" - *TSurface=class*;
- класс, инкапсулирующий в себе методы для работы с группой поверхностей ("поверхности" соединяются между собой с помощью R-функций) - *TBlock=class(TSurface)*;
- классы для определения операций над R-функциями - *TROperation=class*;
- класс, инкапсулирующий основные функции работы с векторами - *type TGVector=class* (с размерностью векторов – 3);
- класс, инкапсулирующий основные функции работы с матрицами - *type TGMatrix=class* (в однородных пространственных координатах с размером матриц 4x4);
- класс для работы с лучами - *type TRay=class*;
- класс для показа результатов на форме - *TImageForm = class(TForm)*;
- класс, инкапсулирующий основные параметры и методы работы с панелями солнечной батареи *type TSolarPanel=class* (в данном классе определяется абстрактная плоская панель солнечной батареи с управлением по двум взаимно перпендикулярным осям. Положение осей двухстепенного шарнира определяется матрицей *fAdj*. Матрица *fOrigin* определяет положение панели солнечной батареи относительно системы координат, связанной с космическим аппаратом);
- класс для работы с панелями прямоугольной формы - *TRectSolarPanel=class(TSolarPanel)*;
- классы для работы с геометрическими примитивами – сфера - *TSphere=class(TSurface)*, круговой цилиндр вдоль оси *z* - *TCylinder=class(TSurface)* и пр.

На основе этих классов объявлялись объекты, обладающие индивидуальными наборами полей, методов и свойств.

Разработанные классы и объекты могут использоваться для решения любых задач, в которых требуется значительное число преобразований векторов и матриц, а также желательна визуализация сложных по форме геометрических объектов.

Следует отметить, что для задач затенения панелей солнечных батарей нет необходимости описывать геометрические обводы всего корпуса космического аппарата.

6.7.2. Программная реализация моделирования геометрии корпуса КА и панелей солнечной батареи

На рис. 6.6 представлено окно программы для ввода исходных данных по геометрическим характеристикам корпуса космического аппарата.

Параметры корпуса КА, см рис			Параметры СБ	
h	d1	delta	bsb	lsb
2.5000	3.0000	3.0000	-1.000	2.0000
h1	d2	рис	длина	ширина
0.5000	1.4000		3.0000	3.0000
h2	d3	КА	су	сх
1.3000	4.0000		10	10

Рис. 6.6. Окно программы для ввода в программу геометрических характеристик корпуса космического аппарата

Для целей определения степени затененности панелей солнечной батареи достаточно ограничиться описанием частей поверхности корпуса, которые выступают над панелями солнечной батареи. В этой связи используются лишь некоторые геометрические характеристики космического аппарата.

В окне программы для ввода геометрических характеристик корпуса космического аппарата имеется кнопка "Рис.", при нажатии которой открывается окно для ввода геометрических характеристик корпуса КА. На рис. 6.7 представлено окно программы для ввода минимального числа геометрических характеристик корпуса космического аппарата, форма которого изображена на рис. 6.2.

Для оценки безошибочного введения геометрических характеристик (проверки адекватности геометрической модели) предусмотрен визуальный контроль внешних обводов космического аппарата.

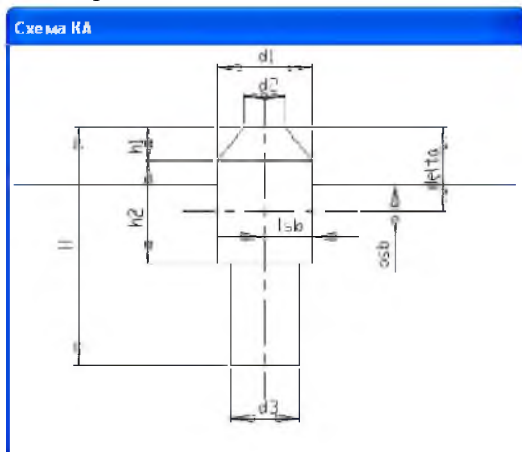


Рис. 6.7. Окно программы для ввода необходимых геометрических характеристик корпуса КА

Картинка с контуром космического аппарата появляется после щелчка "мышкой" на кнопке "КА" окна программы "Ввод исходных данных геометрии КА" (рис. 6.8).

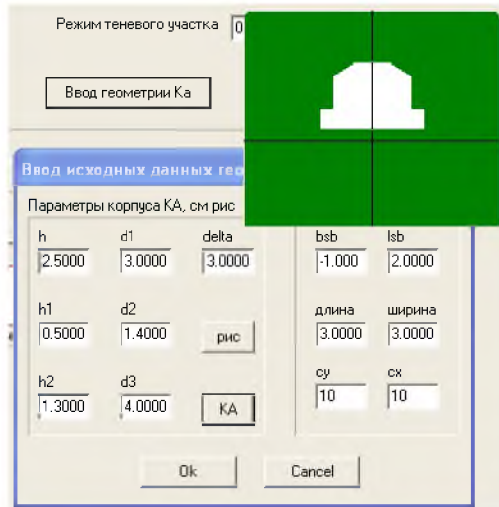


Рис. 6.8. Фрагмент окна программы для ввода и визуального контроля геометрических характеристик КА

На этом рисунке представлен фрагмент окна "Ввод исходных данных геометрии КА" с дополнительной картинкой, на которой изображен контур приборно-агрегатного отсека одного из вариантов компоновки космического аппарата в проекции на плоскость, перпендикулярную оси z_B базовой системы координат (см. рис. 6.2). Остальные части космического аппарата не прорисовываются, поскольку они не влияют на затенение панелей солнечной батареи.

7. МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕОРИЕНТИРОВАННОГО ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ОЦЕНКИ СРЕДНЕГО КОСИНУСА УГЛА МЕЖДУ НОРМАЛЬЮ К ПОВЕРХНОСТИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ И НАПРАВЛЕНИЕМ НА СОЛНЦЕ

Одним из требований, предъявляемых к современным высокопроизводительным космическим аппаратам детального и оперативного зондирования Земли с длительным сроком активного существования, является требование по сохранению работоспособного состояния отдельных бортовых систем КА в режиме неориентирован-

ного полета. Выполнение этого требования, как правило, связано с ограничениями по мощности системы электропитания в неориентированном полете, характеристики которой, в частности, зависят от среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи.

7.1. Методический подход к моделированию неориентированного полета космического аппарата для оценки среднего косинуса угла между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце

По своей физической природе задача определения среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи в неориентированном полете КА имеет вероятностный характер. Аналитические методы оценки вероятностных характеристик среднего косинуса этого угла не могут с достаточной степенью точности учесть влияние многих факторов, влияющих на косинус этого угла в процессе неориентированного полета КА по орбите Земли, поэтому для решения этой задачи можно использовать метод имитационного моделирования, возможности которого ограничиваются лишь ресурсами компьютера.

За основу алгоритма решения такой задачи можно было бы взять алгоритм оценки среднего косинуса альфа в ориентированном полете КА, представленный в работе [2]. Однако использование указанного алгоритма требует многократного пересчета координат различных точек конструкции панели солнечной батареи и координат точек элементов конструкции КА, которые могут затенить панели солнечной батареи от Солнца. Такой алгоритм в случае имитационного моделирования нерационален и требует больших затрат времени и ресурсов компьютера. Поэтому предлагается алгоритм оценки среднего косинуса альфа, который свободен от указанных недостатков.

Основная идея уменьшения вычислений с помощью предлагаемого алгоритма заключается в раздельном (независимом) моделировании процесса вращения космического аппарата относительно собственного центра масс и процесса движения космического аппарата как материальной точки по орбите вокруг Земли. Разделение процесса вращения космического аппарата относительно собственного цен-

тра масс и процесса движения космического аппарата по орбите вокруг Земли возможно потому, что при неориентированном полете характеристики вращательного движения космического аппарата при определенных допущениях не зависят от его положения в какой-либо точке орбиты. При таком моделировании пересчет координат точек конструкции панели солнечной батареи и точек, относящихся к затеняющим элементам конструкции космического аппарата, из одних систем координат в другие не требуется. Вместо этого пересчитываются лишь координаты точки конца единичного вектора направления на Солнце из неподвижной геоцентрической системы координат в систему координат, связанную с космическим аппаратом, и тем самым экономятся ресурсы компьютера.

Принятые основные допущения

При моделировании приняты следующие основные допущения.

1. Форма Земли – сферическая. Однако для расчета параметров орбит используются уравнения эллиптического движения с периодической коррекцией расчетных значений долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и аргумента перигея в процессе длительного полета. Необходимость периодической коррекции обусловлена несферичностью Земли (учитываются вековые возмущения от второй зональной гармоники в разложении геопотенциала).

2. Динамическими силами, возникающими в процессе вращения КА и влияющими на характеристики углового движения, пренебрегаем в связи с малой скоростью вращения (до трех градусов в секунду). То есть вектор кинетического момента КА сохраняется неизменным в процессе каждого цикла статистических испытаний.

3. Аэродинамическими силами пренебрегаем в связи с относительно большой высотой орбиты (350...1300 км), гравитационные моменты не учитываем в связи с относительно малым временем неориентированного полета (до трех суток).

7.2. Алгоритм оценки среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи

Приведем основные положения алгоритма оценки среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи и соответствующие математические модели.

Начало алгоритма

1. Задается количество статистических испытаний N в зависимости от требуемой точности расчета и значение максимально возможной при статистических испытаниях угловой скорости вращения космического аппарата в неориентированном полете ω_{\max} .

2. Реализуется случайная начальная (в каждом цикле статистических испытаний) ориентация космического аппарата в неподвижной геоцентрической системе координат, как это схематично показано на рис. 7.1. Черным цветом на рисунке выделен вектор, который задает случайную реализацию начальной ориентации космического аппарата, а следовательно, и панелей солнечной батареи, в пространстве. Белым цветом на рисунке выделен вектор, который задает случайную реализацию направления угловой скорости вращения космического аппарата.

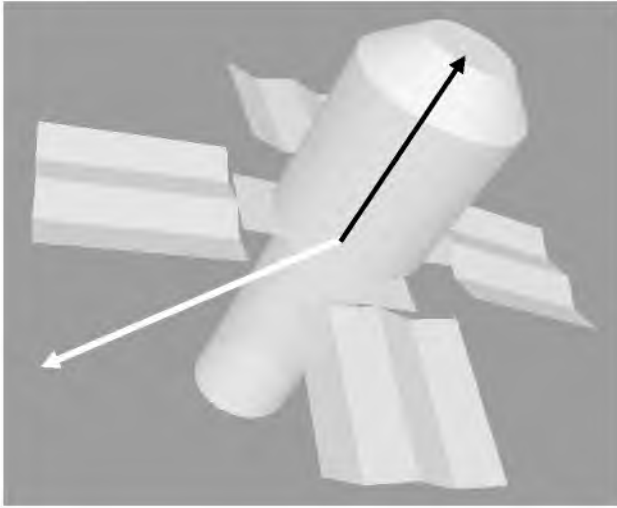


Рис. 7.1. Иллюстрация случайной начальной ориентации космического аппарата в абсолютной геоцентрической системе координат

Для этого с помощью генератора случайных чисел организуются реализации случайных углов направляющих косинусов (углов Эйлера) в пределах от $-\pi$ до $+\pi$:

$$\vartheta = -\pi + 2\pi \cdot \xi_1;$$

$$\gamma = -\pi + 2\pi \cdot \xi_2;$$

$$\psi = -\pi + 2\pi \cdot \xi_3,$$

где ξ_1 , ξ_2 и ξ_3 - значения случайных чисел с равномерным законом распределения на отрезке $[0, 1]$.

3. Задаются направляющие косинусы единичного вектора нормали \bar{n}_B к плоскости панели солнечной батареи в связанной с космическим аппаратом (базовой) системе координат.

Причем, если панели солнечной батареи поворотные, то начальная их ориентация задается с помощью генератора случайных чисел в пределах возможных углов поворота.

Если панели солнечной батареи неповоротные и если плоскость панели солнечной батареи перпендикулярна базовой оси X_B космического аппарата (см вектор черного цвета на рис. 7.1), то направляющие косинусы единичного вектора нормали \bar{n}_B к плоскости панели солнечной батареи в связанной с космическим аппаратом (базовой) системе координат будут следующими (см. рис. 6.2):

$$n_{xB} = -1; n_{yB} = 0; n_{zB} = 0.$$

4. Реализуется случайное значение модуля вектора угловой скорости вращения космического аппарата в неориентированном полете (в каждом цикле статистических испытаний):

$$\omega = \omega_{\max} \cdot \xi.$$

5. Реализуется случайное направление вектора угловой скорости вращения космического аппарата (см. вектор белого цвета на рис. 7.1). Для этого с помощью генератора случайных чисел организуются реализации случайных углов направляющих косинусов вектора угловой скорости вращения КА в пределах от $-\pi$ до $+\pi$:

$$\vartheta_\omega = -\pi + 2\pi \cdot \xi_1;$$

$$\gamma_\omega = -\pi + 2\pi \cdot \xi_2;$$

$$\psi_\omega = -\pi + 2\pi \cdot \xi_3,$$

где ξ_1 , ξ_2 и ξ_3 - значения случайных чисел, равномерным законом распределения на отрезке $[0,1]$.

Следует заметить, что приведенные в данном пункте алгоритма реализации случайных чисел не должны совпадать с реализациями случайных чисел, используемых в пункте 2 настоящего алгоритма (то есть при реализации данного пункта алгоритма необходима новая генерация случайных чисел).

6. Вычисляются проекции единичного вектора нормали к поверхности панели солнечной батареи \bar{n}_B в неподвижной геоцентри-

ческой системе координат. Для этого осуществляется преобразование координат точки конца единичного вектора к нормали панели солнечной батареи из связанной с космическим аппаратом (базовой) системы координат $Ox_B y_B z_B$ в неподвижную геоцентрическую систему координат $Oxyz$:

$$n = \begin{vmatrix} n_x & n_y & n_z \end{vmatrix}^T = B \times \begin{vmatrix} n_{xB} & n_{yB} & n_{zB} \end{vmatrix}^T,$$

где B - матрица, которая имеет следующий вид:

$$B = \begin{vmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{vmatrix}.$$

Элементы этой матрицы определяются по следующим зависимостям:

$$\begin{aligned} b_{11} &= \cos \mathcal{G} \cos \psi; \\ b_{12} &= -\cos \gamma \sin \mathcal{G} \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi; \\ b_{13} &= \sin \gamma \sin \mathcal{G} \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi; \\ b_{21} &= \sin \mathcal{G}; \\ b_{22} &= \cos \gamma \cos \mathcal{G}; \\ b_{23} &= -\sin \gamma \cos \mathcal{G}; \\ b_{31} &= -\cos \mathcal{G} \sin \psi; \\ b_{32} &= \sin \psi \sin \mathcal{G} \cos \gamma + \sin \gamma \cos \psi; \\ b_{33} &= -\sin \gamma \sin \mathcal{G} \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi. \end{aligned}$$

7. Осуществляется преобразование координат точки конца единичного вектора нормали панели солнечной батареи \bar{n} из неподвижной геоцентрической системы координат $Oxyz$ во вспомогательную систему координат $Ox_\omega y_\omega z_\omega$, направление Oz_ω которой совпадает с вектором скорости вращения космического аппарата:

$$n_{\omega} = \begin{vmatrix} n_{x\omega} & n_{y\omega} & n_{z\omega} \end{vmatrix}^T = A \times \begin{vmatrix} n_x & n_y & n_z \end{vmatrix}^T,$$

где матрица A имеет следующий вид (здесь $\mathcal{G}_{\omega}, \gamma_{\omega}, \psi_{\omega}$ - углы Эйлера, полученные в п. 5 настоящего алгоритма),

$$A = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix}.$$

Элементы этой матрицы определяются по следующим зависимостям:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos \mathcal{G}_{\omega} \cos \psi_{\omega}; \\ a_{12} &= \sin \mathcal{G}_{\omega}; \\ a_{13} &= -\cos \mathcal{G}_{\omega} \sin \psi_{\omega}; \\ a_{21} &= \sin \gamma_{\omega} \sin \psi_{\omega} - \cos \gamma_{\omega} \sin \mathcal{G}_{\omega} \cos \psi_{\omega}; \\ a_{22} &= \cos \gamma_{\omega} \cos \mathcal{G}_{\omega}; \\ a_{23} &= \sin \psi_{\omega} \sin \mathcal{G}_{\omega} \cos \gamma_{\omega} + \sin \gamma_{\omega} \cos \psi_{\omega}; \\ a_{31} &= \sin \gamma_{\omega} \sin \mathcal{G}_{\omega} \cos \psi_{\omega} + \cos \gamma_{\omega} \sin \psi_{\omega}; \\ a_{32} &= -\sin \gamma_{\omega} \cos \mathcal{G}_{\omega}; \\ a_{33} &= \cos \gamma_{\omega} \cos \psi_{\omega} - \sin \gamma_{\omega} \sin \mathcal{G}_{\omega} \sin \psi_{\omega}. \end{aligned}$$

8. Осуществляется имитация вращения космического аппарата в неподвижной геоцентрической системе координат.

Для этого единичный вектор нормали к поверхности панелей солнечной батареи n_{ω} во вспомогательной системе координат $Ox_{\omega}y_{\omega}z_{\omega}$ поворачивается вокруг оси Oz_{ω} , совпадающей с вектором скорости вращения космического аппарата, на угол $(\omega \cdot t)$, где t - время, прошедшее с момента начала цикла статистических испытаний. То есть осуществляется переход к новой вспомогательной системе координат $Ox_{\omega}^t y_{\omega}^t z_{\omega}^t$, направление Oz_{ω}^t которой совпадает с осью Oz_{ω} (с вектором скорости вращения космического аппарата), а направления x_{ω}^t и y_{ω}^t зависят от времени t .

Поскольку поворот единичного вектора n_ω совместно с поворотом вспомогательной системы координат $Ox_\omega y_\omega z_\omega$ не изменяет координаты его конца в новой (повернутой) вспомогательной системе координат $Ox_\omega^t y_\omega^t z_\omega^t$, то пересчет координат конца этого вектора не требуется, то есть осуществляется только переприсваивание значений координат:

$$n_{\omega t} = \left\| \begin{matrix} n_{x\omega t} & n_{y\omega t} & n_{z\omega t} \end{matrix} \right\|^T = \left\| \begin{matrix} n_{x\omega} & n_{y\omega} & n_{z\omega} \end{matrix} \right\|^T.$$

9. Осуществляется пересчет координат конца вектора $n_{\omega t}$ из вспомогательной (повернутой) системы координат $Ox_\omega^t y_\omega^t z_\omega^t$ в неподвижную геоцентрическую систему координат $Oxyz$.

Этот пересчет осуществляется в два приема.

Сначала производится пересчет координат вектора $n_{\omega t}$ из системы координат $Ox_\omega^t y_\omega^t z_\omega^t$ в систему координат $Ox_\omega y_\omega z_\omega$, то есть

$$n_\omega = \left\| \begin{matrix} n_{x\omega} \\ n_{y\omega} \\ n_{z\omega} \end{matrix} \right\| = \left\| \begin{matrix} \cos(\omega \cdot t) & \sin(\omega \cdot t) & 0 \\ -\sin(\omega \cdot t) & \cos(\omega \cdot t) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{matrix} \right\| \times \left\| \begin{matrix} n_{x\omega t} \\ n_{y\omega t} \\ n_{z\omega t} \end{matrix} \right\|,$$

а затем пересчет координат конца полученного вектора n_ω из системы координат $Ox_\omega y_\omega z_\omega$ в систему координат $Oxyz$:

$$n_\omega = \left\| \begin{matrix} n_x & n_y & n_z \end{matrix} \right\|^T = A^T \times \left\| \begin{matrix} n_{x\omega} & n_{y\omega} & n_{z\omega} \end{matrix} \right\|^T.$$

10. Осуществляется расчет значений координат единичного вектора направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат:

$$\bar{S} = \left\| \begin{matrix} s_x & s_y & s_z \end{matrix} \right\|$$

с учетом угла между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце по методике, представленной в работе [2], и вычисляется значение косинуса угла альфа по следующей зависимости

$$\cos \alpha = (\bar{S}, \bar{n}) = s_x \cdot n_x + s_y \cdot n_y + s_z \cdot n_z.$$

11. Проверяется условие нахождения космического аппарата в тени. Для этого одновременно с имитацией поворота космического аппарата относительно центра масс осуществляются имитации движения КА как материальной точки по орбите Земли. В каждый расчетный момент времени из центра масс космического аппарата строится вспомогательный вектор, параллельный единичному вектору направления на Солнце. Модуль этого вспомогательного вектора циклически возрастает от характерного значения высоты орбиты до характерных размеров Земли. Факт нахождения космического аппарата в тени Земли определяется по факту принадлежности координат конца вспомогательного вектора сферическому телу с радиусом, равным среднему радиусу Земли. Более подробный алгоритм имитации движения КА как материальной точки по орбите Земли представлен в [1].

Если космический аппарат находится в тени, то текущее значение среднего косинуса альфа принимается равным нулю.

12. Для учета затенения панелей солнечной батареи элементами конструкции космического аппарата используется алгоритм, рассмотренный в разделе 6 настоящего учебного пособия, и подсчитывается коэффициент незатенения. При этом многократный пересчет координат элементов конструкции космического аппарата, затеняющих панели солнечной батареи, не требуется.

13. Далее, в каждом цикле по времени полета КА рассчитывается нарастающим итогом средний косинус угла альфа по следующей зависимости

$$\overline{\cos \alpha} = k_{\text{НЗ}} \cdot \frac{\sum_{i=1}^{i=m} \cos \alpha_i \cdot \Delta t_i}{\sum_{i=1}^{i=m} \Delta t_i},$$

где $k_{\text{НЗ}}$ - коэффициент незатенения;

m – количество участков, на которые разбивается время полета космического аппарата;

Δt_i - время продолжительности i -го участка полета.

14. Производится заданное количество статистических испытаний. Результаты накапливаются в массиве, затем производится ста-

статистическая обработка данного массива обычным способом, определяются математическое ожидание и дисперсия среднего косинуса угла между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце, строятся функции распределения и плотности его распределения.

Конец алгоритма

Данный алгоритм был реализован в программном комплексе. Результаты тестирования показывают, что использование предложенного алгоритма существенно повышает производительность вычислений по сравнению с известными алгоритмами [2] при одинаковой точности вычислений.

7.3. Программная реализация алгоритмов и моделей для оценки среднего косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце в неориентированном полете КА

На рис. 7.2 представлено окно программы для оценки среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи КА в неориентированном полете.

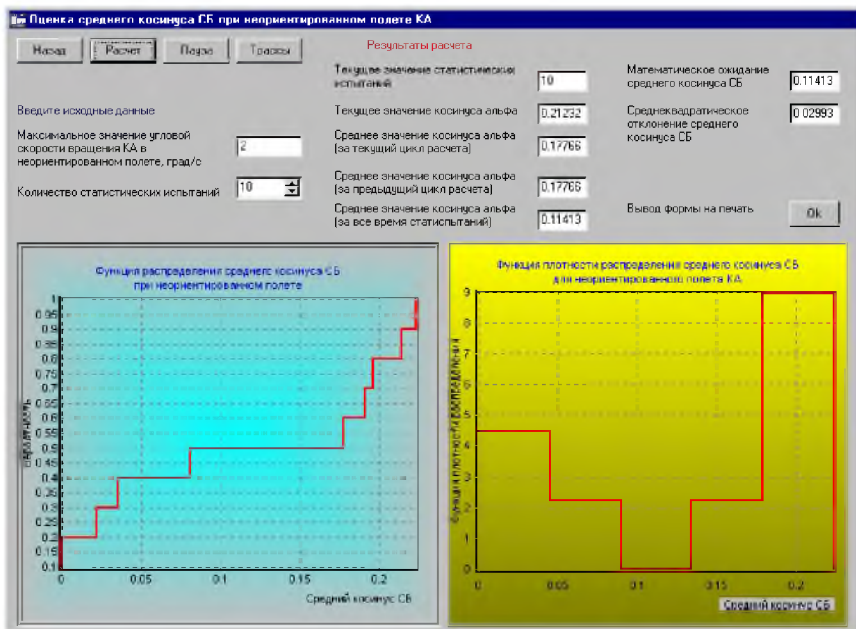


Рис. 7.2. Окно программы для оценки среднего косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи КА и направлением на Солнце в неориентированном полете

В качестве исходных данных для расчета вводится следующая информация:

- максимальное значение угловой скорости вращения космического аппарата в неориентированном полете;
- количество статистических испытаний.

Результаты расчета представляются как в виде отдельных показателей, так и в виде графиков функции распределения и плотности распределения среднего косинуса угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели солнечной батареи.

8. МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭНЕРГОБАЛАНСА НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПРОЦЕССЕ ЦЕЛЕВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

8.1. Состав моделей для оценки энергобаланса на борту космического аппарата наблюдения в процессе целевого функционирования

Сначала рассмотрим состав моделей, необходимых для реализации алгоритма имитационного моделирования процесса заряда-разряда аккумуляторных батарей в течении целевого функционирования космического аппарата.

Данная группа моделей может содержать несколько частных моделей, различающихся степенью подробности при имитации проводимых динамических операций во время проведения съемки объектов с учетом перенацеливания. Например, она может включать следующие частные модели:

- модели для формирования массива потенциальных объектов съемки (см. раздел 2 настоящего пособия);

- модели для отбора объектов наблюдения, попадающих в полосы обзора космического аппарата наблюдения (см. раздел 3 настоящего учебного пособия);

- модели для выбора (планирования) маршрута съемки по некоторым критериям (максимального количества отсканированных объектов на витке, максимальной разрешающей способности на местности и др.) с учетом приоритетов, максимально возможной угловой скорости перенацеливания (с учетом углового ускорения), прогнозируемых метеоусловий, освещенности и других ограничений (см. раздел 4 настоящего учебного пособия);

- модели для оценки углов тангажа и крена космического аппарата в моменты проведения съемок времени поворота корпуса космического аппарата при перенацеливании и проведении сканирования поверхности Земли с учетом его углового ускорения (см. подраздел 4.3 данного учебного пособия);

- модели для оценки текущего значения косинуса угла между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце в произвольный момент времени (см. разделы 5 - 7 настоящего учебного пособия);

- модели для оценки пополнения емкости аккумуляторных батарей в зависимости от угла между нормалью к поверхности

панели солнечной батареи и направлением на Солнце с учетом собственного потребления системы электропитания и системы обеспечения теплового режима;

- модели для оценки расхода электроэнергии в процессе работы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем;

- модели для оценки энергобаланса на борту космического аппарата наблюдения в процессе целевой работы.

Следует отметить, что нет необходимости создавать отдельные модели для оценки производительности космического аппарата наблюдения. Показатели производительности можно рассчитать по выбранному маршруту съемки.

Кроме приведенных моделей, необходима модель для организации имитационного моделирования целевого функционирования космического аппарата наблюдения, которая бы управляла подключением тех или иных алгоритмов в нужные моменты времени.

Анализ приведенных моделей показывает, что в составе приведенных моделей не рассмотрены только те, которые связаны с моделированием работы системы электропитания при подзарядке аккумуляторных батарей от солнечной батареи и при разрядке аккумуляторных батарей от работающей аппаратуры, а также имитационные модели для оценки энергобаланса.

Рассмотрим данные модели укрупненно. При необходимости можно разработать более подробные и детальные модели. Начнем с типовой принципиальной электрической схемы системы электропитания космического аппарата наблюдения.

8.2. Типовая электрическая схема системы электропитания космического аппарата

В качестве электрической схемы системы электропитания была использована типовая схема, которая в упрощенном виде представлена на рис. 8.1.

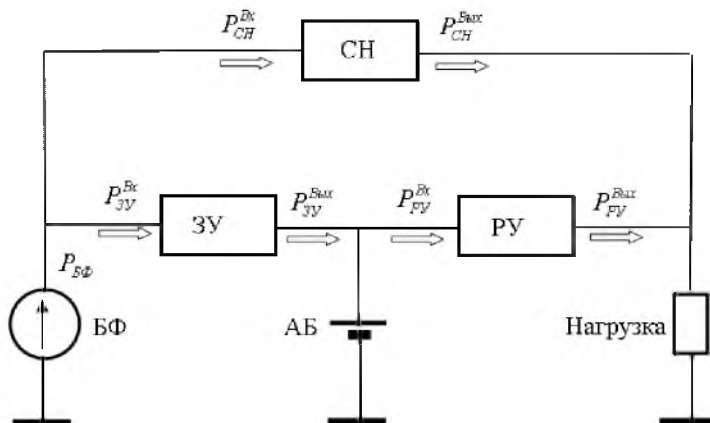


Рис. 8.1. Схема соединения элементов системы электропитания

На этой схеме используются следующие обозначения:

БФ – батарея фотоэлектрическая;

ЗУ – зарядное устройство;

РУ – разрядное устройство;

СН – стабилизатор напряжения;

АБ – аккумуляторные батареи.

Показатели мощности на входе и выходе каждого элемента обозначены литерой Р с соответствующими названиям элементов индексами.

При прохождении тока через какое-либо устройство теряется некоторое количество мощности. Эти потери характеризуются соответствующими коэффициентами полезного действия (КПД) этих устройств. При более детальном расчете можно для каждого устройства вводить отдельно коэффициенты полезного действия по преобразованию энергии, напряжения, тока и емкости аккумуляторной батареи.

8.3. Исходные данные для имитационного моделирования энергобаланса на борту космического аппарата

Исходные данные по расчету для имитационного моделирования энергобаланса на борту космического аппарата в процессе целевого функционирования приведены ниже:

n - количество панелей солнечной батареи;

L, D - длина и ширина панели солнечной батареи;

$W_{уд}$ - удельная мощность фотоэлектрической батареи, Вт/м²;

$k_{дег}$ - коэффициент деградации фотоэлектрической батареи;

$I_{пред}$ - предельный ток нагрузки, А;

$I_{Разр\ AB}$ - установившийся ток разряда из аккумуляторных батарей;

$I_{Разр\ AB}^{max}$ - предельный ток разряда из аккумуляторных батарей в импульсном режиме;

$I_{Зар\ AB}$ - предельный ток заряда аккумуляторных батарей;

$\eta_{ЗУ}$ - КПД автоматики по току заряда;

$\eta_{РУ}$ - КПД автоматики по току разряда;

$\eta_{СН}$ - КПД комплекса автоматики и стабилизации напряжения;

η_{AB} - КПД аккумуляторной батареи;

$W_{СЭП}$ - средняя мощность собственного энергопотребления (мощность аппаратуры самой системы электропитания);

$W_{СОТР}$ - средняя мощность системы обеспечения теплового режима космического аппарата;

C_{AB}^{max} = предельная емкость аккумуляторных батарей;

$C_{AB}^{Исх}$ - исходное значение емкости аккумуляторных батарей;

$C_{Разр\ AB}$ - суммарная глубина разряда аккумуляторной батареи;

C_{AB}^{min} - минимальное значение емкости аккумуляторных батарей;

$W_{Зар\ AB}^{min}$ - минимальное значение превышения мощности аккумуляторных батарей над мощностью потребителей, при котором возможна подзарядка аккумуляторных батарей;

$U_{КА}$ - номинальное значение рабочего напряжения на борту космического аппарата.

На рис. 8.2 представлено окно программы для ввода некоторых исходных данных по системе электропитания «Параметры СЭП».

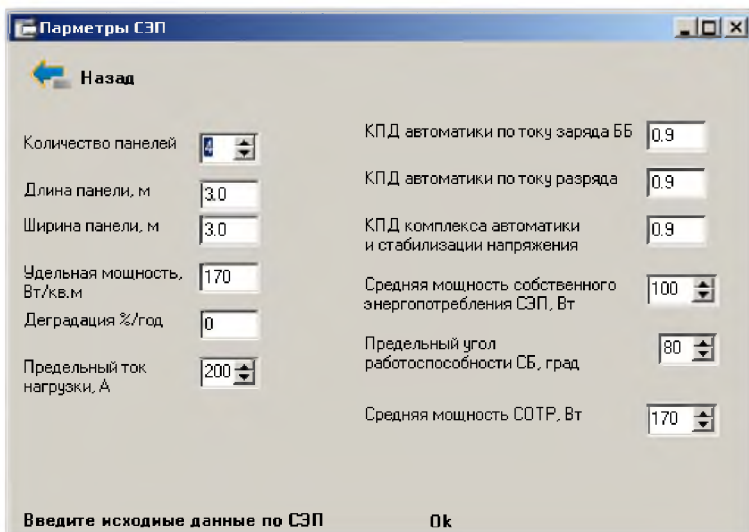


Рис. 8.2. Окно программы «Параметры системы электропитания»

8.4. Математические модели и алгоритм для оценки энергобаланса на борту космического аппарата с учетом заряда и разряда аккумуляторных батарей

Ниже приведен упрощенный алгоритм имитационной модели расчета энергобаланса космического аппарата наблюдения с учетом пополнения запасов электричества от солнечных батарей и расхода электроэнергии за счет работы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем. Данный алгоритм составлен на основе типовой логики работы автоматики системы электропитания. Следует отметить, что при необходимости приведенный алгоритм можно расширить или уточнить для конкретного космического аппарата.

Начало алгоритма

1. Рассчитывается площадь панелей солнечной батареи (по геометрическим характеристикам):

$$S_{\text{ПСБ}} = L \cdot D.$$

2. Определяется потенциальная мощность (текущее значение) от батареи фотоэлектрической:

$$W_{БФ}^{Пот} = W_{yo} \cdot S_{ПСБ} \cdot \cos \alpha,$$

где α - угол между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце (рассчитывается по алгоритмам, представленным в разделах 5-7 настоящего учебного пособия).

Если $\cos \alpha \leq 0$ (на теневом участке), то принимается $W_{БФ}^{Пот} = 0$.

3. Определяется потенциальная мощность (текущее значение) от батареи фотоэлектрической с учетом степени деградации:

$$W_{ДеЗБФ}^{Пот} = \frac{(1 - k_{ДеЗ})t}{3600 \cdot 24 \cdot 365} \cdot W_{БФ}^{Пот},$$

где $k_{ДеЗ}$ - коэффициент деградации батареи фотоэлектрической за год;

t – текущее значение времени полета (как правило, в секундах).

В этом выражении в знаменателе стоит число 3600 для перевода секунд (время t) в часы, а числа 24 и 365 для перевода часов в сутки и годы соответственно.

4. Задается исходное значение емкости (степени "заряженности") аккумуляторных батарей (в ампер-часах) $C_{AB}^{Исх}$.

5. Рассчитывается суммарная мощность потребителей, работающих в данный момент времени (по циклограмме работы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем космического аппарата наблюдения):

$$W_{Помп}^{\Sigma} = W_{СЭП} + W_{СОТР} + W_{АО} + W_{ПУ} + W_{МП} + W_{ЗР} + W_{ТУ} + W_{ВРЛ},$$

где $W_{СЭП}$ - мощность системы электропитания на нужды собственного потребления;

$W_{СОТР}$ - мощность системы обеспечения теплового режима;

$W_{АО}$ - мощность на участке астроориентации;

$W_{ПУ}$ - мощность на подготовительном участке;

$W_{МП}$ - мощность на маршруте;

$W_{ЗР}$ - мощность на заключительном режиме;

$W_{ТУ}$ - мощность на теневом участке работы космического аппарата наблюдения;

$W_{ВРЛ}$ - мощность при работе высокоскоростной радиолинии во время передачи видеoinформации на Землю.

При необходимости приведенный перечень мощностей можно расширить (уточнить).

6. Значение потребляемой мощности сравнивается со значением потенциальной мощности батареи фотоэлектрической (с учетом степени деградации).

Если $W_{ДезБФ}^{Пот} > W_{Потр}^{\Sigma}$, то расход электричества осуществляется из батареи фотоэлектрической, в противном случае – из аккумуляторных батарей. При этом учитываются соответствующие коэффициенты полезного действия.

7. Если существует избыток мощности батареи фотоэлектрической, то есть

$$W_{ДезБФ}^{Пот} - W_{Потр}^{\Sigma} > W_{ЗарАБ}^{\min},$$

где $W_{ЗарАБ}^{\min}$ - минимальное значение превышения мощности батареи фотоэлектрической над мощностью потребителей, при котором возможна подзарядка аккумуляторных батарей, и если аккумуляторные батареи не заряжены полностью, то есть

$$C_{АБ} < C_{АБ}^{\max},$$

то "включается" режим подзарядки аккумуляторных батарей:

$$C_{АБ} = C_{АБ} + \eta_{ЗУ} \cdot \eta_{АБ} \frac{W_{ДезБФ}^{Пот} - W_{Потр}^{\Sigma}}{U_{КА}} \cdot \frac{\Delta t}{3600},$$

где Δt - шаг расчета по времени (как правило, в секундах).

В этом выражении в знаменателе стоит число 3600, с помощью которого емкость аккумуляторной батареи выводится в общепринятой размерности (ампер-часы).

При этом контролируется ток заряда аккумуляторных батарей – $I_{ЗарАБ}$.

8. Если ток заряда аккумуляторных батарей больше предельного $I_{РазрАБ}^{\max}$, то есть если

$$I_{ЗарАБ} \geq \eta_{ЗВ} \frac{W_{ДезБФ}^{Пом} - W_{Помр}^{\Sigma}}{U_{КА}},$$

то устанавливается ток заряда, равный предельному значению тока заряда, то есть:

$$I_{ЗарАБ} = I_{ЗарАБ}^{Пред}.$$

9. Если существует дефицит мощности, то есть

$$W_{ДезБФ}^{Пом} - W_{Помр}^{\Sigma} < W_{ЗарАБ}^{\min},$$

то электричество расходуется из аккумуляторных батарей:

$$C_{АБ} = C_{АБ} - \eta_{РУ} \cdot \eta_{АБ} \frac{W_{ДезБФ}^{Пом} - W_{Помр}^{\Sigma}}{U_{КА}} \cdot \frac{\Delta t}{3600}.$$

При этом контролируется ток разряда.

10. Если ток разряда будет больше установленного тока разряда из аккумуляторных батарей – $I_{РазрАБ}^{Уст}$, то на экран выдается сообщение "Превышение установленного тока разряда аккумуляторной батареи".

Если ток разряда будет больше предельного тока разряда из аккумуляторных батарей в импульсном режиме – $I_{РазрАБ}^{\max}$, то счет останавливается с выдачей на экран сообщения "Аварийный режим. Превышение тока разряда аккумуляторной батареи".

11. На каждом цикле расчета проверяется емкость (степень «заряженности») аккумуляторных батарей.

Если емкость аккумуляторной батареи меньше минимального установленного значения, то есть если $C_{АБ} \leq C_{АБ}^{\min}$, то счет останавливается с выдачей на экран сообщения "Аварийный режим. Емкость аккумуляторной батареи ниже заданной границы".

Конец алгоритма

8.5. Алгоритм имитационного моделирования для оценки показателей эффективности космической системы наблюдения с учетом энергобаланса

Ниже приведен укрупненный алгоритм имитационного моделирования для оценки показателей эффективности космической системы наблюдения с учетом энергобаланса. Более подробные сведения об этом алгоритме (с приведением математических моделей) см. в учебном пособии [1].

Начало алгоритма

1. Формируется пользовательский интерфейс для работы исследователя в режиме диалога с помощью монитора, клавиатуры и соответствующих оконных структур (форм) с возможностью подключать другие программные продукты.

2. Задаются необходимые исходные данные.

3. Рассчитываются параметры орбит КА.

4. Оцениваются вековые возмущения долготы восходящего узла (прецессии орбиты) и аргумента перигея орбиты.

5. Рассчитываются текущие значения долготы восходящего узла орбиты и аргумента перигея орбиты с учетом вековых возмущений.

6. Рассчитывается угол истинной аномалии.

7. Рассчитывается радиус-вектор КА.

8. Рассчитываются географические координаты подспутниковой точки КА (определяются координаты трассы).

9. Осуществляется перевод географических координат подспутниковой точки в координаты графика "долгота – широта" с помощью соответствующих масштабных коэффициентов (для графического представления трасс на карте часовых поясов).

10. Производится прорисовка на графике подспутниковой точки (элемента трассы).

11. Подключается подпрограмма определения показателей периодичности наблюдения и включаются соответствующие счетчики для определения этих показателей. На экран выводится текущая информация.

12. Подключается подпрограмма определения показателей детальности наблюдения и включаются соответствующие счетчики для определения этих показателей. На экран выводится текущая информация.

13. Подключается подпрограмма определения показателей оперативности доставки информации на наземные пункты приема, и

включаются счетчики для определения этих показателей. На экран выводится текущая информация.

14. Подключается подпрограмма определения показателей производительности и включаются внутренние подпрограммы для определения этих показателей (подпрограммы определения косинуса угла между нормалью к поверхности БС и направлением на Солнце входят в состав подпрограммы расчета производительности).

15. Подключается подпрограмма для оценки текущего косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце и определяется текущее значение этого косинуса.

16. Осуществляется расчет среднего косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце по рассмотренным выше моделям.

17. Подключается подпрограмма для оценки заряда аккумуляторной батареи от солнечной батареи. При избытке мощности осуществляется подзарядка аккумуляторной батареи.

18. Подключается подпрограмма для оценки степени разряда аккумуляторной батареи от работающей аппаратуры. При этом в различные моменты времени подключается именно та аппаратура, которая согласно циклограмме должна работать для реализации целевого функционирования космического аппарата наблюдения.

19. Осуществляется расчет энергобаланса в динамике (по времени). Результаты выводятся на экран монитора.

20. Все расчетные характеристики выводятся на соответствующие формы для визуального контроля, а также в соответствующие файлы данных.

21. Осуществляется приращение времени (на шаг расчета), и пункты 3 – 20 циклически повторяются до наступления одного из следующих условий:

- принудительный выход из цикла;
- достижение определенного количества циклов расчета или времени;
- достижение определенной точности расчета по показателям эффективности.

22. Формируется протокол расчета, который можно вывести на печать по желанию исследователя.

Конец алгоритма

Все частные модели и алгоритмы по показателям периодичности, детальности, оперативности и производительности, а также программная реализация отдельных элементов расчетного комплекса представлены в отчете [1], а уточненные модели – в настоящем учебном пособии.

8.6. Упрощенные модели и алгоритм для имитации поворота корпуса космического аппарата в процессе целевой работы

На начальных этапах проектирования космического аппарата наблюдения, в частности при оценке влияния бортового энергобаланса на показатели производительности космической системы, логика (циклограммы) работы бортовой аппаратуры определена еще не полностью. Построить детальные модели энергопотребления не представляется возможным. Поэтому вначале используются упрощенные модели, в частности модели, основанные на статистическом моделировании ориентации космического аппарата наблюдения в процессе целевой работы.

Ниже приведены упрощенные модели и алгоритм для имитации поворота корпуса космического аппарата в процессе целевой работы. Модели рассматриваются в составе алгоритма.

Начало алгоритма

1. Включается основная программа имитации орбитального движения космического аппарата.

2. Назначается среднее время целевой работы над одним объектом наблюдения $t_{ц}$.

3. Задаются максимальные углы поворота оптической оси космического аппарата наблюдения по тангажу ϑ_{\max} и крену γ_{\max} . Направление базовой (продольной) оси x_B космического аппарата перед каждым циклом имитации поворота принимается перпендикулярным к поверхности Земли (то есть в направлении

надира), а первоначальное значение углов тангажа и крена считается равным нулю.

4. В основной программе проверяется возможность проведения съемки по условиям функционирования (угла Солнца над объектом наблюдения, облачностью и т.п.). Если съемка возможна, то включается счетчик времени t_1 для определения текущей продолжительности работы космического аппарата над одной целью.

5. Если КА в тени, то считается, что средний косинус угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце равен нулю (батарея не получает энергию от Солнца).

6. Если космический аппарат освещен Солнцем и если условия съемки неудовлетворительные (аппарат не может снимать), то считается, что средний косинус угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце равен единице (панель Солнечной батареи поворачивается так, чтобы ее нормаль была направлена на Солнце).

7. Если космический аппарат освещен Солнцем и если условия съемки позволяют снимать объекты наблюдения, то имитируется случайная реализация пары углов: тангажа и крена космического аппарата (с помощью генератора случайных чисел) по формулам

$$\vartheta = \vartheta_{\max} \cdot \xi; \quad (8.1)$$

$$\gamma = \gamma_{\max} \cdot \xi, \quad (8.2)$$

где ξ - случайное число с равномерным законом распределения в диапазоне $[0,1]$.

Причем пересчет углов по этим выражениям происходит только при следующем условии: если время от начала предыдущего перенацеливания будет больше установленного среднего времени работы над одним объектом или равно ему, то есть если $t_1 \geq t_{ц}$. Если же $t_1 < t_{ц}$, то оставляются прежние значения углов (то есть космический аппарат "выдерживается" при некоторой ориентации до момента времени прохождения следующего объекта съемки).

8. Подключается подпрограмма для оценки текущего косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце и определяется его текущее значение.

9. Осуществляется расчет среднего косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце по рассмотренным выше моделям.

10. Подключается подпрограмма для оценки заряда аккумуляторной батареи от солнечной батареи. При избытке мощности осуществляется подзарядка аккумуляторной батареи.

11. Подключается подпрограмма для оценки степени разряда аккумуляторной батареи от работающей аппаратуры. При этом в различные моменты времени подключается именно та аппаратура, которая согласно циклограмме должна работать для реализации целевого функционирования космического аппарата наблюдения.

12. Осуществляется расчет энергобаланса в динамике (по времени). Результаты выводятся на экран монитора.

13. Осуществляется приращение времени расчета (на заданный шаг).

14. Осуществляется переход к пункту 4.

Конец алгоритма

Программа останавливается при воздействии оператора или при достижении заданного времени ее работы (для которого оценивается средний косинус угла между нормалью к поверхности солнечной батареи и направлением на Солнце).

8.7. Программная реализация алгоритмов и моделей для оценки энергобаланса на борту космического аппарата

На основе предложенных моделей и алгоритмов разработано программное обеспечение на языке *Object Pascal* в среде программирования *Delphi-7*, с помощью которого можно анализировать энергобаланс космического аппарата наблюдения с имитацией реальных условий эксплуатации. Ниже представлены некоторые фрагменты пользовательского интерфейса программы.

На рис. 8.3 представлен фрагмент окна программы, открытой на закладке «Баланс СЭП». Для работы программы в режиме расчета

энергобаланса КА необходимо включить флажок "Расчет энергобаланса".

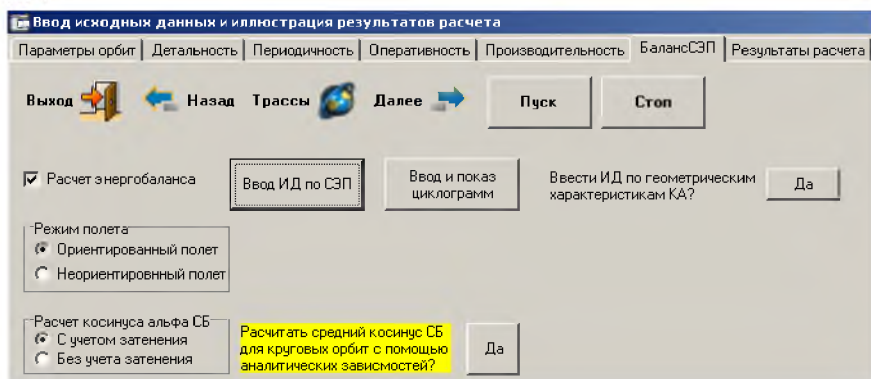


Рис. 8.3. Фрагмент окна программы, открытой на закладке «Баланс СЭП»

При нажатии на кнопку «Ввод исходных данных и СЭП» появляется окно программы, которое было показано ранее на рис. 8.2.

Если щелкнуть "мышкой" на кнопке "Циклограммы" этого окна, то появляется новое окно: "Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры" космического аппарата на отдельных участках полета (рис. 8.4).

Исходные данные по циклограммам можно вводить для различных режимов работы КА, если щелкнуть "мышкой" на одну из следующих закладок этой формы:

- астроориентации;
- подготовки к съемке;
- маршрута;
- заключительного участка;
- передачи видеоинформации на Землю;
- работы в тени и т.п.

В строки таблиц циклограмм можно вручную вводить необходимые дополнения и изменения по мощности приборов и времени их работы, а также изменять названия приборов.

Результаты ввода значений мощности отдельных приборов автоматически суммируются в одинаковые моменты времени и приводятся во второй строчке каждой таблицы.

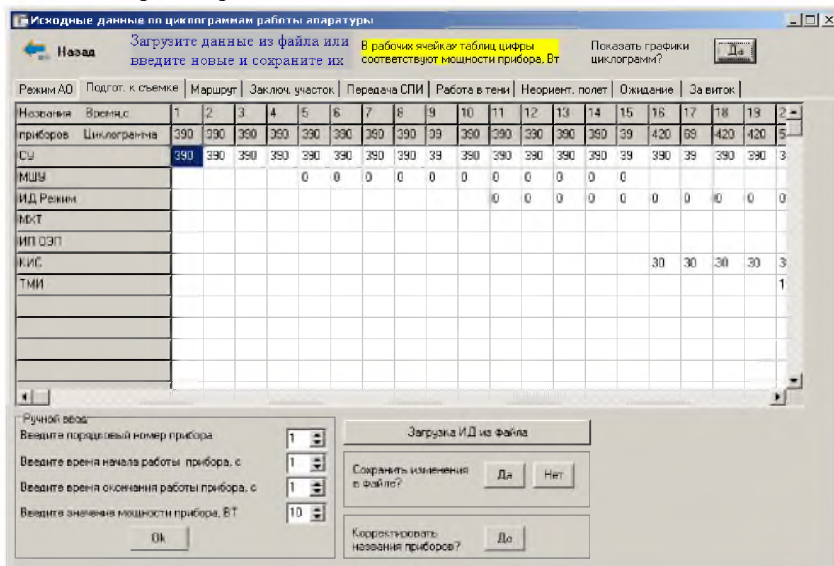


Рис. 8.4. Окно программы "Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры"

В окне программы "Исходные данные по циклограммам работы аппаратуры" (рис.8.4) имеется закладка "За виток", открыв которую, появляется окно с таблицей результирующей циклограммы работы аппаратуры космического аппарата за виток. Причем значения потребляемой мощности приборов КА автоматически суммируются по циклограммам работы КА в отдельных режимах с учетом меток включения тех или иных режимов функционирования КА.

Контроль результатов ввода можно проводить с помощью графического представления циклограмм работы КА на отдельных режимах. Для этого надо щелкнуть мышкой на кнопке "Показать графики циклограмм?". В результате появится окно программы "Графики циклограмм", внешний вид которого представлен на рис. 8.5.

В этом окне имеются кнопки "Астроориентация", "Маршрут", "Заклоч. режим" и другие кнопки. Щелкнув на эти кнопки "мышкой", в поле окна появляется циклограмма соответствующего режи-

ма работы КА. После щелчка "мышкой" на кнопке "За виток" окна "Графики циклограмм" появляется график циклограммы работы КА за виток (рис. 8.6).

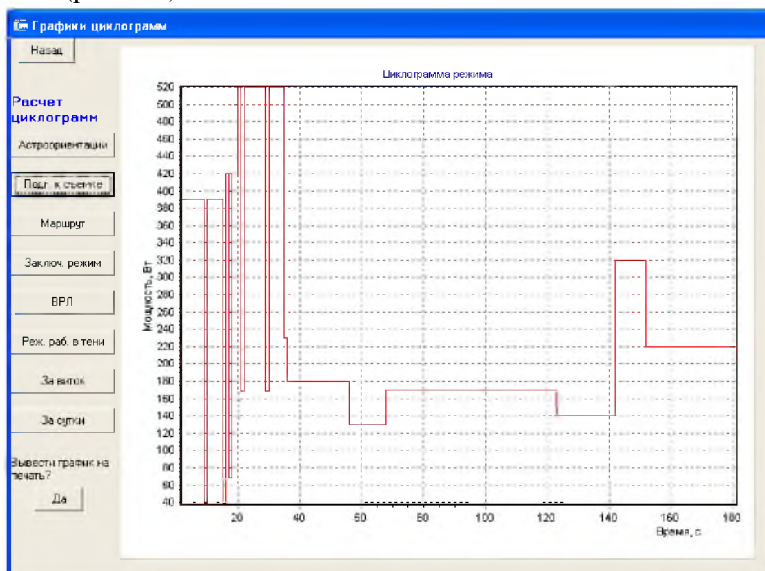


Рис. 8.5. Окно программы "Графики циклограмм" для контроля энергопотребления КА на отдельных режимах функционирования

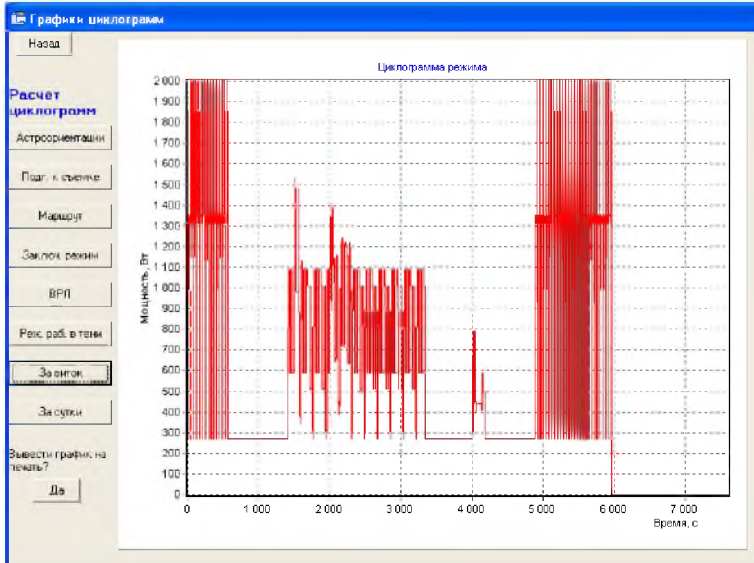


Рис. 8.6. Окно программы "Графики циклограмм" с графиком циклограммы работы аппаратуры космического аппарата за виток

После ввода необходимых данных необходимо щелкнуть "мышкой" на кнопке "Ввод ИД" и далее на кнопке "Расчет". В результате начинается процесс расчета и на форме "Параметры СЭП" отображаются результаты этого расчета в динамике (рис. 8.7). Текущая емкость (степень "заряженности") аккумуляторных батарей отображается также в процентах на специальной диаграмме.

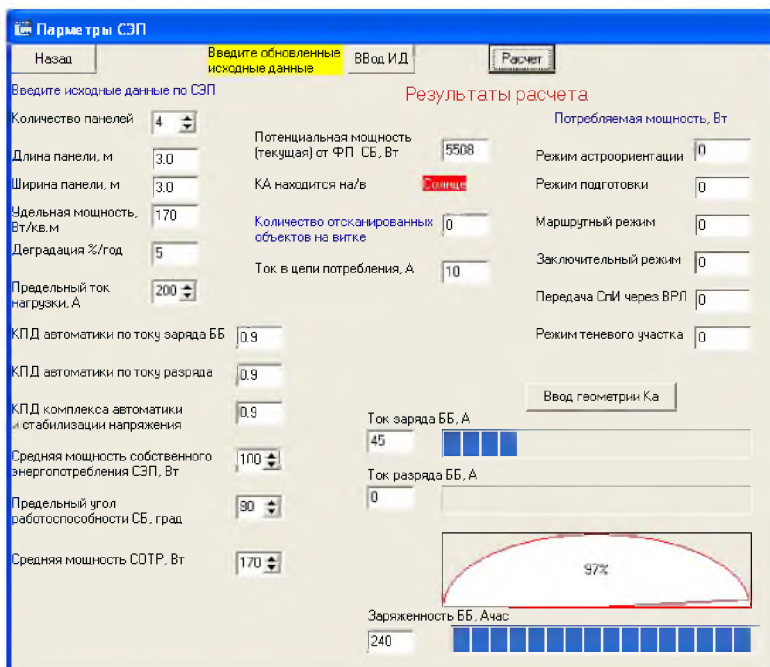


Рис. 8.7. Окно программы "Параметры СЭП" с результатами расчета параметров системы электропитания в динамике

Следует отметить, что график циклограммы работы аппаратуры КА за виток изменяется в динамике в процессе работы программы. Динамику изменения параметров графиков циклограмм можно увидеть, если переключиться на форму "Графики циклограмм" и нажать кнопку "За сутки".

В качестве примера на рис. 8.8 показано окно программы с результатами расчета энергобаланса за один виток полета моделируемого космического аппарата.

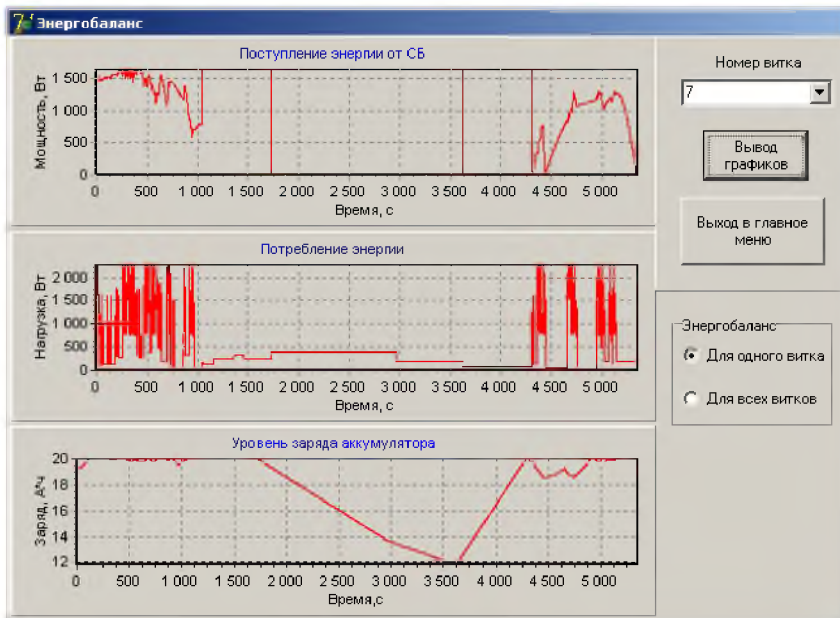


Рис. 8.8. Окно программы с результатами расчета энергобаланса за один виток полета космического аппарата

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящем учебном пособии рассмотрены вопросы моделирования энергобаланса на борту космического аппарата и влияния этого баланса на показатели производительности космической системы наблюдения. С помощью разработанного программного обеспечения можно задавать исходные данные по циклограммам работы отдельных приборов на основных режимах функционирования космического аппарата и анализировать влияние параметров системы электропитания и других характеристик КА на показатели производительности космической системы наблюдения.

Многие вопросы в этом учебном пособии не затрагивались из-за ограниченности объема пособия. Желающих более подробно изучить некоторые частные вопросы отсылаем к списку использованных источников.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 296 с.

2. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

3. Остославский, И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И. В. Остославский, И. В. Стражева. - М.: Машиностроение, 1969. - 500 с.

4. Феодосьев, В. В. Основы техники ракетного полета / В. В. Феодосьев. - М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. – 496 с.

5. Конструирование автоматических космических аппаратов / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, В. Ф. Агарков и др.; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.

6. Сферическая тригонометрия. Малая Советская Энциклопедия. 3-е изд. / гл. ред. Б.А. Введенский. - М.: Государственное научное изд-во «Большая Советская Энциклопедия», 1960. Т8. - 1270 с.

7. Инженерный справочник по космической технике / ред. коллегия: И. И. Караваев, А. А. Кудряшов, А. П. Лимаренко и др.; под общ. ред. А. В. Солодова. - М.: Министерство обороны, 1969. – 693 с.

8. Рвачев, В. Л. Геометрические приложения алгебры логики. / В. Л. Рвачев. - Киев: Техника, 1967. -212 с.

9. Гаврилов, В. Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов / В. Н. Гаврилов. - М.: Машиностроение, 1988. - 137 с.

10. Основы синтеза систем летательных аппаратов. 2-е изд., доп. и перераб. / А. А. Лебедев, Г. Г. Аджимамудов, В. Н. Баранов и др.; под ред. А. А. Лебедева. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 444 с.

11. Ильичев, А. В. Эффективность проектируемых элементов сложных систем: учеб. пособие / А. В. Ильичев, В. Д. Волков, В. А. Грущанский. – М.: Высш. шк., 1982. – 280 с.
12. Основы синтеза систем летательных аппаратов: учеб. пособие для студентов вузов / А. А. Лебедев, В. Н. Баранов, В. Т. Бобронников и др.; под ред. А. А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.
13. Надежность и эффективность в технике: справочник. В 10 т. / ред. совет: В. С. Авдуевский (предс.) и др. – М.: Машиностроение, 1988. Т. 3. Эффективность технических систем / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – 328 с.
14. Ханцеверов, Ф. Р. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли / Ф. Р. Ханцеверов, В. В. Остроухов. – М.: Машиностроение, 1989. – 264 с.
15. Авдуевский, В.С. Космическая индустрия. 2-е изд., перераб. и доп. / В.С. Авдуевский, Г.Р. Успенский. - М.: Машиностроение, 1989. – 568 с.
16. Гонин, Г. Б. Космические съемки Земли / Г. Б. Гонин – Л.: Недра, 1989. – 252 с.
17. Лебедев, А. А. Космические системы наблюдения / А. А. Лебедев, О. П. Нестеренко. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.
18. Методические и организационно-технические вопросы надежности космических аппаратов: конспект лекций / В. И. Куренков, В. И. Кузнецов, В. А. Капитонов др. - Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1997. - 42 с.
19. Управление космическими аппаратами зондирования Земли: Компьютерные технологии / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, Я. А. Мостовой и др. – М.: Машиностроение, 1998. – 368 с.
20. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление / М. Н. Красильщиков, В. Т. Бобронников и др.; под ред. В. В. Малышева. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 568 с.
21. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебник для технических вузов / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

22. Куренков, В. И. Методы расчета надежности космических аппаратов: конспект лекций / В. И. Куренков. - Самара: СГАУ, 1998. – 80 с.

23. Зубов, В. С. Справочник программиста. Базовые методы решения графовых задач и сортировки / В. С. Зубов. - М.: Информационно-издательский дом «Филинь», 1999. – 256 с.

24. Матиясевич, Л. М. Введение в космическую фотографию / Л. М. Матиясевич. – М.: Недра, 1989. – 149 с.

25. Эльясберг, П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П. Е. Эльясберг. - М.: Наука, 1965. – 540 с.

26. Бронштейн, И. Н. Справочник по математике / И. Н. Бронштейн, К. А. Семендяев. - М.: Государственное изд-во физ.-мат. литературы, 1959. - 610 с.

27. Захаров, Ю. А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов. / Ю. А. Захаров. - М.: Машиностроение, 1984. –432 с.

28. Гущин, В. Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов / В. Н. Гущин. - М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.

29. Друшляков, Ю. И. Теоретические основы программирования: учеб. пособие / Ю. И. Друшляков, И. В. Ежкова. – М.: МАИ, 1986. - 61 с.

30. Путилов, К.А. Курс физики / К.А. Путилов. - М.: Государственное изд-во физ.-мат. литературы, 1963. Т. I. - 560 с.

31. Толяренко, Н. В. Основы проектирования орбитальных станций: учеб. пособие / Н. В. Толяренко. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 64 с.

32. Абрамов, Б. А. Модели и алгоритмы для проектного анализа показателей эффективности космической системы детального и оперативного наблюдения: сб. науч. тр. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / Б. А. Абрамов, В. И. Куренков, В. В. Салмин. - Самара: ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2004. Вып. 3. - С. 39-45.

33. Маламед, Е. Р. Конструирование оптических приборов космического базирования: учеб. пособие / Е. Р. Маламед. - СПб.: СПбГИТМО (ТУ), 202. - 291 с.

34. The Pleiades System High Resolution optical satellite and its performances / L. Perret, E. Boussarie, I. M. Lachiver (CNES),

P. Damilano (ASTRIUM). 53rd International Astronautical Congress (13-19 October, 2002, Houston). - Houston: 2002.

35. Бороздин, В. Н. Гироскопические приборы и устройства систем управления: учеб. пособие для вузов / В. Н. Бороздин. - М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.

36. Абрамов, Б. А. Имитационное моделирование энергобаланса космических аппаратов высокодетального и оперативного наблюдения: сб. тезисов, докладов 8-й междунар. конф. «Системный анализ и управление» (Евпатория, 29.06 – 0.6.07.2003 г.) / Б. А. Абрамов, В. В. Салмин, В. И. Куренков. - М.: МАИ. - С. 95-96.

37. Космическая оптоэлектронная съемка поверхности Земли с высоким разрешением. Справочно-аналитическое издание / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2004. - 76 с.

38. Космическая съемка Земли. Справочно-аналитическое издание / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2006. - 357 с.

39. Белоконов, В. М. Основы теории полета космических аппаратов: конспект лекций / В. М. Белоконов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 77 с.

40. Перспективы использования космических средств дистанционного зондирования Земли на период до 2010 года в интересах социально-экономического развития субъектов РФ / Г. М. Полищук, Н. Н. Дубовец, А. Ф. Дудкин и др.: //IV Междунар. конф.-выставка. Малые спутники. Новые технологии. Миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке. (Май 31- июнь 4 2004 г.). Кн. 1, г. Королев Московской обл. - С. 256-263.

Учебное издание

*Куренков Владимир Иванович
Салмин Вадим Викторович
Абрамов Борис Анатольевич*

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ЦЕЛЕВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ
С УЧЕТОМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭНЕРГОБАЛАНСА**

Учебное пособие

Технический редактор А. Г. Прохоров
Редакторская обработка Н. С. Куприянова
Корректорская обработка Л. Я. Чегодаева
Доверстка В. С. Телепова

Подписано в печать 10.10.07 г. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 10,0.
Тираж 120 экз. Заказ . ИП-72 / 2007

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.