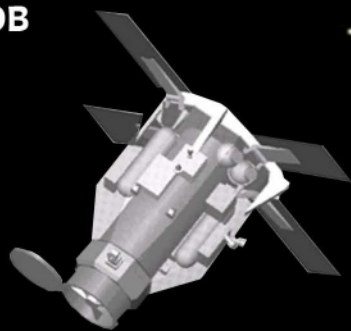


**В. И. Куренков**



**ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ  
ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ**



**Самара 2020**

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

*В. И. Куренков*

**ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ  
ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ.**

**Расчёт основных характеристик  
и формирование проектного облика**

*Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основным образовательным программам по направлениям подготовки 24.03.01 и 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика и специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов*

САМАРА  
Издательство Самарского университета  
2020



УДК 629.78 (075)  
ББК 39.62я7  
К 930

Рецензенты:

заместитель Генерального конструктора АО «РКЦ «Прогресс»,  
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, проф. Г. П. А н ш а к о в;  
заведующий межвузовской кафедрой космических исследований  
Самарского университета, д-р техн. наук, проф. И. В. Б е л о к о н о в

*Куренков, Владимир Иванович*

К 930 **Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учебное пособие / В. И. Куренков.** – Самара: Издательство Самарского университета, 2020. – 461 с.: ил.

**ISBN 978-5-7883-1572-0**

Рассмотрены вопросы начального этапа проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Основное внимание уделено выбору основных характеристик и формированию проектного облика КА оптико-электронного наблюдения по заданным целевым показателям.

Изложена суть проектных работ на начальных этапах создания КА. Сформулированы общие задачи выбора основных характеристик. Разработаны математические модели и программное обеспечение для оценки целевых показателей, массогабаритных характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем КА.

Учебное пособие предназначено студентам специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов (уровень специалитета), а также обучающимся по направлениям подготовки 24.03.01 и 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика (уровни бакалавриата и магистратуры). Оно также может быть полезно молодым специалистам ракетно-космической отрасли.

Подготовлено на кафедре космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова.

УДК 629.78 (075)  
ББК 39.62я7

ISBN 978-5-7883-1572-0

© Самарский университет, 2020

## ОГЛАВЛЕНИЕ

|                                                                                                                          |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ .....                                                                                           | 10 |
| ПРЕДИСЛОВИЕ .....                                                                                                        | 12 |
| ВВЕДЕНИЕ .....                                                                                                           | 13 |
| 1. ЗАДАЧИ, СТРУКТУРА И ХАРАКТЕРИСТИКИ<br>КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ .....                                     | 15 |
| 1.1. Задачи зондирования поверхности Земли из космоса.....                                                               | 15 |
| 1.2. Типовой состав космических систем и аппаратов<br>зондирования Земли .....                                           | 16 |
| 1.3. Характеристики космических систем ДЗЗ .....                                                                         | 19 |
| 1.3.1. Лётно-технические характеристики .....                                                                            | 20 |
| 1.3.2. Массогабаритные и энергетические характеристики .....                                                             | 20 |
| 1.3.3. Критериальные характеристики .....                                                                                | 21 |
| 1.4. Целевые показатели космической системы ДЗЗ.....                                                                     | 22 |
| 1.4.1. Обзорность.....                                                                                                   | 23 |
| 1.4.2. Спектральные диапазоны наблюдения .....                                                                           | 24 |
| 1.4.3. Показатели детальности .....                                                                                      | 24 |
| 1.4.4. Другие виды разрешения.....                                                                                       | 28 |
| 1.4.5. Стереосъёмка.....                                                                                                 | 29 |
| 1.4.6. Размеры ширины захвата кадра и масштаб снимка .....                                                               | 30 |
| 1.4.7. Точность геопривязки снимка .....                                                                                 | 31 |
| 1.4.8. Характеристики старения информации .....                                                                          | 32 |
| 1.4.9. Показатели периодичности наблюдения объектов .....                                                                | 33 |
| 1.4.10. Показатели оперативности получения информации.....                                                               | 33 |
| 1.4.11. Скорость передачи видеoinформации.....                                                                           | 35 |
| 1.4.12. Показатели производительности КА ДЗЗ.....                                                                        | 36 |
| 1.4.13. Срок активного существования .....                                                                               | 37 |
| 1.5. Основные проектные параметры .....                                                                                  | 38 |
| 2. МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ<br>ХАРАКТЕРИСТИК И ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО<br>ОБЛИКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ..... | 40 |
| 2.1 Разработка тактико-технических требований.....                                                                       | 40 |
| 2.2. Методические подходы к выбору проектного облика КА<br>и технические постановки проектных задач.....                 | 43 |
| 2.3. Математические формулировки задач выбора проектных<br>решений.....                                                  | 54 |
| 2.4. Частные критерии эффективности.....                                                                                 | 58 |
| 2.5. Особенности процесса выбора и согласования основных<br>проектных характеристик КА .....                             | 61 |

|                                                                                                               |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 2.6. Методика формирования проектного облика КА по критериям минимума массы и моментов инерции.....           | 63  |
| 2.7. Методика согласования проектных параметров КА с применением проблемно-ориентированных систем .....       | 68  |
| 3. СБОР, АНАЛИЗ СТАТИСТИЧЕСКИХ ДАННЫХ И РАЗРАБОТКА ПРОЕКТНЫХ МОДЕЛЕЙ .....                                    | 70  |
| 3.1. Сбор статистических данных по КА и системам ДЗЗ заданного класса.....                                    | 70  |
| 3.2. Выбор принципов работы и состава целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем .....               | 76  |
| 3.3. Сбор статистических данных по составным частям КА и построение регрессионных зависимостей.....           | 78  |
| 3.4. Методика оценки масс составных частей КА ДЗЗ на основе применения кластерного анализа.....               | 83  |
| 3.5. Оценка массы, габаритов и моментов инерции проектируемого КА ДЗЗ в первом приближении.....               | 89  |
| 3.6. Учёт этапов проектирования при разработке моделей для синтеза характеристик и проектного облика КА ..... | 95  |
| 3.7. Оценка массогабаритных параметров прочих элементов БС и резерва главного конструктора .....              | 98  |
| 4. ФОРМИРОВАНИЕ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЁТОМ ЦЕЛЕВЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ.....                                 | 100 |
| 4.1. Выбор минимальной высоты орбиты из условий обеспечения заданной ширины полосы обзора .....               | 100 |
| 4.2. Выбор параметров солнечно-синхронной орбиты .....                                                        | 104 |
| 4.3. Имитационное моделирование для оценки показателей периодичности и оперативности.....                     | 106 |
| 4.3.1. Модели для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата .....         | 107 |
| 4.3.2. Модели для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону радиовидимости НППИ .....                  | 110 |
| 4.3.3. Модели для оценки условий светотеневой обстановки орбитального полёта КА .....                         | 113 |
| 4.4. Модели и алгоритмы для имитационного моделирования орбитального полёта КА.....                           | 119 |
| 4.5. Алгоритмы и программное обеспечение для оценки периодичности и оперативности.....                        | 122 |
| 4.5.1. Алгоритмы для определения периодичности.....                                                           | 122 |
| 4.5.2. Алгоритмы для определения оперативности.....                                                           | 123 |
| 4.5.3. Программное обеспечение для определения показателей периодичности и оперативности .....                | 123 |

|                                                                                                                           |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 4.6. Согласование показателей периодичности и оперативности<br>КА и системы зондирования Земли .....                      | 125 |
| 5. НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ ОПТИЧЕСКИХ<br>СИСТЕМ.....                                                                 | 128 |
| 5.1. Интерференция световых волн .....                                                                                    | 128 |
| 5.2. Распределение относительной освещённости в фокальной<br>плоскости от самосветящейся точки .....                      | 132 |
| 5.3. Разрешение изображения.....                                                                                          | 133 |
| 5.3.1. Классическое определение разрешения.....                                                                           | 133 |
| 5.3.2. Определение разрешения при космической съёмке .....                                                                | 136 |
| 5.4. Разрешающая способность .....                                                                                        | 137 |
| 5.5 Дискретные приёмники изображения .....                                                                                | 140 |
| 5.6. Оптические аберрации объектива.....                                                                                  | 144 |
| 5.7. Влияние аберраций на распределение освещённости<br>в фокальной плоскости от самосветящейся точки .....               | 146 |
| 5.8. Яркость объекта и освещённость изображения.....                                                                      | 148 |
| 5.9. Факторы, влияющие на качество снимка .....                                                                           | 149 |
| 5.10. Контраст миры и контраст изображения.....                                                                           | 151 |
| 6. ОЦЕНКА ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ<br>ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЧАСТОТНО-<br>КОНТРАСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ..... | 155 |
| 6.1. Функция рассеяния.....                                                                                               | 155 |
| 6.2. Процесс формирования изображения.....                                                                                | 156 |
| 6.3. Физическая сущность преобразований Фурье.....                                                                        | 158 |
| 6.4. Частотно-контрастная характеристика.....                                                                             | 159 |
| 6.5. Частотно-контрастные характеристики отдельных звеньев<br>оптического тракта формирования изображения .....           | 162 |
| 6.6 Определение разрешающей способности оптико-электронной<br>системы с помощью ЧКХ .....                                 | 170 |
| 7. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АППАРАТУРЫ<br>ОПТИЧЕСКОГО НАБЛЮДЕНИЯ.....                                                    | 172 |
| 7.1. Основные параметры оптической системы.....                                                                           | 172 |
| 7.2. Основные схемы зеркальных и зеркально-линзовых систем,<br>используемых в космических телескопах .....                | 174 |
| 7.3. Критерии выбора оптических схем.....                                                                                 | 181 |
| 7.4. Линейное разрешение на местности космических аппаратов<br>ДЗЗ с линзовыми оптическими системами .....                | 183 |
| 7.5. Выбор потребного диаметра линзового объектива .....                                                                  | 187 |
| 7.6. Оценка линейного разрешения на местности оптико-<br>электронной аппаратуры с центральным экранированием .....        | 187 |
| 7.7. Выбор потребного диаметра зеркальной телескопической<br>системы с экранированием.....                                | 192 |

|                                                                                                              |     |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 7.8. Выбор соотношения фокусного расстояния и размера фотоприёмного элемента .....                           | 193 |
| 7.9. Методика выбора параметров оптико-электронной системы на начальных этапах проектирования .....          | 198 |
| 7.9.1. Линейное и пиксельное разрешение на местности .....                                                   | 198 |
| 7.9.2. Коэффициент совершенства оптической системы .....                                                     | 200 |
| 7.9.3. Методика выбора параметров ОЭА .....                                                                  | 202 |
| 8. МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ТЕЛЕСКОПОВ .....    | 205 |
| 8.1. Габаритно-массовый расчёт оптических систем .....                                                       | 205 |
| 8.1.1. Расчётная схема оптической системы .....                                                              | 205 |
| 8.1.2. Соотношения геометрических параметров .....                                                           | 207 |
| 8.1.3. Примеры расчёта габаритов оптической системы .....                                                    | 210 |
| 8.1.4. Модели для предварительной оценки массы космических телескопов .....                                  | 214 |
| 8.1.5. Верификация разработанных моделей ОЭТК .....                                                          | 218 |
| 8.1.6. Определение максимального значения приведенного собственного момента инерции оптической системы ..... | 219 |
| 8.2. Конструктивные схемы крупногабаритных телескопов космического базирования .....                         | 220 |
| 8.3. Особенности конструкции зеркал больших диаметров .....                                                  | 224 |
| 8.4. Выбор оптико-электронных телескопических систем из существующих .....                                   | 228 |
| 9. СИСТЕМЫ ПРИЁМА, ПРЕОБРАЗОВАНИЯ, ХРАНЕНИЯ И ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ .....                                      | 229 |
| 9.1. Система приёма и преобразования информации .....                                                        | 229 |
| 9.1.1. Режим временной задержки и накопления заряда .....                                                    | 229 |
| 9.1.2. Конструктивное исполнение линеек ПЗС .....                                                            | 231 |
| 9.1.3. Конструктивные параметры ОЭП .....                                                                    | 233 |
| 9.1.4. Конструктивные параметры оптико-электронных преобразователей КА «АИСТ-2Д» .....                       | 236 |
| 9.1.5. Фотоприёмные матрицы КМОП .....                                                                       | 238 |
| 9.1.6. Новые направления повышения качества съёмки .....                                                     | 240 |
| 9.2. Особенности функционирования фотоприёмной аппаратуры инфракрасного диапазона наблюдения .....           | 241 |
| 9.3. Расчёт информационного потока в режиме стационарного сканирования земной поверхности .....              | 241 |
| 9.4. Запоминающие устройства .....                                                                           | 246 |
| 9.5. Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии .....                                                   | 247 |



|                                                                                                                                                      |            |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| 9.5.1. Принцип работы, приборный состав и основные характеристики аппаратуры ВРЛ .....                                                               | 248        |
| 9.5.2. Антенные устройства высокоскоростной радиолинии .....                                                                                         | 249        |
| 9.5.3. Бортовая радиолиния КА «АИСТ-2Д» .....                                                                                                        | 252        |
| 9.5.4. Средства передачи информации по лазерному каналу .....                                                                                        | 253        |
| <b>10. ВЫБОР СОСТАВА МАССОЗАТРАТНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ</b>                                                                                                    |            |
| <b>БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ</b>                                                                                                      |            |
| <b>УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ .....</b>                                                                                                                    | <b>257</b> |
| 10.1. Бортовой комплекс управления .....                                                                                                             | 257        |
| 10.1.1. Бортовая цифровая вычислительная система .....                                                                                               | 259        |
| 10.1.2. Аппаратура командно-измерительной системы .....                                                                                              | 261        |
| 10.1.3. Бортовая информационная телеметрическая система и радиопередающие устройства .....                                                           | 263        |
| 10.1.4. Аппаратура спутниковой навигации .....                                                                                                       | 264        |
| 10.2. Интегрированная бортовая система контроля и управления ....                                                                                    | 265        |
| 10.3 Система управления движением .....                                                                                                              | 266        |
| 10.3.1. Задачи системы управления движением .....                                                                                                    | 266        |
| 10.3.2. Модели для приближённой оценки характеристик точности системы управления движением .....                                                     | 268        |
| 10.3.3. Структурная схема СУД .....                                                                                                                  | 274        |
| 10.4. Инфракрасный построитель местной вертикали .....                                                                                               | 275        |
| 10.5. Блок определения координат звёзд .....                                                                                                         | 276        |
| 10.6. Датчики ориентации и угловой скорости .....                                                                                                    | 280        |
| 10.7. Система сброса кинетического момента .....                                                                                                     | 285        |
| 10.8. Силовые гироскопические приборы .....                                                                                                          | 288        |
| 10.9. Двигатели-маховики .....                                                                                                                       | 290        |
| 10.10. Комплексные двигательные установки .....                                                                                                      | 292        |
| 10.11. Расчёт характеристик прочих элементов БКУ и СУД .....                                                                                         | 293        |
| <b>11. РАСЧЁТ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОГО</b>                                                                                                |            |
| <b>ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА .....</b>                                                                                                              | <b>295</b> |
| 11.1. Схемы съёмки .....                                                                                                                             | 295        |
| 11.2. Среднее время перенацеливания .....                                                                                                            | 297        |
| 11.3. Оценка среднего времени перенацеливания .....                                                                                                  | 298        |
| 11.3.1. Оценка среднего времени перенацеливания КА по критерию минимума затраченного времени .....                                                   | 298        |
| 11.3.2. Оценка среднего времени перенацеливания КА по критерию минимума затраченного времени с учётом ограничений по конечной угловой скорости ..... | 299        |
| 11.3.3. Оценка среднего времени перенацеливания КА по критерию минимума затраченного времени с учётом ограничений по угловой скорости вращения ..... | 300        |



|                                                                                                              |            |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| 11.4. Оценка производительности космического аппарата .....                                                  | 303        |
| 11.5. Принцип работы силового гиросприбора .....                                                             | 306        |
| 11.6. Оценка потребного управляющего момента СГК .....                                                       | 307        |
| 11.7. Оценка потребных значений массы и габаритов СГК .....                                                  | 309        |
| 11.7.1. Выбор параметров ротора силового гиросприбора .....                                                  | 309        |
| 11.7.2. Модели и алгоритм для оценки массогабаритных характеристик силового гироскопического комплекса ..... | 312        |
| 11.8. Пример расчёта массогабаритных параметров СГК .....                                                    | 315        |
| 11.9. Схемы установки силовых гиросприборов .....                                                            | 319        |
| 11.10. Пример реализации силового гиросприбора .....                                                         | 321        |
| <b>12. РАСЧЁТ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОМПЛЕКСНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ .....</b>                        | <b>323</b> |
| 12.1. Определение характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров .....                  | 324        |
| 12.1.1. Оценка приращения характеристической скорости для довывода КА на рабочую орбиту .....                | 325        |
| 12.1.2. Оценка приращения характеристической скорости для затопления КА в акватории Мирового океана .....    | 329        |
| 12.1.3. Оценка суммарной характеристической скорости .....                                                   | 330        |
| 12.2. Определение массогабаритных и инерционных характеристик КДУ .....                                      | 330        |
| 12.2.1. Определение запасов топлива .....                                                                    | 330        |
| 12.2.2. Определение массы КДУ .....                                                                          | 332        |
| 12.2.3. Определение предварительных габаритов КДУ .....                                                      | 333        |
| 12.2.4. Определение моментов инерции КДУ .....                                                               | 334        |
| 12.3. Пример расчёта массогабаритных параметров комплексной двигательной установки .....                     | 335        |
| 12.4. Компонентные схемы и основные характеристики комплексной двигательной установки .....                  | 340        |
| 12.5. Другие типы двигателей .....                                                                           | 346        |
| <b>13. РАСЧЁТ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА .....</b>                      | <b>349</b> |
| 13.1. Тепловой баланс космического аппарата .....                                                            | 349        |
| 13.2. Система обеспечения теплового режима .....                                                             | 350        |
| 13.2.1. Пассивные средства СОТР .....                                                                        | 351        |
| 13.2.2. Активные средства СОТР .....                                                                         | 352        |
| 13.2.3. Системы терморегулирования с тепловыми и контурными тепловыми трубами .....                          | 354        |
| 13.3. Расчёт массы СОТР по упрощённым моделям .....                                                          | 356        |
| 13.3.1. Расчёт массогабаритных характеристик ЭВТИ .....                                                      | 357        |
| 13.3.2. Расчёт массогабаритных характеристик СТР .....                                                       | 358        |

|                                                                                                   |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 13.4. Оценка массы элементов СТР с жидкостным контуром<br>охлаждения по изделиям-аналогам.....    | 359 |
| 13.5. Расчёт массы радиатора охладителя на основе теплового<br>анализа.....                       | 362 |
| 13.6. Расчёт параметров контура циркуляции СТР.....                                               | 365 |
| 13.7. Алгоритм расчёта СТР с жидкостными контурами<br>охлаждения .....                            | 370 |
| 13.8. Системы терморегулирования с использованием тепловых<br>труб и контурных тепловых труб..... | 375 |
| 14. РАСЧЁТ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ<br>ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ.....                                     | 381 |
| 14.1. Состав и назначение элементов системы электропитания .....                                  | 381 |
| 14.1.1. Солнечные батареи .....                                                                   | 381 |
| 14.1.2. Системы ориентации панелей солнечных батарей .....                                        | 385 |
| 14.1.3. Фотоэлектрические преобразователи.....                                                    | 386 |
| 14.1.4. Аккумуляторные батареи .....                                                              | 388 |
| 14.1.5. Комплекс автоматики и стабилизации.....                                                   | 390 |
| 14.2. Расчёт системы электропитания .....                                                         | 390 |
| 14.3. Пример расчёта системы электропитания.....                                                  | 396 |
| 14.4. Направления совершенствования системы электропитания .....                                  | 398 |
| 15. РАЗРАБОТКА КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ.....                                                           | 400 |
| 15.1. Базовая система координат и схемы установки аппаратуры<br>наблюдения КА.....                | 400 |
| 15.2. Компоновочные схемы КА с поперечным расположением<br>отсека аппаратуры наблюдения .....     | 404 |
| 15.3. Компоновочные схемы КА с зеркалом переотражения .....                                       | 406 |
| 15.4. Формы КА и отсеков .....                                                                    | 407 |
| 15.5. Компоновочные схемы отсеков КА.....                                                         | 411 |
| 15.6. Схемы установок внешних устройств КА.....                                                   | 420 |
| 15.7. Возможные многозвенные схемы КА ДЗЗ.....                                                    | 423 |
| 15.8. Оценка массогабаритных характеристик конструкции КА<br>в первом приближении .....           | 426 |
| 16. МЕТОДИКА РАСЧЁТА ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ<br>И ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА .....                | 427 |
| 16.1. Этапы реализации методики .....                                                             | 427 |
| 16.2. Пример реализации методики .....                                                            | 439 |
| ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....                                                                                   | 449 |
| СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ .....                                                            | 450 |

## ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

АН – аппаратура наблюдения  
АС – активное существование  
АФАР – активно-фазированные антенные решётки  
БА – бортовая аппаратура  
БВК – бортовой вычислительный комплекс  
БВС – бортовая вычислительная система  
БКУ – бортовой комплекс управления  
БОКЗ – блок определения координат звёзд  
БСТИ – бортовая система телеметрических измерений  
БТЛС – бортовой терминал лазерной связи  
БС – бортовая система  
ВЗН – временная задержка и накопление  
ВОГ – волоконно-оптический гироскоп  
ВРЛ – высокоскоростная радиолиния  
ГЗ – главное зеркало  
ГО – головной обтекатель  
ГП – гиросприбор  
ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли  
ДУС – датчик угловых скоростей  
ИК – инфракрасный диапазон  
КА – космический аппарат  
КАС – комплекс автоматики и стабилизации  
КГЧ – космическая головная часть  
КДУ – комплексная двигательная установка  
КИС – командно-измерительная система  
КПД – коэффициент полезного действия  
КС – космическая система  
КСН – космическая система наблюдения  
КТТ – контурная тепловая труба  
ЛБКП – лазерный бесплатформенный командный прибор  
ЛРМ – линейное разрешение на местности  
МЛСПИ – межспутниковая лазерная система передачи информации  
НП – направление полёта  
НППИ – наземные пункты приема информации  
НС – навигационный спутник  
НХР – навесной холодный радиатор  
ОН – объект наблюдения  
ОС – оптическая система  
ОСК – орбитальная система координат

ОЭА – оптико-электронная аппаратура  
ОЭП – оптико-электронные преобразователи  
ОЭС – оптико-электронная система  
ОЭТК – оптико-электронный телескопический комплекс  
ПАО - периферийный адаптер обмена  
ПЗС – прибор с зарядовой связью  
ПН – полезная нагрузка  
ПО – программное обеспечение  
РЛН – радиолокационное наблюдение  
РН – ракета-носитель  
РО - радиатор охлаждения  
СБ – солнечная батарея  
СГК – силовой гироскопический комплекс  
СГП – силовой гироскопический прибор  
СД – солнечный датчик  
СК – система координат  
СОСБ – система ориентации солнечных батарей  
СОТР – система обеспечения теплового режима  
СОУД – система обеспечения управления движением  
СППИ – система приёма и преобразования информации  
СР - спутник-ретранслятор  
ССКМ – система сброса кинетического момента  
ССН - система спутниковой навигации  
СТР – система терморегулирования  
СТКРП – система трансляции команд и распределения питания  
СУД – система управления движением  
СЭП – система электропитания  
ТЗ – техническое задание  
ТМИ – телеметрическая информация  
ТТЗ – тактико-техническое задание  
ТТ – тепловая труба  
ТТТ – тактико-технические требования  
УКП – универсальная космическая платформа  
ФПМ – функция передачи модуляции  
ФПУ – фотоприёмное устройство  
ФЭП – фотоэлектрический преобразователь  
ЦА – целевая аппаратура  
ЧКХ – частотно-контрастная характеристика  
ЭВТИ – экранно-вакуумная теплоизоляция

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие предназначено студентам специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов (уровень специалитета) специализаций "Ракетные транспортные системы", "Моделирование и информационные технологии проектирования ракетно-космических систем", "Пилотируемые и автоматические космические аппараты и системы", "Ракетно-космические композитные конструкции", а также обучающимся по направлению подготовки 24.03.01 и 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика (уровни бакалавриата и магистратуры),

Настоящее учебное пособие, по сути, является объединённой и дополненной версией учебных пособий [11, 51], в которой учтены современные требования к космическим аппаратам (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и тенденции их совершенствования. Некоторые представленные модели и методики оригинальны, разработаны лично автором и публикуются впервые.

При изложении материала учебного пособия предполагалось, что читатель знаком с основами устройства и целевого функционирования космических аппаратов ДЗЗ. Тем, кто желает повторить этот материал или ознакомиться с ним, рекомендуется обратиться к соответствующим учебным пособиям.

Автор выражает благодарность рецензентам: заместителю Генерального конструктора АО «РКЦ «ЦСКБ «Прогресс», чл.-кор. РАН, д-ру техн. наук, проф. Г.П.Аншакову и заведующему межвузовской кафедрой космических исследований Самарского университета, д-ру техн. наук, проф. И.В.Белоконову, а также специалистам АО «РКЦ «Прогресс» В.М.Фёдорову и канд. техн. наук Л.Б.Шилову за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи к изданию.



## **ВВЕДЕНИЕ**

Создание космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) – сложный, длительный и трудоёмкий процесс, начинающийся с момента появления замысла о необходимости создания нового аппарата на этапе научно-исследовательской работы или аванпроекта, а затем включающий разработку тактико-технических требований, эскизное проектирование, разработку рабочей документации, изготовление опытных образцов, различные виды испытаний, организацию серийного изготовления, проведение работ в эксплуатирующей организации и авторское сопровождение.

Методические разработки по проектированию КА ДЗЗ в полном объёме имеются лишь в научно-исследовательских и проектных организациях ракетно-космической отрасли. По данной тематике имеются многочисленные научные публикации, написаны учебные пособия. Однако методические подходы к проектированию КА ДЗЗ в различных источниках отличаются, они ориентированы, как правило, на отдельные аспекты сложного, объёмного и глубокого процесса проектирования КА и разобраться в таких материалах порой непросто даже специалистам, не говоря о студентах.

Настоящее учебное пособие посвящено одному из аспектов начального этапа проектирования КА ДЗЗ, а именно расчёту основных характеристик и формированию проектного облика КА. Предложена методика формирования начального облика КА ДЗЗ по заданным целевым показателям. Методика синтезирована на основе данных из различных источников, а также на основе проектных моделей и программного обеспечения, разработанных под руководством автора. С помощью данной методики можно уско-

рить процесс проектирования КА на начальных этапах его создания.

Цель учебного пособия:

- изложить в доступной для студентов форме и в ограниченном объёме сложные вопросы проектирования КА ДЗЗ;

- помочь обучающимся разобраться в вопросах расчёта основных характеристик и формирования проектного облика КА, не упуская важные детали и не вдаваясь в специфические тонкости частных вопросов;

- помочь студентам понять суть проектных расчётов, которые можно использовать при выполнении курсовых проектов и выпускных квалификационных работ.

Учебное пособие состоит из шестнадцати разделов, иллюстрируется многочисленными примерами. Материал излагается в той последовательности, которая может использоваться в практике проектирования.

В разделах 1 - 3 рассматриваются характеристики КА ДЗЗ, методические вопросы проектирования и вопросы сбора, анализа и построения проектных моделей.

В разделе 4 излагаются вопросы формирования и согласования параметров орбит с целевыми показателями космической системы.

В разделах 5 – 9 обсуждаются теоретические вопросы расчёта оптических систем и проектирования целевой аппаратуры.

В разделах 10 – 14 рассматриваются вопросы расчёта основных параметров бортовых обеспечивающих систем КА.

В разделах 15 – 16 излагаются методические вопросы разработки компоновочных схем и обсуждается методика проектирования КА ДЗЗ на начальных этапах разработки.

## **1. ЗАДАЧИ, СТРУКТУРА И ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

Создание современных космических систем наблюдения Земли из космоса обусловлено экономическими причинами. Рынок систем дистанционного зондирования Земли постоянно растёт на 7...8 % в год и по прогнозам [1] в 2024 году достигнет 3,5 млрд. дол. Согласно отчету Европейской ассоциации дистанционного зондирования (EARSC), основное потребление данных ДЗЗ приходится на оптические системы, из которых 65 % составляют спутниковые данные высокого пространственного разрешения.

### **1.1. Задачи зондирования поверхности Земли из космоса**

Космические системы наблюдения, включающие аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), используются для решения следующих основных задач:

1. Контроль чрезвычайных ситуаций (наблюдение районов чрезвычайных ситуаций с целью оценки последствий стихийных бедствий, аварий, катастроф и планирования мероприятий по их ликвидации, контроль возникновения и последствий лесных пожаров).

2. Экологический контроль, охрана окружающей среды (экологический контроль в районах геологоразведочных работ добычи полезных ископаемых, выявление загрязнений вокруг промышленных предприятий и на других объектах) и определение погоды.

3. Информационное обеспечение рационального природопользования и хозяйственной деятельности (создание и обновление топографических и тематических карт, контроль хода различных производственных процессов в сельском, лесном хозяйствах, кар-

тографирование земельных угодий, оценка состояния землепользования).

4. Создание цифровых моделей поверхности Земли (включая горную местность) с помощью стереосъёмки или на основании композиции нескольких снимков объекта наблюдения с различных направлений с целью обеспечения навигации аэродинамических летательных аппаратов и др.

Наиболее высокие требования по линейному разрешению на местности (0,3...1,0 м), периодичности наблюдения (от 15 мин до 3...6 часов) и оперативности доставки информации (не более 0,5...6 часов) выдвигаются со стороны задач контроля чрезвычайных ситуаций.

Наиболее обширную группу составляют задачи по информационному обеспечению рационального природопользования и хозяйственной деятельности. При решении таких задач требуется получать детальную информацию на уровне 0,5...10 м. Период повторения обзора для большинства задач этой группы изменяется от нескольких лет до нескольких суток.

## **1.2. Типовой состав космических систем и аппаратов зондирования Земли**

На рис. 1.1 представлена типовая структура космической системы наблюдения (КСН). Элементами верхнего иерархического уровня КСН являются космический комплекс и наземный комплекс приёма, обработки и распространения целевой информации.

В состав космического комплекса входят орбитальный комплекс, ракетно-космический комплекс и наземный комплекс управления. В состав орбитального комплекса входят космические аппараты, в том числе наблюдения, связи, навигации, метеорологические и др. В состав ракетно-технического комплекса входят

технический комплекс, ракета космического назначения и стартовый комплекс.

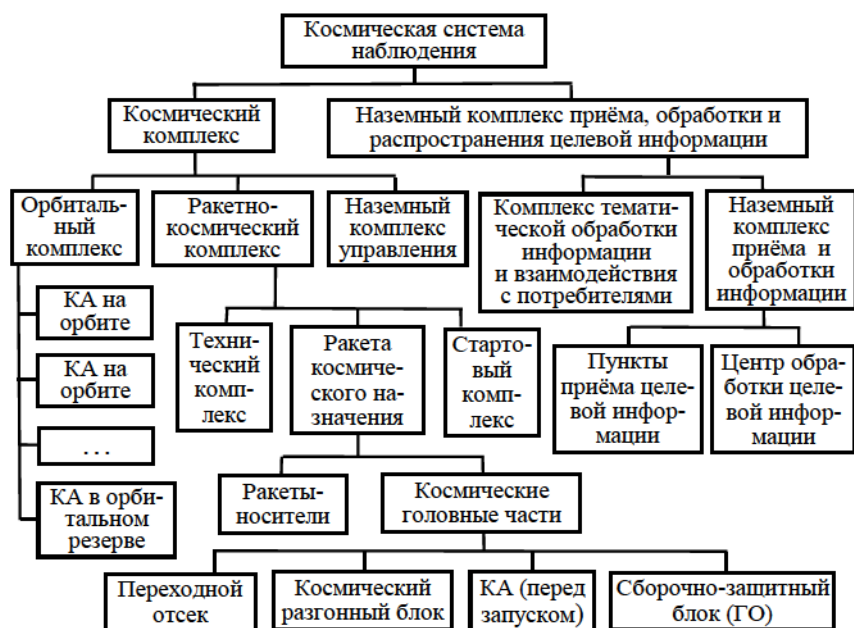


Рис. 1.1. Структура космической системы наблюдения

В состав наземного комплекса приёма и обработки информации входят пункты приёма целевой информации и центр обработки целевой информации.

На рис. 1.2 представлена структура КА ДЗЗ.

В состав типового КА ДЗЗ входят целевая аппаратура, бортовой энергетический комплекс, бортовой комплекс управления, которые объединяются в единое техническое изделие с помощью конструкции.

В состав целевой аппаратуры (аппаратуры наблюдения и передачи видеoinформации) входят: оптические системы, система приёма и преобразования информации (СППИ), запоминающие



устройства цифровой информации, бортовая аппаратура передачи информации на наземные пункты приёма (высокоскоростная радиолиния - ВРЛ) и другие устройства и аппаратура.

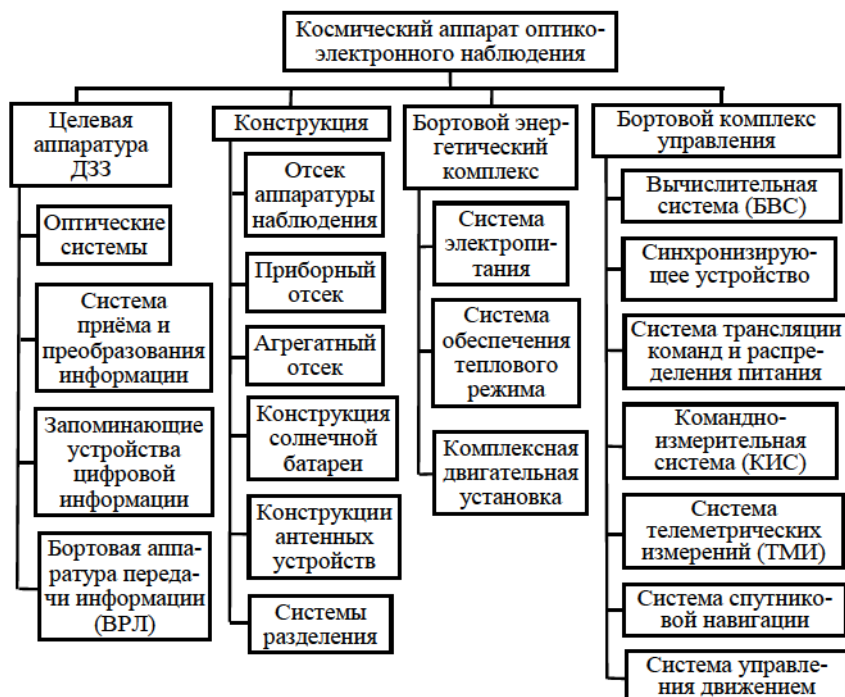


Рис. 1.2. Структура космического аппарата ДЗЗ

Элементы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем могут располагаться внутри каких-либо отсеков и устройств и на внешней поверхности корпуса космического аппарата.

В космическом аппарате наблюдения можно выделить следующие конструктивные единицы: отсек аппаратуры наблюдения, приборный и агрегатные отсеки, конструкцию солнечной батареи и антенных устройств.

В состав бортового энергетического комплекса входят система электропитания, система обеспечения теплового режима, комплексная двигательная установка.

В состав бортового комплекса управления входят бортовая вычислительная система (БВС), бортовое синхронизирующее устройство, система трансляции команд и распределения питания, бортовая аппаратура командно-измерительной системы (КИС), бортовая аппаратура системы телеметрических измерений (ТМИ), система спутниковой навигации, система управления движением (СУД).

Представленные на рисунке составные части космического аппарата имеют свою структуру. Более полные сведения о составе бортовых систем и конструкции типовых КА детального и оперативного наблюдения представлены в [11].

### **1.3. Характеристики космических систем ДЗЗ**

Характеристики или проектные параметры КА и систем ДЗЗ можно условно разделить на группы:

- целевые (характеристики или показатели);
- лётно-технические;
- массогабаритные и энергетические;
- критериальные.

*Целевые характеристики* – это, по сути, потребительские свойства, которые важны тем, кто использует космические снимки в своей деятельности. Целевыми они называются потому, что космическая система с такими показателями позволяет реализовать цель её создания, то есть получать снимки земной поверхности с качеством, не ниже заданного потенциальным заказчиком или потребителем информации.

### ***1.3.1. Лётно-технические характеристики***

Лётно-технические характеристики (параметры), связанные с динамикой полёта космического аппарата, часто называют проектно-баллистическими характеристиками (параметрами).

К *основным лётно-техническим характеристикам* (параметрам) КА ДЗЗ относят:

- параметры орбиты;
- координаты нахождения КА (на орбите) в любой заданный момент времени;
- характеристики стабильности орбиты (изменения её параметров во времени).

В этой связи предъявляются особые требования к точности выведения КА ракетой-носителем в заданную точку пространства по высотам, вектору скорости и времени.

К частным лётно-техническим характеристикам КА наблюдения относят:

- предельные углы отклонения оси оптической аппаратуры наблюдения от направления в надир при проведении съёмки;
- углы тангажа, крена и рыскания в процессе отработки маршрута съёмки;
- угловую скорость поворота корпуса КА или целевой аппаратуры при перенацеливании с отснятого объекта наблюдения на следующий объект и др.

### ***1.3.2. Массогабаритные и энергетические характеристики***

К *основным массогабаритным и энергетическим характеристикам* (параметрам) космических аппаратов ДЗЗ относят:

- массу космических аппаратов;
- габариты космических аппаратов;
- массогабаритные и энергетические характеристики других составных частей КА ДЗЗ;

- мощность системы электропитания;
- силу тяги корректирующего двигателя комплексной двигательной установки (КДУ) и др.

К *частным массогабаритным и энергетическим* характеристикам (параметрам) космических аппаратов относят:

- энергетические возможности топлива КДУ (удельный импульс);
- массу окислителя и горючего в баках;
- массу конструкции каждой составной части КА и др.

При более детальном проектировании могут рассматриваться массогабаритные характеристики составных частей КА (отсека целевой аппаратуры, приборного отсека, агрегатного отсека и пр.).

Кроме указанных требований устанавливают различного рода *ограничения* конструкторского, технологического и эксплуатационного типа. Например, может быть предъявлено требование осуществления запуска КА на ракете-носителе «Союз» с вытекающими отсюда ограничениями по массе космического аппарата, определяемой грузоподъемностью ракеты, и его габаритам, определяемым размерами головного обтекателя.

### ***1.3.3. Критериальные характеристики***

Напомним, что в общем случае *критерий* (выбора или предпочтения) – это правило, с помощью которого выбирается предпочтительный вариант системы. В частных случаях критерием может быть какой-либо показатель, с которым сравниваются показатели проектируемой системы.

В качестве обобщенных критериальных характеристик могут использоваться характеристики, связанные с экономическими показателями. Но методики, основанные на экономических показателях, как правило, приближены и используются для выбора основных проектных параметров космических систем (КС), включающих кроме КА ДЗЗ, еще и КА других типов (спутники ретрансля-

ции, навигации, метеорологические), а также другие составные части (ракетно-космический комплекс, центр управления полётом, наземные пункты приёма видеoinформации и др.).

К *обобщенным критериальным характеристикам* (параметрам) КА ДЗЗ относят характеристики, с помощью которых производится выбор лучшего варианта из представленных альтернативных вариантов КА, предлагаемых к разработке или модернизации. К таким характеристикам относят:

- экономическую эффективность создания КА наблюдения;
- стоимость создания КА;
- доход от эксплуатации космического аппарата наблюдения.

К *основным критериальным характеристикам* относят:

- степень влияния используемого топлива на экологию;
- стоимость проектных работ по созданию КА;
- стоимость создания опытных образцов;
- стоимость проведения наземных автономных, комплексных испытаний;
- стоимость проведения лётных испытаний;
- стоимость постановки КА на эксплуатацию;
- стоимость серийного производства КА и др.

Однако по стоимостным показателям проектировать космический аппарат невозможно. Поэтому вместо стоимостных показателей используют частные показатели эффективности КА, а стоимостные характеристики учитывают в виде ограничений.

#### **1.4. Целевые показатели космической системы ДЗЗ**

К основным *целевым показателям* космических систем зондирования поверхности Земли относят: способность КА наблюдать определённые районы поверхности Земли, спектральные диапазоны наблюдения, линейное разрешение на местности, периодичность повторных съёмки, оперативность доставки видеoinформации

ции на Землю, производительность съёмки, точность геопривязки космических снимков, срок активного существования и др. Рассмотрим их подробнее.

#### 1.4.1. Обзорность

На рис. 1.3 представлены схемы, иллюстрирующие возможные районы наблюдения по широте Земли (выделены темным фоном), которые в основном зависят от наклона плоскости орбиты космического аппарата, а также от высоты орбиты. На этом рисунке *а* и *б* - системы наблюдения с ограничениями по широте наблюдаемых объектов; *в* - глобальная система наблюдения.

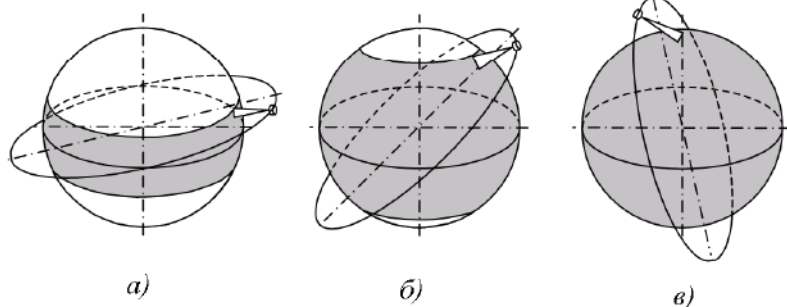


Рис. 1.3. Возможные районы наблюдения в зависимости от наклона плоскости орбиты космического аппарата

В космических системах наблюдения с ограниченной зоной наблюдения космические аппараты движутся по орбитам с углом наклона, значительно меньшим 90 градусов, как это схематично показано на рис. 1.3, *а*, *б*.

В космических системах глобального наблюдения космические аппараты движутся по орбитам с углом наклона, близким к 90 градусам. Они имеют возможность снимать объекты наблюдения, расположенные в любой точке поверхности Земли, как это схематично показано на рис. 1.3, *в*.



### ***1.4.2. Спектральные диапазоны наблюдения***

В оптическом диапазоне длин волн можно выделить следующие интервалы (окна прозрачности), в которых атмосфера не поглощает энергию излучения или отражения или поглощает в меньшей степени, чем в остальных диапазонах: 0,4...1,3 мкм; 1,5...1,8 мкм; 2,0...2,6 мкм; 3,0...4,0 мкм; 4,5...5,0 мкм; 8,0...12,0 мкм [11]. Эти диапазоны используются для решения различных задач наблюдения. Например, видимый диапазон спектра лежит в пределах длин волн от 0,38 до 0,76 мкм и целиком находится в первом указанном окне прозрачности. Окна прозрачности 3,0...4,0 мкм; 4,5...5,0 мкм; 8,0...12,0 мкм соответствуют инфракрасному спектру. Видимый спектр, в свою очередь, может быть разделен на следующие цветовые спектры:

- 0,380...0,450 мкм - фиолетовый;
- 0,450...0,480 мкм - синий;
- 0,480...0,510 мкм - голубой;
- 0,510...0,550 мкм - зеленый;
- 0,550...0,575 мкм - желто-зеленый;
- 0,575...0,585 мкм - желтый;
- 0,585...0,620 мкм - оранжевый;
- 0,620...0,760 мкм - красный.

Чем больше спектров может быть представлено на снимке, тем он информативнее.

### ***1.4.3. Показатели детальности***

Для экспериментальной оценки показателей детальности космических снимков используется специальный тестовый объект, который называется «мира» (от французского слова *miroir* - мушка, прицел [42]). На рис. 1.4 слева представлен фрагмент тестового объекта «мира» [13]. На каждом прямоугольнике нанесены поочередно белые и черные линии. В пределах каждого прямоугольника

толщина белых и черных линий одинакова. На разных прямоугольниках количество линий и их толщина различные. На этом рисунке  $l_M$  - период поля мира (суммарная ширина светлой и темной полос).

Результаты съёмки штриховых мир с КА «Ресурс-П» № 1 представлены на рис. 1.4 справа [90].

*Линейное разрешение на местности* - это минимально различимая ширина черной (или белой) полос мира  $\Delta L_M$  (см. рис. 1.4). Линейное разрешение на местности (ЛРМ) измеряется в метрах. Этот показатель также называют *пространственным разрешением*.

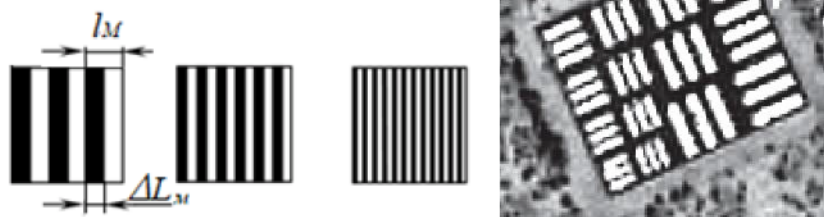


Рис. 1.4. Фрагмент тестового объекта «мира»  
и результаты съёмки мира

Заметим, что ЛРМ зависит не только от характеристик качества оптической системы, но и от условий съёмки (высоты Солнца над горизонтом, угла отклонения оптической оси КА от надира, степени прозрачности атмосферы, контрастности снимаемого объекта и др.), от управления угловым движением КА в процессе съёмки (скорости бега изображения в фокальной плоскости, поперечной составляющей в столбцах матриц ВЗН) и др.

*Разрешающая способность на местности* - это максимально различимая частота штрихов поля различимой мира, которая связана с периодом поля мира следующим соотношением:

$$N = 1/l_M . \quad (1.1)$$

Размерность этого показателя 1/м.

*Линейное разрешение в изображении миры* - это минимально различимая ширина черной (или белой) полосы в изображении миры  $\Delta L_H$ . Линейное разрешение в изображении миры измеряется в долях миллиметра.

*Разрешающая способность изображения миры* – это частота штрихов в изображении того поля миры, в котором ещё сохраняется различие между штрихами. Разрешающая способность изображения миры связана с периодом поля изображения миры  $l_H$  следующим соотношением:

$$R = 1/l_H . \quad (1.2)$$

Размерность этого показателя 1 / мм или *лин. / мм*.

Обозначим разрешающую способность изображения миры через  $R$  и будем измерять её в количестве различных штрихов изображения миры.

Отметим, что приведённые выше показатели детальности в неявном виде учитывают параметры аппаратуры зондирования и условия функционирования КА.

Лучшие результаты по показателям детальности получаются при использовании аппаратуры и фотоприёмных устройств с высокой разрешающей способностью в идеальных условиях съёмки миры в надир (направление, противоположное зениту) и при хорошем освещении. Отметим, что линейное разрешение на местности существенно зависит от угла отклонения оптической оси КА (аппаратуры наблюдения) от надира. Вопросы оценки ЛРМ при отклонениях оптической оси от надира подробно рассматриваются в учебном пособии [11].

Для проектировщиков космических систем и аппаратуры наблюдения более удобным и распространённым является показатель проекции пикселя (Ground Sampling Distance - GSD) на

снимаемый элемент поверхности Земли. Этот показатель, в отличие от ЛРМ, не зависит от условий применения и управления КА. Это чисто геометрическая характеристика. Однако обеспечить данный показатель можно при определённых параметрах оптической аппаратуры наблюдения (в частности, зависит от диаметра объектива или главного зеркала, высоты съёмки, длины волны), при благоприятных условиях применения [10] и штатного управления движением КА при съёмке.

*Дифракционное линейное разрешение на местности* – это теоретически возможное разрешение КА ДЗЗ при идеальной ОЭС (без аберраций) и без учёта потерь качества информации, возникающих в сквозном тракте формирования изображения. Этот показатель используется для оценки достигнутого уровня детальности по сравнению с теоретически возможной.

В практике проектирования КА ДЗЗ и, в частности оптико-электронных систем с дискретными фотоприёмниками, применяется ещё одна характеристика – угловое разрешение  $\gamma$ , которое представляет собой отношение линейного размера фотоприёмного элемента  $\Delta l_{эл}$  к эквивалентному значению фокусного расстояния оптической системы  $f_{экв}$ , то есть

$$\gamma = \Delta l_{эл} / f_{экв} . \quad (1.3)$$

Реальные объекты наблюдения могут быть не такими чёткими, как тестовые объекты, да еще и замаскированными. Кроме того, реальные объекты могут быть сняты не в идеальных условиях. Идентификация реальных объектов наблюдения иногда затруднена. Поэтому в тактико-технических заданиях на разработку космической системы наблюдения иногда указываются показатели детальности применительно к реальным объектам наблюдения со среднестатистическими характеристиками идентификации. Однако

вопросы идентификации объектов наблюдения относятся уже не столько к теме детальности, сколько к распознаванию образов.

#### ***1.4.4. Другие виды разрешения***

Качество изображения кроме показателей детальности характеризуется и другими показателями.

*Радиометрическое (яркостное) разрешение* - определяется числом уровней яркости, регистрируемых приёмником излучения. В технической литературе встречаются другие названия этого показателя: степень градации серого, динамический диапазон, количество разрядов квантования и др.

Радиометрическое разрешение связано с процессом преобразования аналогового непрерывного видеосигнала в цифровой (дискретный). Степень дискретизации амплитуды яркости сигнала принято измерять в количестве разрядов квантования. Например, количество разрядов 8 соответствует двум в восьмой степени уровням, то есть  $2^8 = 256$  уровням дискретизации. Чем больше разрядов квантования, тем точнее цифровое отображение аналогового сигнала. В современных КА ДЗЗ обычно используется от 8 до 14 разрядов квантования (то есть 256, 512, 1024, 2048, 4096, 8192 и 16384 градаций яркости).

*Спектральное разрешение* - определяется шириной спектральных зон съёмки при многозональной и гиперспектральной съёмке и измеряется в нанометрах или микрометрах. Наиболее низкое спектральное разрешение в сотни нанометров имеют панхроматические снимки, а наиболее высокое, до 10 нанометров – гиперспектральные.

*Тепловое разрешение* - это разность температур различных объектов, которые удается зарегистрировать тепловым снимком. У лучших снимков оно составляет десятые доли градуса.

### 1.4.5. Стереосъёмка

В настоящее время имеется потребность в получении цифрового рельефа местности. Для получения объёмной модели местности используют стереопару космических снимков, то есть два изображения одного и того же объекта, полученные с двух различных точек съёмки с симметричными углами. С помощью стереосъёмки можно создать объёмную модель местности и измерять её геометрические параметры с высокой точностью.

Перекрывающее изображение можно получить с КА ДЗЗ одним экземпляром аппаратуры сверхдетального наблюдения, если при съёмке использовать специальные программы разворотов КА, как это показано на рис. 1.5.

На этом рисунке введены обозначения: *НП* – направление полёта; *H* – высота полёта; *L<sub>c</sub>* – длина стереомаршрута; 1, 2, 3, 4 и 5 – положения КА на орбите в различные моменты времени;  $\nu_n$  и  $\nu_k$  – начальное и конечное значения угла тангажа.

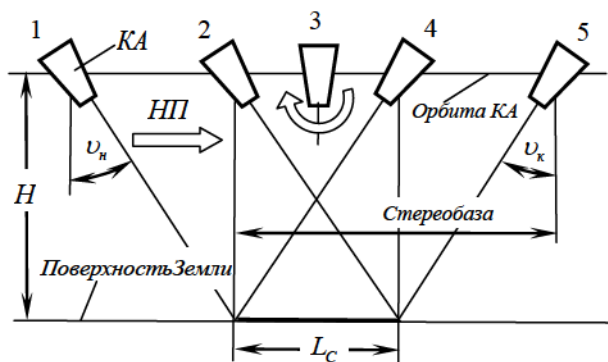


Рис. 1.5. Схема проведения стереосъёмки одним комплектом съёмочной аппаратуры

При обработке снимков необходимо учитывать смещение снимков из-за вращения Земли.



Стереоснимки также можно получить с помощью специальных КА ДЗЗ, в составе которых находятся два экземпляра аппаратуры наблюдения, установленных под разными углами относительно друг друга. В этом случае можно обойтись без существенных тангажных разворотов КА.

Специалисты АО «РКИЦ "Прогресс" и Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева завершили проектную проработку нового КА ДЗЗ "АИСТ-2Т" с двумя комплектами ОЭТК "Аврора" (рис. 1.6) [31].

Основное назначение КА - получение стереоскопических изображений для последующего построения на их основе объёмных топографических карт местности с высоким разрешением.

#### *1.4.6. Размеры ширины захвата кадра и масштаб снимка*

При детальном уровне разрешения размеры кадра имеют значение с точки зрения периодичности наблюдения, поиска подвижных целей и т. п., или когда необходимо в одном кадре запечатлеть одновременно разнесенные по координатам объекты наблюдения.



Рис. 1.6. КА ДЗЗ "АИСТ-2Т" [48]

В этом случае чем больше размер кадра при сохранении требуемой детальности, тем снимок информативнее. Однако реализовывать аппаратуру наблюдения с широким захватом при сохранении детальности непросто. Для обеспечения широкой полосы захвата необходимо увеличить угловую апертуру оптической системы (например, использовать оптический триплет Кука) или повысить высоту полёта КА (что требует увеличения габаритов и массы аппаратуры наблюдения для обеспечения заданного линейного разрешения на местности).

Отснятый и переданный на Землю кадр поверхности Земли может быть представлен с различными размерами и масштабами снимка. Размер снимка может быть любым. Масштаб снимка должен быть оптимальным с позиции функционирования человеческого глаза. Слишком малый масштаб затрудняет работу со снимками, а слишком большой масштаб приводит к увеличению дефектов, накопившихся в процессе прохождения сигналами видеоинформации так называемого сквозного тракта изображения.

Следует заметить, что для уменьшения дефектов снимка используют специальную обработку видеоинформации.

Отметим, что размер ширины захвата на местности, так же как ЛРМ, существенно зависит от угла отклонения оптической оси КА (аппаратуры наблюдения) от надира. Вопросы оценки размера ширины захвата на местности при отклонениях оптической оси от надира подробно рассматриваются в учебном пособии [11].

#### ***1.4.7. Точность геопривязки снимка***

Для высокودетальных снимков имеют значение не только размеры кадра, но и точность привязки кадра к геодезическим координатам (геопривязки). В этом смысле информативность снимка считается выше, если координаты объектов наблюдения указаны с высокой точностью.

Точность геопривязки снимка зависит от ошибок определения координат КА на орбите и ошибок углового положения КА в пространстве. Например, точность геопривязки снимков, полученных с КА ДЗЗ «Ресурс-П», может достигать 10-15 м [92], с КА ДЗЗ «WorldView-4» (США) - 4,0 м (в надир) [63].

Геопривязка может осуществляться с использованием данных:

- спутниковой системы навигации;
- звёздных координаторов (БОКЗ);
- реперных точек, расположенных на поверхности Земли.

Наибольшую точность могут иметь снимки, в которые попадают реперные точки с известными координатами.

Отметим, что точность ориентации оптической оси аппаратуры наблюдения КА на снимаемый объект является важным показателем. Так, если точность геопривязки невысокая, то аппаратуру зондирования необходимо включать ранее расчётного времени, а выключать - позже. Иначе объект наблюдения может не попасть в кадр. Производительность при этом снижается, ресурсы КА (время, электроэнергия, запасы топлива, память в БЗУ и др.) расходуются неэффективно.

#### ***1.4.8. Характеристики старения информации***

Информация, представленная заказчику, имеет неодинаковую ценность с точки зрения оперативности получения снимка с момента подачи заявки на проведение съёмки заданного района до получения снимка заказчиком. Например, снимок потерпевшего бедствие корабля, не имеющего связи, представляет значительно большую ценность, если он получен через несколько минут после проведения съёмки, и малую ценность, если получен через несколько суток после съёмки. Характеристики старения информации имеют размерность времени.

#### ***1.4.9. Показатели периодичности наблюдения объектов***

В качестве показателей периодичности рассматриваются следующие показатели:

- время между двумя последовательными по времени полёта КА попаданиями объекта наблюдения с заданными координатами в зону обзора летящего КА;
- время между двумя последовательными по времени полёта КА попаданиями объекта наблюдения со случайными координатами в зону обзора летящего КА;
- время между двумя последовательными по времени полёта КА попаданиями объекта наблюдения с заданными координатами в зону обзора летящего КА и с учётом вероятностных характеристик погодных условий над снимаемой территорией.

Показатели периодичности орбитальной группировки КА ДЗЗ существенно зависят от баллистических характеристик и количества спутников орбитальной группировки, от организации схемы обзора земной поверхности, высоты полета, от характеристик оптических систем и др.

#### ***1.4.10. Показатели оперативности получения информации***

Показатель оперативности измеряется в единицах времени и включает в себя следующие частные показатели оперативности:

- время, необходимое для представления задания на проведение съёмки в виде, пригодном для использования информационных технологий (формализация задания);
- время, необходимое для передачи заявки на съёмку заданной цели на борт КА (с учётом входа КА в зону радиовидимости пункта управления или с учётом использования спутника-ретранслятора);
- время, необходимое для планирования порядка съёмки целей и постановки заявки в очередь с учётом заданных приоритетов и

прогнозируемых условий съёмки (облачности, высоты Солнца над горизонтом, отклонения оптической оси КА от надира);

- время, необходимое для подлёта к цели и проведения съёмки;
- время, необходимое для обработки видеoinформации на борту КА и подготовки ее к передаче на Землю;
- время, необходимое для входа КА в зону радиовидимости НППИ (или задействования СР) для передачи информации;
- время для передачи (перекачки) видеoinформации на Землю;
- время для обработки видеoinформации на Земле и получения снимка, пригодного для передачи заказчику;
- время, необходимое для передачи готового снимка заказчику.

Перечисленные частные показатели оперативности получения снимка оказывают различное (существенное или несущественное) влияние на общее время оперативности получения снимка, причем это влияние имеет вероятностную природу.

Если время передачи накопленной видеoinформации значительно меньше времени нахождения спутника в зоне радиовидимости НППИ, то этим влиянием можно пренебречь.

Чаще всего при проектировании под показателем оперативности понимается время, прошедшее с момента съёмки до передачи её на Землю.

Показатели оперативности в наибольшей степени зависят от типа используемых средств передачи видеoinформации.

При использовании средств **высокоскоростной радиолинии** (ВРЛ) оперативность определяется параметрами орбит, расположением НППИ, их количеством, условиями наличия (или отсутствия) прямой радиовидимости КА и НППИ в момент передачи информации и скоростью её передачи. Схема, иллюстрирующая попадание спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приёма информации, показана на рис. 1.7. Зоны радиовидимости обозначены светлыми кружками. Центры зон радиовидимости распо-

лагаются в определенных географических пунктах Земли, в которых имеются станции приёма информации.

При использовании средств **межспутниковой лазерной системы передачи информации** (МЛСПИ) оперативность увеличивается, но для этого необходимы геостационарные спутники-ретрансляторы, имеющие средства приёма информации от МЛСПИ.

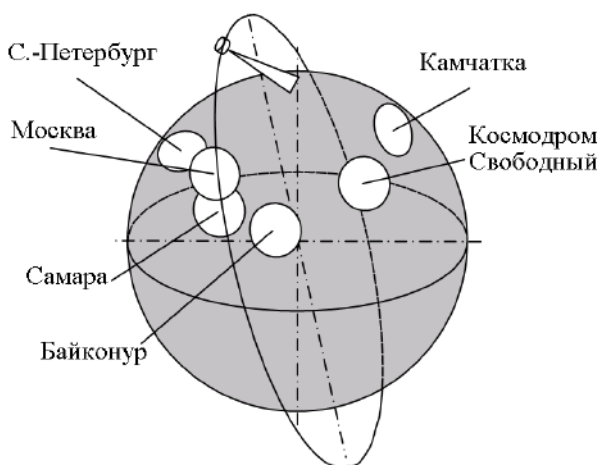


Рис. 1.7. Схема, иллюстрирующая попадание спутника в зону радиовидимости наземных пунктов приёма информации

#### ***1.4.11. Скорость передачи видеоинформации***

Скорость передачи видеоинформации также оказывает существенное влияние на показатели оперативности. В настоящее время для передачи информации с КА ДЗЗ используются высокоскоростные радиолинии (ВРЛ) со скоростью передачи информации до 800 Мб/с и межспутниковые лазерные системы передачи информации (МЛСПИ) со скоростью передачи до 1,8 Гб/с на расстоянии до 45 тыс. км [94].



#### ***1.4.12. Показатели производительности КА ДЗЗ***

В качестве показателей производительности космической системы наблюдения рассматриваются следующие показатели:

- количество объектов, которые может снять КА за один виток (сутки, год) полета;
- площадь земной поверхности, которую может отснять КА за виток (сутки, год) полета или за время активного существования;
- время для обработки ортоснимка (синтезированного из двух снимков со смещением на полпикселя);
- время получения стереоскопического изображения и др.

Показатели производительности КА зависят:

- от баллистических характеристик КА (высоты орбиты);
- от характеристик целевой аппаратуры КА (ширины полосы захвата, скорости передачи и обработки информации, объема запоминающих устройств и т.п.);
- от предельных углов поворота линии визирования относительно направления на подспутниковую точку (надир);
- от типа съёмки (объектовая, маршрутная, площадная);
- от угловой скорости поворота КА (времени перенацеливания с одного объекта наблюдения на другой);
- от времени нахождения в так называемом «световом пятне» (условий освещения снимаемых объектов).

На рис. 1.8, *а* представлена схема, иллюстрирующая производительность КА при съёмке отдельно расположенных объектов, а на рис. 1.8, *б* - при съёмке маршрутов и больших площадей.

Кроме того, в значительной степени показатели производительности КА наблюдения зависят от погодных условий.

В этой связи различают потенциальные показатели производительности, которые можно получить в идеальных погодных условиях, и показатели производительности, которые можно получить в реальных погодных условиях.

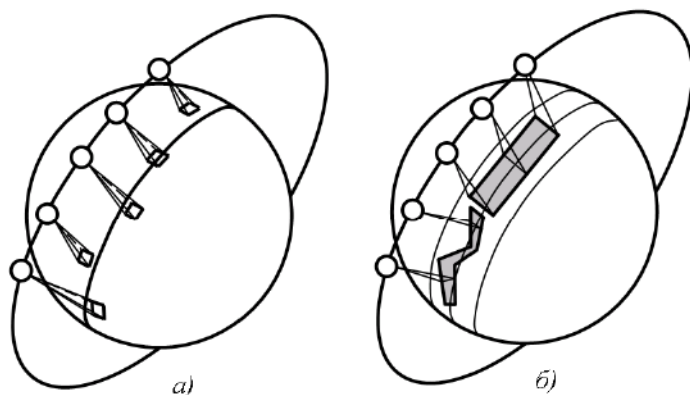


Рис. 1.8. Иллюстрация понятия «производительность» КА ДЗЗ

Для принятия решения о возможности съёмки по погодным условиям учитываются данные с метеоспутников. На борту КА также может быть установлена специальная система наблюдения за облачностью, которая работает в упреждающем режиме.

#### ***1.4.13. Срок активного существования***

Чем больше срок активного существования космического аппарата, тем большую экономическую отдачу можно получить от эксплуатации космической системы наблюдения.

Показатель срока активного существования космического аппарата ДЗЗ определяется, с одной стороны, степенью надёжности бортовых систем и конструкции КА, а с другой стороны, степенью обеспеченности расходуемыми ресурсами.

Степень надёжности бортовой аппаратуры КА обеспечивается не только надёжностью отдельных элементов, но и резервированием блоков аппаратуры, что влечёт за собой увеличение массы бортовых систем с резервируемыми приборными блоками, что также влечёт увеличение массы обеспечивающих систем. Кроме того, масса обеспечивающих систем также может зависеть от срока ак-

тивного существования КА. Например, в процессе длительного полёта КА происходит постоянная деградация элементов СБ и мощность системы электропитания постепенно снижается. В этой связи необходимо обеспечить некоторый запас по мощности системы электропитания и, следовательно, увеличить массу этой системы.

Существенное влияние на срок активного существования КА оказывает предусмотренная масса расходующихся ресурсов бортовых систем. Например, количество топлива в баках комплексной двигательной установки определяет количество маневров поддержания параметров орбиты и выходов из режима неориентированного полёта при нетипичных ситуациях, а также количество циклов форсированного поворота КА при проведении съёмки целей.

### **1.5. Основные проектные параметры**

Из большого числа массогабаритных, энергетических и других проектных характеристик КА всегда можно выделить ограниченное число характеристик, обеспечение которых гарантирует выполнение лётно-технических характеристик независимо от влияния других, менее значимых характеристик.

Для выбора основных проектных параметров КА необходимо установить связь между лётно-техническими параметрами КА, задаваемыми тактико-техническими требованиями, и проектно-баллистическими параметрами. Затем провести исследования по чувствительности отдельных проектных параметров, измеряемой отношением изменения выходного параметра к изменению входного. Если чувствительность каких-либо параметров мала, то их можно исключить из основных проектных параметров. В результате остаются основные проектные параметры, которые в наибольшей степени определяют проектный облик КА.

Использование основных проектных параметров сводит к минимуму количество варьируемых переменных на начальных этапах проектирования и позволяет сформировать первоначальный облик КА.

Среди основных проектных параметров можно выделить параметры, которые в наибольшей степени влияют на проектный облик КА ДЗЗ. Такие параметры называют *определяющими*.

Как показывает опыт работы конструкторских бюро, к основным (определяющим) проектным параметрам проектирования КА в целом относятся следующие:

- целевые показатели (линейное разрешение на местности; ширина полосы захвата; производительность КА ДЗЗ и др.);
- параметры орбиты КА;
- масса КА при заданных целевых показателях;
- массовые моменты инерции КА;
- динамические характеристики КА (угловая скорость и ускорение поворота корпуса КА при целевой работе);
- запас характеристической скорости КА, которую может обеспечить маршевый двигатель комплексной двигательной установки (КДУ);
- относительные массы бортовых систем и конструкции КА;
- энергопотребление КА и бортовых систем;
- показатели надежности КА и бортовых систем и др.

## **2. МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

В общем случае проектные параметры отдельного КА ДЗЗ следует определять, решая проектные задачи для космической системы наблюдения (КСН) в целом. Проектирование отдельного КА можно рассматривать как составную часть проектирования КСН, состоящей из одного КА ДЗЗ.

В настоящем учебном пособии в основном рассматриваются вопросы выбора основных характеристик и проектного облика КА ДЗЗ. Вопросы, связанные с проектированием космической системы, затрагиваются лишь в той степени, которая необходима для понимания логики проектирования.

### **2.1 Разработка тактико-технических требований**

Космические аппараты ДЗЗ разрабатываются в соответствии с тактико-техническими заданиями (ТТЗ), в которых определены тактико-технические характеристики (ТТХ) КА. Эти характеристики определяются по результатам проектирования КСН, в которой КА ДЗЗ рассматривается как один из элементов системы.

ТТЗ на КСН должен разрабатывать Заказчик (Роскосмос, Минобороны, Академия наук, частные инвесторы). Однако реально разработка ТТЗ проводится совместно с исполнителями путём многократных согласований.

Предварительно Заказчик финансирует проведение НИР, которые выполняются с привлечением НИИ, специализирующихся по отдельным тематическим направлениям. Результатом выполнения НИР является определение принципиальной возможности или

невозможности создания КСН с заданными показателями. Далее проводится предпроектный анализ, результатом которого является решение о целесообразности создания КСН. При положительном заключении и наличии финансирования (после прохождения конкурсных процедур) приступают к проектированию КСН. Проект ведёт головная проектная организация, которая отвечает за всю кооперацию и, в свою очередь, разрабатывает ТТЗ на составные части КСН, такие как наземный сегмент, отдельные КА ДЗЗ, обеспечивающая орбитальная группировка (навигационные спутники, спутники-ретрансляторы и др.). ТТЗ на разработку составных частей КСН (например, на конкретные КА ДЗЗ) составляется также совместно с головным предприятием-изготовителем (например, с АО «РКЦ «Прогресс») путём многократных согласований.

ТТТ приводятся в ТТЗ на разработку КА ДЗЗ. Если в КСН используется один КА ДЗЗ, то ТТТ к отдельным КА частично совпадают с ТТТ к космической системе. Структура ТТТ на разработку конкретного КА должна соответствовать документу «Общие технические требования» (ОТТ) и Положению РК-11-кт. Эти документы представлены в специальной нормативной документации ракетно-космической отрасли.

Ниже приведен сокращённый перечень основных требований, которые в соответствии с ОТТ должны быть отражены при составлении ТТТ на конкретный КА ДЗЗ. Это требования:

- по назначению;
- по радиоэлектронной защите;
- по живучести и стойкости к внешним воздействиям;
- к надёжности;
- к эргономике и технической эстетике;
- к эксплуатации, удобству технического обслуживания, ремонту и хранению;
- к транспортабельности;



- к безопасности;
- к стандартизации и унификации;
- к технологичности;
- конструктивные требования;
- технико-экономические требования;
- по видам обеспечения;
- к составным частям КА;
- к сырью, материалам и комплектующим;
- к консервации и упаковке КА.

В ТТТ на КА приводятся ссылки на конкретные документы (с номерами постановлений или протоколов и датами утверждения), подтверждающие те или иные требования или решения.

Достаточно большой опыт, накопленный в области проектирования, производства и эксплуатации КА, обсуждается в нормативных документах ракетно-космической отрасли, справочной, монографической литературе, учебниках и учебных пособиях. В них излагается положительный опыт создания КА и они имеют своей целью помочь разработчикам избежать ошибок, которые были совершены более ранним поколением создателей КА.

Для КСН высокодетального оперативного наблюдения поверхности Земли в видимом и инфракрасном диапазонах спектра приводятся следующие основные конструктивные требования:

- к целевым характеристикам;
- к лётно-техническим характеристикам;
- к массогабаритным и энергетическим характеристикам составных частей космической системы.

Требования, касающиеся экономических вопросов, включают:

- требования по экономической эффективности КСН;
- ограничения по стоимости разработки, производства, эксплуатации КСН и стоимости её составных частей и др.

Требования к целевым показателям включают требования:

- к наблюдаемому диапазону широт Земли (обзорность: глобальная или ограниченная);
- к спектральным диапазонам наблюдения;
- к режимам съёмки (объектовая, маршрутная, площадная, стереосъёмка и др.);
- к линейному разрешению на местности;
- к периодичности наблюдения;
- к оперативности доставки информации;
- к производительности КСН (или КА ДЗЗ);
- к размерам кадра (ширины полосы захвата);
- к размерам ширины полосы обзора;
- к точности привязки снимка к геодезическим координатам поверхности Земли;
- к срокам хранения снимка в БЗУ КА (характеристики старения информации);
- к сроку активного существования КА и др.

Требования к лётно-техническим характеристикам включают:

- требования к количеству КА в системе наблюдения;
- требования к параметрам орбит с учётом долготы восходящего узла, аргумента перигея каждого КА и др.

При выполнении учебных курсовых проектов и выпускных квалификационных работ допускается оформлять упрощенные тактико-технические требования в виде таблицы, пример которой приведён в [51].

## **2.2. Методические подходы к выбору проектного облика КА и технические постановки проектных задач**

Постановки общих задач проектного выбора существенно зависят от степени использования заимствованных составных частей ранее разработанных образцов, то есть от методических подходов к формированию проектного облика КА.

Существует *несколько методических подходов* к формированию проектного облика КА ДЗЗ на основе:

- эвристического подхода;
- совершенствования прототипов;
- совершенствования состава целевой аппаратуры в отсеке полезной нагрузки при неизменных характеристиках отсека служебных систем;
- компоновки КА «вокруг» оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК);
- установки ОЭТК, высокоточных оптических приборов и чувствительных датчиков на термостабилизированной платформе;
- установки в состав КА нескольких типов целевой аппаратуры (ЦА) с ограничением общей массы и комплексированием работы этой аппаратуры;
- выбора основных проектных характеристик и начального облика по заданным целевым показателям эффективности и др.

Приведём возможные постановки некоторых технических задач проектирования.

На рис. 2.1 представлены примеры КА, разработанных *на основе эвристического подхода*. На этом рисунке изображены (слева-направо и сверху-вниз) КА ДЗЗ «Зенит-2», «Аркон», «Янтарь-2К», КА оптического наблюдения Таиланда, КА ДЗЗ Тайваня, КА ДЗЗ «АИСТ-2». Такой подход характерен для новых проектов. Он базируется на опыте и интуиции разработчиков КА.

Такой подход, с одной стороны, был характерен для ранних этапов развития средств ДЗЗ, а с другой стороны, остаётся актуальным при проектировании новых КА, например, когда поставлена задача создать новую платформу КА, отвечающую современным требованиям развития элементной базы.

**Задача 1.** Даны целевые показатели КСН и КА ДЗЗ. Необходимо выбрать основные характеристики и сформировать проект-

ный облик КА, обеспечивающих выполнение целевых показателей, при ограничениях по стоимости, времени создания, грузоподъемности РН, габаритов по ГО и др.



Рис. 2.1. Космические аппараты ДЗЗ, разработанные на основе эвристического подхода

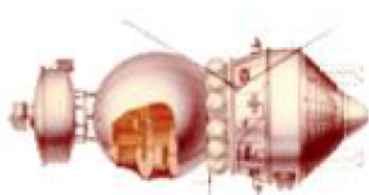
На рис. 2.2 представлены примеры КА, разработанных *на основе совершенствования прототипов*. Такой подход характерен для КБ с большим опытом разработки.



КА «Зенит-2»



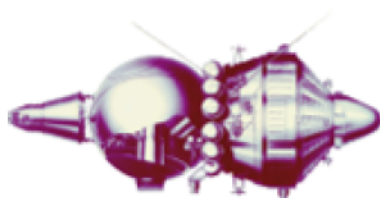
КА «Янтарь-2К»



КА «Зенит-2М»



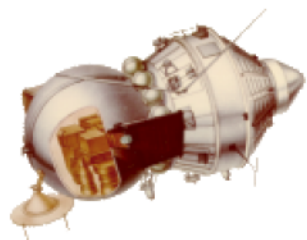
КА «Янтарь-4К1М»



КА «Зенит-4 МК»



КА «Ресурс ДК»



КА «Зенит-4 МТ»



КА «Ресурс П»

Рис. 2.2. Космические аппараты ДЗЗ, разработанные на основе совершенствования прототипов

На начальном этапе проектанты выбирают какой-либо прототип с наиболее близкими характеристиками и пытаются его усовершенствовать с целью удовлетворения новым тактико-техническим требованиям.

При этом проектант интуитивно "чувствует", какие факторы существенно, а какие несущественно влияют на целевые показатели и основные проектные характеристики КА. Стратегию проектирования проектанты выбирают, ранжируя эти факторы, и вводят изменения в проект, сначала по наиболее значимым факторам, которые в наибольшей степени влияют на облик и характеристики КА, а затем – по менее значимым.

**Задача 2.** Даны целевые показатели КСН и КА ДЗЗ. Необходимо выбрать прототип (базовый вариант) КА, на основе которого будет создаваться КА с более совершенными характеристиками. Необходимо выбрать состав целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем, определить или изменить конструктивные параметры для установки новых устройств и приборов, обеспечивающих выполнение заданных целевых показателей при наличии ограничений (см. в задаче 1).

На рис. 2.3 представлены примеры КА, разработанных *на основе совершенствования состава целевой аппаратуры в отсеке полезной нагрузки (ПН) при неизменных (или малоизменяемых) характеристиках отсека служебных систем*. В левой колонке представлены КА «Янтарь-2К», «Орлец» и проект КА радиолокационного наблюдения (РЛН). В правой колонке представлены КА «Кондор» оптического и РЛН [98, 99, 100] и КА «Канопус», также оптического и радиолокационного наблюдения.

Постановка задачи близка к задаче 2, но имеются отличия в части ограничений по минимальному изменению основной конструкции и приборного состава обеспечивающей аппаратуры.





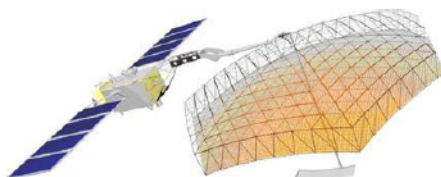
КА «Яantar-2K»



КА «Кондор» [99]



КА «Орлеп»



КА «Кондор-Э» [98]



Проект КА РЛН



КА «Канопус»  
оптического наблюдения



Проект КА ДЗЗ ИК наблюдения



КА «Канопус» РЛН

Рис. 2.3. Космические аппараты ДЗЗ, разработанные на основе совершенствования состава целевой аппаратуры в отсеке ПН

**Задача 3.** Даны целевые показатели КСН и КА ДЗЗ и базовый вариант КА (платформа). Необходимо выбрать состав целевой ап-

паратуры (ЦА) с более совершенными характеристиками (или ЦА, работающей на других принципах) и изменить конструктивные параметры для установки новой ЦА и некоторых приборов, обеспечивающих выполнение заданных целевых показателей при наличии ограничений (см. в задаче 1).

Рассмотрим методический подход к выбору проектного облика КА на основе использования **универсальных космических платформ (УКП)**. На рисунке 2.4 показан общий вид платформы одного из ранних проектов КА ДЗЗ «Ресурс-П» № 2 [95].

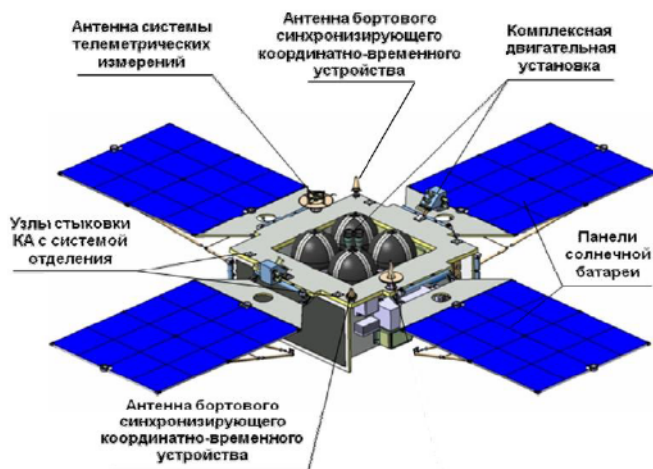


Рис. 2.4. Общий вид платформы КА «Ресурс-П» № 2

На рис. 2.5 показаны варианты КА, выполненные на основе использования УКП «Яхта», которая служит базой для создания КА с различной целевой аппаратурой типа «Монитор-М» и др.

На рис. 2.6 показаны космические платформы «Навигатор» массой до 980 кг (в середине и справа вверху) и «Карат» массой до 140 кг (слева внизу), разработанные в НПО им. С. А. Лавочкина [96].

Данный подход отличается от предыдущего тем, что выбирается платформа подходящей грузоподъемности из существующих.



Рис. 2.5. Универсальная космическая платформа «Яхта» и КА ДЗЗ

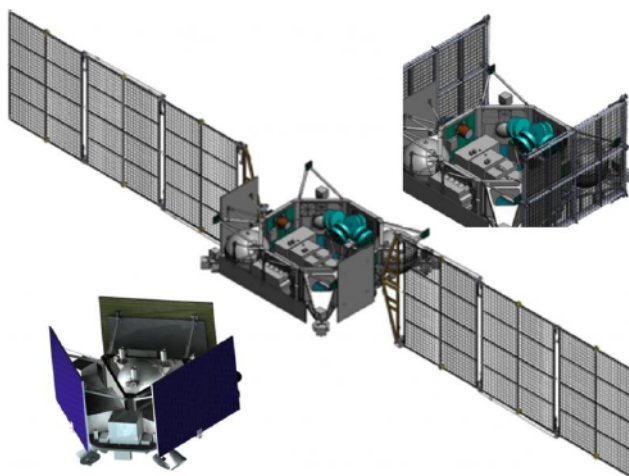
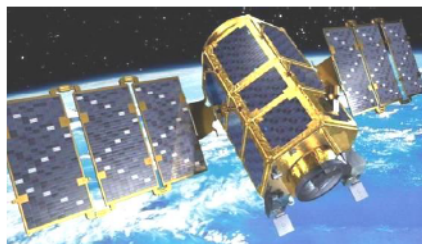


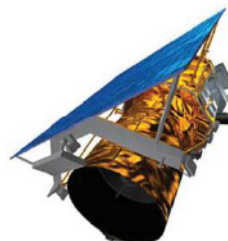
Рис. 2.6. Космические платформы «Навигатор» и «Карат»

**Задача 4.** Даны целевые показатели КСН и КА ДЗЗ. Необходимо выбрать состав целевой аппаратуры (ЦА) и универсальную космическую платформу, которые в комплексе обеспечивали бы выполнение заданных целевых показателей при наличии ограничений (см. в задаче 1).

На рис. 2.7 представлены примеры КА, разработанных *на основе компоновки КА «вокруг» оптико-электронного телескопического комплекса.*



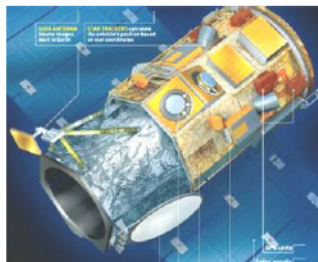
КА «KompSat-2»



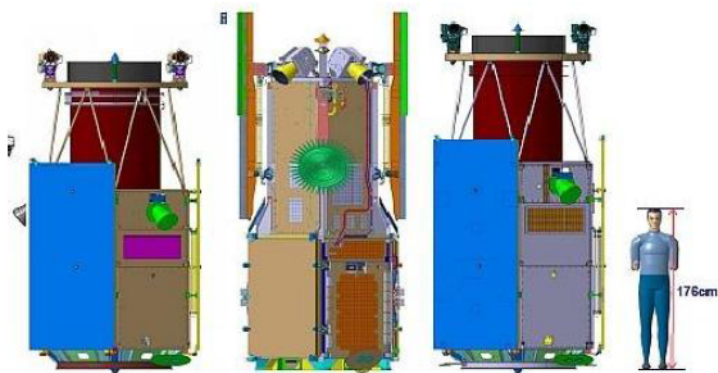
КА «OrbView-5»



КА «KH-11»



КА «GeoEye-1»



КА «KompSat-3»

КА «KompSat-5»

КА «KompSat-3A»

Рис. 2.7. Космические аппараты ДЗЗ, разработанные на основе компоновки «вокруг» ОЭТК

Такой подход характерен для КА оптического сверхвысокодетального оперативного наблюдения. В качестве основной составной части КА выбирается оптико-электронный телескопический комплекс (ОЭТК), который для КА сверхвысокодетального наблюдения занимает наибольший объём и имеет наибольшую массу по сравнению с другими частями КА.

Далее КА «наращивается» путём «установки» «вокруг» ОЭТК элементов БС сначала с наибольшими, затем с меньшими массами.

**Задача 5.** Даны целевые показатели КСН и КА ДЗЗ. Необходимо выбрать ОЭТК, обеспечивающий ЛРМ, ширину полосы захвата и др., и сформировать «вокруг» ОЭТК конструкцию корпуса с элементами установки устройств и приборов бортовых обеспечивающих систем при наличии ограничений (см. в задаче 1).

В рамках данной задачи можно сформулировать несколько частных задач, например: рассчитать потребные габаритно-массовые и энергетические параметры ОЭТК для разработки ТЗ предприятию, создающему оптическую аппаратуру наблюдения.

На рис. 2.8 представлены примеры оптических систем КА ДЗЗ, разработанные на основе *установки* ОЭТК и *высокоточных оптических приборов на термостабилизированной платформе*. Такой подход применяется потому, что к оптическим системам сверхвысокого разрешения предъявляются высокие требования по жесткостным параметрам и диапазону изменения температуры. Слева показан ОЭТК КА «KompSat-3» [75], справа - ОЭТК КА «Pleiades» [88]. Оптическая схема представляет собой модифицированную схему Корша. Цифрами обозначены: 1 - звездный датчик, 2 - термостабилизированная платформа, 3 - корпус ОЭТК, 4 - датчик угловых скоростей, 5 - радиатор-охладитель (РО); 6 - фокальный узел с ФПУ, 7 - рама крепления РО, 8 - рама крепления интерфейсного кабеля, 9 – плоское зеркало с центральным отверстием, 10 – узел с зеркалом для коррекции полевых аберраций.



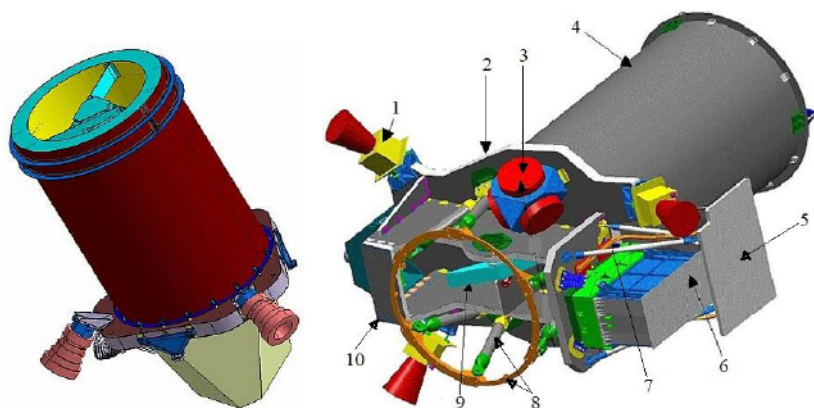


Рис. 2.8. Примеры установки оптических приборов на термостабилизированной платформе [75, 88]

**Задача 6.** Даны целевые показатели КСН и КА ДЗЗ. Необходимо выбрать (или спроектировать) ОЭТК по заданным показателям проекции пикселя и ширины полосы захвата и др., разработать термостабилизированную платформу необходимой жёсткости для установки ОЭТК, встроить платформу в конструкцию корпуса КА, разместить на платформе прецизионные блоки СОУД и приборы БОС при наличии ограничений (см. в задаче 1).

На рис. 2.9 представлены КА «Ресурс-П» [97] и проект КА «Канопус» (Россия) [101], разработанные *на основе установки в состав КА нескольких типов целевой аппаратуры.*

На КА «Ресурс-П» (не считая научной аппаратуры) установлены три вида оптической аппаратуры: детального, широкозахватного и гиперспектрального наблюдения. В проекте КА «Ресурс-О1» предусматривалась установка двух видов оптической аппаратуры наблюдения: детального и широкозахватного.

Реализация грамотно выбранного методического подхода в соответствии с приведёнными примерами может позволить существенно сократить сроки, стоимость разработки и создания КА,



предопределить успех проекта и получение заказа на создание КА, учитывая, что выбор заказчика головного разработчика осуществляется в обязательном порядке на конкурсной основе.

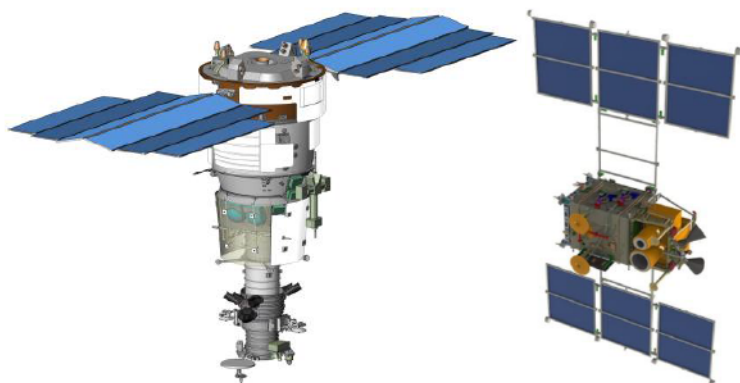


Рис. 2.9. Примеры КА, разработанных на основе установки нескольких типов целевой аппаратуры

Напомним, что при использовании любого из приведённых методических подходов к формированию проектного облика КА ДЗЗ, безусловно, необходимо обеспечить заданные целевые показатели КСН, в которую могут входить один или несколько КА ДЗЗ, другие элементы орбитальной группировки (спутники-ретрансляторы, навигационные КА) и элементы наземных сегментов управления, приёма и распространения видеоинформации.

### **2.3. Математические формулировки задач выбора проектных решений**

В теории и практике проектирования КА существуют технические и математические постановки задач выбора проектных решений.

*Технические постановки* задач выбора проектных решений выражаются в словесной форме и являются, по сути, отражением

направления работ головной организации по созданию КА. Примеры постановок такого рода задач были приведены ранее.

*Математические постановки* общих задач выбора проектных решений могут приводиться в различных формах, например, в обобщенной форме, с позиций теории множеств или в форме многокритериальных задач. Для частных задач математические постановки могут формулироваться, например, в виде задач математического программирования (на условную оптимизацию), вариационных задач (оптимизация функционала), задач оптимального управления (принцип максимума Понтрягина) и др.

Приведём примеры постановок таких задач.

В качестве *основного* критерия эффективности КСН могут служить показатели, связанные с доходом от её эксплуатации:

$$D_{КСН} \rightarrow \max ,$$

где доход  $D_{КСН}$  подсчитывается как разность между полученными средствами, вследствие реализации снимков заказчику или на Мировом рынке, и затраченными средствами на создание и эксплуатацию КСН. Доход будет тем больше, чем выше качество снимков, характеризующее целевыми показателями.

Поэтому в качестве основных критериев эффективности КСН в рамках концепции пригодности можно использовать следующие критерии:  $W_{ЛРМ} \leq W_{ЛРМ}^{Зад}$ ,  $W_S \geq W_S^{Зад}$ ,  $W_{Точн} \geq W_{Точн}^{Зад}$ ,  $W_{Пер} \leq W_{Пер}^{Зад}$ ,  $W_{Пр} \geq W_{Пр}^{Зад}$ ,  $W_{Он} \leq W_{Он}^{Зад}$ ,  $W_{ТАС} \geq W_{ТАС}^{Зад}$   $C \leq C^{Дон}$  и др. при ограничениях по стоимости разработки, по срокам создания КСН, по материальным и трудовым ресурсам и др.

В этих выражениях введены следующие обозначения:  $W$  - показатель эффективности, индексы ЛРМ, S, Точн, Пер, Пр, Он, ТАС, C относятся соответственно к показателям ЛРМ, спектральных диапазонов, точности геопривязки, периодичности, производительности, оперативности, сроку активного существования,

стоимости создания КА; Зад – обозначение заданного значения соответствующего показателя, Доп – допустимое значение.

Математическая постановка задачи выбора проектных решений при проектировании КА ДЗЗ в рамках концепции пригодности будет следующей:

$$\left. \begin{aligned} W_{ЛРМ} \leq W_{ЛРМ}^{Зад}; W_S \geq W_S^{Зад}; W_{точн} \geq W_{точн}^{Зад}; W_{Пер} \leq W_{Пер}^{Зад}; \\ W_{Пр} \geq W_{Пр}^{Зад}; W_{Он} \leq W_{Он}^{Зад}; W_{ТАС} \geq W_{ТАС}^{Зад}; C \leq C^{Доп} \text{ и } \partial p. \end{aligned} \right| \begin{aligned} X \in X^{Доп}; \\ W_R \in W_R^{Зад}, \end{aligned}$$

где  $X$  означает вектор проектных параметров, выражение  $X \in X^{Доп}$  означает принадлежность проектных параметров допустимому множеству, индекс  $R$  означает ограничения по другим, не рассмотренным подробно характеристикам.

В этих же ограничениях могут быть учтены требования, связанные с выбором методического подхода к проектированию КА ДЗЗ. Например, если в КА заменяется только аппаратура наблюдения, а базовая платформа заимствуется, то ограничения выдвигаются именно по массе, габаритам, энергопотреблению и другим характеристикам используемой платформы.

В рамках концепции оптимизации постановка задачи выбора проектных решений будет следующей:

$$\left. \begin{aligned} W_{ЛРМ} \rightarrow \min; W_S \rightarrow \max; W_{Точн} \rightarrow \max; W_{Пер} \rightarrow \min; \\ W_{Пр} \rightarrow \max; W_{Он} \rightarrow \min; W_{ТАС} \rightarrow \max; C \rightarrow \min \text{ и } \partial p. \end{aligned} \right| \begin{aligned} X \in X^{Доп}; \\ W_R \in W_R^{Зад}. \end{aligned}$$

Данная задача относится к классу многокритериальных и решение отыскивается на множестве Парето.

Напомним, что множество Парето - это такое множество, когда для улучшения одного из показателей эффективности необходимо снизить требования (ухудшить) к одному или нескольким другим показателям. Множество Парето означает несколько вари-

антов решения задачи, равнозначных в некотором смысле. Например, можно представить проект двух КА, у одного лучше ЛРМ, но ниже производительность, у другого КА, наоборот, хуже ЛРМ, но выше производительность (при прочих равных условиях).

И только лицо, принимающее решение (ЛПР), может выбрать вариант для дальнейшей проработки. Считается, что если проектант представляет ЛПР только один вариант, то это непрофессионально. Таким образом, в общем случае наиболее правильно рассматривать многокритериальную задачу и представлять ЛПР несколько вариантов решения проектной задачи (например, методом уступок).

Многокритериальные задачи выбора проектных решений можно свести к однокритериальным, если выделить «главный критерий». Например, если требуется определить основные характеристики КА ДЗЗ, обеспечивающие максимальные значения производительности при удовлетворении имеющихся ограничений, то в математической форме эта задача может быть записана так:

$$W_{Пр} \rightarrow \max \left| \begin{array}{l} W_{ЛРМ} \rightarrow \min; W_S \rightarrow \max; W_{Точн} \rightarrow \max; W_{Пер} \rightarrow \min; \\ W_{Пр} \rightarrow \max; W_{Он} \rightarrow \min; W_{ТАС} \rightarrow \max; C \leq C^{Дон} \text{ и } \partial p. \\ X \in X^{Дон}; W_R \in W_R^{Зад}. \end{array} \right.$$

В общем случае функциональные связи в задачах выбора проектных решений не могут быть выражены простыми формулами, типа целевых функций. Как, например, можно получить простые зависимости для оценки влияния проектных параметров КА ДЗЗ на целевые показатели КСН? В общем случае такие связи могут выражаться сложными математическими зависимостями (дифференциальными и интегральными уравнениями), определяться по сложному алгоритму, а значения показателей эффективности могут вычисляться с применением программного обеспечения.

Другой путь сведения многокритериальных задач к однокритериальным – это так называемая «свёртка» отдельных показателей эффективности в один показатель. Минимальное или максимальное значение такого показателя используют в качестве критерия. Однако такой критерий будет субъективным, так как обычно отдельные показатели эффективности относятся к различным физическим явлениям и имеют разную размерность. Поэтому свёртку критериев используют для простых задач, в которых можно использовать балльные оценки.

Для сложных технических систем свёртка критериев в один критерий некорректна. Как, например, все целевые показатели космической системы наблюдения свернуть в один?

Отметим, что в научной и технической литературе общие задачи проектирования некоторыми авторами ставятся в виде задач математического программирования, но на практике они не реализуемы из-за сложности связей между целевыми показателями и конструктивными, стоимостными и другими параметрами КА и КСН. Кроме того, в рамках постановок задач в виде целевой функции возможна лишь субъективная оценка влияния отдельных показателей, имеющих различную размерность, на результат оценки (на значение целевой функции). Такие постановки задач могут быть корректными только для простых задач.

## **2.4. Частные критерии эффективности**

Как упоминалось, выбор проектных решений КА по обобщённым и основным критериям наталкивается на трудности, связанные с разработкой моделей, имеющих различные размерности отдельных параметров. Выход из этого положения находят за счёт использования удачно подобранных частных критериев эффективности, вместо обобщённых и основных. Подбор частных критери-

ев, заменяющих основные критерии, возможен в тех случаях, когда известно, что с возрастанием (или убыванием) частного показателя эффективности также монотонно возрастает (или убывает) основной показатель эффективности. Например, с уменьшением массы КА, как правило, уменьшается его стоимость. Поэтому вместо критерия  $C_{КА} \rightarrow \min$  можно использовать критерий минимума массы КА

$$m_{КА} \rightarrow \min . \quad (2.1)$$

С уменьшением массы и моментов инерции КА можно также повысить скорость поворота КА при отработке программы полёта (усовершенствовать динамические характеристики КА), что, в свою очередь, может привести к увеличению производительности  $W_{np}$ .

Действительно, поскольку угловое ускорение  $\varepsilon_{КА}$  КА связано с управляющим моментом  $M_{уп}$  и моментом инерции КА  $J_{КА}$  относительно какой-либо оси соотношением

$$\varepsilon_{КА} = M_{уп} / J_{КА} , \quad (2.2)$$

то усовершенствование динамических характеристик КА возможно также за счёт уменьшения моментов инерции КА. Следовательно, в качестве критерия выбора проектных решений кроме критерия (2.3) можно использовать критерий минимума момента инерции КА относительно какой-либо оси:

$$J_{КА} \rightarrow \min . \quad (2.3)$$

Уменьшение моментов инерции КА осуществляется за счёт грамотной компоновки (облика) КА, когда массивные составные части устанавливаются вблизи центра масс КА.

Относительные массы бортовых систем и конструкции КА также можно рассматривать в качестве частных критериев:



$$\xi_{BC} \rightarrow \min, \quad (2.4)$$

так как при этом уменьшается масса КА и его моменты инерции.

При проектировании КА ДЗЗ часто возникает проблема нехватки электрической мощности. Одним из способов повышения среднесуточной мощности системы электропитания без увеличения массы является установка панелей СБ и планирование циклограммы работы КА таким образом, чтобы среднесуточный косинус угла  $\alpha$  между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели СБ (или его косинус) был максимальным:

$$\overline{\cos \alpha} \rightarrow \max. \quad (2.5)$$

Существуют и другие частные критерии:

- максимальный запас по характеристической скорости КА, которую может обеспечить маршевый двигатель КДУ при фиксированной массе и полностью заправленных топливных баках (чем больше характеристическая скорость, тем КА может совершить большее количество маневров или более продолжительное время функционировать на орбите по целевому назначению);
- минимальное энергопотребление бортовых систем (чем меньше мощность, тем меньше масса системы электропитания);
- максимальная средняя плотность компоновки КА (чем больше значение плотности компоновки КА, тем меньше его габариты и, как правило, меньше масса и моменты инерции конструкции космического аппарата и КА в целом);
- максимальная степень унификации составных частей КА (чем больше унификация, тем ниже стоимость КА).

Для составных частей КА в качестве частных критериальных параметров можно использовать массу и габариты целевой аппаратуры, элементов БОС, отсеков КА и др.

Введение частных критериев позволяет находить локальные экстремумы эффективности проектируемой системы с наименьшими затратами труда и времени.

## **2.5. Особенности процесса выбора и согласования основных проектных характеристик КА**

Поскольку имеется взаимовлияние целевых показателей и проектных параметров космической системы (КС) и отдельных КА ДЗЗ, то необходим этап так называемой увязки этих показателей и параметров. Этот этап выполняется в процессе длительного взаимодействия заказчика, головной организации - разработчика КА ДЗЗ и системы в целом.

Длительность согласования параметров КА характерна также и для внутреннего прохождения проектных документов на предприятии-разработчике КА. Различные проектные отделы специализируются по разным тематическим направлениям (целевая аппаратура, динамика полёта, управление КА в целом, управление движением, тепловые режимы, энергетика и др.). Часть проектных вопросов решается непосредственно в отделах. Для автоматизации расчётов в отделах имеется специализированное программное обеспечение. Работа ведётся в режиме составления замечаний и их устранения. Вторая часть проектных вопросов решается во взаимодействии с разработчиками и изготовителями составных частей КА, в частности, некоторых узлов, агрегатов и приборного состава. Таким образом, процесс проектирования КА ДЗЗ является длительным и итерационным.

На последующих этапах проектирования составляются технические задания исполнителям проекта (различным подразделениям проектной организации, организациям, специализирующимся по отдельным направлениям работ). Технические задания согласо-

ываются с исполнителями, проводится более глубокая проработка проекта, уточняются состав бортовых систем, принципы их работы, значения массогабаритных, энергетических, баллистических и других характеристик КА ДЗЗ.

Как правило, после выполнения работ соисполнителями проекта по данным техническим заданиям возникают различного рода противоречия. Головной проектный отдел рассматривает их и принимает решение об изменении тех или иных параметров КА.

Далее соисполнителями проекта производится пересчет характеристик бортовых систем и конструкции КА с измененными исходными данными (по "своим" программам). Эти расчеты проводятся в автоматизированном режиме на высоком техническом уровне, однако увязки данных программ в отдельный программный комплекс нет. Поэтому согласование проекта получается в результате нескольких итерационных циклов проектирования соисполнителей, разделенных организационно, территориально и работающих в отдельных "информационных пространствах". После очередного цикла согласования или устранения противоречий проверяется выполнение целевых показателей.

Тем не менее оптимизация, хотя и не глобальная, все же происходит в неявном виде в рамках совершенствования характеристик отдельных составных частей КА (локальная оптимизация).

В процессе выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика КА ДЗЗ важна последовательность проектных работ, от которой существенно зависит количество необходимых итераций для согласования проектных параметров, полученных в проектных отделах, специализирующихся по различным тематическим направлениям.

В этой связи возникает актуальная задача ускорения формирования начального облика КА ДЗЗ путём автоматизации этого процесса. Для этого желательно разработать программное обеспече-

ние, в котором использовались бы существующие в различных проектных отделах модели, согласованные по входным и выходным параметрам. Если такие модели сложны и требуют для расчётов значительных затрат времени, то их необходимо заменить на более простые инженерные модели с достаточной точностью.

## **2.6. Методика формирования проектного облика КА по критериям минимума массы и моментов инерции**

В качестве основного методического подхода выбран подход: *«на основе компоновки КА «вокруг» ОЭТК».*

### **Формирование проектного облика КА из новых элементов**

В качестве основной составной части КА ДЗЗ выбирается ОЭТК, который для КА оптического высокодетального оперативного наблюдения занимает наибольший объём и имеет наибольшую массу по сравнению с массами элементов других бортовых систем. Для этого сначала задаётся высота орбиты, производится габаритно-массовый расчёт ОЭТК, обеспечивающий заданные показатели линейного разрешения на местности, ширины полосы обзора и др.

Производится расчёт потребных (для реализации) значений массы, габаритов и энергетики элементов систем приёма, преобразования, хранения и передачи видеоинформации.

Выбирается будущая форма корпуса КА (цилиндр, параллелепипед и др.) и производится расчёт потребных (для реализации) значений массы, габаритов, энергетики и моментов инерции элементов бортовых обеспечивающих систем.

Далее КА «наращивается» путем расположения «вокруг» ОЭТК элементов БС сначала с наибольшими, затем с меньшими массами и габаритами. Компоновка осуществляется по критерию

минимума моментов инерции КА (исходя из необходимости высокой динамичности при выполнении программных разворотов).

Для проведения итерационных циклов расчёта в процессе синтеза массогабаритных и др. характеристик бортовых систем и контроля за "увязкой" проекта вводится так называемая "фиктивная масса КА" (а также объём, энергопотребление и моменты инерции). Фиктивная масса КА – это текущее (переменное) значение массы КА в процессе последовательного синтеза массогабаритных параметров бортовых систем КА и "наращивания" конструктивно-компоновочной схемы. Фиктивная масса КА постоянно изменяется также в процессе итерационных циклов проектирования (устранением противоречий проекта).

Аналогично вводятся фиктивные значения объёмов, энергопотребления и моментов инерции КА.

В первом цикле итерации фиктивная масса КА принимается равной массе ОЭТК, затем к этой массе добавляются массы блоков других элементов целевой аппаратуры (систем приёма, преобразования, хранения и передачи видеоинформации). Далее к полученной фиктивной массе КА добавляются массы элементов бортовых обеспечивающих систем или элементов БС, присоединяющиеся к КА в процессе «наращивания». И так до окончания процесса «добавления» массы всех бортовых систем КА.

Далее добавляется масса конструкции корпуса КА, рассчитанная по статистическим моделям.

После первого «набора» элементов всех систем формируется облик силовой конструкции.

Аналогичные действия производятся с фиктивными значениями объёмов, энергопотребления и моментов инерции составных элементов КА. Причём для расчёта моментов инерции КА используется приём равномерного распределения накопленной массы по объёму КА заданной формы.

Во втором и последующих итерационных циклах проектирования в качестве фиктивной массы КА используют массу, полученную в конце предыдущего итерационного цикла.

При этом расчёт масс, габаритов и энергопотребления каждой "добавляемой" бортовой системы (или какого-либо приборного блока бортовых систем) осуществляется исходя из фиктивной массы КА. Стабилизированное значение массы КА по окончании итерационных циклов (а также объёма, энергопотребления и моментов инерции) принимается за проектную массу КА (а также проектные значения объёмов, энергопотребления и моментов инерции составных частей КА).

Последовательность проектных работ при использовании этого подхода показана на рис. 2.10.

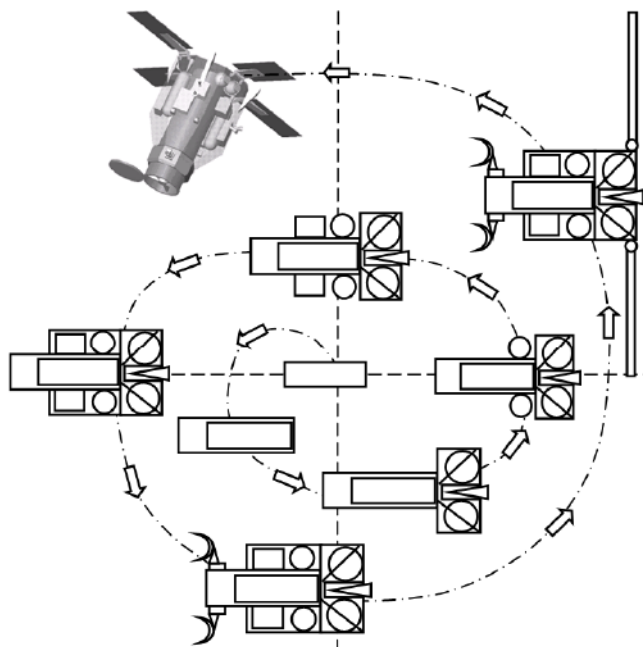


Рис. 2.10. Последовательность формирования проектного облика КА



Данный метод позволяет автоматизировать процесс проектирования, так как:

- имеются чёткие критерии выбора (минимум массы и минимумы моментов инерции КА);
- процесс проектирования можно формализовать;
- «схождение» результатов по массам, объёмам и энергопотреблению КА обеспечивается сущностью данного метода.

Если при создании новых КА не используются заимствованные элементы, и нет существенных ограничений по форме и размерам корпуса, то, благодаря описанному выше методическому подходу, можно получить проект КА, обладающий лучшими массогабаритными, инерционными, энергетическими и другими характеристиками по сравнению с КА, спроектированными, например, на основе совершенствования аналога.

При такой постановке, в принципе, можно создать КА ДЗЗ с оптимальными массогабаритными характеристиками (идеальный КА). В таком КА все элементы бортовых систем выполняют функции в оптимальных режимах, как бы «без избытка и недостатка».

Практически это означает, что *осуществляется оптимизация основных проектных характеристик КА в неявной форме.*

Теоретически это означает, что производится оптимизация проектных характеристик *без формализации задач математического программирования*, в которых требуются построения целевых функций и функций ограничений.

Такой проект КА ДЗЗ можно рассматривать как эталонный по массогабаритным, инерционным, энергетическим и другим характеристикам, то есть рассматривать его как виртуальный аппарат, характеризующий меру совершенствования выпускаемых изделий ракетно-космической техники по критериям минимума массы и габаритов при обеспечении заданных целевых показателей.

Недостатком проектирования без заимствованных элементов и ограничений является то, что экономически не всегда целесообразно создавать новые элементы, если можно заимствовать существующие, отработанные, хотя и с менее совершенными массогабаритными и энергетическими характеристиками. Кроме того, такой КА не будет оптимальным по надёжности, так как все новые элементы бортовых систем надо будет отрабатывать заново.

### **Формирование проектного облика КА с использованием заимствованных элементов**

Если при проектировании КА используются заимствованные изделия и составные части (из других КА), то их характеристики считаются заданными. В этом случае в итерационных циклах не требуется расчёта потребных массогабаритных параметров для реализации той или иной функции составной части КА. Поэтому масса, габариты, энергопотребление и т. п. заимствованных элементов просто добавляются к текущим значениям соответствующих параметров КА.

Практически это означает, что *осуществляется условная оптимизация основных проектных характеристик КА в неявной форме* (при выполнении условий по ограничениям варьирования параметров составных частей КА, которые заимствованы).

Теоретически это означает, что производится *условная оптимизация проектных характеристик без формализации задач математического программирования и математической формулировки ограничений*.

Однако заметим, что, строго говоря, термин оптимизация в данном случае не совсем точен, поскольку речь идёт об улучшении проекта, которое проводится в неявном виде в рамках совершенствования характеристик отдельных составных частей КА. Условно можно считать, что производится локальная оптимизация, а не глобальная.

## **2.7. Методика согласования проектных параметров КА с применением проблемно-ориентированных систем**

Как упоминалось, при проектировании или модернизации КА ДЗЗ возникает проблема согласования массогабаритных, энергетических, ресурсных, временных и др. целевых показателей и проектных параметров бортовых систем и КА в целом.

В этой связи перспективными могут быть методы автоматизированного проектирования, базирующиеся на так называемых проблемно-ориентированных автоматизированных системах проектирования (ПОАСП) [76 - 79]. Если разработать такую систему, то она облегчила бы главному проектанту задачу разработки начального облика КА или модернизацию существующего.

Рассмотрим суть работы таких систем.

Проектные параметры различных составных частей КА, как правило, связаны между собой множеством уравнений различного типа (в виде линейных и нелинейных функций, дифференциальных и интегральных уравнений и т.п.) в явной и неявной форме, в виде алгоритмов и др. В общем виде их называют операторами связи (различной формы). Причём количество увязываемых параметров и, следовательно, соответствующих операторов связи может быть очень большим, и при «ручной» увязке подобных характеристик можно просто запутаться. Не всегда ясно, достаточно ли имеющихся операторов связи или имеется их избыток, корректно ли поставлена задача проектирования или нет. Поэтому, собственно, увязка проектных параметров на практике осуществляется с использованием итерационных циклов.

Свободными от итерационных циклов являются проблемно-ориентированные системы, алгоритм работы которых вкратце заключается в следующем:

- выбирается задача проектирования (из множества возможных и заранее сформулированных);

- выбирается номенклатура бортовых систем;

- вводятся соответствующие функциональные связи (операторы связи) характеристик составных частей (элементов, узлов, агрегатов, бортовых систем) между отдельными проектными параметрами проектируемого КА;

- определяется (самой проблемно-ориентированной системой проектирования) корректность поставленной задачи с учётом введенных операторов связи и возможность её решения (при заданных функциональных связях и ограничениях);

- в случае некорректности поставленной задачи система оповещает исполнителя о том, что именно некорректно (например, количество уравнений меньше, чем количество переменных);

- в случае корректности поставленной задачи проблемно-ориентированная система проектирования в автоматическом режиме составляет систему уравнений связей между входными и выходными данными (на основе введенных функциональных связей);

- предлагает последовательность (алгоритм) решения поставленной задачи;

- решает задачу проектирования;

- выдает результаты решения пользователю.

Итерационные циклы при выборе одного проектного варианта здесь отсутствуют (хотя они могут быть использованы для решения систем уравнений).

### 3. СБОР, АНАЛИЗ СТАТИСТИЧЕСКИХ ДАННЫХ И РАЗРАБОТКА ПРОЕКТНЫХ МОДЕЛЕЙ

#### 3.1. Сбор статистических данных по КА и системам ДЗЗ заданного класса

На рис. 3.1 приведён внешний облик некоторых зарубежных КА ДЗЗ и отечественных КА.

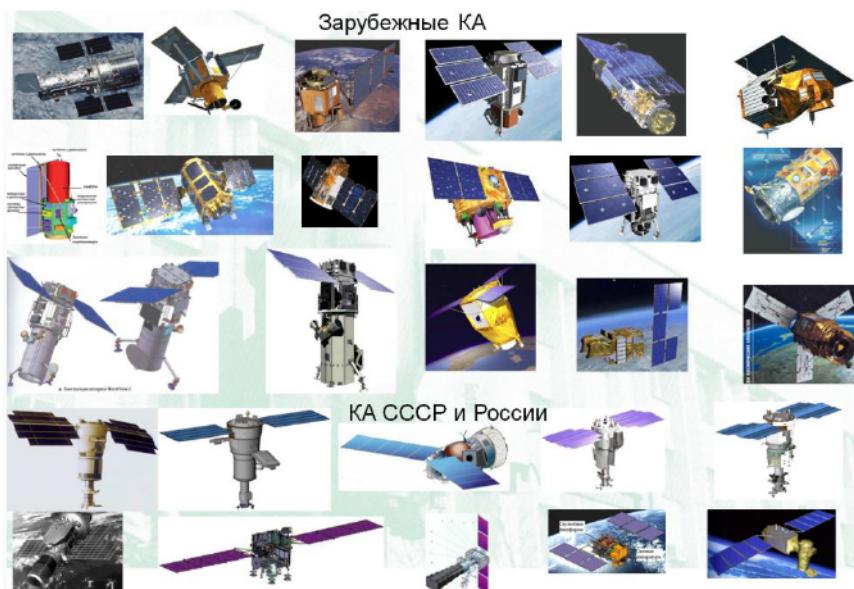


Рис. 3.1. Внешний облик некоторых КА ДЗЗ

Сбор и анализ статистических данных по КА и системам ДЗЗ заданного класса является одним из важнейших этапов проектирования. Этот этап необходим для учёта передовых проектных реше-



ний, имеющихся в мире, и для уточнения регрессионных зависимостей, которые следовало бы использовать в методическом и программном обеспечении с целью повышения степени адекватности используемых проектных моделей.

Статистика должна собираться как по характеристикам, так и по компоновочным схемам. КА-аналог выбирают, как правило, с характеристиками, наиболее близкими к проектируемому КА ДЗЗ.

В качестве примера рассмотрим КА «Pleiades-1» (Франция) [80]. Этот спутник «сбалансирован» по целевым показателям, проектным характеристикам, технологическим и стоимостным решениям. Внешний вид КА показан на рис. 3.2, а некоторые характеристики представлены в табл. 3.1.

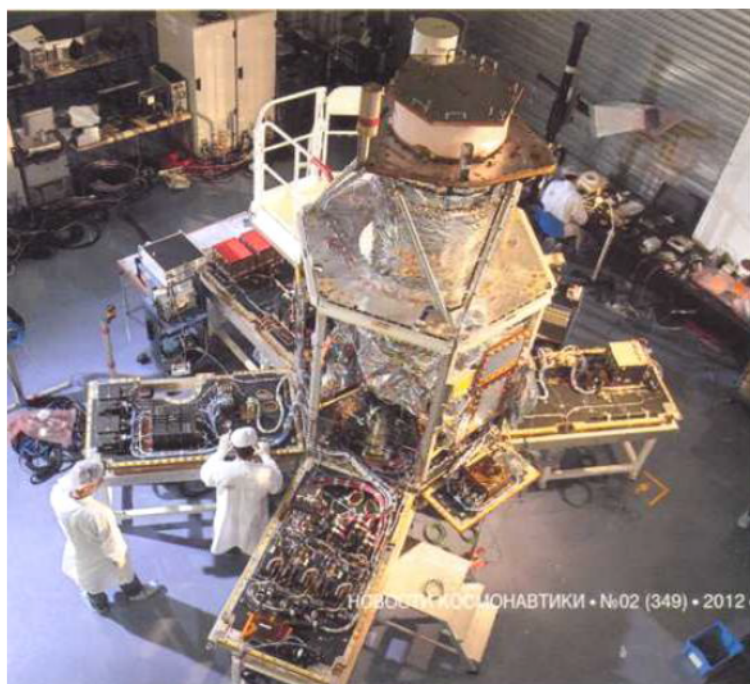


Рис. 3.2. КА «Pleiades» в цехе сборки [80]



Таблица 3.1. Характеристики КА ДЗЗ «Pleiades-HR»

| Параметр                                                         | Значение                               |
|------------------------------------------------------------------|----------------------------------------|
| Масса КА, кг                                                     | 966                                    |
| Минимальный срок АС, лет                                         | 5                                      |
| Ожидаемый срок эксплуатации, лет                                 | 10                                     |
| Периодичность съёмки, сутки                                      | 1 (в завис. от широты ОН)              |
| Производительность съёмки, км <sup>2</sup> /сутки                | более 1 млн                            |
| Производительность съёмки, сним./сутки                           | 450                                    |
| Ёмкость БЗУ, Гбайт                                               | 600                                    |
| Скорость передачи данных, Мбит/с                                 | 450                                    |
| Орбита ССО, высотой, км                                          | 689×706 км                             |
| Масса ОЭТК, кг                                                   | 200 кг                                 |
| Фокусное расстояние                                              | F=12,905 м                             |
| Относительное отверстие                                          | 1:20                                   |
| Диаметр апертуры телескопа                                       | 650 мм                                 |
| Размер элементарного приёмника                                   | 13 мкм                                 |
| Спектральные каналы:                                             |                                        |
| -панхроматический PAN, нм                                        | 480-830                                |
| - голубой, зелёный, красный, нм                                  | 430-550; 490-610; 600-720              |
| -ближний ИК (NIR), нм                                            | 750-950                                |
| Пространственное разрешение исходных данных:                     |                                        |
| - панхроматический канал PAN                                     | 0,7 м                                  |
| - мультиспектральные каналы XS                                   | 2,8 м                                  |
| Пространственное разрешение ортопродуктов:                       |                                        |
| - панхроматический ортопродукт PAN                               | 0,5 м                                  |
| - цветной ортопродукт XS                                         | 2 м                                    |
| - цветной ортопродукт с улучшенным разрешением PAN+XS            | 0,5 м                                  |
| Угол отклонения оси КА от надира                                 |                                        |
| - максимальный                                                   | ±50°                                   |
| - стандартный                                                    | ±30°                                   |
| - максимальный                                                   | ±47°                                   |
| Динамический диапазон                                            | 12 бит                                 |
| Ширина полосы захвата, км                                        | 20                                     |
| Ширина полосы обзора, км                                         | 330                                    |
| Точность геопривязки изображений CE90 без наземных опорных точек | 3...8,5 м<br>(в перспективе 3...4,5 м) |
| Точность геопривязки, м                                          | 1 м с использ. реперных точек          |
| Время генерации ортоизображения                                  | 30 мин (размером 20х20 км)             |

Спутники Pleiades могут снимать объекты в пяти режимах:

- кадровый (до 20 объектов в районе  $1000 \times 1000 \text{ км}^2$  в пределах коридора  $\pm 30^\circ$ , или 10 объектов в зоне размером  $100 \times 200 \text{ км}^2$ );
- площадная съёмка районов до  $30000 \text{ км}^2$  на одном витке;
- маршрутная съёмка протяжённых объектов произвольной конфигурации (береговой линии, границы, реки, дороги и т. п.);
- формирование стереопар размером  $20 \times 300 \text{ км}^2$  и триплетов;
- многоракурсная последовательная съёмка (17-30 снимков зоны размером от  $7 \times 20$  до  $20 \times 20 \text{ км}^2$  на одном пролёте для оценки динамики, скорости и направления движения объектов) и др.

Корпус имеет форму шестигранной призмы. Электропитание обеспечивают три неподвижные панели СБ на основе арсенида галлия мощностью 1,5 кВт и литий-ионные аккумуляторы ёмкостью 150 А·ч. Для коррекции параметров орбиты применяется двигательная установка (ЖРД) тягой 15 Н и запасом топлива (гидразин) 75 кг.

На КА используются силовые гиросприборы для разворотов КА по углам тангажа и крена в пределах  $60^\circ$  за 25 секунд с максимальной угловой скоростью  $3,4^\circ/\text{с}$ . Изменения ориентации КА на  $60^\circ$  осуществляется за 25 с, включая время стабилизации.

В системе управления используются три звёздных датчика и четыре твердотельных оптоволоконных гироскопа. Параметры движения центра масс КА определяются автономно с точностью до 1 м с помощью двухчастотной радиодальномерной системы DORIS.

Оптическая система КА «Pleiades» выполнена на основе трёхзеркального анастигматического телескопа Корша. Для облегчения конструкции оптико-электронной системы широко применялся карбид кремния и зеркала Zerodur.

В фокальной плоскости установлены: сборка из пяти панхро-

матических линейных ПЗС-матриц с пятиступенчатой временной задержкой накопления (ВЗН) общей длиной 30 000 элементов; сборка из пяти линейных мультиспектральных ПЗС-матриц общей длиной 7500 элементов.

Специалисты разработали алгоритм (resampling), с помощью которого в результате наземной обработки пространственное разрешение исходных («сырых») данных ДЗЗ улучшается с 0,7 до 0,5 м в стандартных ортопродуктах.

Снимки КА «Pleiades» соответствуют уровню 6 национальной рейтинговой шкалы интерпретации изображений NIRS<sup>1</sup> (пространственное разрешение 0,40 – 0,75 м).

Комплекс наземной обработки обеспечивает автоматическую генерацию сплошного мозаичного покрытия района площадью около 10000 км<sup>2</sup> (до 120x130 км<sup>2</sup>), отснятого в площадном режиме за один пролет с углом отклонения от надира менее 20°. Разрабатывается спецификация на новые продукты на основе стереосъемки Pleiades - цифровые модели местности.

Потенциальная максимальная производительность съемки одного КА составляет 1 млн км<sup>2</sup>, но реальная производительность КА с учётом метеоусловий и при использовании двух приёмных станций в Тулузе и Ки-руне достигает 450-600 снимков в сутки.

Два спутника «Pleiades-HR» размещены в одной орбитальной плоскости, но разнесены по фазовому углу на 180°. В этом случае обеспечена возможность ежесуточного обзора системой из двух КА любого объекта в пределах от полюсов до широты 40° при углах отклонения от надира не более ±30°.

Гибкость и высокая оперативность при планировании целей достигается путём закладки до трёх рабочих программ съёмки в сутки с трёх пунктов управления.

---

<sup>1</sup> Национальная рейтинговая шкала имеет 10 уровней - от 0 (низкое качество) до 9 (высокое качество).

В табл. 3.2 приведены статистические данные ещё по некоторым КА ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения.

Таблица 3.2. Статистические данные по некоторым КА ДЗЗ

| Характеристика                       | Наименование КА ДЗЗ |                  |                  |                  |                  |                        |                      |
|--------------------------------------|---------------------|------------------|------------------|------------------|------------------|------------------------|----------------------|
|                                      | IKONOS              | QuickBird-2      | WorldView-1      | GeoEye-1         | WorldView-2      | Pleiades –<br>– 1a, 1b | Ресурс-П –<br>№1, №2 |
| Год запуска                          | 1999                | 2001             | 2007             | 2008             | 2009             | 2011-12                | 2013-14              |
| Масса КА, кг                         | 726                 | 1028             | 2500             | 1955             | 2800             | 970                    | 6275                 |
| Ракета-носитель                      | Athena-2            | Delta-2          | Delta-2          | Delta-2          | Delta-2          | Союз-2СТ               | Союз-2-16            |
| ЛРМ, ПХ/МС, м/пиксель                | 0,81<br>3,2         | 0,61<br>2,44     | 0,50<br>Нет      | 0,41<br>1,65     | 0,46<br>1,84     | 0,7<br>2,8             | 0,72<br>2,48         |
| Высота орб., км                      | <u>681</u>          | <u>450</u>       | <u>495</u>       | <u>684</u>       | <u>770</u>       | <u>694</u>             | <u>475</u>           |
| Наклонен., град                      | 98,2                | 98               | 97,2             | 98,1             | 97,8             | 98,2                   | 97,2                 |
| Количество спектров                  | ПХ – 1<br>МС – 4    | ПХ – 1<br>МС – 4 | ПХ – 1<br>МС – 0 | ПХ – 1<br>МС – 4 | ПХ – 1<br>МС – 8 | ПХ – 1<br>МС – 4       | ПХ – 1<br>МС – 6     |
| Координатная привязка, м             | 23                  | 23               | 5                | 3                | 5                | 4,5                    | 10...15              |
| Градации серого цвета, бит/пикс.     | 11                  | 11               | 11               | 11               | 11               | 12                     | 10                   |
| Повторное наблюдение, сут.           | 2...3               | 1...5            | 2...3            | 1...3            | 1...3            | 1...3                  | 2...3                |
| Ширина полосы обзора, км             | -                   | -                | -                | -                | 1355             | 800                    | 950                  |
| Ширина захвата в надире, км          | 11                  | 16,5             | 17,6             | 15,2             | 16,4             | 20                     | 38                   |
| Производительность, тыс. кв. км/сут. | 240                 | 350              | 850              | 700              | 975              | 1 000                  | 400*                 |
| Скор. перенацеливания, град/с        | 3,4                 | 1,5              | 4,5              | 1,8              | 3,5              | 2,4                    | 2                    |
| Бортовой накопитель, Гбайт           | 80                  | 128              | 2199             | 1200             | 2199             | 600                    | 500                  |
| Скор. передачи ВРЛ, Мбит/с           | 320                 | 320              | 800              | 740              | 800              | 450                    | 300                  |
| Срок активного существов., лет       | 8,5                 | 7                | 7,25             | 7                | 7,5              | 5                      | 5                    |
| Стоимость КА, млн \$                 | 500                 | 245              | 500              | 500              | 400              | 380                    | 150                  |

\* При пяти НППИ

Отметим, что данные по КА собираются из различных источников и могут быть противоречивыми. Стоимость создания КА «Ресурс-П» приведена к стоимости зарубежных КА.

### **3.2. Выбор принципов работы и состава целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем**

Следует отметить, что состав целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем (БОС) постоянно совершенствуется по элементной базе, по массе, габаритам и энергопотреблению, по функциональным возможностям, точностным характеристикам и др. Состав целевой аппаратуры и БОС зависит не только от времени создания КА, но и от решаемых задач.

Например, если в ТЗ на создание КА ДЗЗ требуется обеспечить ночную съёмку, то необходимо использовать или оптическую аппаратуру наблюдения инфракрасного диапазона, или средства радиолокационного наблюдения.

Если требуется передача информации почти в реальном масштабе времени, то её необходимо передавать через спутники ретрансляции. Однако это требование приводит либо к увеличению массы и габаритов ВРЛ, либо необходимости введения межспутниковой лазерной системы передачи видеoinформации.

Если в ТЗ задана большая производительность при площадной съёмке, то необходимо использовать либо широкозахватную аппаратуру наблюдения, либо использовать силовые гироскопические комплексы с большим управляющим моментом.

**Бортовой комплекс управления.** На КА ДЗЗ первых поколений некоторые функции обеспечивались с помощью специальных приборных блоков. В настоящее время многие функции КА обеспечиваются с помощью БВС. Причём часть элементов БВС может размещаться непосредственно в приборных блоках - периферийных адаптерах обмена (ПФО).

**Система управления движением** постоянно совершенствуется как по схемам ориентации и съёмки, так и по приборному составу. Имеется тенденция объединения некоторых различных функций в одном приборе (комплексирование). Всё чаще используется так называемое функциональное резервирование. Это означает, что функции отказавшего элемента (прибора) выполняют резервные элементы, работающие на других физических принципах.

Например, с помощью прецизионных гироскопических датчиков ориентации непосредственно измеряется угловое отклонение осей КА от осей датчиков. С помощью волоконно-оптических датчиков измеряется угловая скорость КА, а угловое отклонение вычисляется путём интегрирования угловой скорости. Использование в КА и тех, и других датчиков повышает надёжность системы ориентации. В принципе, можно отказаться от использования гироскопических датчиков и использовать волоконно-оптические. Их преимуществом является отсутствие подвижных частей.

**Бортовые обеспечивающие системы** также совершенствуются постоянно как по принципам работы, так и по элементной базе. Например, вместо комплексных двигательных установок с традиционными компонентами топлива и реактивными двигателями можно использовать электрореактивные двигательные установки. Вместо кремниевых фотопреобразователей системы электропитания КА можно использовать арсенид-галлиевые, имеющие гораздо больший энергосъём с единицы площади СБ (но более дорогие) и др..

**Конструктивные элементы корпуса и внешних устройств** постоянно совершенствуются, всё чаще используются композиционные материалы с лучшими удельными прочностными характеристиками. Например, панели солнечной батареи можно изготавливать в виде каскадов ячеек, представляющих собой тонкостен-



ные коробочки, что может одновременно снизить массу панели и повисить её жёсткость.

Таким образом, прежде чем выбирать состав БС и принципы работы элементов, необходимо изучить все новые разработки в отрасли космического приборостроения, материаловедения и технологии производства и выбрать перспективные.

### **3.3. Сбор статистических данных по составным частям КА и построение регрессионных зависимостей**

Сбор статистических данных по составным частям КА осуществляется с целью выбора наилучших технических решений. Сбор данных проводится как по целевой аппаратуре, так и по бортовым обеспечивающим системам.

В табл. 3.3 представлены основные технические характеристики имеющихся в отрасли отечественных вариантов ОЭТК высокого разрешения.

Таблица 3.3. Основные характеристики некоторых ОЭТК

| Характеристики аппаратуры                         | Варианты аппаратуры |              |              |              |
|---------------------------------------------------|---------------------|--------------|--------------|--------------|
|                                                   | I                   | II           | III          | IV           |
| Разрешение, м:<br>- панхром<br>- МЗ съёмка        | 0,97<br>3,44        | 0,92<br>1,84 | 1,57<br>7,36 | 0,89<br>1,79 |
| Полоса захвата, км                                | 42,7                | 30           | 52,2         | 16,1         |
| Фокус, м                                          | 3,86                | 6,12         | 3            | 6,3          |
| Входной диаметр, м                                | 0,5                 | 0,7          | 0,375        | 0,5          |
| Угол поля зрения, град                            | 4,4                 | 2,6          | 5            | 2,3          |
| Размер элемента, мкм:<br>- панхром<br>- МЗ съёмка | 6<br>24             | 9<br>18      | 7<br>35      | 9<br>18      |
| Масса ОЭА, кг                                     | 240                 | 366          | 103          | 200          |
| Габариты ОЭА:<br>диаметр, м<br>длина, м           | 0,7<br>1,65         | 1<br>3,1     | 0,7<br>3,4   | 1,1<br>2     |
| Производительность,<br>10 <sup>6</sup> пикселей/с | 425                 | 308          | 199          | 191          |

В табл. 3.4 приведены данные по некоторым характеристикам ОЭТК, которые использовались в составе различных КА ДЗЗ, как отечественных, так и зарубежных.

Таблица 3.4. Основные характеристики возможных вариантов ОЭТК

| №  | Название КА  | $H$ , км | $\Delta L$ , м | $B$ , км | $m_{\text{ОЭТК}}$ , кг |
|----|--------------|----------|----------------|----------|------------------------|
| 1  | GeoEye-1     | 770      | 0,46           | 16,4     | 452                    |
| 3  | WorldView-1  | 496      | 0,46           | 17,6     | 380                    |
| 4  | Pleiades-1A  | 705      | 0,7            | 20       | 195                    |
| 5  | Pleiades-1B  | 694      | 0,7            | 20       | 195                    |
| 6  | Ikonos       | 686      | 0,82           | 11,3     | 171                    |
| 7  | CartoSat-2A  | 635      | 0,8            | 9,6      | 120                    |
| 8  | CartoSat-3   | 630      | 0,3            | 6        | 120                    |
| 9  | Kompsat-1    | 685      | 6,6            | 17       | 35                     |
| 10 | Kompsat-2    | 685      | 1              | 15       | 150                    |
| 11 | Kompsat-3    | 675      | 0,7            | 15       | 80                     |
| 12 | Kompsat-3A   | 528      | 0,55           | 12       | 80                     |
| 13 | ASAR         | 504      | 0,5            | 10       | 97                     |
| 14 | ALOS         | 692      | 10             | 70       | 198                    |
| 15 | ALOS         | 692      | 2,5            | 70       | 528                    |
| 16 | FORMOSAT-2   | 891      | 2              | 24       | 114                    |
| 17 | Spot-5       | 832      | 2,5            | 60       | 356                    |
| 18 | Göktürk-2    | 684      | 2,5            | 20       | 41                     |
| 19 | CBERS-4      | 778      | 5              | 60       | 263                    |
| 20 | NigeriaSat-2 | 718      | 2,5            | 20       | 41                     |
| 21 | VENUS        | 720      | 5,3            | 28       | 43,5                   |
| 22 | IRS-1C       | 817      | 5,8            | 70       | 120                    |
| 23 | Аврора       | 490      | 1,47           | 40,0     | 52,64                  |
| 24 | QuickBird    | 450      | 0,65           | 16,8     | 380                    |
| 25 | Deimos-2     | 720      | 1              | 12       | 50                     |
| 26 | Ресурс-ДК    | 350      | 0,78           | 28,3     | 310                    |
| 27 | QuickBird-2  | 450      | 0,6            | 16,5     | 296                    |
| 28 | OrbView-3    | 470      | 1              | 8        | 90                     |
| 29 | EROS-B       | 500      | 0,7            | 7        | 350                    |
| 30 | Канопус-В    | 700      | 0,5            | 20       | 195                    |
| 31 | Ресурс-П     | 475      | 0,71           | 38       | 925                    |

*Примечание.* Для зарубежных КА  $\Delta L$  приведена как проекция пикселя, а для отечественных - как ЛРМ в зачётных условиях.

В таблице использованы следующие обозначения:  $H$  - высота орбиты КА;  $\Delta L$  – линейное разрешение на местности;  $B$  - ширина полосы захвата;  $m_{\text{ОЭТК}}$  - масса ОЭТК.

Основные оптические параметры ОЭК, разрабатываемые в АО ЛОМО (г. С.-Петербург) для мини и малых КА ДЗЗ, представлены в табл. 3.5 [70].

Таблица 3.5. Основные параметры ОЭК [70]

| Наименование параметра              | Мини-КА                       | Малые КА                                        |
|-------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------------------------|
| Диаметр входного зрачка $D$ , мм    | 200–350                       | 500–700                                         |
| Угловое поле $2\omega$ , град       | 2,5–4,5                       | 2–3                                             |
| Полоса обзора с $H = 600$ км, км    | 25–45                         | 20–30                                           |
| Фокусное расстояние, мм             | 600–3000                      | 8000–12000                                      |
| Спектральный диапазон, мкм          | ПХ: (0,5–0,8)<br>+4 МС канала | ПХ: (0,5–0,8)<br>+ 4 МС канала<br>+ 2 ИК канала |
| ЧКХ на зачетной частоте в ПХ канале | 0,1–0,2                       | 0,1–0,2                                         |
| Масса, кг                           | 30                            | < 150                                           |

### Методика построения многофакторных регрессионных моделей в системе Mathcad

Если существующие элементы (приборы) не подходят для разрабатываемого КА ДЗЗ, например, обладают недостаточной точностью или избыточной массой, то необходимо создавать новые. В этом случае проектировщики КА ДЗЗ разрабатывают технические задания для разработки элементов (приборов) в организациях, специализирующихся по какому-либо направлению.

При формировании облика КА на начальных этапах оправдано использование упрощённых моделей, основанных на анализе статистических данных по изделиям-аналогам. Такие модели могут уточняться на последующих этапах разработки. Методику построения многофакторных регрессионных моделей рассмотрим на

примере оценки массы ОЭТК в зависимости от целевых показателей. Используем данные, приведенные в табл. 3.4.

На рабочее поле системы Mathcad вводятся исходные данные по характеристикам ОЭТК, как это показано на рис. 3.3 (на рисунке и далее в тексте приведены фрагменты экранных копий протокола расчёта с принятой в системе Mathcad пунктуацией).

|             |                   |         |
|-------------|-------------------|---------|
| ORIGIN := 1 |                   |         |
|             | ( 770 0.46 16.4 ) | ( 452 ) |
|             | 891 2.00 24.0     | 114     |
|             | 496 0.46 17.6     | 380     |
|             | 705 0.70 20.0     | 195     |
|             | 694 0.70 20.0     | 195     |
|             | 686 0.82 11.3     | 171     |
|             | 635 0.80 9.6      | 120     |
|             | 630 0.30 6.0      | 120     |
|             | 891 2.00 24.0     | 114     |
| Mx :=       | 685 1.00 15.0     | 150     |
|             | 675 0.70 15.0     | 80      |
|             | 528 0.55 12.0     | 80      |
|             | 504 0.50 10.0     | 97      |
|             | 450 0.65 16.8     | 380     |
|             | 720 1.00 12.0     | 50      |
|             | 570 1.00 28.3     | 310     |
|             | 450 0.60 16.5     | 296     |
|             | 470 1.00 8.0      | 90      |
|             | 500 0.7 7.0       | 350     |
|             | ( 475 1.00 38.0 ) | ( 925 ) |
|             |                   | vy :=   |

Рис. 3.3. Ввод исходных данных по ОЭТК

Затем строится регрессионная модель первого порядка:

$n:=1 \quad z:=\text{regress}(Mx, vy, n).$

Отыскивается вектор коэффициентов модели:

$$z^T = (3 \ 3 \ 1 - 0.0477 \ -145.246 \ 21.146 \ 287.653).$$

Далее рассчитывается коэффициент корреляции, проводится анализ значимости полученных коэффициентов и проверяется адекватность модели по известным методикам.

Полученная модель для оценки массы ОЭТК имеет вид

$$m_{\text{ОЭТК}} = 287,653 - 0,0477 \cdot H - 145,246 \cdot \Delta L + 21,146.$$

Эта модель адекватна на уровне значимости 0,05 при коэффициенте корреляции 0,67. В табл. 3.6 приведены реальные значения масс некоторых ОЭТК и результаты расчёта по данной зависимости. Видно, что точность модели небольшая, причём полученная модель не является непротиворечивой (это одно из важных положений при проверке адекватности модели).

Таблица 3.6. Различие расчётных и реальных масс

| КА       | Масса ОЭТК,<br>кг | Расчетная<br>масса, кг | Отклонение,<br>% |
|----------|-------------------|------------------------|------------------|
| Ресурс-П | 925               | 923,3                  | 0,18             |
| EROS-B   | 350               | 310,2                  | 11,37            |
| GeoEye-1 | 452               | 530,1                  | 17,27            |

Действительно, коэффициент при  $H$  имеет отрицательный знак, что противоречит действительности. Это объясняется тем, что статистика не учитывает другие факторы, например, количество спектров, число градаций серого (квантование), оптические схемы и др. Однако в целом формула не даёт большой ошибки, так как общий вклад слагаемого с параметром  $H$  незначителен по сравнению с вкладом других членов.

Для повышения точности можно использовать нелинейные модели. Однако с усложнением модели могут появиться другие проблемы, о которых будем говорить далее.

### **3.4. Методика оценки масс составных частей КА ДЗЗ на основе применения кластерного анализа**

Наиболее продуктивным в разработке проектных моделей является подход, сочетающий в себе анализ статистических данных и физических принципов, положенных в основу создания того или иного прибора. Однако при построении статистических моделей бортовых систем КА ДЗЗ возникают трудности. В частности, приборы могут быть построены на различной элементной базе, разными производителями, иметь различную номенклатуру показателей и др. Обработка статистики по таким данным может приводить к низкой точности моделей.

В работе [41] предлагается подход к построению моделей бортовых систем, основанный на использовании кластерного анализа. Рассмотрим этот подход применительно к оценке массы блоков определения координат звёзд (БОКЗ)<sup>2</sup>. Такой же подход может быть использован и для других приборов КА.

#### **Подготовка исходных данных для анализа**

В доступных описаниях БОКЗ, как правило, сообщается неполная информация по анализируемым параметрам, поэтому статистические модели для определения массы БОКЗ приходится основывать на ограниченном наборе статистических данных. В табл. 3.7 приведены располагаемые характеристики ряда БОКЗ.

Для построения статистической модели используем следующие пять параметров:

$m_{\text{БОКЗ}}$  – масса БОКЗ, кг;

$\delta_{x,y}$  – точность ориентации оси БОКЗ, угл. с;

$\omega_{\text{max}}$  – максимально допустимая угловая скорость КА, град/с;

---

<sup>2</sup> *Использованы разработки доцента кафедры космического машиностроения А.С.Кучерова*



$\nu$  - частота обновления,  $\text{с}^{-1}$ ;

$\theta$  - угловой размер пикселя, рад.

Для анализа из табл. 3.7 были отобраны 15 БОКЗ, для которых известны значения всех пяти параметров, используемых для последующего построения регрессионной зависимости.

Видно, что статистические данные являются разнородными. Попытка построить регрессионную модель по всей совокупности данных приведёт, очевидно, к низкому качеству такой модели.

Таблица 3.7. Основные характеристики БОКЗ

| Прибор       | Масса, кг | Точность $x, y/z$ , угл. с | Макс. угл. скорость, град/с | Частота обновления, Гц | Поле зрения, град | Число элементов матрицы |
|--------------|-----------|----------------------------|-----------------------------|------------------------|-------------------|-------------------------|
| SED16        | 2,7       | 3/18                       | 20                          | 10                     | 25x25             | 1024 x1024              |
| SED26        | 3,3       | 1/5                        | 20                          | 10                     | 25x25             | 1024 x1024              |
| SED36        | 3,7       | 0,3/2                      | 10                          | 8                      |                   | 1024 x1024              |
| HYDRA        | 3,4       | 6                          | 10                          | 30                     | 23x23             | 1024 x1024              |
| ASTRO 10     | 2,9       | 2/15                       | 1                           | 8                      | 18x14             | 696 x520                |
| ASTRO 15     | 6,15      | 1/10                       | 2                           | 4                      | 14x14             | 1024 x 1024             |
| ASTRO APS    | 1,8       | 2/15                       | 5                           | 10                     | 20x20             | 1024 x 1024             |
| A-STR        | 3         | 3/32                       | 2                           | 10                     | 17x17             | 1024 x 1024             |
| AA-STR       | 1,43      | 6/50                       | 2                           | 10                     | 20x20             | 1024 x 1024             |
| CT-602       | 5,4       | 3                          | 1,5                         | 10                     | 8x8               | 512 x 512               |
| CT-631       | 2,5       | 12                         | 1,5                         | 5                      | 20x20             | 512 x 512               |
| CT-632       | 2,25      | 20                         | 72                          | 10                     | 20x20             | 512 x 512               |
| CT-633       | 2,25      | 6/30                       | 10                          | 5                      | 20x20             | 512 x 512               |
| HD-1003      | 3,5       | 2/40                       | -                           | 2                      | 8x8               | -                       |
| Terma HE-5AS | 1         | 3/16                       | 2                           | 4                      | 22x22             | 1024 x1024              |
| CALTRAC      | 3,4       | 10/18                      | 4                           | 10                     | 36x27             | -                       |
| ASC          | 2         | 2/8                        | 7                           | 5                      | 22x16             | 588 x 752               |
| pASC         | 1,1       | 1                          | 10                          | 20                     | 20x20             | -                       |
| SSTL         | -         | 5/17                       | 0,5                         | 1                      | 16x11             | -                       |
| ISC          | 2,9       | 18/37                      | 40                          | 5                      | 21x21             | 512 x 512               |

Для увеличения точности моделей необходимо предварительно разбить данные статистики на более или менее однородные группы. Эта задача может быть решена с помощью метода кластерного анализа с использованием пакета **Statistics Toolbox**, входящего в состав системы **Mathlab**.

### Нормирование статистических данных

В табл. 3.8 приведены данные для анализа. Обозначения параметров с чертой представляют собой нормированные параметры, полученные путём деления значения каждого параметра на его наибольшее значение из рассматриваемых.

Таблица 3.8. Нормированные значения параметров БОКЗ

| Прибор       | $\overline{m}_{\text{БОКЗ}}$ | $\overline{\delta}_{x,y}$ | $\overline{\omega}_{\text{max}}$ | $\overline{\nu}$ | $\overline{\theta}$ |
|--------------|------------------------------|---------------------------|----------------------------------|------------------|---------------------|
| SED16        | 0,44                         | 0,15                      | 0,28                             | 0,33             | 0,60                |
| SED26        | 0,54                         | 0,05                      | 0,28                             | 0,33             | 0,60                |
| HYDRA        | 0,55                         | 0,30                      | 0,14                             | 1,00             | 0,50                |
| ASTRO 10     | 0,47                         | 0,10                      | 0,01                             | 0,27             | 0,60                |
| ASTRO 15     | 1,00                         | 0,05                      | 0,03                             | 0,13             | 0,30                |
| ASTRO APS    | 0,29                         | 0,10                      | 0,07                             | 0,33             | 0,50                |
| A-STR        | 0,49                         | 0,15                      | 0,03                             | 0,33             | 0,40                |
| AA-STR       | 0,23                         | 0,30                      | 0,03                             | 0,33             | 0,50                |
| CT-602       | 0,88                         | 0,15                      | 0,02                             | 0,33             | 0,40                |
| CT-631       | 0,41                         | 0,60                      | 0,02                             | 0,17             | 1,00                |
| CT-632       | 0,37                         | 1,00                      | 1,00                             | 0,33             | 1,00                |
| CT-633       | 0,37                         | 0,30                      | 0,14                             | 0,17             | 0,10                |
| Terma HE-5AS | 0,16                         | 0,15                      | 0,03                             | 0,13             | 0,50                |
| ASC          | 0,33                         | 0,10                      | 0,10                             | 0,17             | 1,00                |
| ISC          | 0,47                         | 0,90                      | 0,56                             | 0,17             | 1,00                |

### Кластеризация объектов

Был использован метод кластеризации объектов по внутригрупповым средним. Критерием оптимальной кластеризации является минимум внутрикластерной суммы расстояний точек кластера до его центроида. Сумма расстояний находится по всем кластерам.

В качестве расстояний точек кластера до его центроида используется квадрат Евклидова расстояния.

Зависимость среднего внутрикластерного расстояния от фактического числа кластеров показана на рис. 3.4.

Чрезмерное увеличение числа кластеров нецелесообразно, так как, с одной стороны, это мало влияет на точность разбиения статистических данных, с другой стороны, увеличение числа кластеров сопровождается уменьшением числа содержащихся в них объектов, которое может оказаться недостаточным для построения соответствующих регрессионных моделей.

В целом кластерный анализ позволяет лишь подготовить предварительные данные, а окончательное решение о разбиении статистических данных на кластеры принимается исходя из содержательных представлений о целях исследования.

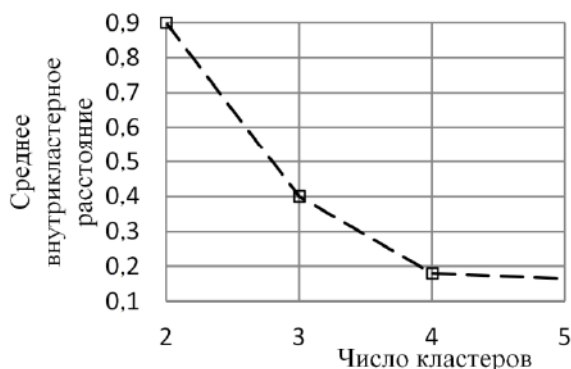


Рис. 3.4. Зависимость среднего внутрикластерного расстояния от числа кластеров

Исходя из полученных результатов, было принято решение о разбиении статистических данных на 4 кластера. В табл. 3.9 приведены результаты кластеризации.

Таблица 3.9. Результаты кластеризации

| Прибор                     | Число кластеров $k$ |                 |                 |
|----------------------------|---------------------|-----------------|-----------------|
|                            | 2                   | 3               | 4               |
| <b><i>SED16</i></b>        | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| <b><i>SED26</i></b>        | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| HYDRA                      | 2                   | 2               | 4               |
| <b><i>ASTRO 10</i></b>     | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| ASTRO 15                   | 2                   | 2               | 2               |
| <b><i>ASTRO APS</i></b>    | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| <b><i>A-STR</i></b>        | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| <b><i>AA-STR</i></b>       | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| CT-602                     | 2                   | 2               | 2               |
| <b><i>CT-631</i></b>       | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| CT-632                     | 1                   | 3               | 1               |
| <b><i>CT-633</i></b>       | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| <b><i>Terma HE-5AS</i></b> | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| <b><i>ASC</i></b>          | <b><i>2</i></b>     | <b><i>1</i></b> | <b><i>3</i></b> |
| ISC                        | 1                   | 3               | 1               |

Можно видеть, что, независимо от числа кластеров, 10 марок БОКЗ (SED16, SED26, ASTRO 10, ASTRO APS, A-STR, AA-STR, CT-631, CT-633, Terma HE-5AS, ASC) относятся к одному и тому же кластеру; в таблице соответствующие строки выделены полужирным курсивом. Это обстоятельство свидетельствует об устойчивости полученного разбиения.

### Построение регрессионных моделей

Построение моделей, связывающих массу БОКЗ с их характеристиками, было выполнено с помощью пакета **Mathcad**.

Задаётся порядок регрессии: вначале принимается  $n=1$  (линейная регрессия), коэффициенты регрессии вычисляются с использованием стандартной функции *regress*.

Для оценки качества полученной регрессии вычисляется коэффициент детерминации - квадрат коэффициента корреляции между фактическими данными и вычисленными (предсказанными) результатами. Как известно, регрессионная модель тем лучше со-

ответствует статистическим данным, чем значение коэффициента детерминации ближе к единице.

Для проверки адекватности полученной регрессионной модели вычисляется статистика Фишера. То обстоятельство, что рассчитанное значение статистики Фишера меньше его критического значения, позволяет признать построенную модель неадекватной имеющимся статистическим данным.

Если качество полученной регрессии невысоко, то принимается решение об увеличении степени регрессионной зависимости  $n=2$ ,  $n=3$  и т.д. до получения нужного уровня коэффициента детерминации.

Отметим, что построение регрессионной модели по всей совокупности статистических данных, без учёта результатов кластерного анализа, только ухудшает её качество.

В данном примере оказалось, что регрессионная зависимость первой степени даёт коэффициент детерминации 0,464, что свидетельствует о низком качестве модели.

В то же время построение модели второго порядка при рассматриваемом числе образцов БОКЗ (10) невозможно, т.к. для четырёх независимых переменных такая модель включает 15 неизвестных параметров. Выходом в данном случае может послужить построение модели второго порядка по меньшему числу независимых параметров.

Ниже приведена регрессионная зависимость, для получения которой в качестве независимых параметров использованы значения точности, частоты обновления и максимальной угловой скорости КА, при которой БОКЗ обеспечивает определение ориентации:

$$\begin{aligned} m_{\text{БОКЗ}} = & -11,377 - 0,894 \delta_{x,y} + 7,371 \omega_{\text{max}} - 439,943 \nu + \\ & + 2,2 \cdot 10^{-3} \delta_{x,y}^2 - 0,468 \omega_{\text{max}}^2 + 1,03 \cdot 10^4 \nu^2 + \\ & + 0,078 \delta_{x,y} \omega_{\text{max}} + 11,530 \delta_{x,y} \nu - 49,451 \omega_{\text{max}} \nu. \end{aligned}$$

В данном примере оказалось, что регрессионная зависимость первой степени даёт коэффициент детерминации 0,963, что свидетельствует о высоком качестве модели.

Как было отмечено ранее, наиболее продуктивным является подход, сочетающий в себе анализ статистических данных и основных физических принципов, положенных в основу создания устройства и функционирования рассматриваемой системы. Однако проведение углублённых исследований на ранних стадиях проектирования изделий ракетно-космической техники не всегда целесообразно с точки зрения затрат времени и материальных ресурсов.

Поэтому при формировании проектного облика КА оправдано использование упрощённых моделей, основанных на анализе статистических данных по изделиям-аналогам с их уточнением на последующих стадиях разработки.

### **3.5. Оценка массы, габаритов и моментов инерции проектируемого КА ДЗЗ в первом приближении**

#### **Предварительная оценка массы проектируемого КА**

Описанная в подразделе 2.5 методика формирования проектного облика КА предполагает введение фиктивной массы КА. Можно ускорить процесс увязки проекта, если на начальном цикле итерационных шагов использовать массу, более близкую к ожидаемой массе КА. Кроме того, для расчёта потребных значений массогабаритных параметров многих составных частей требуется знание массы, габаритов, центра масс и массоинерциальных параметров проектируемого КА ДЗЗ, характеристики которого на данном этапе проектирования ещё не определены. Поэтому и производится предварительная оценка этих параметров по более простым, в том числе и статистическим моделям.



**Первый способ.** Оценка массы будущего КА производится по КА-аналогам, которые выбираются из лучших новейших образцов с близкими целевыми показателями.

**Второй способ.** Самый простой способ оценки массы КА по заданной массе целевой аппаратуры заключается в использовании простейших статистических зависимостей. Согласно таким данным, масса КА высокодетального и сверхвысокодетального оптического наблюдения превосходит массу целевой аппаратуры в 4...6 раз. То есть начальную массу КА можно принять следующей:

$$m_{КА} = k m_{ЦА}, \quad (3.1)$$

где  $k = 4...6$  - коэффициент, который означает: во сколько раз масса КА  $m_{КА}$  больше массы целевой аппаратуры  $m_{ЦА}$ .

Например, масса КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» составляет 531 кг, масса оптической аппаратуры (с блоками оптико-электронных преобразователей) составляет 72 кг, масса бортового запоминающего устройства, передатчика и антенного устройства составляет около 16 кг. То есть масса целевой аппаратуры – 88 кг. Отношение массы КА к массе ЦА составляет примерно  $k = 6$ . Если же учесть, что в КА «АИСТ-2Д» имеется и другая научная аппаратура массой более 40 кг, то мы можем получить коэффициент  $k = 4$ .

В работе [70] приведены процентные соотношения массы целевой аппаратуры для КА ДЗЗ различных классов (табл. 3.10).

Таблица 3.10. Основные характеристики современных КА ДЗЗ

| Класс КА ДЗЗ     | Диапазоны масс КА ДЗЗ, кг | Масса ЦА, % от массы КА |
|------------------|---------------------------|-------------------------|
| Микроспутники    | < 100                     | 34–42                   |
| Мини-спутники    | 100–500                   | 30–42                   |
| Малые спутники   | 500–1000                  | 26–36,5                 |
| Большие спутники | ≥ 1000                    | 16–35,5                 |

**Третий способ.** В работе [39] приводится статистическая формула для оценки массы КА ДЗЗ (в килограммах) в зависимости от линейного разрешения  $\Delta L_M$  :

$$m_{КА} = 170 + \frac{300}{\Delta L_M} . \quad (3.2)$$

Масса КА получается в килограммах, если линейное разрешение на местности выражается в метрах.

Однако такая зависимость больше подходит для КА ДЗЗ относительно малой массы и среднего пространственного разрешения (до 1 м). Так, для линейного разрешения на местности 0,7 м минимальная масса КА получается около 600 кг.

**Четвёртый способ.** В работе [40] представлен график зависимости пространственного разрешения от массы КА ДЗЗ. Эта зависимость была перестроена в зависимость массы КА ДЗЗ высокого разрешения от линейного разрешения на местности с помощью пакета Excel (рис. 3.5).

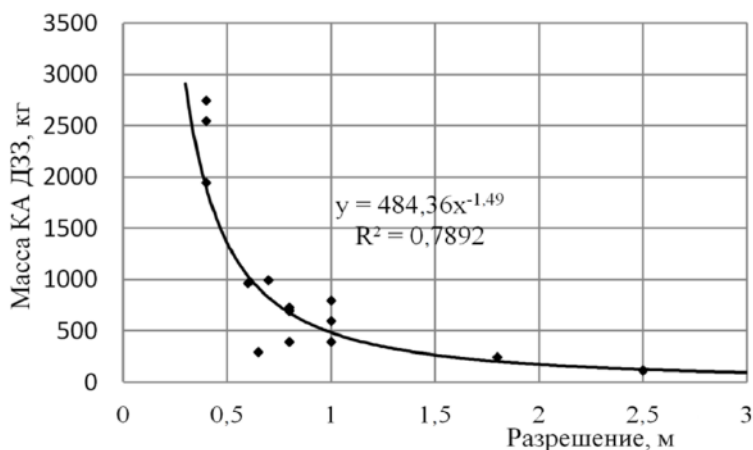


Рис. 3.5. Зависимость массы КА ДЗЗ высокого разрешения от линейного разрешения на местности

На поле рисунка представлена рассчитанная системой Excel регрессионная зависимость, по которой можно приближённо оценить потребную массу КА ДЗЗ высокодетального разрешения для обеспечения заданного линейного разрешения на местности.

### **Предварительная оценка моментов инерции КА**

Основная трудность для предварительной оценки моментов инерции КА и составных частей заключается в том, что на начальных этапах проектирования ещё не определён проектный облик КА, не ясны форма и размеры составных частей, не известны координаты установки их в корпусе КА.

Введём понятие приведённых моментов инерции приборных блоков (агрегатов и других составных частей КА).

*Приведёнными моментами инерции* здесь и далее будем называть моменты инерции тела некоторой конфигурации, масса которого распределена равномерно по объёму этой фигуры. То есть масса прибора (или КА) как бы «размазывается» по его объёму.

Таким образом, массоинерционные характеристики приборных блоков (агрегатов и других составных частей КА), если они не приводятся в источниках, приближённо можно рассчитать методом равномерного распределения массы по объёму приборных блоков, если задаться формой прибора и его габаритами.

Если место установки того или иного приборного блока в составе КА пока не определено, то на начальных этапах проектирования можно как бы равномерно «распределять» массу приборов по объёму КА принятой формы. В результате суммирования моментов инерции всех приборов с «размазанной» массой по объёму КА можно получить *в первом приближении* моменты инерции КА. То есть моменты инерции отдельных приборных блоков можно условно считать как «добавки» в массоинерционные характеристики КА.

Формулы для расчёта моментов инерции тел различной формы приведены, например, в [20].

Так, если прибор (или КА) массой  $m$  имеет форму цилиндра диаметром  $D$  и длиной  $L$  (рис. 3.6, а), то приведённые моменты инерции относительно осей  $x_0$ ,  $y_0$  (или  $z_0$ ), проходящих через центр масс этого цилиндра, можно рассчитать по формулам

$$J_{x_0} = m \frac{1}{2} \left( \frac{D}{2} \right)^2 = m \frac{D^2}{8}; \quad J_{y_0} = J_{z_0} = m \left( \frac{D^2}{16} + \frac{L^2}{12} \right). \quad (3.3)$$

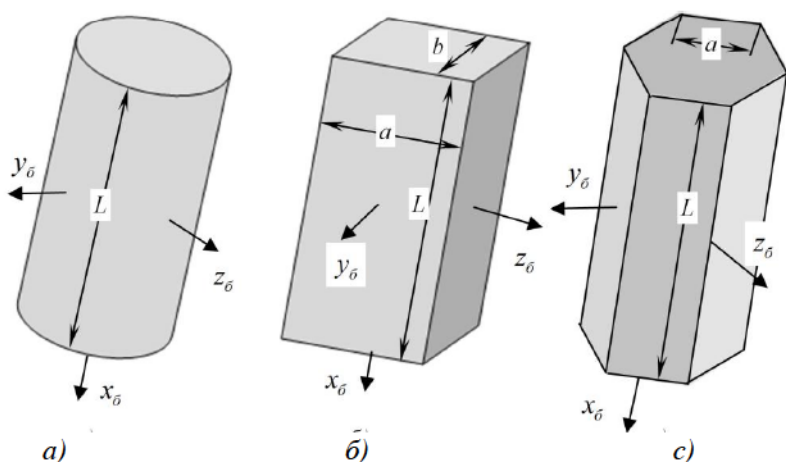


Рис. 3.6. Расчётные схемы для оценки моментов инерции

Моменты инерции относительно главных осей тела в виде прямоугольного параллелепипеда со сторонами  $a$ ,  $b$  и  $L$  (рис 3.6, б) можно рассчитать по формулам:

$$J_{x_0} = \frac{1}{12} m (a^2 + b^2); \quad J_{y_0} = \frac{1}{12} m (a^2 + L^2); \quad J_{z_0} = \frac{1}{12} m (b^2 + L^2). \quad (3.4)$$

Моменты инерции относительно главных осей тела в виде призмы высотой  $L$  с правильным шестиугольником в основании со сторонами  $a$  (рис. 3.6, в), можно рассчитать по приближённым формулам, представленным в [73].

Если распределять массу по поверхности приведённых фигур, то для расчёта моментов инерции можно воспользоваться известными формулами. Например, если считать массу  $m$  телескопа распределённой по поверхности цилиндра и торцевых частей, то его моменты инерции можно рассчитать по зависимости [20]

$$J_{y\delta} = J_{x\delta} = \frac{m}{12(D/2+L)} \left[ 3 \left( \frac{D}{2} \right)^2 \left( \frac{D}{2} + 2L \right) + L^2 \left( 3 \frac{D}{2} + L \right) \right]. \quad (3.5)$$

В общем случае моменты инерции тел, масса которых располагается вблизи поверхности, можно рассчитать как разницу момента инерции тела с исходными размерами и тела с уменьшенными размерами на некую приведённую толщину  $\delta$ . Так, момент инерции параллелепипеда, у которого масса  $m$  сосредоточена вблизи его граней, можно подсчитать по формулам

$$\begin{aligned} J_{x\delta} &= \frac{1}{12} m(a^2 + b^2) - \frac{1}{12} m[(a-\delta)^2 + (b-\delta)^2]; \\ J_{y\delta} &= \frac{1}{12} m(a^2 + L^2) - \frac{1}{12} m[(a-\delta)^2 + (L-\delta)^2]; \\ J_{z\delta} &= \frac{1}{12} m(L^2 + b^2) - \frac{1}{12} m[(L-\delta)^2 + (b-\delta)^2]. \end{aligned} \quad (3.6)$$

Если форма КА более сложная, то КА можно разделить на составные части более простых форм, определить их собственные моменты инерции; рассчитать координаты общего центра масс; определить главные оси КА; определить моменты инерции КА с учётом переносных моментов составных частей.

Предварительную оценку моментов инерции тела сложной формы можно провести с помощью системы твёрдотельного моделирования. Для этого надо построить модель тела и определить нужные моменты инерции. Если масса тела сосредоточена вблизи его поверхности (например, конструкции корпуса), то следует построить соответствующую модель и подобрать приведённую плотность этого слоя такой, чтобы масса тела осталась равной  $m$ .

### **3.6. Учёт этапов проектирования при разработке моделей для синтеза характеристик и проектного облика КА**

Модели для расчёта основных характеристик и формирования проектного облика КА ДЗЗ должны учитывать этапы проектирования (от простых моделей - к сложным) и итерационный процесс согласования характеристик и облика КА.

**В первом приближении** расчёт потребных (для реализации проекта) массы, объёмов и энергопотребления проектируемого КА производится на основе моделей, которые можно получить путём обработки статистических данных по КА-аналогам в целом, с учётом изменения (по времени создания) в элементной базе. Выбирается форма корпуса КА. Расчёт целевых показателей (с учётом выбора высоты наблюдения) и массоинерционных характеристик КА производится по изделиям-аналогам.

**Во втором приближении** производится анализ основных характеристик бортовых систем (без деления БС на составные части), конструкции КА-аналогов и построение соответствующих проектных статистических моделей.

Производится расчёт потребных относительных характеристик массы, объёмов, энергопотребления и т.п. *бортовых систем* (как отдельных СЧ) для реализации проектируемого КА (с учётом тенденции по времени создания КА).

Осуществляется построение предварительной компоновочной схемы КА. Расчёт массоинерционных характеристик КА производится с учётом относительных масс БС путём равномерного распределения масс БС по объёму КА.

Расчёт целевых показателей КА производится по упрощённым моделям с учётом орбитального движения КА как материальной точки (уточнение высоты наблюдения).



**В третьем приближении** производится анализ основных характеристик *элементов бортовых систем*, элементов конструкции КА-аналогов и построение соответствующих проектных моделей с использованием упрощённых физических моделей функционирования.

Производится расчёт относительных характеристик массы, объёмов, энергопотребления и т.п. *элементов БС* и элементов корпуса проектируемого КА по статистическим данным аналогичных элементов БС конструкции КА-аналогов.

Разрабатывается компоновочная схема КА с учётом элементов ЦА, элементов бортовых обеспечивающих систем (БОС) и элементов (отсеков) конструкции проектируемого КА.

Расчёт массоинерционных характеристик КА производится с учётом масс и габаритов элементов ЦА, БОС и конструкции с учётом расположения элементов в компоновочной схеме КА.

Расчёт целевых показателей производится по моделям с учётом орбитального движения КА (определение параметров орбиты) и ориентации КА относительно центра масс.

**В четвёртом приближении** производится анализ основных характеристик *элементов бортовых систем*, элементов конструкции КА-аналогов и построение соответствующих проектных моделей, в которых более углублённо рассматриваются физические процессы, происходящие при функционировании КА.

Производится расчёт потребных характеристик массы, объёмов, энергопотребления и т.п. *элементов ЦА* по уточнённым моделям, учитывающим физику их функционирования.

Осуществляется расчёт потребных характеристик массы, объёмов, энергопотребления и т.п. *элементов БОС* по уточнённым моделям, учитывающим физику функционирования, и элементов корпуса проектируемого КА с учётом прочностных расчётов.

Составляется перечень критичных элементов (с избыточными характеристиками массы, габаритов, энергопотребления относительно наиболее совершенных) и перечень заимствованных элементов (используемых в ранее созданных КА).

Проводится анализ возможностей совершенствования критичных элементов (по массам, объёмам, энергопотреблению, показателям точности и др.), осуществляется построение проектных моделей и разрабатывается ТЗ на создание новых элементов с требуемыми характеристиками.

Осуществляется расчёт потребных значений масс, объёмов и энергопотребления элементов БС и КА в целом, с учётом совершенствования критичных элементов (по соответствующим проектным моделям), а также с учётом использования заимствованных элементов.

Уточняется компоновочная схема проектируемого КА, разрабатываются твёрдотельные модели элементов БС и КА в целом. Определяются с помощью системы твёрдотельного моделирования параметры центра масс и моментов инерции КА. Производится уточнение массогабаритных и инерционных параметров КА.

Производится проверка выполнения целевых показателей КА с использованием программного обеспечения, построенного на уточнённых проектных моделях (с более детальным и глубоким рассмотрением составных частей и учётом функционирования),

Осуществляется расчёт показателей обзорности, периодичности, ЛРМ, оперативности КА с учётом орбитального движения КА и отклонения оптической оси телескопа от надира.

Производится уточнение моделей для оценки производительности КА на основе данных по элементам бортовых систем КА и с учётом влияния компоновочной схемы и внешних устройств на моменты инерции КА.

Осуществляется расчёт показателей производительности КА в зависимости от проектных характеристик и компоновочной схемы КА с учётом характеристик элементов БС.

Разрабатываются модели для оценки срока АС КА в зависимости от ресурсов элементов БС и производится расчёт срока АС КА на основе разработанных моделей.

#### **Пятое приближение**

На этом этапе производятся следующие работы:

- уточнение массовой и габаритной сводки КА, расчёты на прочность и деформацию;
- уточнение мест установки и пространственной ориентации внешних устройств КА;
- оценка энергобаланса на борту КА ДЗЗ в динамике;
- приближённая оценка стоимости КА;
- выбор ракеты-носителя;
- разработка модели космической головной части и анимационной картины разделения;
- технико-экономическое обоснование разработки КА ДЗЗ.

Более подробно этапы этого приближения изложены в разделе 16 настоящего учебного пособия.

Приведённые этапы разработки и уточнения моделей должны быть отражены в частных моделях и пользовательских интерфейсах разрабатываемых программных обеспечений автоматизированного проектирования космических аппаратов наблюдения.

### **3.7. Оценка массогабаритных параметров прочих элементов БС и резерва главного конструктора**

В процессе предварительного расчёта массогабаритных и энергетических характеристик элементов КА не учитываются некоторые элементы, слабо влияющие на изменение массы, объёмов,

инерционных характеристик КА. Поэтому отдельно выделяется категория прочих элементов и так называемый резерв главного конструктора.

Характеристики таких составных частей могут быть рассчитаны на основе сбора и обработки статистики и построения статистических моделей.

Например, резерв массы прочих элементов может составлять до 10 % по массе бортовых систем и массе КА в целом, что составляет резерв по объёму до 2,2 %.

Расчёт резерва приведенного момента инерции прочих элементов целевой аппаратуры проводится методом равномерного распределения массы резерва по объёму КА заданной формы.

Расчёт среднесуточной мощности энергопотребления прочих элементов бортовых систем КА принимается также в процентах от потребляемой мощности бортовых систем. В первом приближении этот резерв можно принять также до 10%.

Резерв главного конструктора по массам и энергопотреблению может составлять 5...10 %, что соответствует резерву по объёму до 1,7...2,2 %.

Расчёт резервов объёмов можно произвести по формуле

$$V_{Pez} = \rho_{Pez} \cdot m_{Pez},$$

где  $\rho_{Pez}$  - средняя плотность компоновки приборов.

По статистике для относительно больших КА ДЗЗ плотность приборов с учётом неплотной компоновки составляет  $\rho_{pez} \approx 300 \text{ кг} / \text{м}^3$ , а для малых КА ДЗЗ -  $\rho_{pez} \approx 150 \text{ кг} / \text{м}^3$ .

#### **4. ФОРМИРОВАНИЕ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЁТОМ ЦЕЛЕВЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ**

Начальный выбор параметров орбиты производится из условия обеспечения заданных показателей периодичности и оперативности КСН, а также из условия обеспечения заданных значений ширины полосы обзора и ширины полосы захвата КА ДЗЗ.

Если в составе КА ДЗЗ предполагается использовать имеющийся в отрасли оптико-электронный телескопический комплекс с конкретными характеристиками, то формирование орбит проводится с учётом увязки с линейным разрешением на местности и шириной полосы захвата конкретной аппаратуры наблюдения.

##### **4.1. Выбор минимальной высоты орбиты из условий обеспечения заданной ширины полосы обзора**

Вначале осуществляется выбор типа орбиты. Для большинства современных КА ДЗЗ в настоящее время характерны солнечно-синхронные орбиты (ССО). Преимущество ССО заключается в том, что КА пролетает на фиксированной широте наблюдения в одно и то же время суток. При этом освещённость объектов наблюдения не изменяется от витка к витку.

Требуется обеспечить заданную ширину полосы обзора  $L$  за счёт задания максимального угла отклонения оптической оси КА от надира  $\gamma_{\max}$  и подбора высоты орбиты  $H$ . Как правило, угол  $\gamma_{\max}$  задаётся и по статистике составляет от  $40^\circ$  до  $65^\circ$ .

В первом приближении можем пренебречь кривизной поверхности Земли. Расчётная схема представлена на рис. 4.1.

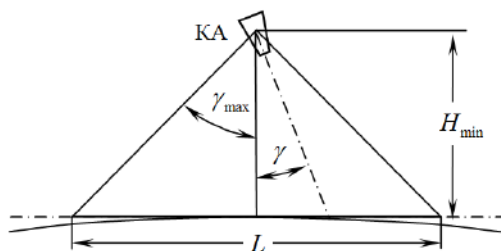


Рис. 4.1. Схема для определения минимальной высоты орбиты

Ширина полосы обзора  $L$  для этих орбит постоянна при заданных углах  $\gamma_{\max}$ , так как орбита круговая. Минимальная высота орбиты  $H_{\min}$  без учёта кривизны поверхности Земли определяется из геометрических соотношений по зависимости

$$H_{\min} = \frac{L}{2 \operatorname{tg}(\gamma_{\max})}.$$

Более точный расчёт минимальной высоты орбиты можно обеспечить, учитывая кривизну поверхности Земли. Расчётная схема представлена на рис. 4.2.

На схеме показано сечение Земли, плоскость которого проходит через центр Земли  $O$ , спутник  $K$  и подспутниковую точку  $P$ . Точки  $A$  и  $B$  соответствуют границе зоны обзора  $KA$  ( $AB=L$ ). Угол полураствора этого конуса  $\gamma_{\max}$  представляет собой максимальный угол разворота оптической оси ОЭТК в произвольном направлении от надира. Этот угол задается при проектировании  $KA$  из условий обеспечения достаточного качества снимка. Угол  $\alpha$  представляет собой центральный угол Земли, соответствующий  $\gamma$ .  $R_3$  - средний радиус Земли.

Сначала получим зависимость центрального угла Земли  $\alpha$  от угла отклонения оптической оси  $KA$  от надира  $\gamma$  (при заданной высоте орбиты  $H$ ).



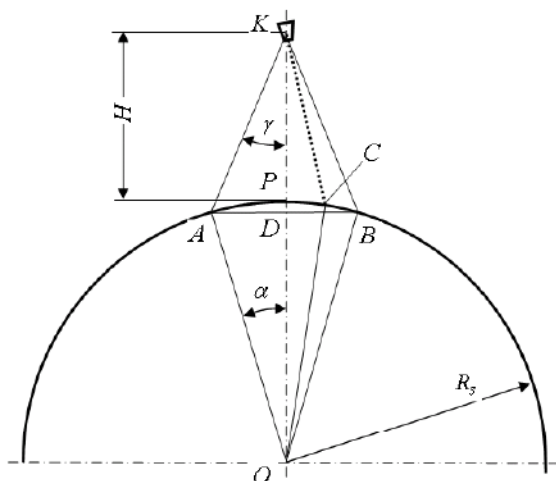


Рис. 4.2. Схема для определения высоты орбиты, обеспечивающей заданную ширину полосы обзора КА

Выразим отрезок AD через радиус Земли и угол  $\alpha$  :

$$AD = AO \sin \alpha = R_3 \sin \alpha . \quad (4.1)$$

Свяжем тот же отрезок AD с углом  $\gamma$  , проделав математические выкладки в следующей последовательности:

$$DP = R_3 - R_3 \cos \alpha ;$$

$$KD = PK + DP = H + R_3 - R_3 \cos \alpha ;$$

$$AD = KD \operatorname{tg} \gamma = [H + R_3 - R_3 \cos \alpha] \operatorname{tg} \gamma . \quad (4.2)$$

Из выражений (4.1) и (4.2) получаем следующее уравнение:

$$[H + R_3 - R_3 \cos \alpha] \operatorname{tg} \gamma = R_3 \sin \alpha .$$

Разрешим это уравнение относительно угла  $\alpha$  . Для этого сначала разделим обе части уравнения на радиус Земли и представим это выражение в виде

$$\sin(\alpha) + [\operatorname{tg}(\gamma)] \cos(\alpha) = \frac{(H + R_3)}{R_3} \operatorname{tg}(\gamma) .$$

Разделим обе части на выражение  $\sqrt{1+(tg\gamma)^2}$  :

$$\sin \alpha \frac{1}{\sqrt{1+(tg\gamma)^2}} + \cos \alpha \frac{tg \gamma}{\sqrt{1+(tg\gamma)^2}} = \frac{H + R_3}{R_3} \cdot \frac{tg \gamma}{\sqrt{1+(tg\gamma)^2}} .$$

Используя табличные формулы тригонометрии

$$\sin^2 \gamma = \frac{tg^2 \gamma}{1 + tg^2 \gamma} \quad \text{и} \quad \cos^2 \gamma = \frac{1}{1 + tg^2 \gamma} ,$$

получаем

$$\sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma = \frac{H + R_3}{R_3} \sin \gamma .$$

Левая часть уравнения представляет собой преобразование синуса суммы углов  $\alpha$  и  $\gamma$  , поэтому можно записать

$$\sin(\alpha + \gamma) = \frac{H + R_3}{R_3} \sin \gamma . \quad (4.3)$$

Откуда получаем значение искомого угла

$$\alpha = \arcsin \left( \frac{H + R_3}{R_3} \sin \gamma \right) - \gamma . \quad (4.4)$$

Таким образом, получена связь между углами  $\alpha$  и  $\gamma$  .

Угол  $\alpha$  связан с шириной полосы обзора  $L$  соотношением

$$\alpha = L / (2 R_3) .$$

Подставляя это выражение в уравнение (4.3) и решая его относительно  $H$  , получаем искомую зависимость

$$H = \frac{R_3}{\sin \gamma} \sin \left( \frac{L}{2 R_3} + \gamma \right) - R_3 .$$

В табл. 4.1 приведены результаты расчёта значений минимальных высот орбит  $H$  (с учётом и без учёта кривизны поверхности Земли) в зависимости от заданной ширины полосы обзора

(  $L$  ) при фиксированном значении угла отклонения оптической оси КА от надира  $\gamma_{\max} = 45^\circ$  ).

Таблица 4.1. Влияние учёта кривизны поверхности Земли на значения минимальной высоты орбиты КА

| L, км                     | 400   | 600   | 800   | 1000  | 1200  | 1400  |
|---------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| H, без учёта кривизны, км | 200   | 300   | 400   | 500   | 600   | 700   |
| H, с учётом кривизны, км  | 193,0 | 293,1 | 387,5 | 480,3 | 571,4 | 660,7 |

Видно, что модель «плоской» поверхности Земли приводит к некоторому завышению потребной минимальной высоты орбиты КА. Причём ошибка возрастает при увеличении высоты орбиты.

Для эллиптических орбит ширина полосы обзора в точке перигея орбиты минимальна, а в точке апогея - максимальна.

#### 4.2. Выбор параметров солнечно-синхронной орбиты

Наибольшее распространение для КА высокодетального наблюдения получили солнечно-синхронные орбиты. У таких орбит угловая скорость прецессии (векового ухода восходящего узла орбиты  $\Delta\Omega$ ) равна угловой скорости поворота радиуса-вектора Земли относительно Солнца, как это показано на рис. 4.3.

Угловая скорость прецессии таких орбит составляет приблизительно  $0,98565^\circ$  в сутки. На схеме угол  $\psi$  - это угол между линией «Солнце - Земля» и линией, соединяющей точки пересечения орбиты с плоскостью орбиты Земли. Этот угол остается неизменным в процессе полёта КА в течение нескольких лет. Наклонение плоскости  $i$  солнечно-синхронных орбит всегда больше  $\pi/2$ . Только в этом случае может быть обеспечено заданное угловое направление прецессии орбиты.

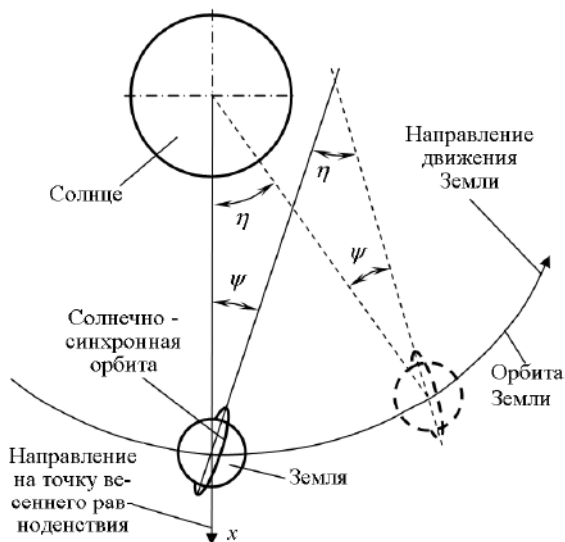


Рис. 4.3. Иллюстрация солнечно-синхронной орбиты

Параметры орбиты можно рассчитать по известным соотношениям. Для ССО высота орбиты связана с наклонением плоскости орбиты следующим выражением [62]:

$$\cos i = \frac{\mu p^2 (2\pi - T_c \omega_z)}{2\pi \varepsilon N},$$

где  $i$  - наклонение орбиты;

$\mu = 398600$ ,  $\text{км}^3 / \text{с}^2$  - гравитационный параметр Земли;

$p$  - фокальный параметр орбиты;

$T_c = 86400$ ,  $\text{с}$  - длительность средних солнечных суток;

$\omega_z = 0,729211 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$  - угловая скорость вращения Земли;

$\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5 \cdot \text{с}^{-2}$  - коэффициент гравитационного поля Земли, учитывающий вторую зональную гармонику разложения геопотенциала;

$N$  - количество витков КА вокруг Земли в течение суток.

Фокальный параметр для круговой орбиты равен

$$p = R_3 + H,$$

где  $R_3 = 6371$  км - средний радиус Земли;

$H$  - высота полёта КА.

Количество витков в течение суток определяется по формуле

$$N = \frac{T_c}{T},$$

где  $T$  - период одного витка.

Период одного витка определяется по следующей формуле:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{\mu}}.$$

Варьируя высоту полёта и наклонение плоскости орбиты, можно обеспечить, например, нужные показатели кратности орбиты. В общем случае количество витков вокруг Земли в течение суток может быть нецелым [52].

#### **4.3. Имитационное моделирование для оценки показателей периодичности и оперативности**

Комплексная модель для оценки показателей периодичности и оперативности включает в себя следующие частные модели.

1. Модели для оценки факта попадания ОН в зону обзора КА.
2. Модели для оценки факта попадания ОН в зону радиовидимости наземного пункта приёма информации (НППИ).
3. Модели для оценки условий светотеневой обстановки орбитального полёта КА.
4. Модели для имитационного моделирования орбитального полёта КА.

Рассмотрим эти модели последовательно.

### **4.3.1. Модели для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону обзора космического аппарата<sup>3</sup>**

В качестве показателя периодичности рассматривается время между двумя соседними (по времени полёта КА) попаданиями объекта наблюдения с заданными координатами в зону обзора КА, движущегося по орбите.

Зона обзора аппаратуры зондирования КА в фиксированный момент времени представляет собой круг на поверхности Земли, точнее – сегмент сферической поверхности, ограниченный окружностью с радиусом, равным радиусу зоны обзора КА. Причём форма границы этой зоны (окружность) не зависит от широты подспутниковой точки и от сгущения линий долготы при перемещении по поверхности Земли от экватора к полюсам.

Условие попадания объекта наблюдения в зону обзора КА можно получить из следующих рассуждений (см. рис. 4.2). Если объект попадает в зону обзора КА ДЗЗ, то ОН лежит на поверхности сегмента в пределах конуса с углом полураствора  $\alpha$ .

Из геометрических соотношений получена связь между углом поворота оптической оси КА  $\gamma$  и углом  $\alpha$  (см. формулу (4.2)). Видно, что угол  $\alpha$  не зависит от координат подспутниковой точки.

На рис. 4.4 представлена схема для определения условия попадания объекта наблюдения в зону обзора КА. На этом рисунке обозначения точек  $P$ ,  $B$  и  $C$  соответствуют обозначениям на рис. 4.3. Точка  $C$  для улучшения наглядности рисунка вынесена из зоны обзора космического аппарата (на схеме рис. 4.2 точка  $C$  расположена внутри зоны обзора, а на рис. 4.3 – вне этой зоны). На этом рисунке также приведены обозначения:

$\varphi_{КА}$  - широта подспутниковой точки космического аппарата;

---

<sup>3</sup> В разработке моделей для оценки показателей периодичности принимал участие аспирант В. В. Волоцуев.





Используя теорему косинусов для сферических треугольников [24]

$$\cos(PC) = \cos(NP) \cdot \cos(NC) + \sin(NP) \cdot \sin(NC) \cdot \cos(\angle PNC),$$

получаем с учетом уравнений (4.6) – (4.8):

$$\begin{aligned} \cos(PC) = & \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{KA}\right) \cos\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{OH}\right) + \\ & + \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{KA}\right) \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_{OH}\right) \cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA}), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{или } \cos(PC) = & \sin(\varphi_{KA}) \sin(\varphi_{OH}) + \\ & + \cos(\varphi_{KA}) \cos(\varphi_{OH}) \cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA}). \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Откуда } \cup PC = & \arccos[\sin(\varphi_{KA}) \cdot \sin(\varphi_{OH}) + \\ & + \cos(\varphi_{KA}) \cdot \cos(\varphi_{OH}) \cdot \cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA})]. \end{aligned}$$

Принимая во внимание выражение (4.5), окончательно получаем

$$\left| \arccos[\sin \varphi_{KA} \sin \varphi_{OH} + \cos \varphi_{KA} \cos \varphi_{OH} \cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA})] \right| < \alpha. \quad (4.9)$$

Полученная зависимость (4.9) выражает условие "захвата" объекта наблюдения аппаратурой зондирования Земли.

Из-за большого количества тригонометрических вычислений данная формула не очень эффективна для расчёта на ЭВМ. Для упрощения расчётов представим (4.9) в декартовой прямоугольной системе координат с началом в центре Земли.

Учитывая, что

$$\cos(\lambda_{OH} - \lambda_{KA}) = \cos \lambda_{OH} \cos \lambda_{KA} + \sin \lambda_{OH} \sin \lambda_{KA},$$

получим условие захвата

$$\begin{aligned} \left| \arccos[\sin \varphi_{KA} \sin \varphi_{OH} + \cos \varphi_{KA} \cos \varphi_{OH} \cos \lambda_{OH} \cos \lambda_{KA} + \right. \\ \left. + \cos \varphi_{KA} \cos \varphi_{OH} \sin \lambda_{OH} \sin \lambda_{KA}] \right| < \alpha. \quad (4.10) \end{aligned}$$

Запишем формулы для перевода широты и долготы в координаты на поверхности сферы с единичным радиусом (рис. 4.3):

$$\left. \begin{aligned} x &= \cos \lambda \cos \varphi \\ y &= -\sin \lambda \cos \varphi \\ z &= \sin \varphi \end{aligned} \right\}$$

Учитывая это, преобразуем составные части выражения (4.9):

$$\begin{aligned} \sin \varphi_{KA} \sin \varphi_{OH} &= z_{KA} z_{OH}; \\ \cos \varphi_{KA} \cos \varphi_{OH} \cos \lambda_{OH} \cos \lambda_{KA} &= \\ &= (\cos \lambda_{KA} \cos \varphi_{KA}) \cdot (\cos \lambda_{OH} \cos \varphi_{OH}) = x_{KA} x_{OH}; \\ + \cos \varphi_{KA} \cos \varphi_{OH} \sin \lambda_{OH} \sin \lambda_{KA} &= \\ &= (-\sin \lambda_{KA} \cos \varphi_{KA}) \cdot (-\sin \lambda_{OH} \cos \varphi_{OH}) = y_{KA} y_{OH}. \end{aligned}$$

В результате выражение (4.9) примет вид

$$\left| \arccos[z_{KA} \cdot z_{OH} + x_{KA} \cdot x_{OH} + y_{KA} \cdot y_{OH}] \right| < \alpha.$$

Окончательно получаем формулу скалярного произведения векторов, которая более экономна в вычислительном плане:

$$z_{KA} z_{OH} + x_{KA} x_{OH} + y_{KA} y_{OH} \geq \cos \alpha.$$

Обращаем внимание на то обстоятельство, что это координаты КА и объекта наблюдения на сфере с единичным радиусом.

#### **4.3.2. Модели для оценки факта попадания объекта наблюдения в зону радиовидимости НППИ**

В качестве показателя оперативности рассматривается время, прошедшее с момента съёмки до передачи её на Землю.

Зона радиовидимости представляет собой круг на поверхности Земли. В идеальном случае граница этой зоны соответствует случаю, когда КА находится на горизонте.

Рассмотрим схему, представленную на рис. 4.5, где изображено сечение Земли в плоскости орбиты, трасса которой проходит через НППИ (точка Р). Точка Е орбиты КА лежит на линии гори-

зонта для наблюдателя, находящегося в точке  $P$ , в которой находится НППИ;  $L_{PB}$  и  $R_{PB}$  - соответственно линейный радиус зоны радиовидимости и радиус зоны радиовидимости по поверхности Земли.

Условие попадания КА в зону радиовидимости соответствует условию нахождения спутника внутри конуса, вершина которого находится в центре Земли, а образующие этого конуса проходят через границу зоны радиовидимости.

Угол полураствора этого конуса  $\alpha_{3p}$  - центральный угол Земли, соответствующий границе зоны радиовидимости спутника с НППИ- назовем центральным углом радиовидимости.

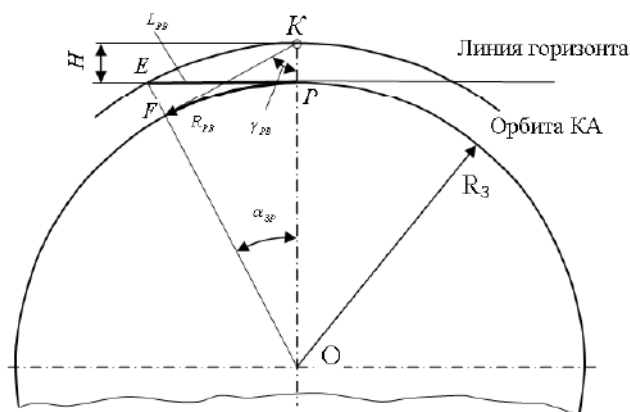


Рис. 4.5. Схема для определения зоны радиовидимости спутника с наземного пункта приёма информации по линии горизонта

Если на схеме мысленно (или на какое-то мгновение) переместить КА из точки  $E$  орбиты в точку  $K$ , которая находится над точкой  $P$  в зените, и считать, что граница зоны обзора КА соответствует границе зоны радиовидимости (точка  $F$ ) КА с НППИ, то можно заметить, что схема, представленная на рис. 4.4, полностью соответствует схеме, представленной на рис. 4.2, для оценки условия попада-

ния ОН в зону обзора КА. При этом угол  $\gamma_{PB}$  (угол полураствора конуса, образующие которого проходят через точки границы зоны радиовидимости на поверхности Земли) формально можно считать углом полураствора конуса обзора КА  $\gamma$  (см. рис. 4.2). Углу  $\gamma_{PB}$  соответствует центральный угол Земли  $\alpha_{3P}$ , который формально можно считать центральным углом обзора КА  $\alpha$ .

Поэтому для оценки факта попадания КА в зону радиовидимости НППИ формально воспользуемся зависимостью (4.9). Разница будет лишь в том, что вместо географических координат подспутниковой точки КА надо подставить координаты НППИ, а вместо географических координат объекта наблюдения надо подставить координаты подспутниковой точки КА, центральный же угол зоны обзора  $\alpha$  необходимо заменить на центральный угол зоны радиовидимости  $\alpha_{3P}$ :

$$\left| \arccos[\sin \varphi_{НППИ} \sin \varphi_{КА} + \cos \varphi_{НППИ} \cos \varphi_{КА} \cos(\lambda_{КА} - \lambda_{НППИ})] \right| < \alpha_{3P}. \quad (4.11)$$

Центральный угол радиовидимости КА с НППИ  $\alpha_{3P}$  зависит от высоты полёта КА. Его можно найти из геометрических соотношений. Для возможности радиосвязи по линии горизонта этот угол Земли составляет

$$\alpha_{3P} = \arccos \left( \frac{R_3}{R_3 + H} \right). \quad (4.12)$$

Результаты расчета центрального угла радиовидимости  $\alpha_{3P}$  представлены в табл. 4.2. Угол  $\alpha_{3P}$  приведен в градусах.

Таблица 4.2. Значения угла  $\alpha_{PB}$  в зависимости от высоты орбиты

|                           |       |       |       |       |       |
|---------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Высота орбиты, км         | 200   | 400   | 600   | 800   | 1000  |
| Угол $\alpha_{3P}$ , град | 14,18 | 19,80 | 32,96 | 27,34 | 30,21 |

Если объём передаваемой информации с борта КА на НППИ велик, то необходимо проводить корректировку времени оперативности, добавляя к нему время передачи информации  $t_{\text{пи}}$ . Это время можно рассчитать по следующей зависимости:

$$t_{\text{пи}} = \frac{I}{V},$$

где  $I$  - объём передаваемой информации;

$V$  - скорость передачи информации.

Например, если объём передаваемой информации  $I = 30$  Гб, а скорость ее передачи  $V = 300$  Мбит/с, то время передачи составит примерно 100 секунд. За это время КА может выйти из зоны радиовидимости. Поэтому видеоинформация с борта КА ДЗЗ, как правило, передается отдельными блоками, в том числе и при следующем входе КА в зону радиовидимости НППИ.

#### ***4.3.3. Модели для оценки условий светотеневой обстановки орбитального полёта КА***

Под условиями функционирования КА ДЗЗ понимаются:

- нахождение КА в световом пятне (в зоне части сферы Земли, где возможна съёмка с минимальным углом Солнца над горизонтом);
- нахождение КА на освещённой Солнцем части витка полёта КА или в тени Земли;
- нахождение КА одновременно на освещённой Солнцем части витка полёта и вне зоны светового пятна;
- угол Солнца над горизонтом в точке расположения отдельных объектов наблюдения.

Оценка условий функционирования КА в каждый момент моделирования орбитального движения проводится с целью осуществления в нужные моменты времени программных разворотов КА





ки попадания КА в зону светового пятна равносильна определению факта нахождения КА во внутренней зоне конуса с углом полураствора, равным углу  $\alpha_{СП}$ .

Поэтому, если формально в условии (4.9) заменить текущие значения широты и долготы КА ( $\varphi_{КА}$  и  $\lambda_{КА}$ ) на текущие значения широты и долготы зенитной точки Солнца  $S$  ( $\varphi_S$  и  $\lambda_S$ ), а значения широты и долготы объекта наблюдения ( $\varphi_{ОН}$  и  $\lambda_{ОН}$ ) на текущие значения широты и долготы произвольной точки на поверхности Земли, находящейся в световом пятне ( $\varphi_D$  и  $\lambda_D$ ), то придём к условию нахождения КА в световом пятне:

$$\left| \arccos[\sin \varphi_S \sin \varphi_D + \cos \varphi_S \cos \varphi_D \cos(\lambda_D - \lambda_S)] \right| < \alpha_{СП}.$$

Поскольку координаты  $\varphi_D$  и  $\lambda_D$  соответствуют координатам подспутниковой точки КА в световом пятне, то окончательно получаем условие нахождения КА в световом пятне:

$$\left| \arccos[\sin \varphi_S \sin \varphi_{КА} + \cos \varphi_S \cos \varphi_{КА} \cos(\lambda_{КА} - \lambda_S)] \right| < \alpha_{СП}. \quad (4.13)$$

В этом выражении центральный угол Земли определяется как дополнение угла стояния Солнца над горизонтом до прямого угла:

$$\alpha_{СП} = \frac{\pi}{2} - \eta_{\odot}^c. \quad (4.14)$$

Однако для применения данной модели необходимо учитывать то обстоятельство, что географические координаты центра светового пятна меняются в течение суток и годового движения Земли относительно Солнца.

### **Модели для оценки координат центра светового пятна**

Расчётная схема для оценки проекций вектора направления на Солнце показана на рис. 4.7, где использованы обозначения:  $\delta_c$  - угол между эклиптической и экватором (23,5 градуса);  $\alpha_c$  - угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце.

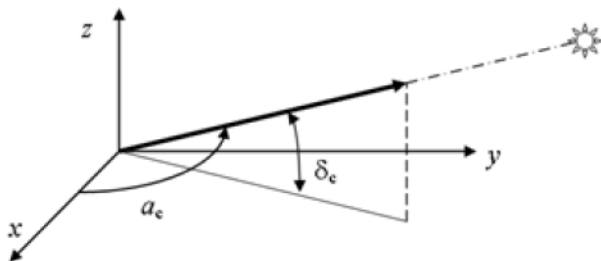


Рис. 4.7. Положение вектора направления на Солнце

Алгоритм расчёта следующий [30]:

1. Осуществляется расчёт значений координат единичного вектора  $\vec{S} = |s_x s_y s_z|$  направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат  $Oxyz$  в произвольный момент времени года (суток), прошедшего с момента точки весеннего равноденствия (рис. 4.7):

$$\left. \begin{aligned} s_x &= \cos \alpha_c \\ s_y &= \sin \alpha_c \cos \delta_c \\ s_z &= \sin \alpha_c \sin \delta_c \end{aligned} \right\} \quad (4.15)$$

Угол  $\alpha_c$  рассчитывается по следующей зависимости:

$$a_c \frac{2\pi t}{T_T},$$

где  $t$  - текущее время от момента прохождения Землёй точки весеннего равноденствия;

$T_T = 365,2422$  сут. - продолжительность тропического года.

2. На поверхности Земли отыскиваются координаты  $\varphi_S$  и  $\lambda_S$  точки, в которой Солнце находится в зените.

Рассмотрим схему, представленную на рис. 4.8. Точка  $S$  соответствует зенитному расположению Солнца; точка  $\Gamma$  - точка на границе светового пятна; точка  $D$  - произвольная точка на поверхности Земли, находящаяся в световом пятне.



3. Из третьего соотношения системы (4.17) отыскивается угол широты  $\varphi_z$ , на которой Солнце находится в зените:

$$\varphi_z = \arcsin(\sin \alpha_c \sin \delta_c).$$

4. Решаются первое и второе уравнения системы (4.17) для полученного  $\varphi_z$  и определяются значения синуса и косинуса угла долготы  $\lambda_z$  (подробный вывод расчётных формул см. в [11]).

Значение двух параметров (синуса и косинуса угла долготы  $\lambda_z$ ) нужны для того, чтобы оценить, в каком полушарии (восточном или западном) находится зенитная точка Солнца.

### Модели для оценки факта нахождения КА в тени Земли

Расчётная схема для оценки нахождения КА в тени представлена на рис. 4.9.

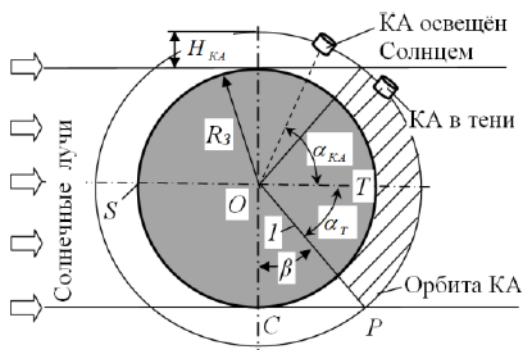


Рис. 4.9. Расчётная схема для оценки нахождения КА в тени

На этой схеме введены следующие обозначения: 1 – образующая линия поверхности конуса, соответствующей границе тени;  $S$  – точка Земли, в которой Солнце находится в зените;  $T$  – точка центра теневого конуса;  $P$  – точка орбиты, в которой КА находится на границе света и тени;  $C$  – точка терминатора;  $\alpha_m$  – центральный угол Земли, соответствующий углу полураствора конуса тени.

Анализируя схему, приходим к выводу, что она также похожа на схему для оценки координат границы области СП (см. рис. 4.5). Поэтому можно формально использовать математические модели для оценки факта нахождения КА в световом пятне. Разница будет лишь в том, что географические координаты центра СП (точки  $S$ ) заменяются на координаты центра теневой зоны Земли (точки  $T$ ).

Принимая во внимание выражение (4.13), получаем условие нахождения КА в тени Земли:

$$\left| \arccos[\sin \varphi_T \sin \varphi_{KA} + \cos \varphi_T \cos \varphi_{KA} \cos(\lambda_{KA} - \lambda_T)] \right| < \alpha_T. \quad (4.18)$$

Текущие значения географических координат центра тени  $\varphi_T$  и  $\lambda_T$  будут находиться на диаметрально противоположной от зенитной точки с координатами  $\varphi_S$  и  $\lambda_S$  поверхности Земли:

$$\varphi_T = -\varphi_S;$$

$\lambda_T = -(\pi - \lambda_S)$ , если текущее значение  $\lambda_S$  имеет знак плюс ( $\lambda_S$  принадлежит восточному полушарию от 0 до 180 градусов);

$\lambda_T = \pi + \lambda_S$ , если текущее значение  $\lambda_S$  имеет знак минус ( $\lambda_S$  принадлежит западному полушарию от 0 до минус 180 градусов).

Центральный угол Земли, соответствующий нахождению КА в тени, можно определить из геометрических соотношений

$$\alpha_T = \frac{\pi}{2} - \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H_{KA}}\right).$$

#### **4.4. Модели и алгоритмы для имитационного моделирования орбитального полёта КА**

Приведём укрупненный алгоритм расчёта параметров орбит, подспутниковых точек трассы и расчётные зависимости.

1. Рассчитываются радиусы-векторы перигея и апогея орбиты:

$$r_\pi = R_3 + H_\pi; \quad r_\alpha = R_3 + H_\alpha.$$



2. Рассчитывается эксцентриситет орбиты:

$$e = \frac{r_{\alpha} - r_{\pi}}{r_{\alpha} + r_{\pi}}.$$

3. Рассчитывается большая полуось орбиты:

$$a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2}.$$

4. Рассчитывается величина звездного (сидерического) периода обращения [24]:

$$T_{зв} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}.$$

5. Рассчитывается фокальный параметр орбиты [24]:

$$p = a(1 - e^2).$$

6. Рассчитывается вековое возмущение первого порядка долготы восходящего узла орбиты [52]:

$$\delta\Omega = \frac{-35,052'}{60} \left( \frac{R_3}{p} \right)^2 \cos i \text{ [град]}.$$

7. Рассчитывается текущее значение долготы восходящего узла орбиты с учётом векового возмущения первого порядка:

$$\Omega = \Omega_0 + \frac{t}{T_{зв}} \delta\Omega.$$

8. Рассчитывается вековое возмущение первого порядка аргумента перигея орбиты [52]:

$$\delta\omega = \frac{-17,525'}{60} \left( \frac{R_3}{p} \right)^2 (1 - 5 \cos^2 i) \text{ [град]}.$$

9. Рассчитывается текущее значение аргумента перигея орбиты с учётом векового возмущения первого порядка:

$$\omega = \omega_0 + \frac{t}{T_{зв}} \delta\omega.$$

10. Рассчитывается среднее движение [24]:

$$M = t_{3\text{с}} n = \sqrt{\mu/a^3}.$$

11. Рассчитывается промежуток среднего времени с момента  $\tau$  прохождения перигея до момента наблюдения [24], то есть

$$\Delta t_{\text{ср}} = t - \tau.$$

12. Рассчитывается звездное время [24]:

$$t_{3\text{с}} = 1,00273791 \cdot \Delta t_{\text{ср}}.$$

13. Рассчитывается средняя аномалия [24]:

$$M = t_{3\text{с}} n.$$

14. Рассчитывается эксцентрическая аномалия из решения уравнения Кеплера (методом последовательных приближений):

$$E - e \sin E = M.$$

15. Рассчитывается синус или косинус истинной аномалии:

$$\sin \vartheta = \frac{\sin E}{1 - e \cos E} \sqrt{1 - e^2}; \quad \cos \vartheta = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E},$$

а затем находится сам угол истинной аномалии.

16. Рассчитывается радиус-вектор КА в системе координат оскулирующей орбиты по одной из следующих формул:

$$r = a(1 - e \cos E); \quad r = \frac{p}{(1 - e \cos \vartheta)}.$$

17. Рассчитываются географические координаты подспутниковой точки КА [52].

Для круговых орбит:

$$\varphi = \arcsin \left( \sin i \sin \frac{2\pi t}{T_{3\text{В}}} \right);$$

$$\lambda = \Omega + \arctg \left( \cos i \operatorname{tg} \frac{2\pi t}{T_{3\text{В}}} \right) - \omega_3 t + \delta \Omega \frac{1}{T_{3\text{В}}},$$

где  $t$  – текущее время полёта.

Для эллиптических орбит расчёт осуществляется по зависимостям (которые приемлемы и для круговых орбит):

$$\sin \varphi_{GA} = \sin i \sin u, \quad \text{где } u = \omega + \vartheta;$$

$$\sin \lambda_{GA} = \frac{\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \cos i \sin u}{\cos \varphi_{GA}};$$

$$\cos \lambda_{GA} = \frac{\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \cos i \sin u}{\cos \varphi_{GA}}.$$

Затем производится пересчёт в гринвичскую систему координат:

$$\varphi_G = \varphi_{GA}; \lambda_G = \lambda_{GA} - \omega_3 t - \delta \Omega \frac{t}{T_{3B}}.$$

## 4.5. Алгоритмы и программное обеспечение для оценки периодичности и оперативности

### 4.5.1. Алгоритмы для определения периодичности

Исходные данные для имитационного моделирования: параметры орбиты КА, координаты ОН (широта и долгота); максимальное значение угла поворота оптической оси ОЭТК от надира; начальное время и шаг расчёта по времени и др.

Запускается программа EFKAN. На каждом шаге имитационного моделирования орбитального движения КА производятся следующие действия.

1. Рассчитываются координаты широты и долготы КА по трассе полёта.

2. Определяются условия съёмки по углу Солнца над горизонтом. Если этот угол больше некоторого заданного (необходимые условия для съёмки выполняются), то подключается процедура «Оценка факта попадания ОН в зону обзора КА».

3. Если ОН оказался в зоне обзора КА, то выдается признак «Попадание». В противном случае - признак «Нет попадания».

4. Если выдан признак первого «попадания», то:

- включаются счётчики времени  $t_{Пер}$  (оценивается время между последними попаданиями ОН в зону обзора КА);

- включается счётчик количества попаданий  $N_z$  ОН в зону обзора КА (количество статистических испытаний).

5. Рассчитываются: среднее значение и дисперсия показателя периодичности, осуществляется построение функции распределения и плотности распределения показателя оперативности.

6. Осуществляется приращение времени на шаг расчёта, и расчёты по пунктам 2 - 5 повторяются циклически.

#### ***4.5.2. Алгоритмы для определения оперативности***

1. После первого попадания ОН в зону обзора КА включается счётчик времени оперативности  $t_{он}$ .

2. Оценивается факт попадания КА в зону радиовидимости НППИ. Для этого подключается соответствующая подпрограмма.

3. Если КА попал в зону радиовидимости, то выдаётся логический признак «Есть попадание».

4. Фиксируется время (оперативности) первого вхождения КА в зону радиовидимости НППИ. Результаты запоминаются.

5. Рассчитываются: среднее значение и дисперсия показателя оперативности, осуществляется построение функции распределения и плотности распределения показателя оперативности.

6. Осуществляется приращение времени на шаг расчёта, и расчёты по пунктам 1 - 5 повторяются циклически.

#### ***4.5.3. Программное обеспечение для определения показателей периодичности и оперативности***

Оценка показателей периодичности и оперативности может осуществляться с помощью программного обеспечения ЕФКАН [11], разработанного автором настоящего учебного пособия. Это ПО построено на основе имитационного моделирования орбитального движения и программных разворотов КА.

На рис. 4.10 показано окно программы ЕФКАН для контроля изменения параметров движения КА и условий съёмки в динамике.

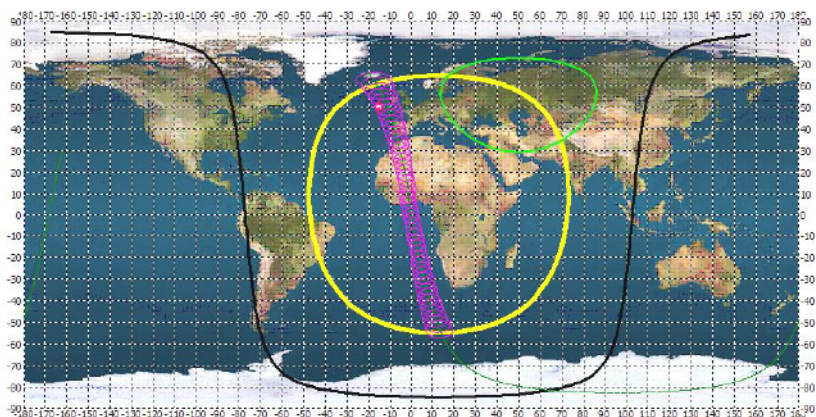


Рис. 4.10. Окно программы EFKAN для отображения в динамике

На рис 4.11 и 4.12 представлены окна программы EFKAN с результатами расчёта и графиками функции распределения и плотности распределения показателей периодичности и оперативности.

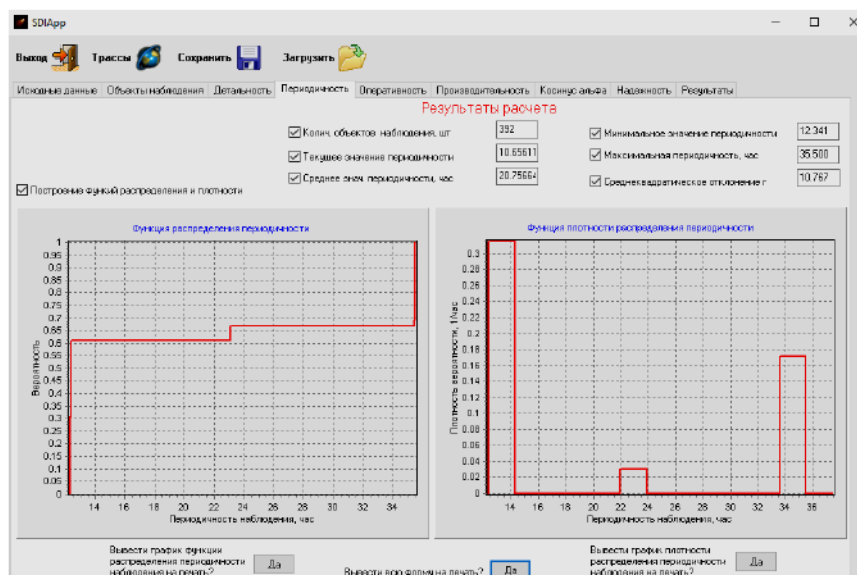


Рис. 4.11. Окно программы с результатами расчёта периодичности

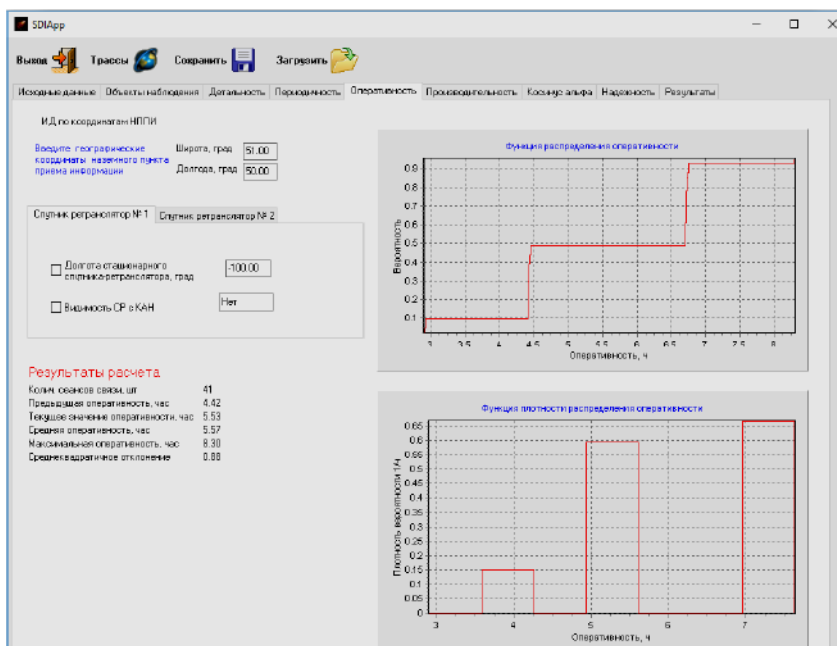


Рис. 4.12. Окно программы с результатами расчёта оперативности

Можно использовать показатели периодичности и оперативности, соответствующие заданной доверительной вероятности.

#### 4.6. Согласование показателей периодичности и оперативности КА и системы зондирования Земли

Если показатели периодичности и оперативности удовлетворяют заданным требованиям, то задача считается выполненной. Если нет – то проводятся следующие действия.

Улучшение показателей периодичности (снижение интервала времени между съёмками одного и того же ОН) можно осуществить за счёт увеличения высоты орбиты. Увеличение ширины полосы обзора можно достичь за счёт большего отклонения оптиче-



ской оси КА от надира (при этом качество снимков вблизи границы полосы обзора ухудшается) или за счёт увеличения количества КА ДЗЗ.

Решение об увеличении высоты орбиты принимается в том случае, если показатели периодичности ненамного отличаются от требуемых значений. При существенных отличиях повышение высоты орбиты влечёт за собой повышение массы ОЭТК при заданных показателях линейного разрешения на местности.

Решение о введении дополнительных КА ДЗЗ в орбитальную группировку существенно улучшает показатель периодичности. Частота съёмки одного и того же объекта наблюдения увеличивается пропорционально количеству КА. Однако такое решение требует дополнительных расходов.

Показатели оперативности КА ДЗЗ в основном зависят от параметров орбиты КА, широты расположения объекта наблюдения, широты расположения наземного пункта приёма и преобразования информации (НППИ) и от угла превышения луча радиовидимости над горизонтом.

Улучшение показателей оперативности (снижение интервала времени между съёмкой ОН и вхождением КА в зону радиовидимости НППИ) возможно за счёт увеличения высоты орбиты и введения дополнительных НППИ, которые должны располагаться в различных районах Земли, и за счёт использования спутника-ретранслятора (СР) или нескольких СР.

Решение об увеличении высоты орбиты, так же, как и для периодичности, принимается в случае, если показатели оперативности ненамного отличаются от требуемых значений (но при этом требуется увеличение потребной массы ОЭТК).

Решение об увеличении количества НППИ вполне приемлемо в связи с большой территорией России и применяется на практике.

Решение о передаче видеoinформации через спутник-ретранслятор существенно улучшает показатели оперативности, однако такое решение требует дополнительных ресурсов по созданию спутника-ретранслятора.

То есть по результатам расчётов может производиться уточнение параметров орбит, количества КА ДЗЗ, количества НППИ, анализ необходимости использования спутника-ретранслятора с целью обеспечения заданных показателей ширины полосы обзора периодичности и оперативности.

В табл. 4.3 приведён пример требуемых, реализуемых, принятых параметров для КСН и для одного КА ДЗЗ.

Таблица 4.3. Требуемые и принятые к разработке параметры КА ДЗЗ

| Характеристика              | Требуемые<br>параметры<br>(КС) | Реализуемые<br>параметры<br>(КС) | Принятые<br>параметры<br>(для КС) | Принятые<br>параметры<br>(для<br>одного КА) |
|-----------------------------|--------------------------------|----------------------------------|-----------------------------------|---------------------------------------------|
| Высота орбиты, км           | <1000                          | 600                              | 600                               | 600                                         |
| Ширина полосы<br>обзора, км | 1100                           | 1200                             | 1200                              | 1200                                        |
| Периодичность, час          | 6                              | 17,5 (1 КА)                      | 17,5                              | 5,8                                         |
| Оперативность, час          | не более<br>0,5                | 3,5<br>(1 НППИ)                  | 3,5                               | 0,5                                         |

## 5. НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Основными оптическими характеристиками объектива являются диаметр  $D$ , фокусное расстояние  $f$ , относительное отверстие  $D/f$  и угловое поле «зрения»  $\varepsilon$ .

Другие важные характеристики объектива — это разрешающая способность, частотно-контрастные характеристики - ЧКХ (или функция передачи модуляции - ФПМ), распределение освещённости по полю изображения, спектральная характеристика пропускания света, интегральный коэффициент пропускания света, светорассеяние и др. [28]

### 5.1. Интерференция световых волн

Световому потоку присуща не только корпускулярная, но и волновая природа. В этой связи предельное разрешение оптических систем ограничено и связано с таким физическим явлением, как дифракция, в результате которой происходит перераспределение интенсивности светового потока вследствие наложения (суперпозиции) нескольких световых волн (интерференции световых волн).

Интерференция, в частности, приводит к тому, что изображение светящейся линии (или точки) на фокальной плоскости объектива, через который проходят световые лучи, будет нечётким, расплывчатым. В результате появляется так называемый кружок (диск) Эри (Эйри). Покажем это с помощью схемы, представленной на рис. 5.1, и некоторых преобразований.

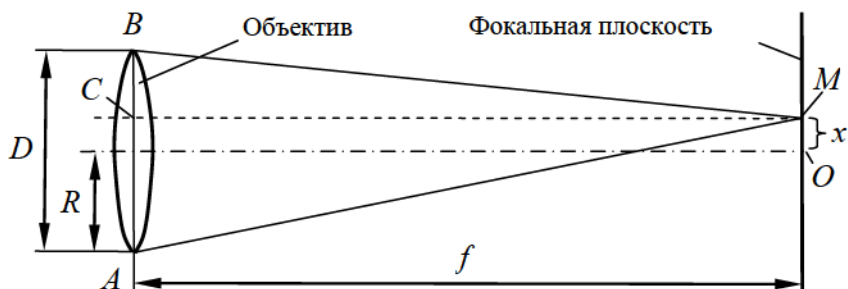


Рис. 5.1. Схема прохождения лучей от светящейся точки через объектив

На этом рисунке стрелками показаны световые лучи от светящейся в бесконечности точки и введены следующие обозначения:  $D$  и  $R$  – диаметр и радиус объектива соответственно;  $f$  – фокусное расстояние;  $x$  – смещение изображения точки от центральной оси линзы.

Вычислим разность расстояний прохождения лучей:

$$\delta = AM - BM.$$

Из треугольников АСМ и ВСМ имеем

$$(AM)^2 = f^2 + \left(\frac{D}{2} + x\right)^2;$$

$$(BM)^2 = f^2 + \left(\frac{D}{2} - x\right)^2.$$

Возьмём разность квадратов расстояний  $AM$  и  $BM$  :

$$\begin{aligned} (AM)^2 - (BM)^2 &= \left(\frac{D}{2} + x\right)^2 - \left(\frac{D}{2} - x\right)^2 = \\ &= \left(\frac{D}{2}\right)^2 + 2\frac{D}{2}x + x^2 - \left(\frac{D}{2}\right)^2 + 2\frac{D}{2}x - x^2 = 2Dx. \end{aligned}$$

Следовательно,

$$(AM - BM)(AM + BM) = 2Dx. \quad (5.1)$$

Первый множитель есть интересующая нас разность хода лучей  $\delta$ . Второй сомножитель приближённо можно принять равным сумме отрезков  $AO$  и  $BO$  (на рисунке не показаны),

$$(AM + BM) = 2\sqrt{f^2 + \left(\frac{D}{2}\right)^2} = 2f\sqrt{1 + \frac{1}{4}\left(\frac{D}{f}\right)^2}.$$

Если значение отношения  $D/f$  мало, то с небольшой погрешностью можно принять

$$(AM + BM) = 2f.$$

Действительно, пусть  $D/f = 1/8$  (характерное значение для типовых телескопических комплексов), тогда

$$\frac{1}{4}\left(\frac{D}{f}\right)^2 = 1/256 \text{ и } \sqrt{1 + \frac{1}{4}\left(\frac{D}{f}\right)^2} = 1,002,$$

то есть ошибка составляет менее 0,2%.

С учётом этих рассуждений выражение (5.1) будет иметь вид  $\delta \cdot 2f = 2Dx$ .

Окончательно приходим к формуле для оценки разности хода световых лучей:

$$\delta = \frac{Dx}{f}, \text{ или } \delta = \frac{x}{f/D},$$

где  $f/D$  - относительное отверстие объектива телескопа.

При значении  $x=0$  лучи подходят к точке на фокальной плоскости в одинаковой фазе и взаимно усиливают друг друга. По мере удаления от точки  $O$  можно прийти к такой точке  $x_1$ , когда разность хода лучей будет равна половине длины волны  $\delta = \lambda/2$ . В этом случае световые волны будут находиться в противофазе и мы получим тёмный участок. В результате вместо точки получаем освещённое нерезкое расплывчатое круглое пятно, которое называют диском (кружком) Эри (Эйри).

При дальнейшем удалении от точки  $O$  можно прийти к такой точке  $x_2$ , когда разность хода лучей будет равна длине волны  $\delta = \lambda$ . В этом случае световые волны будут находиться опять в одинаковой фазе и мы получим опять светлую полосу (но с гораздо меньшей освещённостью).

Таким образом, удаляясь от центральной точки кружка Эри, мы будем попеременно обнаруживать светлые и тёмные полосы, как это показано на рис. 5.2.

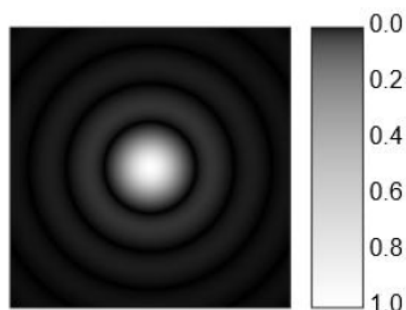


Рис. 5.2. Дифракционное изображение точки

Диаметр кружка Эри зависит от длины световой волны, диаметра объектива и фокусного расстояния.

Если вместо разности расстояний прохождения лучей  $\delta$  принять длину волны  $\lambda$ , то приходим к зависимости, связывающей смещение  $x$  изображения точки от центральной оси оптической системы с относительным отверстием объектива  $f/D$ , то есть

$$x = \lambda \frac{f}{D}, \text{ или } \lambda = \frac{D}{f} x, \text{ или } 1 = \frac{D}{\lambda f} x. \quad (5.2)$$

Последняя форма записи приведена для того, чтобы показать связь с так называемой оптической единицей  $z_1$ , о которой пойдёт речь в следующем подразделе.



## 5.2. Распределение относительной освещённости в фокальной плоскости от самосветящейся точки

Относительная освещённость  $E_{отн} = E(x)/E(0)$  в точке, отстоящей на расстояние  $x$  от центра главного максимума освещённости ( $x=0$ ), расположенного на оптической оси, определяется выражением [17]

$$E_{отн} = \left( \frac{2J_1(z_1)}{z_1} \right)^2, \quad (5.3)$$

где  $J_1$  - функция Бесселя первого рода первого порядка;

$$z_1 = \frac{\pi D}{\lambda f} x. \quad (5.4)$$

Отметим, что в теории оптических систем число  $z_1$  принято называть оптической единицей (сравни с выражением (5.2)) [17].

График распределения относительной освещённости в фокальной плоскости от самосветящейся точки представлен на рис. 5.3.

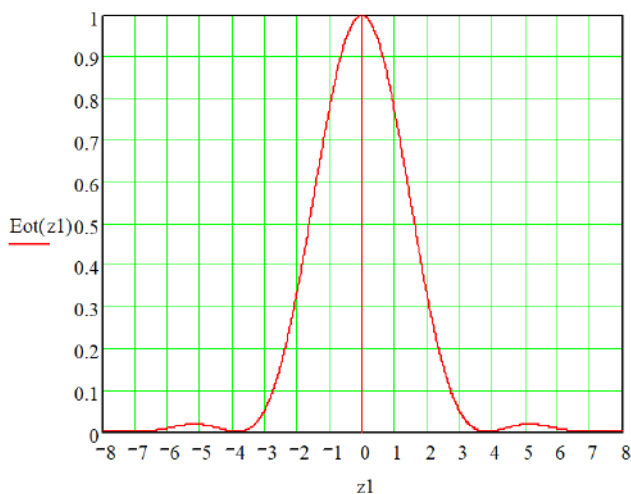


Рис. 5.3. Распределение относительной освещённости в фокальной плоскости от самосветящейся точки

## 5.3. Разрешение изображения

### 5.3.1. Классическое определение разрешения

Разрешение в изображении – это один из показателей количественной оценки качества изображения, создаваемого оптической системой, показывающий минимальный линейный размер между центрами двух кружков Эри (от двух близко расположенных самосветящихся точек), которые могут быть различимы в изображении мира. Единица разрешения — микрон (*мкм*). На рис. 5.4 представлены различные пары изображений кружков Эри от двух самосветящихся точек (объектов).

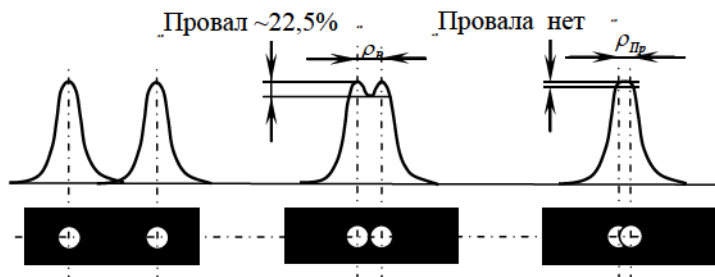


Рис. 5.4. Различные пары изображений кружков Эри от двух самосветящихся точек

### Разрешение по критерию Рэля

Если принять сдвиг пиков освещённости равным радиусу первого кружка Эри (расстояние от пика освещённости до нулевой освещённости), что соответствует  $z_1 = 3,83$  оптических единиц, то мы приходим к понятию разрешения по критерию Рэля (рис. 5.5).

Согласно этому критерию, изображения в фокальной плоскости двух близлежащих точечных источников (линий) света разрешимы (разделены для восприятия), если центральный максимум дифракционной картины от одного источника (линии) совпадает с первым минимумом дифракционной картины от другого источника.

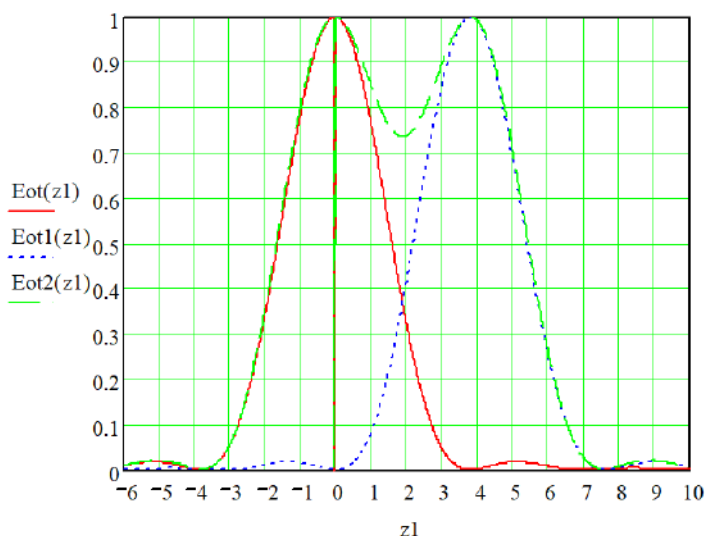


Рис. 5.5. Кривые освещённости от двух самосветящихся точек, соответствующих условию Рэлея

В этом случае освещённость посередине между двумя точками в изображении  $E_{\min}$  будет отличаться от освещённости в центре кружка Эри  $E_{\max}$  на 22,5%, то есть

$$\frac{E_{\max} - E_{\min}}{E_{\max}} = 0,225.$$

Радиус первого кружка Эри  $\rho_1$  можно получить из выражения (5.4), подставив в него  $z_1 = 3,83$  и разрешая относительно  $x$ :

$$\begin{aligned} 3,83 &= \frac{\pi D}{\lambda f} \rho_1; \\ \rho_1 &= x = \frac{3,83 \lambda}{\pi} \cdot \frac{f}{D}; \\ \rho_p &= 1,22 \lambda f / D. \end{aligned} \quad (5.5)$$

Итак, линейное разрешение (по критерию Рэлея [74]) равно радиусу кружка Эри  $\rho_1$  (рис. 5.6).

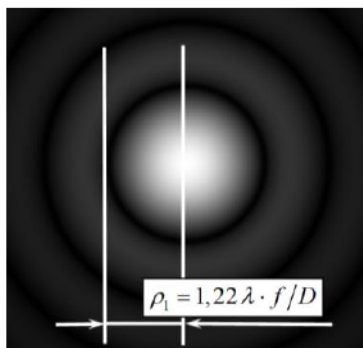


Рис. 5.6. Линейное разрешение по критерию Рэлея

### Разрешение с учётом физиологических особенностей глаза

Практически установлено, что при благоприятных условиях среднестатистический глаз способен различать два изображения, если падение освещённости между двумя максимумами будет составлять не менее 5%, то есть

$$\frac{E_{\max} - E_{\min}}{E_{\max}} = 0,05,$$

что соответствует  $z_1 = 3,3$  оптическим единицам.

Подставив в выражение (5.4)  $z_1 = 3,3$  и разрешая относительно  $x$ , получим

$$\begin{aligned} 3,3 &= \frac{\pi D}{\lambda f} \rho_r; \\ \rho_r &= x = \frac{3,3 \lambda}{\pi} \cdot \frac{f}{D}; \\ \rho_r &= 1,05 \cdot \lambda f / D. \end{aligned} \tag{5.6}$$

### Предел разрешения

Предел разрешения идеального объектива (без дефектов) можно получить из формулы (5.2). Для этого используем послед-

нюю из этих формул, и умножим левую и правую части на число  $\pi$ . Получим выражение

$$\pi = \frac{\pi D}{\lambda f} x.$$

Сравнивая его с (5.4), приходим к выводу, что предел разрешения соответствует значению оптической единицы  $z_1 = \pi$ :

$$\begin{aligned}\rho_{\text{пред}} = x &= \frac{\pi \lambda}{\pi} \cdot \frac{f}{D}; \\ \rho_{\text{пред}} &= \lambda f / D.\end{aligned}\quad (5.7)$$

В этом случае освещённость в двух точках изображения, а также между точками, будет одинакова, то есть точки будут неразличимы.

Отметим, что определение разрешения по критерию Рэля даёт как бы некоторый «запас» вероятности распознавания отдельных точек изображения по сравнению с критерием разрешения с учётом физиологических особенностей глаза.

Из теории дифракции известно, что результаты расчёта разрешения в изображении от двух самосветящихся точек и разрешения в изображении штриховой миры весьма близки. Поэтому приведёнными формулами можно пользоваться и для оценки разрешения и разрешающей способности штриховых мир.

### ***5.3.2. Определение разрешения при космической съёмке***

Выше было показано, что в идеальном приёмнике разрешение двух самосветящихся точек (или линий) в изображении определяется формулами (5.5), (5.6) и (5.7). Это разрешение соответствует периоду изображения миры и является классическим.

Поскольку при космической съёмке линейное разрешение на местности соответствует минимально различимой ширине светлой (или тёмной) полос миры, то практически принято и в изображении миры в качестве разрешения рассматривать линейный размер,

соответствующий полупериоду изменения освещённости предельно различимого изображения.

Применительно к идеальной оптике (без аберраций) такое разрешение принято называть *дифракционным разрешением*. Численно дифракционное разрешение выше «классического» разрешения в два раза.

Приведём формулы для определения дифракционного разрешения соответственно по критериям Рэля, чувствительности глаза и предельного разрешения, которые можно получить из формул (5.5), (5.6) и (5.7), то есть

$$\rho_p^{\text{дифр}} = 1,22 \lambda f / (2D); \quad (5.8)$$

$$\rho_\Gamma^{\text{дифр}} = 1,05 \cdot \lambda f / (2D); \quad (5.9)$$

$$\rho_{\text{пред}}^{\text{дифр}} = \lambda f / (2D). \quad (5.10)$$

**Пример 1.** Рассчитаем дифракционное разрешение по критерию Рэля для ОЭС с диаметром объектива 0,5 м и фокусным расстоянием 4 м при длине волны  $0,58 \cdot 10^{-6}$  м (как у КА ДЗЗ «Ресурс-П»):

$$\rho_p^{\text{дифр}} = \frac{1,22 \cdot 0,58 \cdot 10^{-6} \cdot 4}{2 \cdot 0,5} = 2,83 \cdot 10^{-6} \text{ м} = 2,83 \text{ мкм}.$$

С использованием критерия чувствительности глаза и критерия предельного разрешения по формулам (5.9) и (5.10) можно получить, что  $\rho_\Gamma^{\text{дифр}} = 2,44 \text{ мкм}$ ,  $\rho_{\text{пред}}^{\text{дифр}} = 2,34 \text{ мкм}$ .

## 5.4. Разрешающая способность

### 5.4.1. Классическое определение разрешающей способности

Разрешающая способность объектива – это предельное количество (только тёмных или только светлых) линий изображения штриховой миры, которые различимы в идеальном приёмнике изо-



бражения на единице длины фокальной плоскости. Этот показатель принято измерять в количестве линий на 1 мм длины.

Значения разрешающей способности и разрешения в изображении миры  $\rho$  обратно пропорциональны, то есть

$$R = 1/\rho. \quad (5.11)$$

Это классическое определение разрешающей способности.

Отметим, что предельная разрешающая способность объектива численно равна предельно пропускаемой частоте изображения миры, то есть

$$\nu_{np} = R_{np}, \quad (5.12)$$

а период изображения миры  $t_{пред}$  равен предельному разрешению объектива, или обратно пропорционален разрешающей способности:  $t_{пред} = \rho_{пред} = 1/R_{пред} = 1/\nu_{пред}$ .

Основываясь на формулах (5.5), (5.6) и (5.7), а также учитывая (5.12), получим следующие формулы для расчёта разрешающей способности соответственно по критерию Рэлея, критерию чувствительности глаза и предельному разрешению:

$$R_p = \frac{1}{\rho_p} = \frac{\pi D}{3,83 \lambda f} = \frac{1}{1,22 \lambda \cdot f/D} = \frac{0,820}{\lambda \cdot f/D}; \quad (5.13)$$

$$R_r = \frac{1}{\rho_r} = \frac{\pi D}{3,3 \lambda f} = \frac{1}{1,05 \lambda \cdot f/D} = \frac{0,952}{\lambda \cdot f/D}; \quad (5.14)$$

$$R_{пред} = \frac{1}{\rho_{пред}} = \frac{\pi D}{\pi \lambda f} = \frac{D}{\lambda f} = \frac{1}{\lambda f/D}. \quad (5.15)$$

Очевидно, что чем больше светосила объектива, то есть чем больше отношение  $D^2/f^2$  (или чем меньше отношение  $f/D$ ), тем выше предельная частота, которую он пропускает.

Если один и тот же объектив работает в нескольких спектральных диапазонах ( $\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$ ), то и предельная пропускаемая частота будет разной для разных каналов.

В табл. 5.1 представлены результаты расчётов по формуле (5.15) предельно пропускаемой частоты в зависимости от отношения  $f/D$  и средней длины волны  $\lambda_{cp} = (\lambda_1 + \lambda_2)/2$  из рассматриваемых диапазонов. Анализ результатов показывает, что увеличение светосилы ( $D^2/f^2$ ), или уменьшение отношения  $f/D$ , приводит к повышению пространственной частоты, пропускаемой оптической системой.

Таблица 5.1. Предельная пропускаемая частота объективов

| $f/D$ | $\Delta\lambda/\lambda_{cp}$ , МКМ |                  |                  |                  |                |
|-------|------------------------------------|------------------|------------------|------------------|----------------|
|       | <u>0,45 - 0,52</u>                 | <u>0,52-0,60</u> | <u>0,63-0,69</u> | <u>0,76-0,90</u> | <u>0,5-0,9</u> |
|       | 0,485                              | 0,56             | 0,66             | 0,83             | 0,7            |
| 7     | 294,5                              | 255,1            | 216,5            | 172,0            | 204,1          |
| 8     | 257,7                              | 223,2            | 189,4            | 150,6            | 178,6          |
| 9     | 229,1                              | 198,4            | 168,4            | 133,9            | 158,7          |
| 10    | 206,2                              | 178,6            | 151,5            | 120,5            | 142,9          |
| 11    | 187,4                              | 162,3            | 137,7            | 109,5            | 129,9          |
| 12    | 171,8                              | 148,8            | 126,3            | 100,4            | 119,0          |
| 13    | 158,6                              | 137,4            | 116,6            | 92,7             | 109,9          |
| 14    | 147,3                              | 127,6            | 108,2            | 86,1             | 102,0          |

#### 5.4.2. Разрешающая способность при космической съёмке

Выше было показано, что классическая разрешающая способность (обратная величина разрешению) определяется формулами (5.13), (5.14) и (5.15) по различным критериям.

Разрешающая способность в изображении миры, принятая в космических ОЭС, соответствует количеству светлых и тёмных полос (светлых плюс тёмных) изображения миры.

Применительно к идеальной оптике (без аберраций) такую разрешающую способность принято называть *дифракционной разрешающей способностью*. Численно дифракционная разрешающая способность выше «классической» в два раза.

Приведём формулы для определения дифракционной разрешающей способности соответственно по критериям Рэлея, чувствительности глаза и предельного разрешения, которые можно получить из формул (5.13), (5.14) и (5.15), то есть

$$R_P^{\text{дифр}} = \frac{1}{\rho_P} = \frac{1}{2 \cdot 1,22 \lambda \cdot f / D} = 0,41 \frac{D}{\lambda \cdot f}; \quad (5.16)$$

$$R_G^{\text{дифр}} = \frac{1}{\rho_G} = \frac{1}{2 \cdot 1,05 \lambda \cdot f / D} = 0,476 \frac{D}{\lambda \cdot f}; \quad (5.17)$$

$$R_{\text{пред}}^{\text{дифр}} = \frac{1}{\rho_{\text{пр}}} = \frac{D}{2 \cdot \lambda \cdot f} = 0,5 \frac{D}{\lambda \cdot f}. \quad (5.18)$$

**Пример 2.** Рассчитаем дифракционную разрешающую способность разрешения по критерию Рэлея для оптической системы как у КА ДЗЗ «Ресурс-П»:

$$R_P^{\text{дифр}} = \frac{D}{2 \cdot 1,22 \lambda \cdot f} = \frac{0,5}{2 \cdot 1,22 \cdot 0,58 \cdot 10^{-6} \cdot 4} = 352 \text{ лин/мм}.$$

С использованием критерия чувствительности глаза и критерия предельного разрешения по формулам (5.17) и (5.18) можно соответственно получить:  $R_G^{\text{дифр}} = 411 \text{ лин/мм}$ ,  $R_{\text{пред}}^{\text{дифр}} = 432 \text{ лин/мм}$ .

## 5.5 Дискретные приёмники изображения

Выше был рассмотрен случай формирования изображения миры в фокальной плоскости на идеальном фотоприёмнике. В настоящее время в цифровых камерах используются дискретные фотоприёмные устройства, состоящие из множества элементарных фотоприёмников, конструктивно объединённых в матрицы или линейки, составленные из нескольких матриц.

Естественно, что качество изображения, в частности разрешение системы «объектив-фотоприёмное устройство», зависит от размеров элементарных фотоприёмников и их количества.

На рис. 5.7 представлена схема формирования изображения штриховой миры.

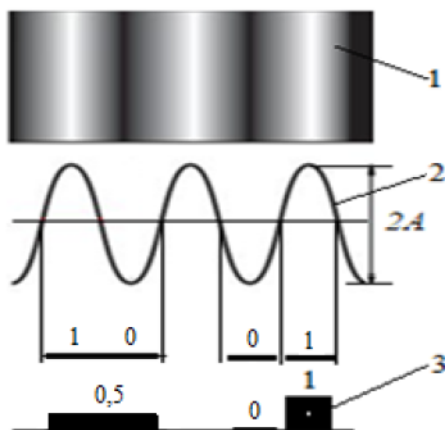


Рис. 5.7. Пояснения к понятию пиксельного разрешения изображения

Сверху показано изображение миры в фокальной плоскости (1). В средней части рисунка показан график амплитуды освещённости изображения (2), ниже, слева под графиком схематично показан фотоприёмный элемент ПЗС с линейным размером, равным периоду изображения миры, а справа – два фотоприёмных элемента ПЗС с линейными размерами, равными половине периода изображения миры. В нижней части рисунка показан график накопленного заряда элементом ПЗС (3).

Анализ показывает, что если линейный размер фотоприёмного элемента ПЗС (пикселя) равен периоду изображения миры (или частота пиков изображения равна частоте расположения пикселей), то на каждый пиксель будут воздействовать как пики освещённости, так и минимумы. Элементарный фотоприёмник накапливает заряд от всех точек изображения (от минимума до максимума освещённости), попадающего на него, и перераспределяет заряд на

весь элемент, усредняя его. То есть никаких пиков и максимумов не регистрируется и изображения миры (синусоиды или косинусоиды) не будет.

Если же линейный размер элемента ПЗС будет равен половине периода изображения миры, то будут регистрироваться минимумы на одном пикселе и максимум на соседнем. То есть регистрация изображения миры возможна.

Таким образом, для формирования изображения частота расположения пикселей должна быть как минимум в два раза больше, чем частота изображения миры.

Выше был рассмотрен механизм формирования изображения с помощью дискретных элементарных фотоприёмников. Теперь обратимся к теории передачи информации и подтвердим наши выводы. Речь идёт о полноте восстановления аналогового сигнала по результатам дискретных отсчётов.

Теорема Котельникова - Найквиста (теорема отсчётов или теорема об однозначном восстановлении сигнала по дискретным отсчётам) гласит, что если аналоговый сигнал имеет ограниченный спектр, то он может быть восстановлен однозначно и без потерь по своим дискретным отсчётам, взятым с частотой  $\nu_H$ , которая в 2 и более раз выше максимальной частоты спектра  $\nu_{np}$  (или по отсчётам, взятым с периодом чаще полупериода максимальной частоты спектра), то есть

$$\nu_H \geq 2\nu_{np}.$$

Эту частоту, удвоенную по отношению к максимальной частоте рассматриваемого спектра, называют частотой Найквиста.

**Пример 3.** Рассчитать потребный размер пикселя, соответствующий частоте Найквиста для предельного дифракционного разрешения, то есть для случая, когда изображения штрихов миры неразличимы, а оптика идеальна. Исходные данные такие же, как и в примере 1.

Частота Найквиста безаберрационного объектива составит

$$\nu_H = 2\nu_{np} = 2 \cdot 0,216 \cdot 10^6 \text{ лин/м} = 432 \text{ лин/мм}.$$

Потребный размер пикселя будет следующим:

$$l_{эл}^{пред} = \frac{1}{\nu_H} = \frac{1}{0,432 \cdot 10^6} = 2,31 \cdot 10^{-6} \text{ м} = 2,31 \text{ мкм}.$$

Теперь рассчитаем значения тех же величин, но для разрешения, определяемого по критерию Рэлея, то есть для случая, когда яркости в изображении штрихов миры отличаются примерно на 22,5 %. Частота Найквиста в этом случае составляет

$$\nu_H = 2\nu_p = 2 \cdot 0,176 \cdot 10^6 \text{ лин/м} = 352 \text{ лин/мм},$$

а потребный размер пикселя

$$l_{эл}^P = \frac{1}{\nu_H^P} = \frac{1}{0,352 \cdot 10^6} = 2,84 \cdot 10^{-6} \text{ м} = 2,84 \text{ мкм}.$$

Отношение полученных частот Найквиста составляет  $432/352 = 1,227$ , что примерно соответствует коэффициенту 1,22 в формуле (5.5).

Отношение же потребных размеров пикселей равно

$$k_P = \frac{l_{эл}^{пред}}{l_{эл}^P} = \frac{2,31}{2,84} = 0,81, \quad (5.19)$$

что примерно равно значению числителя в формуле (5.13).

Коэффициент  $k_P$  будет использован в дальнейшем для подбора размеров элемента фотоприёмного устройства.

Однако потребные размеры пикселей, рассчитанные в данном примере, относятся к идеальной оптической системе. Как показывает практика проектирования и создания реальных ОЭС, дифракционное разрешение на современном уровне производства недостижимо. Расчёт частот Найквиста и потребных значений размеров пикселей для реальной оптики будет показан далее.



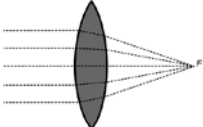
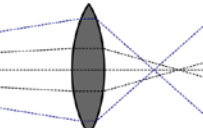
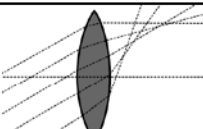
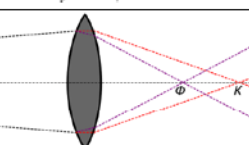
## 5.6. Оптические aberrации объектива

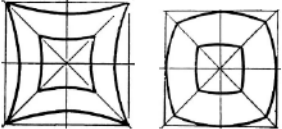
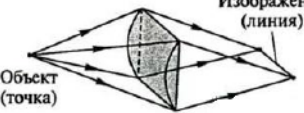
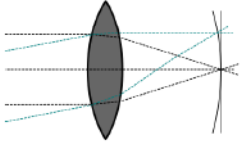
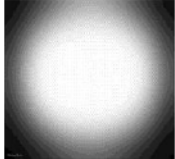
Реальные объективы имеют дефекты, которые сказываются на качестве изображений. **Аберрация объектива** - ошибка, или погрешность изображения в оптической системе.

В идеальной оптической системе после прохождения через линзу все лучи собираются в одной точке  $F$  – главном фокусе. В реальных объективах это не так. Сущность оптических аберраций в том, что лучи, падающие на линзу из одной светящейся точки, не собираются тоже в одной точке. Отметим, что в объективе все аберрации, описываемые далее, действуют совместно.

Основные аберрации, их описания и схемы прохождения лучей через объектив представлены в табл. 5.2.

Таблица 5.2. Описание аберраций

| Наименование дефектов                                                                                                                                        | Схемы дефектов                                                                      |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Идеальная оптическая система</b> - все лучи, проходящие через линзу, собираются в одной точке $F$ – главном фокусе                                        |    |
| <b>Сферическая аберрация</b> - лучи, падающие на края линзы, собираются ближе к линзе, чем лучи, падающие на центральную часть линзы                         |   |
| <b>Кома</b> - лучи, приходящие под углом к оптической оси, не собираются в одной точке; изображение точки на краях кадра получается в виде «летающей кометы» |  |
| <b>Хроматическая аберрация</b> – коротковолновые лучи (синие) преломляются в линзе сильнее и сходятся ближе к ней, чем длиннофокусные (красные).             |  |

| Наименование дефектов                                                                                                                                             | Схемы дефектов                                                                                                                   |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Дисторсия</b> - при больших углах падения лучей на объектив нарушается геометрическое подобие между предметом (прямоугольная сетка) и изображением             |  <p>Подушко- и бочкообразная</p>                |
| <b>Астигматизм</b> - погрешность, обусловленная неодинаковостью кривизны оптической поверхности в разных плоскостях сечения падающего на линзу светового пучка    |  <p>Объект (точка)      Изображение (линия)</p> |
| <b>Кривизна поля изображения</b> – изображение плоского объекта, перпендикулярного к оптической оси, лежит на вогнутой или выпуклой поверхности                   |                                                 |
| <b>Виньетирование</b> – снижение яркости изображения к краям поля зрения системы. Происходит из-за экранирования наклонных лучей передней частью оправы объектива |                                                 |

Аберрации разных типов по-разному влияют на картину Эри (рис. 5.8).

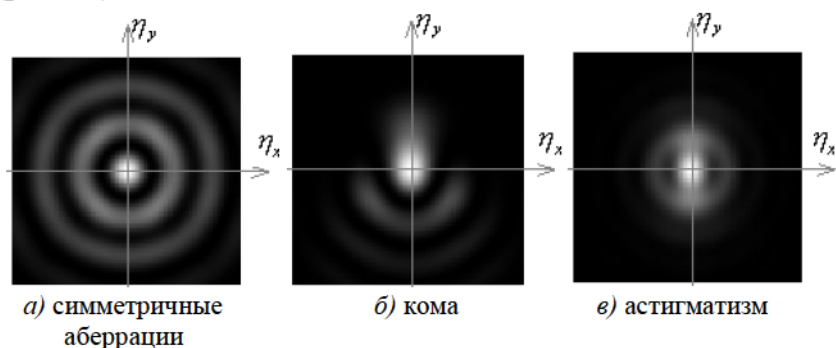


Рис. 5.8. Картины Эри для аберраций различных типов

В случае симметричных aberrаций (расфокусировка, сферическая aberrация) сохраняется радиальная симметрия пятна (рис. 5.8, *а*). В случае несимметричных aberrаций симметрия пятна нарушается (кома - рис. 5.8, *б*, астигматизм - рис. 5.8, *в*).

### 5.7. Влияние aberrаций на распределение освещённости в фокальной плоскости от самосветящейся точки

Влияние малых aberrаций (дефекты поверхности линзы составляют доли длин волн) проявляется в том, что часть энергии из центрального максимума переходит в кольца. В результате в центральном максимуме остается около 60-70% энергии вместо 84%, при этом размеры центрального максимума сохраняются (рис. 5.9).

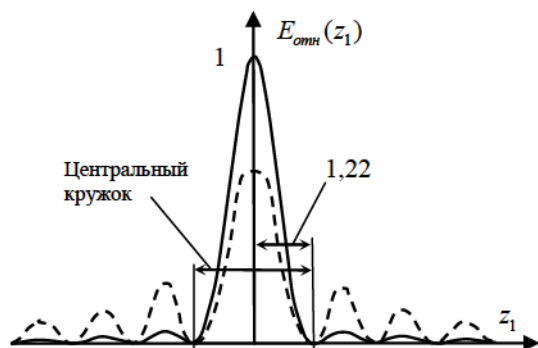


Рис. 5.9. Влияние малых aberrаций на функцию рассеяния точки

Отношение освещённости в центре кружка Эри aberrационного объектива к освещённости в центре кружка идеального объектива называется числом Штреля.

Наличие больших aberrаций приводит к тому, что вместо дифракционных осевых точек с Гауссовым распределением освещённости (рис. 5.10, *а*) в изображении получаются кружки рассеяния с уменьшением освещённости в центре и возрастанием на краях (рис. 5.10, *б*) [28].

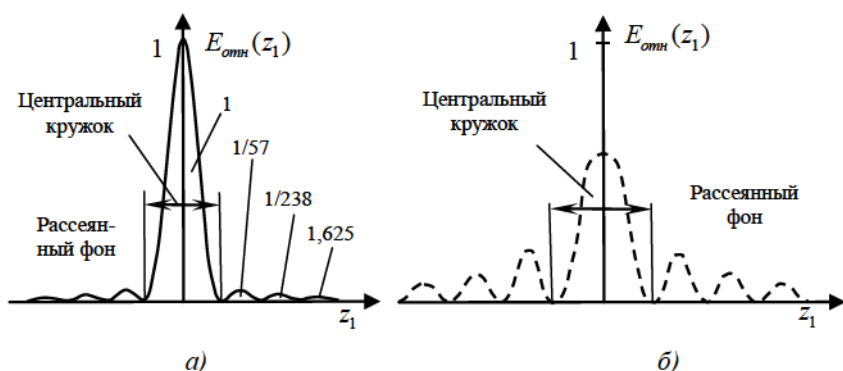


Рис. 5.10. Распределение освещённости в идеальном (а) и объективах с большими аберрациями (б)

В результате этого создается рассеянный фон, который уменьшает контраст и ухудшает качество изображения. Кроме того, при больших аберрациях дополнительно диаметры колец в кружке Эри увеличиваются, то есть ухудшается линейное разрешение, то есть  $\rho_{\text{диф}} < \rho_{\text{абер}}$ , где  $\rho_{\text{абер}}$  - разрешение абеабerrационных оптических систем (рис. 5.11) [28].

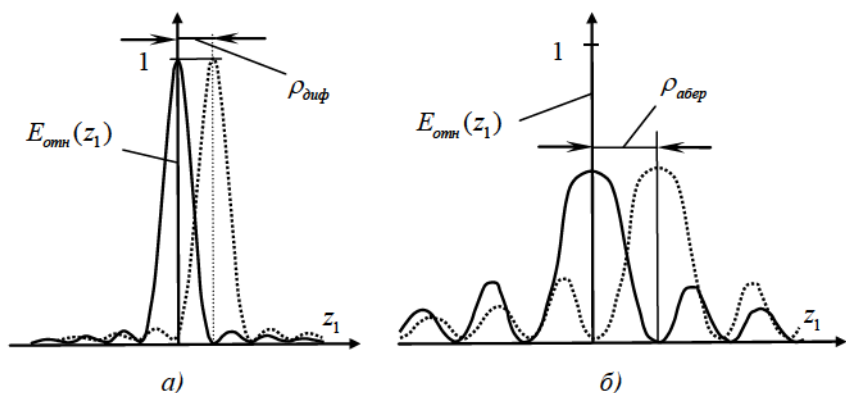


Рис. 5.11. Линейное разрешение в идеальном (а) и аберрационном (б) объективах

## 5.8. Яркость объекта и освещённость изображения

Яркость изображаемого объекта при отражении света в системе СИ измеряется в  $Kд/м^2$  (зрительное восприятие) и в  $Вт/(ср \cdot м^2)$  (в энергетических единицах), где  $ср$  - стерadian.

Так, при угле наклона Солнца к горизонту  $45^\circ$  имеют место следующие значения яркостей: лес – 1060, вода – 1490, песок – 3200, снег – 16600  $Kд/м^2$ .

Яркость объектов различна в отдельных спектральных диапазонах. В табл. 5.3 представлены значения яркостей некоторых наземных объектов, приведенных в энергетических единицах.

Таблица 5.3. Яркость наземных объектов наблюдения,  $Вт/(ср \cdot м^2)$

| Объекты | Длина волны, мкм |           |           |           |
|---------|------------------|-----------|-----------|-----------|
|         | 0,5...0,6        | 0,6...0,7 | 0,7...0,8 | 0,8...1,1 |
| Лес     | 4,1              | 4,6       | 7,9       | 18,2      |
| Вода    | 3,7              | 2,0       | 1,2       | 1,9       |
| Песок   | 5,2              | 4,3       | 3,5       | 6,7       |
| Снег    | 19,1             | 15,0      | 10,9      | 9,2       |
| Глина   | 14,3             | 14,4      | 12,0      | 10,0      |

Освещённость численно равна световому потоку, падающему на участок поверхности единичной площади. Единицей измерения освещённости в СИ служит люкс (1 люкс = 1 люмену на квадратный метр). Освещённость прямо пропорциональна силе света источника света. При удалении его от освещаемой поверхности её освещённость уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния. Освещённость также уменьшается пропорционально косинусу угла падения лучей. В табл. 5.4 представлены различные условия наблюдения и соответствующие значения освещённости, приведенные в люксах.

Таблица 5.4. Значения освещённости ( $E$ ) некоторых объектов

| Описание                                          | $E$ , лк    |
|---------------------------------------------------|-------------|
| Вне атмосферы на расстоянии Земли от Солнца       | 135 000     |
| Наибольшая солнечная освещённость при чистом небе | 100 000     |
| Освещённость летом в средних широтах в полдень    | 17 000      |
| В облачную погоду летом в полдень                 | 12 000      |
| Обычная освещённость зимой в средних широтах      | 5 000       |
| На открытом месте в пасмурный день                | 1000—2000   |
| В светлой комнате вблизи окна                     | 1000        |
| На рабочем столе для тонких работ                 | 400—500     |
| Необходимое для чтения                            | 30—50       |
| Ночью в полнолуние                                | 0,2         |
| В безлунную ночь при ясном небе                   | 0,001—0,002 |
| В безлунную ночь при сплошной облачности          | до 0,0002   |

## 5.9. Факторы, влияющие на качество снимка

За линейное разрешение на местности отвечает разработчик космического аппарата ДЗЗ, который является головным заказчиком для разработчиков оптико-электронной аппаратуры.

Дело в том, что линейное разрешение на местности зависит от многих факторов функционирования КА ДЗЗ, таких как: высота орбиты, угол визирования на объект наблюдения, скорость движения изображения в фокальной плоскости, состояние атмосферы, высота Солнца над местным горизонтом.

ЛРМ ухудшается в связи с потерями в радиолинии, сжатием информации при её передаче в виде цифрового сигнала на Землю.

Кроме того, ухудшение ЛРМ по сравнению с теоретическим объясняется сильным влиянием яркости окружающего фона. Характеристики обнаружения и распознавания цели оператором существенно улучшаются, когда экран индикатора окружён равномерным фоном примерно такой же яркости, как и экран.



В этой связи был введён коэффициент окружающего фона  $B_F$  как отношение яркости окружающего фона к яркости рабочей поверхности. Этот коэффициент влияет на визуальное восприятие следующим образом:

- при  $0,1 < B_F < 1$  обеспечиваются благоприятные условия зрительного восприятия;
- при  $B_F < 0,1$  условия зрительного восприятия хуже, чем в предыдущем случае;
- условие  $B_F > 1$  соответствует наихудшему случаю.

Отметим, что объект зрительно воспринимается только в случае, если визуальный контраст не менее некоторой пороговой величины  $k_{пор}$ . Кроме того, способность распознавать те или иные объекты зависит от опыта дешифровщика (человеческий фактор).

Ухудшение ЛРМ по сравнению с теоретическим разрешением может быть связано с недостаточностью или избыточностью времени экспозиции (выдержки) при съёмке.

В крупногабаритных плёночных съёмочных системах нужную экспозицию реализовывали с помощью щелевых затворов (створок), что приводило к необходимости использования механических элементов, которые усложняли конструкцию и снижали надёжность.

В съёмочных системах с дискретными фотоприёмниками используют фотоприёмные матрицы, которые позволяют реализовать режим временной задержки и накопления (ВЗН) зарядов в процессе движения изображения в фокальной плоскости по столбцам матрицы. Поэтому всегда существует возможность снимать сигналы с определённых строк (уровней столбцов) матриц, и тем самым обеспечить приемлемое соотношение между светлыми и тёмными фрагментами кадра.

## 5.10. Контраст мира и контраст изображения

Линейное разрешение и разрешающая способность объектива - наиболее распространённые, но не единственные показатели количественной оценки качества оптической системы. Опыт подсказывает, что чем меньше контраст мира при прочих равных условиях, тем хуже разрешающая способность системы и тем самым хуже контраст изображения.

Поскольку свет имеет не только корпускулярную, но и волновую природу, то, подобно преобразованию электрических сигналов, объектив рассматривают как линейный элемент, на входе которого имеется синусоидальный сигнал определённой амплитуды и частоты. Только, в отличие от радиоэлектроники, вместо входного амплитудного сигнала, являющегося функцией времени, в оптике рассматривают предмет с синусоидальным или бинарным (штриховым) распределением освещённости. На выходе оптической системы получаем изображение также с синусоидальным (или штриховым) распределением освещённости, но сдвинутым по фазе и с уменьшенной амплитудой.

На рис. 5.12 слева показана оптическая схема формирования изображения штрихового объекта, а справа – входные амплитудные функции яркости предмета (снизу) и выходные амплитудные функции освещённости изображения в фокальной плоскости (вверху) [6].

**Контраст мира** (объекта наблюдения) как количественная оценка распределения яркости в поле мира определяется отношением разности яркостей светлого и тёмного штрихов (изображений штрихов мира) к сумме этих яркостей [2]:

$$k_{об} = \frac{B_{\max} - B_{\min}}{B_{\max} + B_{\min}}, \quad (5.20)$$

где  $B_{\max}$ ,  $B_{\min}$  - яркости светлых и тёмных полос поля мира соответственно.

Значение  $k_{об}$  принимает значения из диапазона (0, 1).

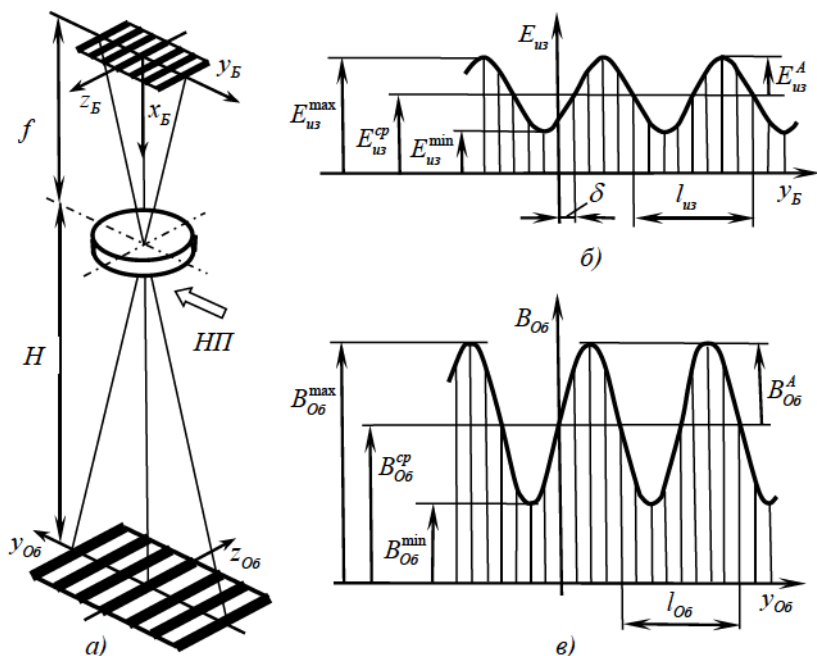


Рис. 5.12. Объектив – как линейное передаточное звено формирования изображения

Помимо контраста мира  $k_{об}$  различают **контраст изображения**  $k_{из}$  (из диапазона (0, 1)), который характеризует распределение освещённости в фокальной плоскости оптической системы:

$$k_{из} = \frac{E_{\max} - E_{\min}}{E_{\max} + E_{\min}}, \quad (5.21)$$

где  $E_{\max}$ ,  $E_{\min}$  - освещённости изображения соответственно для светлых и тёмных полос поля мира.

Отношение  $T = k_{из}/k_{об}$  характеризует снижение контраста объекта при построении его изображения оптической системой. Это отношение зависит от пространственного периода самой мира (или частоты  $\nu = 1/t_{пер}$ ) и угла ориентации штрихов мира.

Таким образом, изображение мира (или какого-либо объекта) отличается от оригинала двумя факторами:

- снижение амплитуды колебаний освещённости в изображении мира по сравнению с колебаниями яркости в самой мире;
- изменение фазы - вне оптической оси изображение мира может не совпадать с его положением, рассчитанным по законам геометрической оптики.

Обычно принимают  $k_{из}/k_{об} = 1$  при нулевой частоте, а все значения  $k_{из}/k_{об}$  на других частотах нормируются относительно этого отношения при нулевой частоте.

Функция

$$T(\nu) = \frac{k_{из}(\nu)}{k_{об}(\nu)} \quad (5.22)$$

называется частотно-контрастной характеристикой (ЧКХ) или функцией передачи модуляции (ФПМ). ЧКХ – функция, описывающая передачу контраста системой формирования изображения объектов различной пространственной частоты.

Рассмотрим рис. 5.13, с помощью которого поясним понятие частотно-контрастной характеристики.

В верхней части рисунка представлены три штриховые полосы. Первая – это штриховая мира с возрастающей пространственной частотой, приведённая к масштабу изображения с исходным контрастом. Вторая - изображение мира в фокальной плоскости (после прохождения объектива) на идеальном приёмнике. Контраст ниже, чем у исходной мира. Третья - изображение мира после её фиксирования реальным приёмником. Контраст ещё ниже.

В средней части рисунка представлен профиль изображения полос мира, который зависит от пространственной частоты.

В нижней части рисунка представлен график частотно-контрастной характеристики. Видно, что имеет место уменьшение контраста с увеличением частоты.

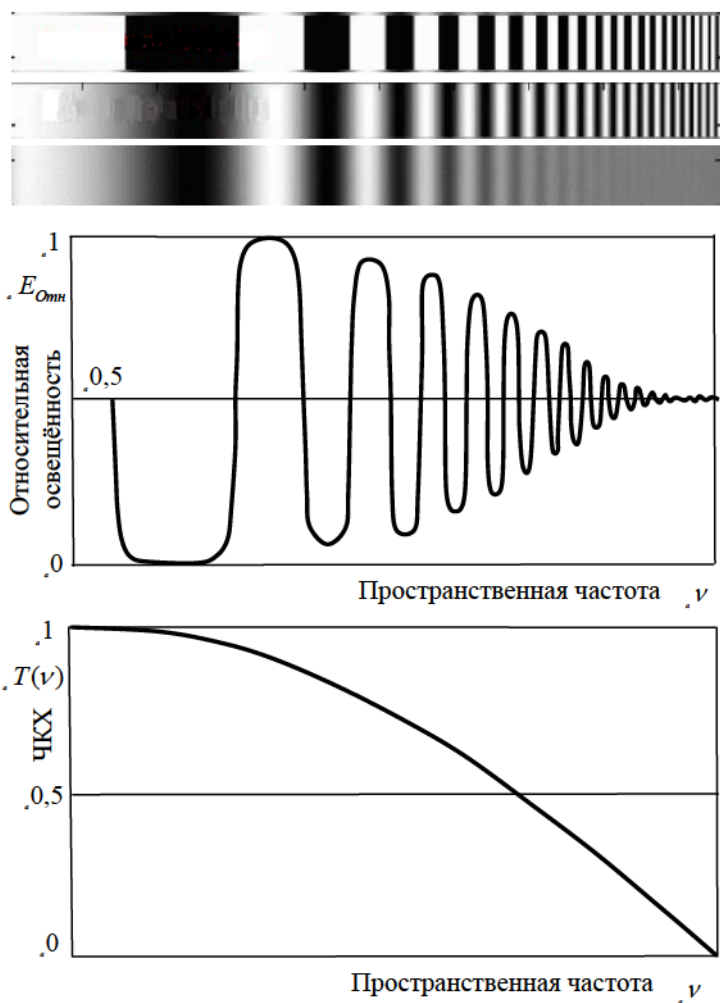


Рис. 5.13. Пояснения к понятию частотно-контрастной характеристики

## 6. ОЦЕНКА ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЧАСТОТНО-КОНТРАСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

### 6.1. Функция рассеяния

**Функция рассеяния** (ФР) – характеристика, описывающая реакцию системы формирования изображения на светящуюся точку (функция рассеяния точки) или светящуюся линию (функция рассеяния линии).

Двумерная функция рассеяния  $h(x, y)$  является нормированной, то есть

$$\int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} h(x, y) dx dy = 1, \quad (6.1)$$

и описывает закономерность распределения освещённости в области кружка рассеяния в относительных величинах:

$$h(x, y) = E(x, y) / \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} E(x, y) dx dy, \quad (6.2)$$

где  $E(x, y)$  - освещённость в точке  $(x, y)$  кружка рассеяния;

$$\int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} E(x, y) dx dy - \text{световой поток, распределённый в круж-}$$

ке рассеяния.

Нормировка означает, что полные световые потоки геометрического изображения и реального (с учётом дифракции) равны. Нормированная двумерная функция рассеяния точки позволяет описать только структуру изображения, абстрагируясь от масштабных и энергетических параметров.

Вид двумерной функции рассеяния показан на рис. 6.1.



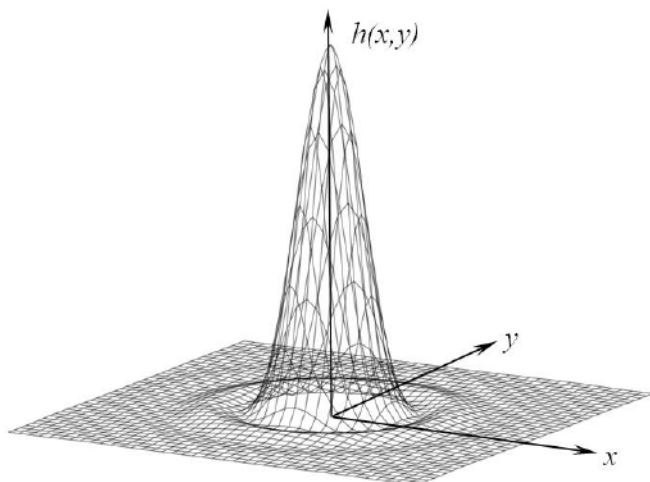


Рис. 6.1. Двумерная функция рассеяния

Функции рассеяния определяют локальные передаточные свойства звеньев системы. В интегрированном виде передаточные свойства звеньев и системы в целом описываются с помощью частотно-контрастных характеристик, тесно связанных с функциями рассеяния [13].

## 6.2. Процесс формирования изображения

Формирование изображения излучающего одномерного объекта в линейной системе иллюстрируется на рис. 6.2, где  $L(x)$  характеризует распределение яркости на объекте [28]. Освещённость изображения  $E(x)$  в точке  $x$  создается всеми без исключения точками объекта  $B_1, B_2, B_3 \dots$ . Каждому линейному элементу ( $B_1 - B_3$ ) объекта соответствует некоторая функция рассеяния  $h(\xi)$  объектива. Параметр  $\xi$  отсчитывается от точки изображения, в которой определяется освещённость.

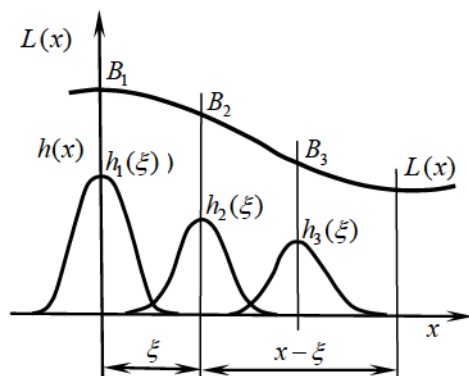


Рис. 6.2. Процесс свёртки функции  $L(x)$  распределения яркости на объекте с функцией рассеяния  $h(x)$  [28]

Чтобы определить освещённость в точке с координатой  $x$ , необходимо суммировать все элементарные функции рассеивания, которые должны быть предварительно умножены на соответствующие значения распределения яркости  $L(x-\xi)$  на объекте:

$$E(x) = \int_{-\infty}^{\infty} h(\xi) L(x-\xi) d\xi. \quad (6.3)$$

Это выражение, представляющее собой свёртку функции распределения яркости на объекте с функцией рассеяния, описывает процесс образования изображения оптической системой, действующей как фильтр пространственных частот, поэтому к оптической системе применяют математический аппарат, основанный на анализе Фурье.

Операция свёртки реализует принцип суперпозиции получения изображения, когда освещённость в точке  $x$  есть результат сложения бесконечного множества освещённостей, приходящих от каждой точки объекта после прохождения светового потока через систему [13].

Применение операции свёртки функции распределения яркости на объекте с функцией рассеяния приводит к исчезновению в изображении объекта мелких его деталей.

Для детального исследования снижения контрастности и сдвига фазы в изображении миры (по сравнению с контрастностью фотографируемого объекта) используются *оптическая передаточная функция* (ОПФ) и её составляющая, называемая *частотно-контрастной характеристикой* (ЧКХ) или *функцией передачи модуляции* (ФПМ). Получение приведённых функций и характеристик основано на преобразованиях Фурье.

### 6.3. Физическая сущность преобразований Фурье

Рассмотрим физику процесса преобразования. Разложение солнечного луча на составляющие гармоники можно провести с помощью прозрачной призмы (рис. 6.3). Интенсивность излучения солнечного луча, входящего в призму, есть сложная функция времени. Свет, выходящий из призмы, разделён в пространстве на отдельные «чистые» цвета, или частоты. В этом спектре имеется средняя амплитуда на каждой частоте.

На рис. 6.4 представлен график зависимости спектральной плотности излучения Солнца (на расстоянии до Земли) от длины волны. Чёткими линиями показан спектр с учётом поглощения атмосферы, а полупрозрачными - вне атмосферы Земли. Видно, что амплитуда (мощность) излучения зависит от частоты спектра.

Таким образом, функция амплитуды от времени как бы трансформировалась в функцию амплитуды от частоты.

В принципе, колебательный процесс любой природы можно разложить по частотам спектра с определённой амплитудой. Можно и наоборот, любой спектр с определённой амплитудой разложить на составляющие гармоники.

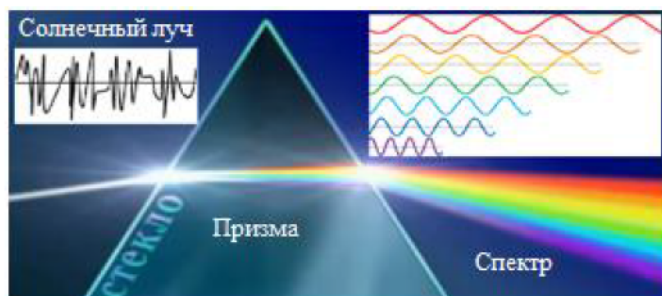


Рис. 6.3. Разложение солнечного луча по частотам спектра

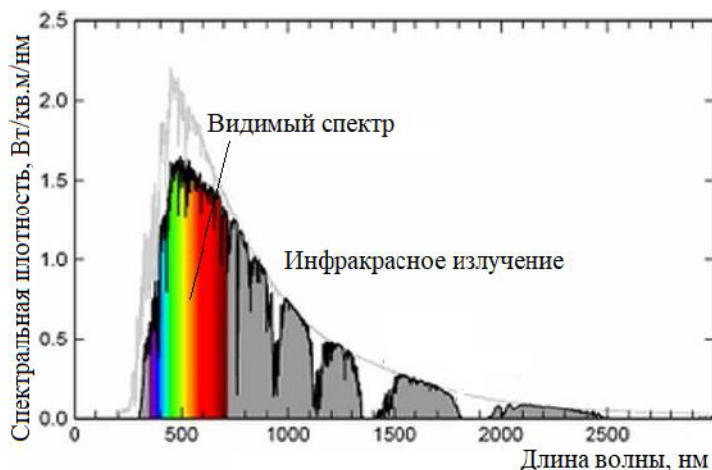


Рис. 6.4. График зависимости мощности излучения Солнца от длины волны

#### 6.4. Частотно-контрастная характеристика

**Частотно-контрастная характеристика (ЧКХ) или функция передачи модуляции (ФПМ)** – функция, описывающая передачу контраста системой формирования изображения объектов различной пространственной частоты, представляющая собой Фурье-преобразование функции рассеяния линии.

ЧКХ общепринято представлять в нормированном виде как коэффициент передачи контраста. На практике ввиду небольших фазовых искажений, допускаемых ОС, их обычно не учитывают и качество передачи изображения определяют с помощью ЧКХ.

Как упоминалось, контраст на входе и выходе системы определяется выражениями (см. подраздел 5.11)

$$k_{об}(\nu) = \frac{E_{\max}^{об} - E_{\min}^{об}}{E_{\max}^{об} + E_{\min}^{об}};$$

$$k_{из}(\nu) = \frac{E_{\max} - E_{\min}}{E_{\max} + E_{\min}}.$$

ЧКХ равна отношению контраста изображения к контрасту объекта и, следовательно, характеризует свойства системы по передаче контраста. Этим объясняется происхождение термина ЧКХ. Её будем обозначать через  $T(\nu)$ .

Если задан контраст  $k_{об}$  на входе системы и известна ЧКХ системы  $T(\nu)$ , то контраст на выходе определяется по формуле

$$k_{из}(\nu) = k_{об} T(\nu). \quad (6.4)$$

Так как фотосистема является многозвенной и каждое звено имеет свою функцию рассеяния, то ЧКХ системы может быть получена путем перемножения ЧКХ отдельных звеньев [13]:

$$T(\nu) = \prod_{i=1}^k T_i(\nu), \quad (6.5)$$

где  $k$  - число звеньев сквозного тракта передачи изображения.

Если исходные функции сложны по форме, то, прежде чем применить к ним преобразование Фурье, эти функции необходимо разложить в ряд Фурье по гармоникам.

На рис. 6.5 показаны схема разложения сигнала прямоугольной формы в ряд гармонических функций  $u(t)$  различной частоты и представление его в виде функции спектра частот  $S(f)$ .

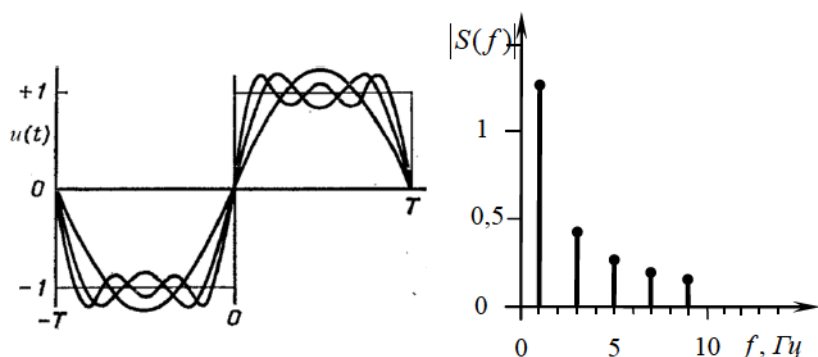


Рис. 6.5. Аппроксимация прямоугольной функции рядом Фурье с учётом 1, 3 и 5 членов и представление в виде спектра частот

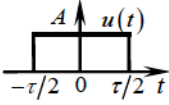
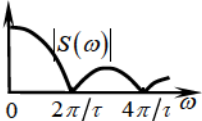
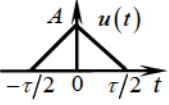
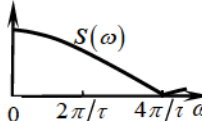
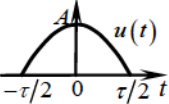
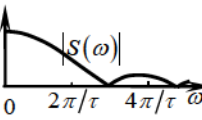
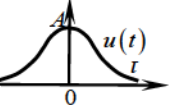
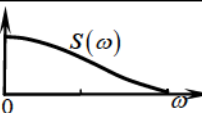
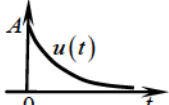
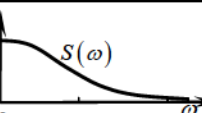
Справа на этом рисунке представлен график спектрального разложения (преобразования Фурье) функции, представленной слева. Обратное преобразование собирает разложенную по частотам спектра функцию в исходную функцию.

В табл. 6.1 представлены спектры некоторых импульсов, полученных в результате преобразования Фурье. Вместо обычной частоты  $f$  в формулах используется круговая частота  $\omega$ .

Анализ данных таблицы показывает, что амплитудно-частотные характеристики весьма похожи (по крайней мере, начальный участок кривых) и мало зависят от формы исходного сигнала. Ещё можно заметить, что если исходный сигнал (видеоимпульс) имеет форму прямоугольника (элемент штриховой миры), то его амплитудный спектр имеет форму, напоминающую функцию рассеяния. Ширина амплитудного спектра (пропускаемая частота) зависит от многих факторов оптической системы, в том числе и от параметров фотоприёмных элементов.



Таблица 6.1. Спектры некоторых импульсов

| Входной сигнал $u(t)$                                                                                                                                     | График $u(t)$                                                                     | Спектральная плотность $S(\omega)$                                                                                   | Амплитудный спектр                                                                |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|
| $\begin{cases} 1, & -\tau/2 < t < \tau/2; \\ 0, & \text{если } t < -\tau/2; \\ 0, & \text{если } t > \tau/2. \end{cases}$                                 |  | $A\tau \frac{\sin\left(\omega \frac{\tau}{2}\right)}{\left(\omega \frac{\tau}{2}\right)}$                            |  |
| $\begin{cases} A\left(1 + \frac{2t}{\tau}\right), & -\tau/2 < t < \tau/2; \\ 0, & \text{если } t < -\tau/2; \\ 0, & \text{если } t > \tau/2. \end{cases}$ |  | $\frac{A\tau}{2} \left[ \frac{\sin\left(\omega \frac{\tau}{4}\right)}{\left(\omega \frac{\tau}{4}\right)} \right]^2$ |  |
| $\begin{cases} A\cos(\omega_0 t), & -\frac{\tau}{2} < t < 0; \\ 0, & \text{если } 0 < t < \frac{\tau}{2}. \end{cases}$                                    |  | $A\frac{4\tau}{\pi} \frac{\cos\left(\frac{\omega\tau}{2}\right)}{1 - \left(\frac{\omega\tau}{2}\right)^2}$           |  |
| $A \exp[-(\sigma t)^2]$                                                                                                                                   |  | $A\sqrt{\pi}/\sigma \times \exp\left[-\left(\frac{\omega}{2\sigma}\right)^2\right]$                                  |  |
| $\begin{cases} A \exp(-\sigma t ); \\ 0, & \text{если } t < 0. \end{cases}$                                                                               |  | $\frac{A}{\sigma + j\omega}$                                                                                         |  |

## 6.5. Частотно-контрастные характеристики отдельных звеньев оптического тракта формирования изображения

Ниже приведены формулы для вычисления ЧКХ некоторых звеньев оптического тракта формирования изображения с круглым выходным зрачком, заимствованные из различных источников.

**ЧКХ для идеального объектива**, когерентного освещения и без расфокусировки принимает вид [13]

$$T0(\nu) = \frac{2}{\pi} \left[ \arccos\left(\frac{\lambda f \nu}{D}\right) - \frac{\lambda f \nu}{D} \sqrt{1 - \left(\frac{\lambda f \nu}{D}\right)^2} \right], \quad (6.6)$$

где  $\lambda$  - длина волны;

$f$  - фокусное расстояние;

$\nu$  - частота;

$D$  - диаметр объектива.

График ЧКХ для идеального объектива с параметрами  $f = 4 \text{ м}$ ,  $D = 0,5 \text{ м}$  и при длине волны  $\lambda = 0,55 \cdot 10^{-6} \text{ м}$  (как у КА ДЗЗ «Ресурс-П») представлен на рис. 6.6.

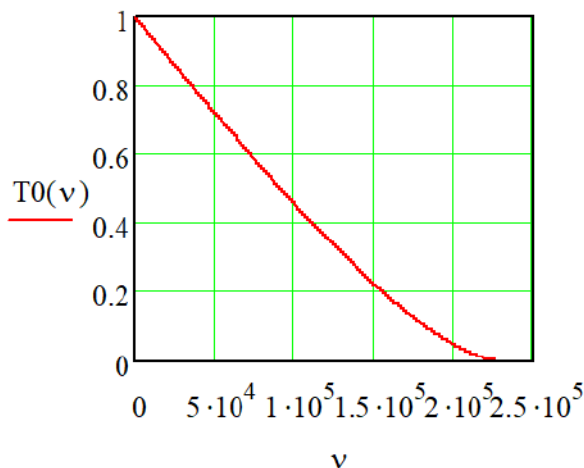


Рис. 6.6. График ЧКХ для идеального объектива

### **ЧКХ при наличии аберраций**

При наличии аберраций ЧКХ оптической системы становится меньше, чем ЧКХ безаберрационной системы. Кривые ЧКХ в присутствии аберраций могут иметь сложную форму, но они никогда не превышают кривую безаберрационной ЧКХ.

На этапе проектирования оптических систем влияние аберраций на снижение ЧКХ можно учесть аппроксимирующей функцией, отражающей влияние наиболее значимых погрешностей изготовления оптики [14] :

$$T1(\nu) = 1 - A \cdot \sigma_s^2 \left[ 1 - 4 \left( \frac{\nu}{\nu_m} - 0,5 \right)^2 \right], \quad (6.7)$$

где  $\nu_m = D/(\lambda_s f)$  - предельная пространственная частота;

$A$  - постоянная в диапазоне 30...32;

$\sigma_s$  - среднеквадратическое отклонение aberrаций.

Среднеквадратическое отклонение (СКО) aberrаций зависит от качества оптических систем. Для оптических систем высокого качества среднеквадратическое отклонение составляет: 0,05...0,08; хорошего качества: 0,1...0,125; плохого качества:  $> 0,2$ .

График ЧКХ для объектива с теми же параметрами и значением среднеквадратического отклонения  $\sigma_s = 0,065$  (средний диапазон СКО систем высокого качества) представлен на рис. 6.7.

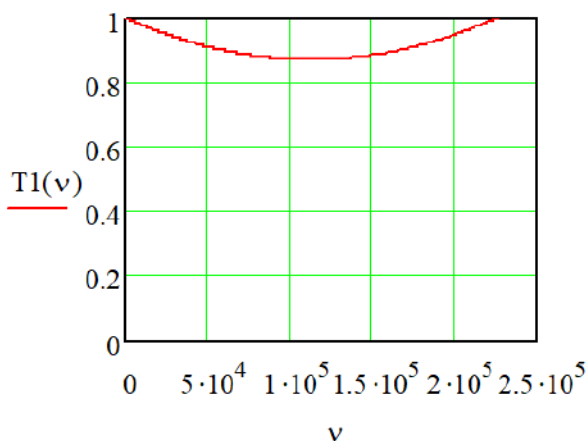


Рис. 6.7. График ЧКХ для объектива с погрешностями формы

Влияние случайных ошибок волнового фронта, вызванных в основном, волнистостью и остаточной шероховатостью оптических поверхностей, описывается функцией [14]

$$T2(\nu) = \exp\left(-4\pi^2 \cdot \sigma_{ST}^2 \left(\nu/\nu_m\right)^2\right), \quad (6.8)$$

где  $\sigma_{ST}$  - среднеквадратическое отклонение случайных ошибок волнового фронта.

График ЧКХ для объектива с теми же параметрами и с  $\sigma_{ST} = 0,065$  представлен на рис. 6.8.

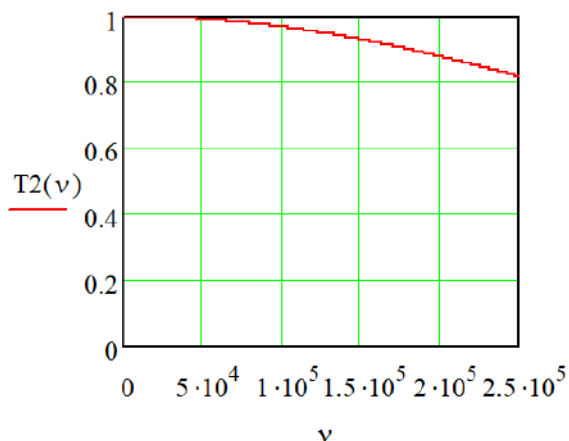


Рис. 6.8. График ЧКХ для объектива со случайными дефектами

### **ЧКХ объектива при совместном влиянии aberrаций**

Как упоминалось, ЧКХ объектива при совместном влиянии погрешностей получается путём произведения частных ЧКХ. Поэтому совместное влияние дефектов приводит к снижению значений ЧКХ.

### **ЧКХ дискретных приёмников**

Экспериментально установлено, что на ЧКХ фотоприёмника кроме размера фотоприёмного элемента в основном влияют геометрические отклонения формы электродов от расчётных, вариации распределения потенциала на границах потенциальных ям, диффузное рассеивание зарядов в подложке.

ЧКХ дискретных приёмников, по сути, характеризует технологические потери качества изображения. Значения ЧКХ для всех пространственных частот заметно ниже теоретических. Причём

снижение ЧКХ на частоте 0,5 от частоты Найквиста составляет 0,15...0,20, а на частоте Найквиста – 0,40...0,60 [14].

В работе [14] показано, что для аппроксимации ЧКХ технологических потерь, как показывает практика, в качестве модели предпочтительно использовать функцию, соответствующую Фурье-преобразованию экспоненциального импульса, которая представлена в последней строке табл. 6.1 (слева). В этой же строке (справа) представлена форма ЧКХ.

Конкретный вид ЧКХ обоснован в работе [14]:

$$T3(\nu) = \frac{1}{1 + k_N \left( \frac{\nu}{0,5 \cdot \nu_N} \right)^2}, \quad (6.9)$$

где  $k_N$  - коэффициент снижения ЧКХ на частоте 0,5 от частоты Найквиста;

$\nu_N$  - частота Найквиста.

График ЧКХ для дискретного приёмника при  $k_N=0,15$  (соответствующий пороговому контрасту) и  $\nu_N=201,9$  показан на рис. 6.9.

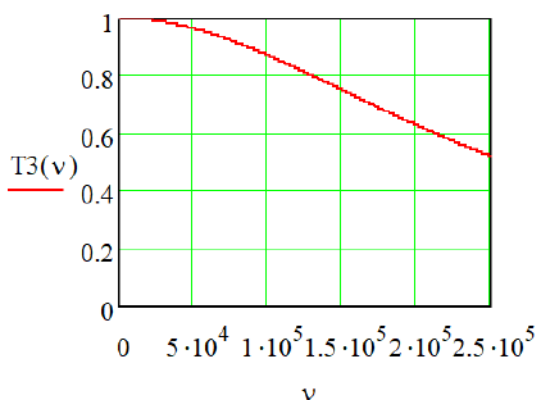


Рис.6.9. График ЧКХ для учёта дискретности фотоприёмника

Отметим, что частота Найквиста уточняется в процессе итерационных расчётов (см. результирующий график ЧКХ).

### ЧКХ с учётом расфокусировки

ЧКХ с учётом расфокусировки ( $\delta$ ) для идеального объектива представлена в [13]:

$$T4(\nu) = \frac{\sin \left[ \pi \cdot \delta \cdot \nu \left( \frac{\sqrt{\pi}}{2f/D} - \nu \cdot \lambda \right) \right]}{\frac{\pi \sqrt{\pi} \cdot \delta \cdot \nu}{2f/D}}. \quad (6.10)$$

На рис. 6.10 представлен график ЧКХ для расфокусировки, равной 2 мкм (что соответствует 1/3 линейного размера одного пикселя для КА «Ресурс-П»).

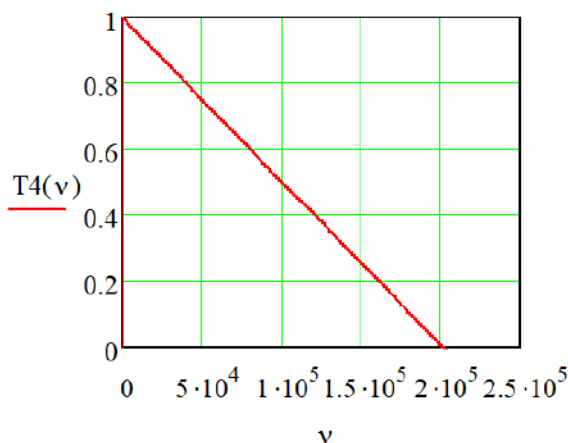


Рис. 6.10. График ЧКХ для учёта расфокусировки

### ЧКХ с учётом сдвига изображения

ЧКХ оптической системы при сдвиге на значение  $h$  изображения согласно [15, 16] определяется зависимостью

$$T5(\nu) = \left[ \frac{\sin(\pi \cdot h \cdot \nu)}{\pi \cdot h \cdot \nu} \right]. \quad (6.11)$$



На рис. 6.11 представлен график ЧКХ, рассчитанный по этой формуле при сдвиге изображения на 2 мкм (для КА ДЗЗ «Ресурс - П» сдвиг не должен превышать 1/3 от размера пикселя (6 мкм)).

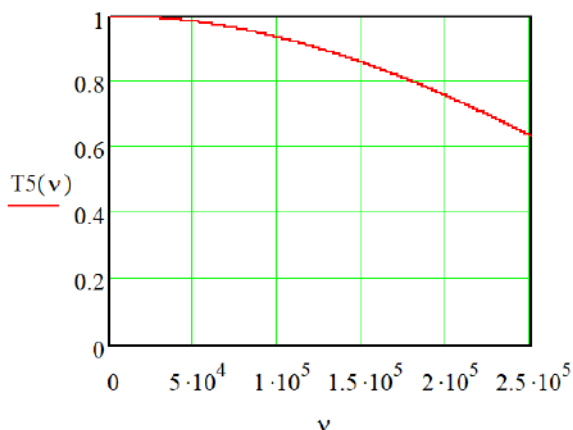


Рис. 6.11. График ЧКХ для учёта сдвига изображения

### ЧКХ с учётом вибрации

Для учёта влияния уровня вибрации  $G$  (отношение ускорения на объекте к ускорению тела на поверхности Земли) на ЧКХ используем зависимость [15]

$$T6(\nu) = \exp\left[-2(\pi f G \nu)^2\right]. \quad (6.12)$$

На рис. 6.12 представлен график ЧКХ с учётом вибрации, рассчитанный по этой формуле (6.12) при  $G = 1 \cdot 10^{-7}$ .

### ЧКХ при совместном влиянии различных факторов потери качества изображения (результатирующий контраст)

Для получения ЧКХ при совместном влиянии аберраций, дискретного фотоприёмника, расфокусировки, сдвига изображения и вибрации необходимо перемножить соответствующие функции:

$$T7(\nu) = T0(\nu)T1(\nu)T2(\nu)T3(\nu)T4(\nu)T5(\nu)T6(\nu). \quad (6.13)$$

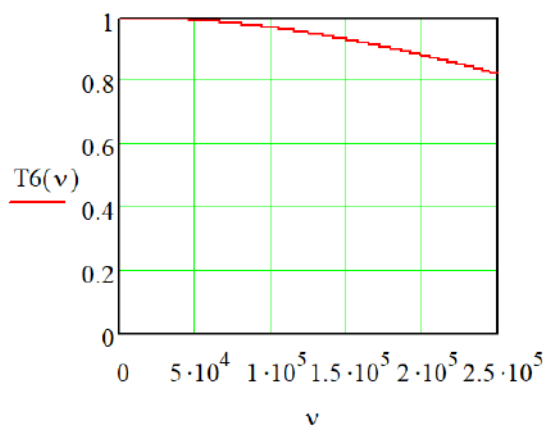


Рис. 6.12. График ЧКХ для учёта вибрации

Графики этой ЧКХ и её составляющих показаны на рис. 6.13.

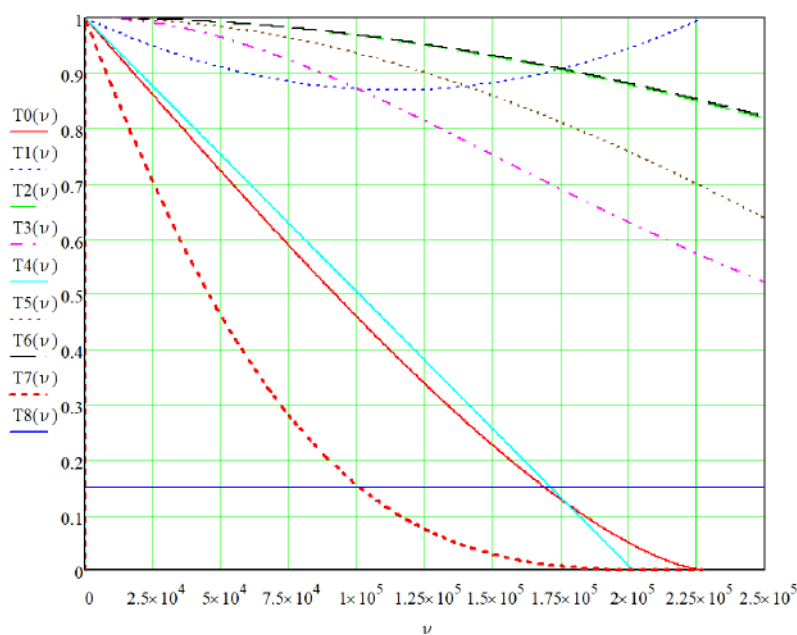


Рис. 6.13. Графики ЧКХ оптической системы при совместном влиянии факторов снижения качества изображения

## 6.6 Определение разрешающей способности оптико-электронной системы с помощью ЧКХ

В процессе проектирования КА, когда изделие еще не создано и эксперимент по определению ЛРМ не может быть осуществлен, для априорной оценки разрешающей способности используется следующий подход.

Предполагается, что *на вход системы поступает изображение с определенным контрастом.*

На основе ЧКХ всех звеньев сквозного тракта формирования изображения, включая фотопреобразователи и пр., вычисляется значение результирующего контраста изображения на фотоприёмном устройстве для каждой пространственной частоты.

Наибольший интерес представляет изучение передаточных свойств системы для малоконтрастных участков земной поверхности, поэтому значение входного контраста (пороговый контраст) выбирается из диапазона  $k_t = (0,15 \dots 0,20)$ .

Разрешающая способность оптико-электронной системы (по критерию Фуко [74]) определяется пространственной частотой, при которой значение результирующего контраста (наложенного контраста) совпадает с пороговым контрастом, то есть контрастом из диапазона  $k_t = (0,15 \dots 0,20)$ .

На рис. 6.13 также представлен график  $T8(\nu) = 0,15$  (горизонтальная линия), соответствующий пороговому контрасту 0,15. Можно определить, что пересечение линий происходит при частоте примерно равной  $\nu = 101 \text{ лин} / \text{мм}$ . Действительно, решая, например, в системе Mathcad уравнение

$$T9(\nu) = T7(\nu) - 0,15,$$

получаем:  $\text{root}(T9(\nu), \nu) = 1,009 \cdot 10^5 \text{ лин} / \text{м} \approx 101 \text{ лин} / \text{мм}$ .

Исходя из этого результата, частоту Найквиста следовало бы брать равной  $\nu_N = 2 \cdot \nu = 2 \cdot 101 = 202 \text{ лин / мм}$ , а линейный размер фотоприёмного элемента равным

$$l_{эл} = 1/202 = 4,953 \approx 5 \text{ мкм}.$$

Напомним, что размер элемента в фотоприёмном устройстве КА «Ресурс-П» составляет 6 мкм. Почему же имеется расхождение теоретических расчётов с реальным результатом?

Дело в том, что, во-первых, в расчётах учтены не все факторы и звенья сквозного тракта формирования изображения, во-вторых, в качестве исходных данных брали средние значения статистических коэффициентов.

При пересчёте на высоту 475 км получаем проекцию пикселя

$$L_M^{пикс} = l_{эл} \frac{H}{f} = 0,6 \cdot 10^{-6} \frac{475 \cdot 10^3}{4,00} = 0,71 \text{ м}, \quad (6.14)$$

что соответствует наилучшему ЛРМ КА ДЗЗ «Ресурс-П».

Отметим, что если бы при учёте всех факторов и звеньев формирования изображения действительно получился бы потребный размер пикселя в 5 мкм, то это бы свидетельствовало о том, что в исследуемой системе имеется некоторый «запас» по ЛРМ

$$L_M^{пикс} = 0,5 \cdot 10^{-6} \frac{475 \cdot 10^3}{4,00} \approx 0,60 \text{ м}, \quad (6.15)$$

который можно было бы реализовать, модернизировав ФПУ.

При правильном сочетании характеристик оптики, ФПУ, обеспечивающих систем КА, а также при благоприятных условиях съёмки можно было бы приблизиться к этому показателю.

Отметим, что для зачётных условий ЛРМ, как правило, ниже показателя проекции пикселя на поверхность Земли в 1,3...1,5 раза. Например, для КА ДЗЗ «Ресурс-П» ЛРМ в зачётных условиях составляет 1 м.

## 7. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АППАРАТУРЫ ОПТИЧЕСКОГО НАБЛЮДЕНИЯ

### 7.1. Основные параметры оптической системы

Оптические телескопические системы бывают линзовые, зеркально-линзовые и зеркальные. Отметим, что линзовые крупногабаритные объективы требуют для своей реализации большей массы, чем зеркальные. Граница применимости линзовых объективов для космических телескопических систем лежит на уровне диаметра 0,5 м (КА ДЗЗ «Ресурс-П»). Для космических телескопов с большим диаметром применяются зеркальные и зеркально-линзовые системы. Ещё одним преимуществом зеркальных систем является то, что они, как известно, не вносят хроматических аберраций.

**Апертура** (лат. *apertura* — отверстие) — характеристика оптического прибора. На практике за апертуру принимают максимальный *диаметр линзы объектива* или *диаметр главного зеркала*, так как в хорошо спроектированных оптических системах апертура максимально приближена к упомянутым диаметрам.

**Угловая апертура** — угол между крайними лучами, входящими в оптическую систему.

#### **Фокусное расстояние**

Если лучи света, параллельные оптической оси, направить на главное зеркало, то они после отражения пересекутся в одной точке (для безабберационной системы). Расстояние от этой точки до главного зеркала называют фокусным расстоянием оптической системы. *Габариты по длине оптической системы* могут быть

значительно меньше значения фокусного расстояния за счёт использования вторичных зеркал и линзовых корректоров.

### **Светосила оптической системы**

Показатель светосилы есть отношение площади отверстия объектива к квадрату главного фокусного расстояния:

$$A = \frac{\pi D^2/4}{f^2}.$$

Этот показатель используется для расчётов световых потоков.

Чем больше показатель светосилы, тем меньшее время выдержки необходимо для «засветки» элемента фотоприёмного устройства. Это время существенно влияет на допустимую скорость движения изображения по фокальной плоскости и, следовательно, на качество снимка. Светосилу не следует путать с оптической силой линзы, измеряемой в диоптриях.

### **Относительное отверстие**

На практике для сравнения оптических систем пользуются показателем относительного отверстия – это отношение диаметра входного сечения оптической системы к фокусному расстоянию  $D/f$ . При использовании этого показателя для сравнения оптических систем следует помнить, что, например, оптические системы с относительными отверстиями 1:4 и 1:8 будут отличаться по светосиле в 4 раза.

При выборе параметров оптических систем КА ДЗЗ принято задавать следующие характеристики (кроме упомянутых выше):

- высота орбиты, км;
- ширина полосы захвата, км;
- линейный размер пикселя, мкм (или угловой размер, мкрад);
- частотно-контрастная характеристика (ЧКХ) (или функция передачи модуляции - ФПМ) системы «объектив + приёмник» или ЧКХ только объектива на определённой частоте;
- спектральный диапазон наблюдения, мкм;



- число одновременно работающих каналов;
- масса и габариты;
- максимальная потребляемая мощность в рабочем режиме;
- показатели точности (или жёсткости) установки опорных конструкций;
- температурный режим работы ОЭТК и др.

## **7.2. Основные схемы зеркальных и зеркально-линзовых систем, используемых в космических телескопах**

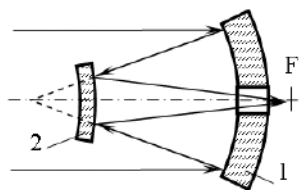
На рис. 7.1 приведены наиболее распространённые схемы, используемые в космических телескопах [6, 11, 66, 67]. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - главное зеркало; 2 - вторичное зеркало; 3 - третье зеркало; 4 - четвёртое зеркало; 5 - линзовый корректор; 6 - плоское зеркало.

В схеме Кассегрена первичным зеркалом является параболоидный отражатель. В качестве вторичного зеркала, отклоняющего фокусируемые первичным зеркалом лучи на поверхность приёмника излучения, используется зеркало, представляющее собой часть поверхности гиперboloида.

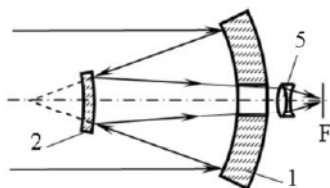
В схеме Ричи-Кретьена (которая внешне похожа на схему Кассегрена) оба зеркала имеют гиперboloидную форму.

Преимуществом схемы Ричи-Кретьена без линзового корректора является простота, а недостатком – малое угловое поле зрения,  $\varepsilon \leq 20'$  (угловых минут), что резко снижает ширину захвата и ограничивает применение таких систем.

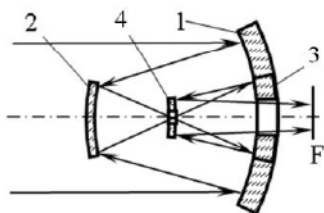
В схеме Ричи-Кретьена с линзовым корректором обеспечивается относительное отверстие 1:8 и угловое поле зрения до  $\varepsilon \leq 1,5^\circ$ . Введение в оптическую схему линзового корректора, кроме того, позволяет сократить длину телескопа до 1/5 - 1/4 от фокусного расстояния, что, в свою очередь, позволяет уменьшить массу телескопа.



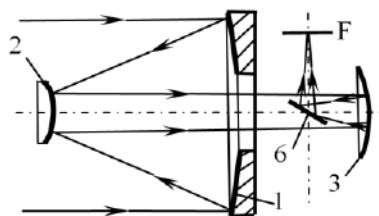
Кассегрена



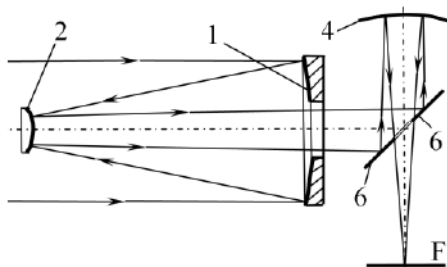
Ричи-Кретьена



Четырёхзеркальная  
оптическая система



Трёхзеркальный  
анастигмат Корша



Модифицированная схема Корша

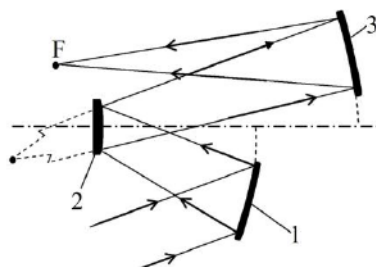


Схема Кука

Рис. 7.1. Оптические схемы аппаратуры наблюдения

Достоинства этой схемы – технологичность конструкции, недостатки - необходимость в установке длинной бленды (длиной около трёх диаметров ГЗ), а также ограниченный спектральный диапазон. Такие схемы нашли широкое применение в КА ДЗЗ высокодетального наблюдения в видимом спектре.

В четырёхзеркальной оптической системе поверхность главного зеркала - эллипсоид, вторичное зеркало имеет довольно сложный профиль (представляет собой практически зеркальную пластину Шмидта), третье зеркало - эллипсоид, а четвертое - сферическое. Главное и вторичное зеркала строят промежуточное изображение, лучи проходят через отверстие в четвёртом зеркале, а третье и четвертое зеркала переносят его в фокальную плоскость.

Основным достоинствам четырёхзеркальной оптической системы является относительно малая длина телескопа (до полутора диаметров главного зеркала) и отсутствие бленды. Недостатками являются: дополнительное зеркало (вносящее погрешности в формирование изображения), сложность юстировки, ограниченный спектральный диапазон (применяется в видимом спектре) и экранирование центральной части поля зрения.

Внедрению таких систем пока препятствуют повышенные требования к точности изготовления поверхности зеркал и сложность юстировок ОЭТК в полёте.

В схеме Корша (трехзеркальный анастигмат Корша) используются фокусирующие зеркала 1 и 2 и зеркало 4 для коррекции полевых аберраций (вызванных влиянием отклонения рассматриваемой точки изображения от центра), а также дополнительное плоское зеркало (6) для «выноса» изображения в сторону от главной оптической оси системы для предотвращения виньетирования кадра [68].

Напомним, что анастигмат – это оптическая система, в которой исправлены практически все аберрации, в том числе астигматизм и кривизна поля изображения.

В космической технике применяется модифицированная схема Корша. Эта схема похожа на схему трехзеркального анастигмата Корша, однако третье зеркало и фокальная плоскость вынесены в стороны от оптической оси (для уменьшения длины телескопа).

Световые лучи после отражения от вторичного зеркала «поворачиваются» (за главным зеркалом) с помощью плоского зеркала (третьего) и направляются на третье зеркало, которое фокусирует лучи и через небольшое отверстие в плоском зеркале проецирует изображение на фокальную плоскость [75].

На рис. 7.2 слева показана конструктивная схема реализации трёхзеркальной оптической схемы Корша для КА ДЗЗ «Pleiades». На рисунке введены обозначения: 1 - ВЗ с устройством фокусировки; 2 - держатели узла ВЗ; 3 - ГЗ; 4 - заслонка; 5 - плоское зеркало переотражения; 6 - термостабилизированная платформа; 7 - третье зеркало; 8 - интерфейсный кабель; 9 - ФПУ с РО; 10 - корпус из углепластика; 11 - подкрепляющий шпангоут. Справа на рис. 7.2 показана трёхмерная модель ОЭТК КА «Pleiades».

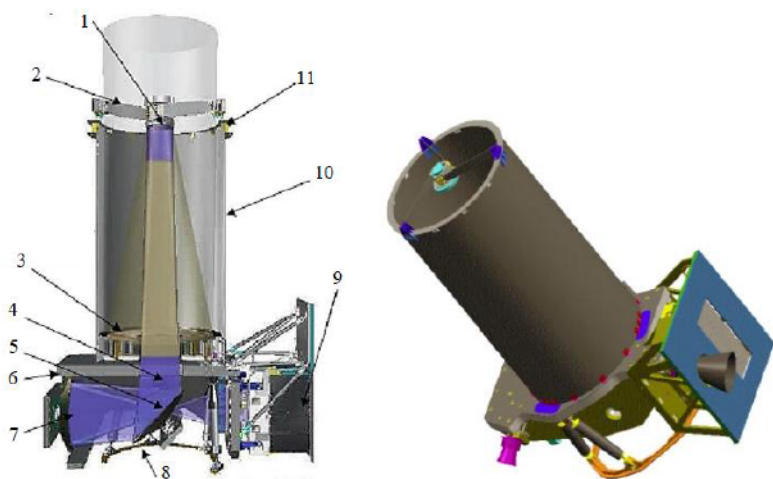


Рис. 7.2. Конструктивные элементы оптической схемы Корша

Достоинствами этой схемы являются: минимальные aberrации и высокая светосила системы, что позволяет сделать весь телескоп компактным. К достоинствам схемы Корша также относятся возможность использования для высокодетального наблюдения в

широком спектральном диапазоне (видимый + инфракрасный) и отсутствие внутренней бленды. Такие схемы обеспечивают качественную съёмку в видимом диапазоне спектра 0,5...0,8 мкм и в инфракрасном диапазоне 8,0...14 мкм.

Наряду с преимуществами осесимметричных зеркальных систем, у них имеются и недостатки: это малое угловое поле зрения, экранирование центральной части входного зрачка, вызывающее ухудшение ЧКХ, а также сложность изготовления и контроля асферических поверхностей и более высокая чувствительность к разъюстировке.

Большое угловое поле зрения при достаточно большом диаметре входного зрачка (и без экранирования центральной части) может быть достигнуто при применении внеосевых зеркальных систем (схема Кука).

Достоинствами схемы Кука являются: отсутствие затенения зеркал, большое угловое поле зрения (до 10...12°), большое относительное отверстие (до 1:3), сверхмалая дисторсия (появление подушкообразной или бочкообразной формы изображения), малая чувствительность к изменению температуры конструкции.

К недостаткам данной схемы относятся: большие габариты оптической системы (особенно поперечные), сложность изготовления внеосевых зеркал с диаметром ГЗ более 500 мм. Телескопы, созданные на основе этой схемы, отличаются высокой расстраиваемостью, сложностью изготовления и высокой чувствительностью к влиянию дестабилизирующих факторов. Требования к системе обеспечения теплового режима применительно к внеосевым зеркальным системам, как правило, более высокие, чем к осевым.

Телескопы со схемой Кука применяются в системах детального, многоспектрального наблюдения для топографии.

Имеются и другие оптические схемы. Так, в [7] приведены оригинальные оптические схемы зеркальных телескопов разработ-

ки ЛОМО для малых КА ДЗЗ (с диаметром входного зрачка 500-750 мм и эффективными фокусными расстояниями 1,67 – 6,0 м), в которых имеются такие новые элементы, как линзовый преобразователь фокусного расстояния, полупрозрачные делители, с помощью которых изображение перенаправляется в разные каналы фотоприёмных устройств (ПХ, ИК).

Одним из недостатков всех зеркальных систем является взаимное влияние рассеянного света, отраженного от внутренней поверхности корпуса телескопа, и возможность проникновения в фокальную плоскость лучей, которые не входят в угол «зрения» оптической системы.

Чтобы уменьшить это влияние, в конструкцию телескопа вводят дополнительные бленды. На рис. 7.3 показана конструктивная схема телескопа с оптической системой Ричи-Кретьена с линзовым корректором и блендами.

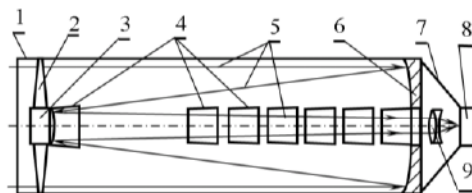


Рис. 7.3. Оптическая схема телескопа с блендами

На рисунке приняты следующие обозначения: 1 - корпус телескопа; 2 - кронштейн установки вторичного зеркала; 3 - вторичное зеркало; 4 - бленды; 5 - световые лучи; 6 - главное зеркало; 7 - корпус крепления фотоприемного устройства; 8 - фотоприёмное устройство; 9 - линзовый корректор поля.

На рис. 7.4 представлена схема оптической системы с зеркалом переотражения. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - корпус телескопа; 2 - главное зеркало; 3 - фотоприёмное устройство; 4 - вторичное зеркало; 5 - зеркало переотражения; 6 - узел установки зеркала; 7 - бленда; 8 - входящие световые лучи.



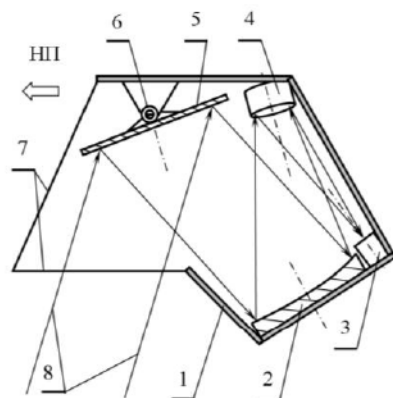


Рис. 7.4. Схема оптической системы с зеркалом переотражения

Производительность КА при использовании зеркала переотражения значительно возрастает. Однако к недостаткам такой схемы следует отнести ухудшение качества изображения в связи с введением дополнительного звена (зеркала переотражения) в сквозной тракт формирования изображения, увеличение поперечных габаритов телескопа, взаимное влияние рассеянного света, отраженного от внутренних поверхностей телескопа.

На рис. 7.5 представлена оптическая схема с зеркалом переотражения, которая использована на КА ДЗЗ «КН-11» (США). Рабочее положение корпуса КА – горизонтальное. На рисунке введены следующие обозначения: 1 - привод поворота зеркала переотражения (ЗП); 2 - узел поворота ЗП; 3 - ФПУ; 4 - корпус отсека ЗП; 5 - узел микродвигателей вторичного зеркала (ВЗ); 6 - ВЗ; 7 - световые лучи; 8 - главное зеркало (ГЗ); 9 - силовой шпангоут телескопа; 10 - фокальная плоскость; 11 - фотопреобразователи; 12 - конструктивные элементы фокального узла; 13 - бленда ГЗ; 14 - оптическая ось телескопа; 15 - корпус телескопа; 16 - бленда ВЗ; 17 - элементы крепления узла ВЗ; 18 - оптическая ось ЗП (в номинальном положении); 19 - отверстие в корпусе отсека ЗП.

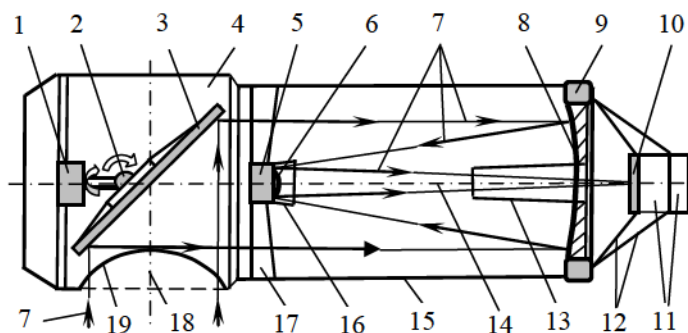


Рис. 7.5 Схема оптической системы с зеркалом переотражения

Масса КА при использовании зеркала переотражения может и не увеличиться, так как ускоренных разворотов корпуса КА не требуется и можно установить СГК в КА с относительно небольшим управляющим моментом. Можно пойти и по другому пути, а именно, устанавливать СГК с малым управляющим моментом непосредственно на зеркале переотражения.

### 7.3. Критерии выбора оптических схем

В табл. 7.1 приведены сравнительные характеристики и показатели эффективности некоторых оптических систем (количественные и качественные): а) линейные габариты; б) количество зеркал; в) количество асферических зеркал; г) количество оптических элементов, требующих контроля и коррекции положения; д) устойчивость оптических элементов к температурным перепадам; е) наличие виньетирования; ж) необходимость контроля качества формы зеркал. Плюсы и минусы означают наличие или отсутствие того или иного критерия.

Схемы, имеющие большую длину и большой диаметр, как правило, требуют большей массы для своей реализации и, следовательно, увеличения массы и габаритов КА ДЗЗ.

Линзовая и зеркальная оптика, имеющая сложные поверхности, отличающиеся от сферической, нетехнологична. Такая оптика имеет более длительный цикл изготовления, требует дополнительных технических и финансовых средств для обеспечения необходимого качества.

Таблица 7.1. Сравнительные характеристики и показатели эффективности оптических систем по различным критериям [6]

| Тип оптической системы                 | Показатели эффективности оптических систем |    |    |    |    |    |    |
|----------------------------------------|--------------------------------------------|----|----|----|----|----|----|
|                                        | а)                                         | б) | в) | г) | д) | е) | ж) |
| Ричи-Кретьена без линзового корректора | $(0,3 - 0,4)f$                             | 2  | 2  | 1  | +  | +  | +  |
| Ричи-Кретьена с линзовым корректором   | $(0,2 - 0,25)f$                            | 2  | 2  | 1  | +  | +  | +  |
| Четырёхзеркальный                      | $(0,15 - 0,2)f$                            | 4  | 4  | 1  | +  | +  | +  |
| Триплет Кука                           | $(0,3 - 0,4)f$                             | 3  | 2  | 1  | -  | +  | -  |

Наличие виньетирования снижает «полезное» поле зрения и приводит к снижению качества снимка по периферии изображения.

Перегрузки, вибрации во время запуска КА ДЗЗ и температурные деформации могут приводить к смещению оптических поверхностей. Для восстановления качества оптической системы должна проводиться её юстировка в орбитальном полёте. Чем меньше таких поверхностей, тем технологичнее юстировка. Даже если для восстановления качества изображения необходимо управлять смещением и пространственной ориентацией сразу двух элементов, то юстировка становится крайне сложной.

Для коррекции волнового фронта оптической системы на этапе изготовления используется подбор параметров выпуклой (кроновой) и вогнутой (флинтовой) линз в линзовом корректоре, предназначенном для снижения хроматических аберраций.

Ниже приведены наиболее важные критерии выбора оптических схем [6]:

- а) минимальные габариты (уменьшение длины и диаметра);
- б) минимальное количество зеркальных поверхностей (снижение стоимости);
- в) минимальное количество асферических зеркальных поверхностей (снижение стоимости);
- г) минимальное количество оптических элементов, требующих контроля и коррекции положения в условиях эксплуатации (повышение технологичности и снижение стоимости);
- д) максимальная устойчивость оптических элементов к температурным перепадам (снижение требований к системе обеспечения теплового режима);
- е) минимальное виньетирование поля изображения (повышение информативности системы);
- ж) обеспечение контроля качества формы поверхности оптических элементов (повышение качества изображения);
- и) наличие возможности коррекции волнового фронта на всех этапах изготовления космических телескопов.

В дальнейшем остановимся на двухзеркальных системах, которые нашли широкое применение в КА ДЗЗ.

#### **7.4. Линейное разрешение на местности космических аппаратов ДЗЗ с линзовыми оптическими системами**

Ранее было получено выражение для расчёта предельной разрешающей способности объектива (измеряемой в лин./мм) в зависимости от длины волны  $\lambda$  и отношения фокусного расстояния  $f$  к диаметру объектива  $D$  (см. формулу (5.15)):

$$R_{\text{пред}} = D/(\lambda f).$$

Учитывая, что предельная пространственная частота  $\nu_{np}$ , которую пропускает объектив, равна предельной разрешающей способности  $R_{np}$  (см. выражение (5.12)), то есть  $\nu_{np} = R_{np}$ , получаем

$$\nu_{пред} = \frac{D}{\lambda f}. \quad (7.1)$$

С одной стороны, как упоминалось выше, в оптической системе, работающей на предельной частоте, никакого изображения не видно (значение ЧКХ на предельной частоте равно нулю). С другой стороны, ОЭТК не может работать и при нулевом значении частоты, несмотря на то что значение ЧКХ на этой частоте равно единице. И в том, и в другом случае изображение будет однородным по освещённости (насыщенности серого). На какое же значение частоты следует ориентироваться при выборе оптимальных параметров объектива? Для этого проведём следующие рассуждения.

На графиках ЧКХ (см., например, рис. 5.13) по оси абсцисс отложена пространственная частота  $\nu$ . Введём в рассмотрение нормированную пространственную частоту  $k_0$ , которая представляет собой отношение рабочей пропускаемой частоты  $\nu_{раб}$  к его предельной частоте, то есть

$$k_0 = \nu_{раб} / \nu_{пред}.$$

Тогда рабочая частота запишется в виде

$$\nu_{раб} = k_0 \nu_{пред}. \quad (7.2)$$

Эта частота соответствует в фокальной плоскости объектива следующему периоду разрешаемой им миры:

$$t_{раб} = \frac{1}{\nu_{раб}} = \frac{1}{k_0 \nu_{пред}}.$$

Как упоминалось, ЛРМ равно половине периода миры. Также и для изображения в фокальной плоскости разрешение можно определять половиной этого периода:  $L_\phi = 0,5 t_{раб}$ , то есть

$$L_{\phi} = 0,5 t_{\text{раб}} = \frac{1}{2 k_0 v_{\text{прод}}} . \quad (7.3)$$

Подставляя в (7.4) выражение (7.1), получаем формулу для расчёта линейного разрешения в изображении миры:

$$L_{\phi} = \frac{\lambda_p f}{2 k_0 D} . \quad (7.4)$$

Рассмотрим схему, представленную на рис. 7.6, где введены обозначения:  $B$  - ширина снимаемого объекта;  $f$  - фокусное расстояние;  $b$  - длина линейки ПЗС;  $l_{\text{эл}}$  - размер пикселя.

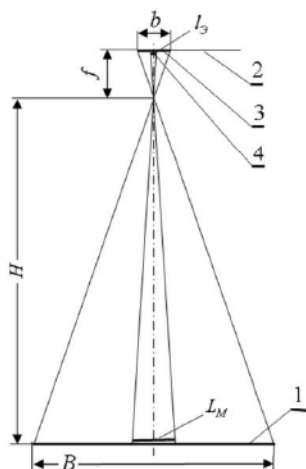


Рис. 7.6. Расчётная схема для оценки ЛРМ

Из геометрических соотношений можно получить выражение для расчёта ЛРМ:

$$L_M = L_{\phi} \frac{H}{f} . \quad (7.5)$$

Подставляя (7.5) в (7.6), получаем формулу для расчёта ЛРМ:

$$L_M = \frac{\lambda_p H}{2 k_0 D} . \quad (7.6)$$



Прежде чем использовать эту формулу, необходимо ответить на вопрос: какой должна быть нормированная пространственная частота  $k_0$ ? (Какую долю рабочая частота  $\nu_{\text{раб}}$  объектива должна составлять от его предельной пропускаемой частоты  $\nu_{\text{пред}}$ ?).

Если в первом приближении принять, что для линзовых объективов значение рабочей нормированной пространственной частоты равно среднему значению пропускаемой пространственной частоты, то есть  $k_0 = 0,5$ , то формула (7.6) примет вид

$$L_M = \frac{\lambda_p H}{D}. \quad (7.7)$$

**Пример.** Рассчитаем потенциально достижимые ЛРМ КА ДЗЗ при следующих параметрах линзовой оптической системы: диаметр объектива  $D = 0,5 \text{ м}$ , фокусное расстояние  $f = 4 \text{ м}$ , длина волны  $\lambda = 0,79 \cdot 10^{-6} \text{ м}$  (то есть с параметрами объектива, как у космического аппарата «Ресурс-П», и длиной волны, соответствующей правой границе панхроматического диапазона).

*Решение.* Подставляя исходные данные в формулу (7.7), получаем предельно возможное линейное разрешение на местности

$$\Delta L_M = \frac{\lambda_p H}{D} = \frac{0,79 \cdot 10^{-6} 475 \cdot 10^3}{0,5} = 0,75 \text{ м}.$$

Отметим, что если длину волны принять равной левой границе панхроматического спектра, то есть  $\lambda = 0,60 \cdot 10^{-6} \text{ м}$ , то линейное разрешение на местности составит  $0,57 \text{ м}$ .

По сути, коэффициент  $k_0$  учитывает снижение качества снимков реальной оптики по сравнению с идеальной. Так, если принять  $k_0 = 1$ , то из выражения (7.6) получаем дифракционное линейное разрешение на местности

$$L_{\text{д}} = \frac{\lambda_p H}{2D}. \quad (7.8)$$

Сравнив это выражение с (7.7), приходим к выводу, что для линзовых систем ЛРМ в два раза хуже дифракционного.

### **7.5. Выбор потребного диаметра линзового объектива**

При проектировании КА ДЗЗ и, в частности оптических систем, возникает обратная задача, а именно: какой диаметр объектива выбрать для обеспечения заданного значения ЛРМ.

Из выражения (7.8) можно получить формулу для проектной оценки минимального значения потребного диаметра объектива:

$$D_{\min} = \frac{\lambda_p H}{L_M}. \quad (7.9)$$

Отметим ещё раз, что выражения (7.8) и (7.9) получены только для оптических систем без центрального затенения. Как видно будет далее, для оптических систем с центральным затенением рабочая частота меньше средней, и формула для расчёта ЛРМ немного изменится.

### **7.6. Оценка линейного разрешения на местности оптико-электронной аппаратуры с центральным экранированием**

Ранее было получено выражение для расчёта ЛРМ (7.7). Также, как и в случае с линзовым объективом, необходимо ответить на вопрос: какой должна быть нормированная пространственная частота  $k_0$  зеркального объектива с центральным экранированием?

Во-первых, отметим, что при увеличении коэффициента центрального экранирования

$$q = D_{B3} / D_{ГЗ}, \quad (7.10)$$

где  $D_{ГЗ}$  и  $D_{B3}$  - диаметры ГЗ и ВЗ соответственно, меняется функция распределения освещённости в изображении точки: центральное ядро уменьшается и часть энергии переходит в кольца.

Во-вторых, ухудшается ЧКХ объектива на средних частотах, что влияет и на линейное разрешение на местности.

Основной эффект центрального экранирования заключается в снижении ЧКХ на малых и средних пространственных частотах и небольшом увеличении ЧКХ на высоких частотах. Последнее является следствием уменьшения диска Эри. Снижение ЧКХ на малых и средних частотах, как упоминалось, вызвано переходом энергии из диска Эри в систему колец.

На рис. 7.7 представлены ЧКХ идеального объектива, построенные по данным [29]. Цифрами показаны коэффициенты экранирования ( $q = 0; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5$  и  $0,6$ ).

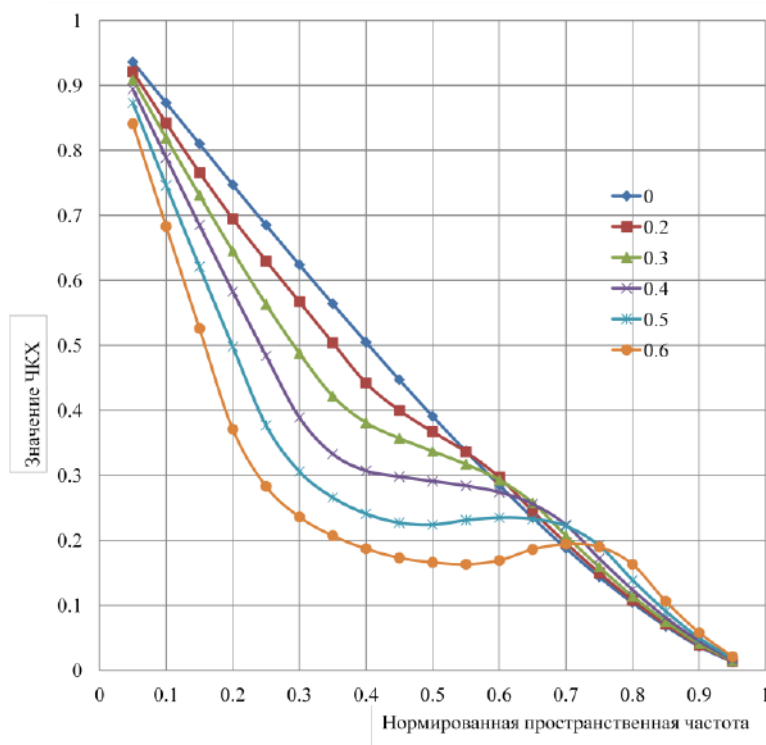


Рис. 7.7. Частотно-контрастная характеристика [29]

Видно, что если экранирование небольшое ( $q \leq 0,3$ ), то влияние незначительное. Если же экранирование большое ( $q \geq 0,5$ ), то влияние заметное. Анализ графиков показывает, что для систем с экранированием имеется достаточно крутой линейный участок, при этом с увеличением степени экранирования он становится круче.

Отчетливей это проявляется в более светосильных объективах [6]. Во всех объективах этот линейный участок постепенно переходит в более пологий вплоть до горизонтального (до  $q = 0,40$ ). При дальнейшем увеличении коэффициента экранирования (до  $q = 0,50$ ) график ЧКХ имеет как бы провал.

С одной стороны, уменьшая степень экранирования, мы ухудшаем относительное отверстие части оптической системы, связанной со вторичным зеркалом  $D_{ВЗ}/f_{ВЗ}$ . То есть эта часть системы получается менее светосильной.

С другой стороны, уменьшая степень экранирования объектива  $q$ , мы, во-первых, уменьшаем общую длину оптической системы, что важно с точки зрения оптимизации массогабаритных характеристик. Во-вторых, меньший коэффициент  $q$  приводит к меньшим потерям света. Например, при  $q = 0,3$ , т.е. когда диаметр ВЗ составляет 30% от диаметра ГЗ, мы перекрываем входной зрачок ВЗ по площади на 9%, а при  $q = 0,4$  - уже на 16%.

Необходимо найти компромисс, чтобы система в целом была сбалансирована. Инструментом для этого являются графики ЧКХ.

Анализируя графики ЧКХ, приходим к выводу, что лучше работать на линейном участке, на котором ЧКХ объектива телескопа выше. В среднем наклон линейного участка ЧКХ к оси ординат для объективов с центральным экранированием в пределах от 0,3 до 0,4 составляет  $25^\circ$  [6]. Другими словами, на этом участке имеет место следующее примерное соотношение:

$$\frac{\Delta k_0}{\Delta T(k_0)} = \frac{0,1}{0,2} = 0,5 \quad (7.11)$$

или

$$\Delta \nu \approx 0,5(k_0), \quad (7.12)$$

т.е. потери в ЧКХ в пределах 20 % приводят к потерям в линейном разрешении на местности в пределах 10 %.

Анализ ЧКХ для различных отношений фокусного расстояния к диаметру для зеркально-линзовых и зеркальных объективов с коэффициентом экранирования  $q = 0,3 \dots 0,4$  приводит к тому, что коэффициент  $k_0$  (нормированная пространственная частота) лучше брать равным  $0,3 \pm 0,03$  [6].

Таким образом, многочисленные расчёты и исследования подтверждают правильность формулы (8.7) при  $k_0 = 0,3 \pm 0,03$  [6].

Формула (7.7), конечно, не учитывает всех процессов, которые сопровождают получение изображения Земли из космоса, но при достаточно стандартных зачетных условиях (контраст объекта  $k = 0,2$ ; альбеда 0,07; угол Солнца над горизонтом  $10-20^\circ$  и др.) даёт очень хорошее приближение к истинному результату.

**Пример 1.** Рассчитаем ЛРМ при следующих исходных данных: диаметр ГЗ  $D = 0,65$  м, фокусное расстояние  $f = 12,9$  м, длина волны  $\lambda = 0,65 \cdot 10^{-6}$  м (средняя для диапазона 0,48-0,83 мкм), высота полёта КА  $H = 689 \times 706$  км (примем в расчёте 700 км), что соответствует параметрам КА ДЗЗ «Pleiades».

*Решение.* Подставляя исходные данные в формулу (7.7) при  $k_0 = 0,30 \pm 0,03$ , получаем линейное разрешение на местности

$$L_M = \frac{\lambda_p H}{2 k_0 D} = \frac{0,65 \cdot 10^{-6} \cdot 700 \cdot 10^3}{2(0,30 + 0,03)0,65} = 1,06 \text{ м}.$$

Заявленное линейное разрешение КА «Pleiades» составляет 0,70 м. Такое разрешение можно получить, если принять нормированную рабочую частоту равной  $k_0 = 0,5$ , то есть

$$L_M = \frac{\lambda_p H}{2k_0 D} = \frac{0,65 \cdot 10^{-6} 700 \cdot 10^3}{2 \cdot 0,5 \cdot 0,65} = 0,70 \text{ м},$$

или приблизиться к этому разрешению, если рабочую длину волны принять минимальной, то есть  $\lambda_p = 0,48 \cdot 10^{-6} \text{ м}$ :

$$L_M = \frac{\lambda_p H}{2k_0 D} = \frac{0,48 \cdot 10^{-6} 700 \cdot 10^3}{2 \cdot (0,3 + 0,03) \cdot 0,65} = 0,78 \text{ м}.$$

На последних экземплярах КА «Pleiades» ЛРМ составляет 0,5 м, но это после дополнительной съёмки объекта со сдвигом на полпикселя в изображении и обработки изображения на борту КА.

**Пример 2.** Рассчитаем ЛРМ при следующих исходных данных: диаметр объектива  $D = 1,10 \text{ м}$ , фокусное расстояние  $f = 16,0 \text{ м}$ , длина волны  $\lambda_p = 0,62 \cdot 10^{-6} \text{ м}$  (средняя для диапазона 0,45-0,8 мкм), высота полёта КА  $H = 603 \times 620,4 \text{ км}$  (примем в расчёте 612 км), что соответствует параметрам КА ДЗЗ «WorldView-4».

*Решение.* Подставляя исходные данные в формулу (7.7) при  $k_0 = 0,30 \pm 0,03$ , получаем линейное разрешение на местности

$$L_M = \frac{\lambda_p H}{2k_0 D} = \frac{0,62 \cdot 10^{-6} 612 \cdot 10^3}{2(0,30 + 0,03)1,10} = 0,584 \text{ м}.$$

На самом деле заявленное ЛРМ КА ДЗЗ "WorldView-4" составляет 0,31-0,34 м. Такое разрешение можно получить, если принять нормированную рабочую частоту равной  $k_0 = 0,5$ , то есть

$$\Delta L_M = \frac{\lambda_p H}{2k_0 D} = \frac{0,62 \cdot 10^{-6} 612 \cdot 10^3}{2 \cdot 0,5 \cdot 1,10} = 0,34 \text{ м},$$

или приблизиться к ней, если рабочую длину волны приравнять к минимальной, то есть  $\lambda_p = 0,45 \cdot 10^{-6} \text{ м}$ :

$$L_M = \frac{\lambda_p H}{2k_0 D} = \frac{0,45 \cdot 10^{-6} 612 \cdot 10^3}{2 \cdot (0,3 + 0,03) \cdot 1,10} = 0,38 \text{ м}.$$

Несовпадение расчётных и заявленных показателей ЛРМ для КА ДЗЗ "WorldView-4" можно объяснить тем, что, возможно,



также используется технология съёмки объекта и обработки изображения, как у КА «Pleiades» (за счёт передискретизации изображения), или вместо ЛРМ используется понятие проекции пикселя.

### 7.7. Выбор потребного диаметра зеркальной телескопической системы с экранированием

В качестве исходной для анализа рассмотрим формулу (7.7) при  $k_0 = 0,30 \pm 0,03$  [6]. Отсюда находим минимальный потребный диаметр главного зеркала телескопа

$$D_{\min} = \frac{\lambda_p H}{2 k_0 L_M}. \quad (7.13)$$

На рис. 7.8 представлены рассчитанные по этой формуле значения потребного диаметра ГЗ телескопа  $D_{\min}$  в зависимости от заданного предельного ЛРМ и высоты орбиты (справа на рисунке).

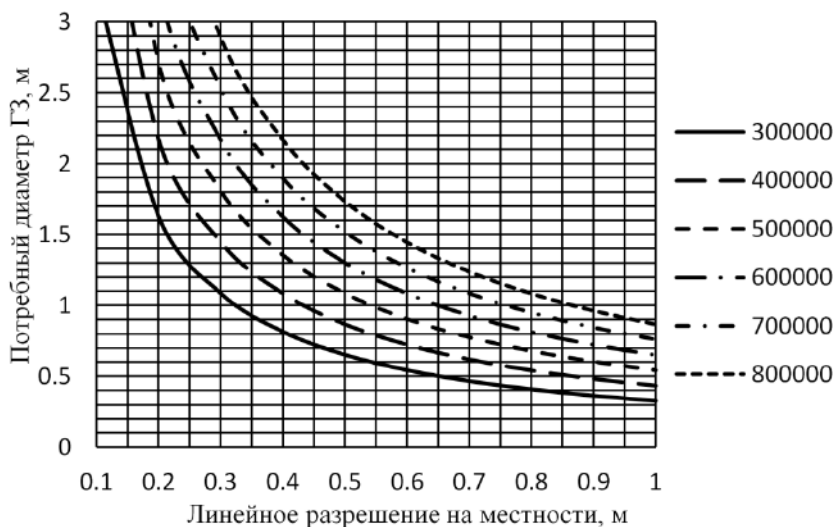


Рис.7.8. Зависимость потребного диаметра ГЗ от заданного ЛРМ

## 7.8. Выбор соотношения фокусного расстояния и размера фотоприёмного элемента

Для реализации возможностей оптической системы необходимо правильно выбрать соотношение размера элементарного фотоприёмника и эквивалентного фокусного расстояния. Для этого рассматривают пространственную частоту, пропускаемую объективом, и частоту Найквиста.

Однако оптимальная рабочая частота, пропускаемая дискретным приёмником (состоящим из отдельных элементов), будет несколько меньше частоты Найквиста. Можем записать, что рабочая частота приёмника

$$\nu_{\text{раб}}^H = k_y \nu_{\text{пред}}^H, \quad (7.14)$$

где  $k_y$  - коэффициент, меньший единицы.

В работе [6] показано, что имеет место соотношение

$$\frac{f_{\text{экс}}}{D} = (0,8086 \pm 0,08) \frac{l_{\text{эл}}}{\lambda_p}. \quad (7.15)$$

Сравним коэффициент  $(0,8086 \pm 0,08)$  в этой формуле с коэффициентом  $k_p = 0,820$  в формуле (5.10).

Коэффициент в формуле (7.15) получен теоретическим путём, а коэффициент  $k_p = 0,820$  получен делением оптической единицы  $z_1 = \pi$ , используемой при расчёте предельного разрешения, на значение оптической единицы  $z_1 = 3,83$ , используемой в критерии Рэля. Видим, что коэффициенты близки и фактически представляют собой отношение разрешения по критерию Рэля к предельному разрешению (сравни (5.10) и (5.12)).

То есть мы получили подтверждение правомочности использования коэффициента  $k_p$  для подбора размеров элемента фотоприёмного устройства КА ДЗЗ (см. (5.14)),  $l_{\text{эл}}^{\text{пред}} / l_{\text{эл}}^P = 0,81$ .

Таким образом, связанными между собой оказались входной диаметр  $D$  и фокусное расстояние системы  $f_{\text{экв}}$ , размер  $l_{\text{эл}}$  элемента (пикселя) матричного фотоприёмного устройства и рабочая волна  $\lambda_p$  используемого спектрального диапазона.

Опираясь на формулу (7.15), разработчик ОЭТК, предназначенного для ДЗЗ в видимом и ближнем ИК диапазоне, вполне может в самой начальной фазе разработки на основании требований ТЗ выбрать основные параметры объектива телескопа (когда среднее значение длины волны  $\lambda_p$  из применяемого спектрального диапазона лежит в видимой области).

Конечно, на последующих этапах необходимо окончательную оптимизацию параметров ОЭК проводить на основании существующих в космической отрасли методик оценки ЛРМ, включающих все компоненты сквозного тракта формирования изображения. Но опыт работы в этой области говорит о том, что эта формула позволяет получить очень хорошее приближение к оптимальным соотношениям основных параметров ОЭТК [6].

При разработке ОЭТК главное внимание уделяют получению высокого ЛРМ в панхроматическом канале и в спектральных диапазонах 0,5-0,7 мкм; 0,5-0,8 мкм; 0,5-0,9 мкм.

В табл. 7.2 представлены результаты расчётов соотношения (7.15) для нескольких КА ДЗЗ, на борту которых установлены ОЭТК с различными характеристиками. В этой таблице для КА Hubble размер пикселя был рассчитан из значений углового поля зрения  $50'' \times 50''$  и дискретизации изображения на  $1024 \times 1024$  элементов.

На рис. 7.9 представлены точечный график зависимости размера пикселя  $l_{\text{эл}}$  от отношения эквивалентного фокусного расстояния к диаметру апертуры  $f_{\text{экв}}/D$  и график линейной регрессии, построенный по данным табл. 7.2.

Таблица 7.2. Проверка формулы (7.15) для различных КА ДЗЗ

| КА ДЗЗ,<br>телескопы | $D$  | $f$  | $l_{эл}$ | $\lambda$ | $\lambda_p$ | $\frac{f'_{об}}{D}$ | $0,81 \frac{l_{эл}}{\lambda_p}$ | $\delta$ ,<br>% |
|----------------------|------|------|----------|-----------|-------------|---------------------|---------------------------------|-----------------|
| Ресурс-П             | 0,5  | 4    | 6        | 0,58-0,8  | 0,69        | 8                   | 7,04                            | 12              |
| Pleiades-1           | 0,65 | 12,9 | 13       | 0,48-0,83 | 0,655       | 19,8                | 16,1                            | 18,7            |
| ОЭК ВР               | 1,2  | 15,6 | 9        | 0,5-0,8   | 0,65        | 13,0                | 11,2                            | 14              |
| WorldView 2          | 1,1  | 13,3 | 8        | 0,55      | 0,55        | 12,0                | 11,8                            | 1,7             |
| WorldView 3          | 1,1  | 13,3 | 8        | 0,55      | 0,55        | 12,0                | 11,8                            | 0,17            |
| WorldView 4          | 1,1  | 16,0 | 8        | 0,45-0,8  | 0,63        | 14,5                | 10,3                            | 9,3             |
| Deimos               | 0,42 | 5,7  | 9        | 0,45-0,90 | 0,657       | 13,6                | 11,1                            | 18              |
| КТ [6]               | 1,5  | 20,0 | 9        | 0,5-0,8   | 0,65        | 13,3                | 11,2                            | 15,8            |
| Аркон                | 1,5  | 27   | 12       | 0,5-0,8   | 0,65        | 18                  | 15,0                            | 16,7            |
| Hubble               | 2,4  | 58   | 13,6     | 0,11-2,4  | 0,5         | 24,16               | 22,03                           | 8,82            |

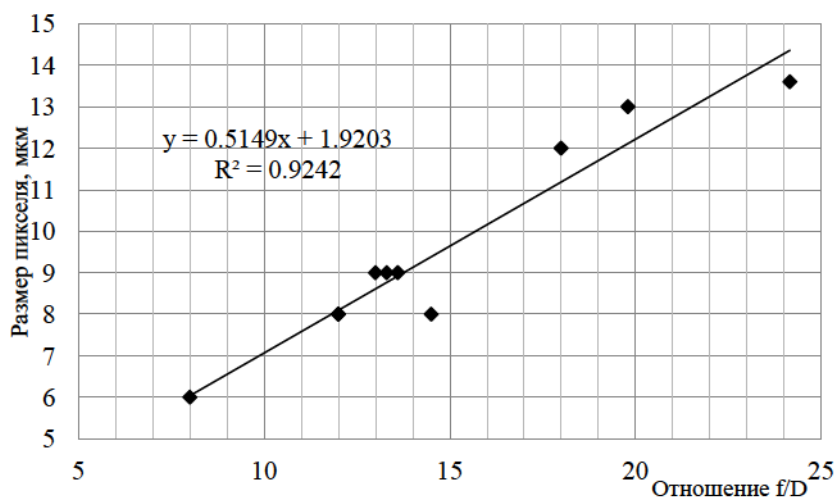


Рис. 7.9. Зависимость размера пикселя от отношения  $f_{эл}/D$

Отметим, что две точки совпали для КА ДЗЗ «Ресурс-П» и одного из нереализованных проектов КА ДЗЗ.

Таблица 7.3. Оптимальные соотношения  $f_{\text{экв}}/D$

| $\lambda_p$ ,<br>мкм | $\Delta l_{\text{эл}}$ , мкм |      |       |       |       |
|----------------------|------------------------------|------|-------|-------|-------|
|                      | 6                            | 7    | 9     | 12    | 15    |
| 0,60                 | 8,10                         | 9,45 | 12,15 | 16,20 | 20,25 |
| 0,65                 | 7,48                         | 8,72 | 11,22 | 14,95 | 18,69 |
| 0,70                 | 6,94                         | 8,10 | 10,41 | 13,89 | 17,36 |

Сравнивая результаты, видим, что равенство левой и правой частей (7.15) соблюдается с погрешностью от 1 до 18%.

Опираясь на выражение (7.15), составим табл. 7.3 оптимальных соотношений  $f_{\text{экв}}/D$  при различных размерах  $l_{\text{эл}}$  пикселя ПЗС-приёмника и значениях рабочей длины волны  $\lambda_p$  в разных спектральных диапазонах панхроматического канала.

При анализе данных таблицы возникает вопрос: по какому пути идти, что предпочтительней: ПЗС-приёмники с меньшим или большим размером элемента разложения?

Действительно, уменьшая размеры элемента фотоприёмного устройства, мы получаем более короткофокусную систему.

Уменьшая фокусное расстояние, мы уменьшаем размеры телескопа вдоль оптической оси, что, безусловно, приводит к меньшим габаритам, массам и моментам инерции. То есть, с точки зрения компактности ОС и ФПУ устройств, необходимо стремиться к минимально возможному размеру  $\Delta l_{\text{эл}}$  пикселя.

Однако уменьшение размеров элемента создает ряд проблем. Зарядовая вместимость ячейки падает пропорционально её полезной площади. Кроме того, при съёмке оптической системой с большой светосилой (с малым отношением  $f_{\text{экв}}/D$ ) увеличивается процент лучей, падающих на поверхность фотоприёмного элемента (пикселя) под большим углом, что может привести к проникновению фотонов в соседний элемент. При работе в ближнем ИК

диапазоне происходит поглощение света в глубине кремниевой подложки и диффузия зарядов на соседние ячейки ПЗС. Это электронные проблемы.

Наиболее распространённый минимальный размер элемента ПЗС в отечественных КА ДЗЗ составляет 6 мкм, что соответствует разрешению примерно 83 лин./мм. Дальнейшее уменьшение размеров элемента проблематично из-за того, что «зарядовый пакет» становится соизмеримым с так называемым уровнем собственного шума прибора ПЗС. Это тоже электронные проблемы.

Существуют и оптические проблемы. Делая системы более светосильными, мы приходим к поверхностям зеркал с большей кривизной, следовательно, их изготовление будет обходиться дороже. Но это не самое главное. Серьезной проблемой является то, что светосильные системы более чувствительны к возможным разъюстировкам (смещениям, наклонам) в результате воздействия дестабилизирующих факторов космического пространства. Они требуют значительно больших усилий для поддержания их в работоспособном состоянии и сохранения должного качества.

В табл. 7.4 приведены предельно достижимые значения ЧКХ в зависимости от  $\lambda_p$  и  $l_{эл}$  на частоте Найквиста. Эти данные позволяют оценить требуемые значения размеров пикселя.

Таблица 7.4. Предельно достижимые значения ЧКХ на частоте Найквиста

| $\lambda_p$ ,<br>мкм | $\Delta l_{эл}$ , мкм |       |        |        |
|----------------------|-----------------------|-------|--------|--------|
|                      | 6 мкм                 | 9 мкм | 12 мкм | 15 мкм |
| 0,50                 | 0,61                  | 0,62  | 0,63   | 0,63   |
| 0,70                 | 0,30                  | 0,34  | 0,38   | 0,42   |
| 0,90                 | 0,18                  | 0,21  | 0,26   | 0,31   |

В первом приближении (в курсовых проектах) размер пикселя можно выбирать в зависимости от спектральных зон наблюдения:



для диапазона от 0,45 до 0,55 мкм - 6 мкм;  
для видимого диапазона от 0,55 до 0,8 мкм - 9 мкм;  
для видимого и ближнего ИК диапазона - 12 мкм;  
для видимого, ближнего ИК и дальнего ИК - 15 мкм.

### **7.9. Методика выбора параметров оптико-электронной системы на начальных этапах проектирования<sup>4</sup>**

Для определения параметров оптики, в значительной степени определяющей облик КА ДЗЗ, на начальных этапах проектирования может быть использована простая методика, базирующаяся на статических данных по передовым оптическим системам ДЗЗ.

#### ***7.9.1. Линейное и пиксельное разрешение на местности***

Со времени начала создания средств ДЗЗ линейное разрешение на местности стало определяться через полупериод оптического разрешения, то есть

$$L_{\text{ЛРМ}} = \frac{H}{2 R f},$$

где  $R$  - разрешение информационного тракта по числу пар разрешаемых штрихов миры.

Такой подход к нормировке вполне объясним, поскольку потребителей информации интересует, в первую очередь, способность систем по разрешаемости линейных размеров объектов, а не количество пар условных штрихов.

Под разрешением на местности за рубежом, как правило, понимается проекция пикселя. Этот показатель характеризует потенциальные возможности системы ДЗЗ. При правильном сочетании

---

<sup>4</sup> Данный материал предоставлен В.М.Фёдоровым

характеристик оптики, ФПУ, обеспечивающих систем, можно при благоприятных условиях съёмки приблизиться к этому показателю.

В общем случае ЛРМ ( $L_M$ ), получаемое оптико-электронной системой ДЗЗ в реальных условиях, зависит от качества оптики (светосилы, устранения аберраций, минимизации технологических потерь), оптимальных характеристик обеспечивающих систем, влияющих на качество информации (термостабилизация, управление угловым движением КА, расчёт баллистических параметров, вибростабилизация и др.), а также от внешних условий съёмки (освещённость, альbedo и контрастность местности, состояние атмосферы и др.).

Как показывает опыт разработки систем ДЗЗ, линейное разрешение на местности задаётся заказчиком в нормированных, как правило, неблагоприятных условиях при съёмке мир: по высоте Солнца над горизонтом ( $h_{\odot}$ , град), по коэффициентам контрастности миры ( $k_t$ ), отражения шпал и фона группы мир ( $\rho_{\min}$ ), прозрачности атмосферы ( $\tau_{атм}$ ).

Заметим, что ЛРМ при зачётных условиях съёмки отличается от пиксельного разрешения на местности ( $L_{\Pi}$ ) в 1,3...1,5 (а иногда и в 2) раза. Например, пиксельное разрешение на местности КА «Ресурс-П» составляет  $L_{\Pi} = 0,71$  м, а ЛРМ в зачётных условиях ( $h_{\odot} = 30^{\circ}$ ,  $k_t = 0,3$ ,  $\rho_{\min} = 0,07$ ,  $\tau_{атм} = 0,7$ ) составляет 1 м. В благоприятных условиях ( $h_{\odot} > 40^{\circ}$ ) ЛРМ приближается к  $L_{\Pi}$ .

Отметим, что пиксельное разрешение на местности ( $L_{\Pi}$ ) применяется, видимо, для повышения привлекательности и продвижения информации ДЗЗ на Мировом рынке, поскольку критерий  $L_{\Pi}$  численно даёт лучшие показатели по сравнению с  $L_M$ .

### 7.9.2. Коэффициент совершенства оптической системы

Как упоминалось, реальные оптические системы и другие звенья сквозного тракта формирования изображения ухудшают качество снимков по сравнению с идеальными объективами. Для такого учёта выше была введена в рассмотрение нормированная пространственная частота  $k_0$ , которая представляет собой отношение рабочей пропускаемой частоты  $\nu_{\text{раб}}$  к его предельной частоте. Существуют и другие методики. Рассмотрим одну из них.

В работе [19] вводится понятие совершенства оптической системы, определяемой коэффициентом отношения пиксельного линейного разрешения в фокальной плоскости к дифракционному линейному разрешению (без учёта аберраций):

$$K = \frac{L_{\Pi}}{L_{\mathcal{D}}} . \quad (7.16)$$

Заметим, что коэффициент совершенства оптической системы не может быть определён как отношение реального (эксплуатационного) ЛРМ к дифракционному, так как реальное ЛРМ, как упоминалось, зависит не только от качества ОЭА, но и от влияния бортовых обеспечивающих систем и внешних условий.

Поскольку пиксельное линейное разрешение определяется формулой (6.12), то есть  $L_{\Pi} = (l_{\text{эл}} H) / f$ , а дифракционное линейное разрешение (по критерию предельного разрешения) формулой (7.8), то есть  $L_{\mathcal{D}} = (\lambda_p H) / (2D)$ , то получаем

$$K = \frac{2l_{\text{эл}} D}{f \lambda_p} . \quad (7.17)$$

Рассчитаем коэффициент совершенства (по критерию предельного разрешения) для оптической системы с диаметром объектива 0,5 м и фокусным расстоянием 4 м при длине волны  $0,55 \cdot 10^{-6}$  м, высота съёмки – 475 км (как у КА ДЗЗ «Ресурс-П»)

$$K = \frac{2l_{\text{эл}} D}{f \lambda_p} = \frac{2 \cdot 6 \cdot 10^{-6} \cdot 0,5}{4,0 \cdot 0,55 \cdot 10^{-6}} = 2,73.$$

В табл. 7.5 приведены некоторые характеристики оптических систем и результаты расчёта коэффициентов совершенства для КА ДЗЗ нескольких типов.

Таблица 7.5. Характеристики оптических систем и результаты расчёта коэффициентов совершенства

| КА ДЗЗ      | $D, м$ | $F, м$ | $l_{\text{эл}}, мкм$ | $K$        |
|-------------|--------|--------|----------------------|------------|
| Ресурс-П    | 0,5    | 4      | 6                    | 2,7        |
| Pleiades-1  | 0,65   | 12,9   | 13                   | 2,4        |
| Ресурс-ПМ   | 1,5    | 15,8   | 9(6)                 | 3,1 (2,07) |
| WorldView 2 | 1Д     | 13,3   | 8                    | 2,4        |
| WorldView 3 | 1Д     | 13,3   | 8 (6,7)              | 2,02       |
| WorldView 4 | 1Д     | 16,0   | 8                    | 2,0        |
| Deimos      | 0,42   | 5,7    | 9                    | 2,4        |
| Аркон       | 1,5    | 27     | 12                   | 2,4        |
| Hubble      | 2,4    | 58     | 13,6                 | 2,1        |

Из таблицы следует, что на современном этапе развития средств ДЗЗ коэффициент совершенства большинства оптических систем находится в пределах 2,1...2,4. Причем  $K=2,4$  обеспечивает получение практически гарантированного заявленного разрешения  $L_D$  в благоприятных условиях съёмки и вполне приемлемого фактического разрешения  $L_\Phi$  в реальных условиях съёмки (в надир  $h_\odot = 20...30^\circ$ ,  $\rho_{\min} = 0,07...0,8$ , метеорологическая дальность 23 км).

Отметим, что значение  $K$  зависит от расчётной длины волны и от выбранного критерия при оценке разрешения оптической системы. Выше был рассмотрен пример по предельному разрешению

КА ДЗЗ «Ресурс-П» по критерию предельного разрешения ( $K = 2,73$ ). Если длину волны принять равной  $0,55 \cdot 10^{-6}$  мм, то коэффициент совершенства составит  $K = 2,6$ .

Дифракционное разрешение изображения в фокальной плоскости соответственно по критериям Рэлея и чувствительности глаза было представлено формулами (5,8) и (5.9). В этих формулах присутствуют коэффициенты соответственно 1,22 и 1,05. Тогда коэффициенты совершенства по этим критериям уменьшатся пропорционально коэффициентам 1,22 и 1,05 и составят соответственно 2,24 и 2,6.

Коэффициент совершенства оптической системы  $K$  может быть использован для проектной оценки пиксельного разрешения на местности на начальных этапах проектирования КА ДЗЗ.

### ***7.9.3. Методика выбора параметров ОЭА***

Опираясь на приведённые статистические данные, можно на начальной стадии проектирования использовать следующую последовательность реализации этапов методики расчёта требуемых параметров ОЭА.

Практика показывает, что для правильно сбалансированных соотношений по точности бортовых систем КА и зачётных условий (как правило, не достаточно благоприятных) отношение реального (эксплуатационного) ЛРМ к пиксельному для систем ДЗЗ составляет  $1,3 \dots 1,5$ . Эти данные являются исходными.

#### **Этапы реализации методики**

1. По заданным параметрам эксплуатационного ЛРМ ( $L_э$ ) и высоты наблюдения  $H$  определяется необходимая проекция пиксельного разрешения на местности:

$$L_{\Pi} = L_э / k_э, \quad (7.18)$$

где  $k_э$  - коэффициент, учитывающий условия наблюдения.

Для относительно благоприятных условий ( $h_{\odot} > 30^{\circ}$ ,  $k_t \approx 0,3$ ,  $\rho_{\min} \approx 0,08$ ,  $\tau_{\text{атм}} = 0,7$ ) принимается  $k_{\text{э}} = 1,3$ .

Для неблагоприятных условий ( $h_{\odot} > 10^{\circ}$ ,  $k_t \approx 0,2$ ,  $\rho \approx 0,07_{\min}$ ,  $\tau_{\text{атм}} = 0,7$ ) принимается  $k_{\text{э}} = 1,5$ .

2. Определяется дифракционное разрешение исходя из коэффициента совершенства ОЭА  $K \approx 2,4$  (для  $\lambda_p = 0,55 \text{ мкм}$ ):

$$L_{\text{д}} = \frac{L_{\text{п}}}{K} = \frac{L_{\text{п}}}{2,4}. \quad (7.19)$$

3. Определяется требуемый диаметр оптической системы исходя из критерия Шеннона (предельного разрешения оптики):

$$D = \frac{\lambda H}{2 L_{\text{д}}}. \quad (7.20)$$

Заметим, что этот диаметр несколько отличается от минимального диаметра, подсчитанного для линзовой оптики (см. формулу (7.9)), и от минимального диаметра зеркальной оптики с центральным затенением (см. формулу (7.14)), так как учитывает не только совершенство оптической системы, но и статистику по условиям наблюдения.

4. Задаётся рабочая длина волны  $\lambda_p$  и определяется требуемое значение минимального размера пикселя с учётом номенклатуры имеющихся в отрасли матриц ФПУ (см. подраздел 7.8) и, в частности, табл. 7.4, где приведены предельно достижимые значения ЧКХ в зависимости от  $\lambda_p$  и  $l_{\text{эл}}$ .

5. Определяется фокусное расстояние оптической системы в зависимости от требуемого размера пикселя (с учётом номенклатуры имеющихся в отрасли матриц ФПУ) по формуле

$$f_{\text{экс}} = D(0,8086 \pm 0,08) \frac{l_{\text{эл}}}{\lambda_p}.$$



Выбор конкретных значений минимального размера пикселя и фокусного расстояния оптической системы можно в первом приближении проводить по статистике, исходя из габаритно-массовых ограничений. Например, в табл. 7.6 приведены данные по соотношениям размеров пикселя и фокусного расстояния для различных съёмочных систем с пиксельным разрешением на местности  $L_{\Pi} = 0,4$  м с высоты полёта 700 км.

Таблица 7.6. Варианты построения ОЭА (  $L_{\Pi} = 0,4$  м ,  $H = 700$  км )

| Параметр               | Вариант 1 | Вариант 2 | Вариант 3 |
|------------------------|-----------|-----------|-----------|
| Размер пикселя, мкм    | 6         | 9         | 12        |
| Фокусное расстояние, м | 10,5      | 15,8      | 21        |

6. Проводится поверочный расчёт линейного разрешения на местности с применением частотно-контрастных характеристик (см. раздел 6).

7. Размеры рабочей фотозоны определяются исходя из требования по полосе захвата с учётом возможности конкретной оптической схемы по угловому полю зрения.

Расчёт по данной методике является приближённым и требует уточнения на последующих этапах разработки ОЭА.

## **8. МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ТЕЛЕСКОПОВ**

Если в КА ДЗЗ предполагается использовать новую разработку ОЭТК, то дальнейшая задача состоит в расчёте габаритно-массовых параметров ОЭТК, которые необходимо будет заложить в техническом задании на разработку оптико-электронной телескопической системы для организации, специализирующейся по этому направлению деятельности.

Выбор оптической схемы является одним из важных и достаточно сложных этапов создания космических телескопов.

На этом этапе необходимо найти компромисс между желанием получить высокое разрешение и большое угловое поле зрения для обеспечения высокой производительности, требующим больших диаметров и фокусных расстояний, и желанием выполнить оптические схемы с относительно небольшими массогабаритными и эксплуатационными характеристиками.

Поэтому при выборе оптической схемы необходимо опираться на дополнительные критерии.

### **8.1. Габаритно-массовый расчёт оптических систем**

#### ***8.1.1. Расчётная схема оптической системы***

Как упоминалось, наибольшее применение в космическом телескопостроении имеет схема Ричи-Кретьена с линзовым полевым корректором (рис. 7.1). Однако рассмотрение основных понятий удобней делать на базе чисто двухзеркальной схемы Ричи-Кретьена, но без линзового корректора (рис. 8.1) [6, 29].

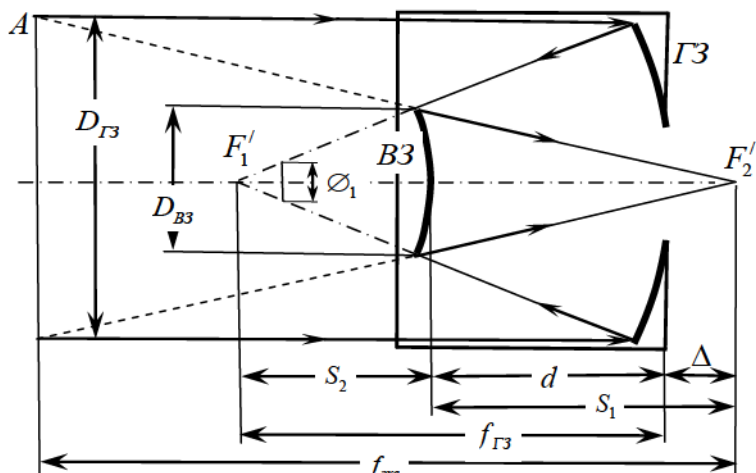


Рис. 8.1. Двухзеркальная схема телескопа

Параллельный пучок излучения, падающий на главное зеркало (ГЗ), отражается от него и направляется в фокус  $F'_1$  главного зеркала. Вторичное зеркало (ВЗ) перепроецирует точку  $F'_1$  в точку  $F'_2$ , которая является фокусом всего двухзеркального объектива. То есть ГЗ строит изображение в своём фокусе  $F'_1$ , а ВЗ переносит его во вторичный фокус  $F'_2$ .

Общее фокусное расстояние системы находится по следующим правилам: мы продолжаем крайний луч, отраженный от ВЗ, в обратную сторону до его пересечения в точке  $A$  с падающим на ГЗ лучом. Расстояние от точки  $A$  до точки  $F'_2$  и является общим фокусным расстоянием и называется эквивалентным фокусным расстоянием объектива телескопа ( $f_{экв}$ ).

Если ограничиться не очень светосильными системами, в которых стрелками кривизны зеркал можно пренебречь (рис. 8.2), то из рис. 8.1 можно получить некоторые расчётные зависимости.

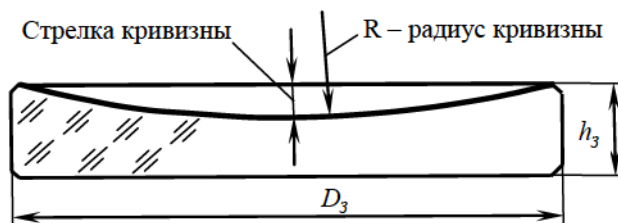


Рис. 8.2. Радиус и стрелка кривизны зеркала телескопа

### 8.1.2. Соотношения геометрических параметров

Как упоминалось, мера центрального экранирования есть отношение диаметра вторичного зеркала  $D_{ВЗ}$  к диаметру главного зеркала  $D_{ГЗ}$  (см. формулу (7.10)):

$$q = D_{ВЗ} / D_{ГЗ} = S_2 / f_{ГЗ} ,$$

где  $S_2$  - расстояние от вершины ВЗ до фокуса  $F_1'$  ГЗ;

$f_{ГЗ}$  - фокусное расстояние главного зеркала.

При  $q > 0,33$  ухудшается качество изображения, что связано с увеличением площади центрального экранирования. С другой стороны, чрезмерно малые значения  $q$  приводят к уменьшению длины корпуса ОЭТК (и это хорошо), но при этом, как упоминалось, возникают технологические трудности изготовления и юстировок оптической системы. На практике применяются значения, близкие к  $q = 0,25$ .

Введём параметр, показывающий, во сколько раз относительное отверстие всего телескопа меньше относительного отверстия ГЗ:

$$\beta = \frac{D_{ГЗ} / f_{экс}}{D_{ГЗ} / f_{ГЗ}} = \left| \frac{f_{ГЗ}}{f_{экс}} \right|. \quad (8.1)$$

Этот параметр также показывает изменение сходимости пучка после вторичного зеркала:

$$\beta = \left| \frac{f_{ГЗ}}{f_{экс}} \right| = -\frac{S_2}{S_1}. \quad (8.2)$$

Обратная этому параметру величина

$$M = 1/\beta = -S_1/S_2 \quad (8.3)$$

есть мера увеличения изображения (масштаб). Она называется увеличением на вторичном зеркале.

Фокусное расстояние ГЗ равно сумме параметров  $d$  и  $S_2$ :

$$f_{ГЗ} = d + S_2. \quad (8.4)$$

Параметр  $S_2$  можно найти из подобия треугольников:

$$\frac{S_2 + d}{S_2} = \frac{D_{ГЗ}}{D_{БЗ}}.$$

Проводим преобразования в следующей последовательности:

$$S_2 D_{БЗ} + D_{БЗ} d = D_{ГЗ} S_2;$$

$$S_2 (D_{ГЗ} - D_{БЗ}) = D_{БЗ} d;$$

$$S_2 = \frac{D_{БЗ} d}{(D_{ГЗ} - D_{БЗ})} = \frac{d}{(D_{ГЗ}/D_{БЗ} - 1)} = \frac{d}{(1/q - 1)} = \frac{q d}{(1 - q)}. \quad (8.5)$$

Параметр  $d$  можно найти также из подобия треугольников:

$$\frac{\Delta + d}{D_{БЗ}} = \frac{f_{экв}}{D_{ГЗ}}.$$

Проводим преобразования в следующей последовательности:

$$D_{ГЗ} \Delta + D_{ГЗ} d = D_{БЗ} f_{экв};$$

$$D_{ГЗ} d = D_{БЗ} f_{экв} - D_{ГЗ} \Delta;$$

$$d = \frac{D_{БЗ}}{D_{ГЗ}} f_{экв} - \Delta = q \cdot f_{экв} - \Delta. \quad (8.6)$$

Найдём фокусное расстояние главного зеркала  $f_{ГЗ}$ .

Подставляя (8.22) в (8.21) и далее в (8.20), получаем

$$f_{ГЗ} = q \cdot f_{экв} - \Delta + \frac{q (q \cdot f_{экв} - \Delta)}{(1 - q)}.$$

Проводим следующие преобразования:

$$f_{ГЗ} = \frac{(1-q)(q \cdot f_{экс} - \Delta) + q(q \cdot f_{экс} - \Delta)}{(1-q)};$$

$$f_{ГЗ} = \frac{q \cdot f_{экс} - \Delta - q^2 \cdot f_{экс} + q\Delta + q^2 \cdot f_{экс} - q\Delta}{(1-q)}.$$

Получаем формулу для расчёта фокусного расстояния ГЗ

$$f_{ГЗ} = \frac{q \cdot f_{экс} - \Delta}{(1-q)}. \quad (8.7)$$

Поскольку изменение кривизны зеркала на угловую единицу приводит к изменению направления светового луча на две угловых единицы (местный угол падения равен углу отражения), то радиус кривизны ГЗ (вблизи оптической оси) будет в два раза больше фокусного расстояния:

$$r_{ГЗ} = 2f_{ГЗ}. \quad (8.8)$$

В работе [5] приведена следующая формула для расчёта фокусного расстояния вторичного зеркала:

$$f_{ВЗ} = \frac{q f_{экс} (\Delta - q f_{экс})}{\Delta + f_{экс} (1 - 2q)}. \quad (8.9)$$

В работе [69] приведена другая формула для расчёта  $f_{ВЗ}$ :

$$f_{ВЗ} = \frac{S_2 (d + \Delta)}{(d + \Delta) - S_2}. \quad (8.10)$$

Радиус кривизны второго зеркала, как и для главного зеркала, будет в два раза больше его фокусного расстояния:

$$r_{ВЗ} = 2f_{ВЗ}. \quad (8.11)$$

Имеют место и другие полезные для расчётов соотношения:

- общая длина оптической системы (расстояние от вершины вторичного зеркала до фокальной плоскости)

$$L = d + \Delta = q f_{экс}; \quad (8.12)$$

- диаметр поля зрения в фокусе главного зеркала (см. рис. 8.6)



$$\varnothing_1 = f_{ГЗ} \operatorname{tg}(2\omega), \quad (8.13)$$

где  $\omega$  - угол полураствора конуса видимости;

- диаметр поля зрения в фокальной плоскости

$$\varnothing_{\Phi} = m \varnothing_1. \quad (8.14)$$

### 8.1.3. Примеры расчёта габаритов оптической системы

Рассмотрим примеры габаритного расчёта некоторых параметров оптической системы.

**Пример 1.** Рассчитать габаритные характеристики телескопа с параметрами:  $f_{\text{экв}} = 19,5 \text{ м}$ ,  $D_{ГЗ} = 1,50 \text{ м}$ ,  $q = 0,333$ ,  $\Delta = 0,70 \text{ м}$ .

*Решение:*

По формулам (8.5) - (8.8) получаем

$$d = q f_{\text{экв}} - \Delta = 19,5 \cdot 0,333 - 0,80 = 5,70 \text{ м};$$

$$S_2 = \frac{0,333 \cdot 5,70}{(1 - 0,333)} = 2,84 \text{ м};$$

$$f_{ГЗ} = d + S_2 = 5,7 + 2,84 = 8,54 \text{ м}.$$

По формуле (8.7) получаем практически то же значение:

$$f_{ГЗ} = \frac{\Delta - f_{\text{экв}} \cdot q}{1 - q} = \frac{0,8 - 19,5 \cdot 0,333}{1 - 0,333} = 8,55 \text{ м}.$$

$$r_{ГЗ} = 2 f_{ГЗ} = 2 \cdot 8,55 \approx 17,10 \text{ м}.$$

По формулам (8.9), (8.10) и (8.11) рассчитаем  $f_{БЗ}$  и  $r_{БЗ}$ :

$$f_{БЗ} = \frac{0,333 \cdot 19,5 (0,8 - 0,333 \cdot 19,5)}{0,8 + 19,5 (1 - 2 \cdot 0,333)} = \frac{37,05}{7,30} = 5,08 \text{ м};$$

$$f_{БЗ} = \frac{S_2 (d + \Delta)}{(d + \Delta) - S_2} = \frac{2,84 \cdot (5,70 + 0,70)}{(5,70 + 0,70) - 2,84} = 5,10 \text{ м};$$

$$r_{БЗ} = 2 f_{БЗ} = 2 \cdot 5,08 \text{ м} = 10,14 \text{ м}.$$

Рассчитаем по формулам (8.1) и (8.3) параметры сходимости

пучка после вторичного зеркала  $\beta$  и меру увеличения изображения (масштаб) на вторичном зеркале  $M$  :

$$|\beta| = \left| \frac{f_{ГЗ}}{f_{экв}} \right| = \left| \frac{8,55}{19,5} \right| = 0,436 ;$$

$$M = 1/\beta = 1/0,436 = 2,29 .$$

Общая длина телескопической оптической системы рассчитаем по формуле (8.12):

$$L = d + \Delta = q f_{экв} = 5,70 + 0,70 = 6,40 \text{ м} .$$

Принимаем угловое поле зрения  $2\omega \approx 1,5^\circ$  и рассчитываем диаметр поля зрения в фокусе главного зеркала по формуле (8.13):

$$\varnothing_1 = f_{ГЗ} \operatorname{tg}(2\omega) d_1 \approx f_{ГЗ} \cdot 2\omega \approx 8,55 \cdot \frac{1,5^\circ \cdot \pi}{180} = 0,224 \text{ м} /$$

Диаметр поля зрения в фокальной плоскости рассчитаем по формуле (8.14):

$$\varnothing_\Phi = M \cdot \varnothing_1 = 2,29 \cdot 0,224 = 0,512 \text{ м} .$$

Для автоматизации расчётов можно использовать программное обеспечение (ПО). На рис. 8.3 показано окно ПО «Newtonian Type Telescope» (из Интернета), в котором представлены расчётные габаритные характеристики оптической системы по схеме Кассегрена с теми же исходными данными, что и в примере 1.

Сравнивая эти результаты с результатами расчёта по формулам, можно прийти к заключению, что они близки.

Отметим, что приведённые выше зависимости для схемы Ричи-Кретьена можно использовать и для приближённых расчётов основных габаритов оптической системы по схеме Корша, если все геометрические расстояния прохождения светового луча в других зеркалах (кроме ГЗ и ВЗ) суммировать и приравнять к «выносу»  $\Delta$  .

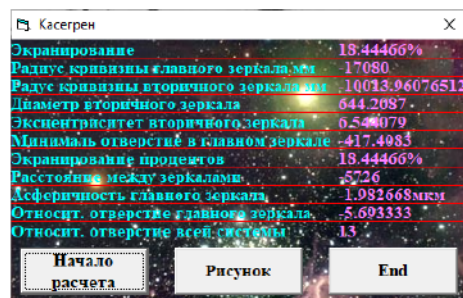


Рис. 8.3. Окно программного обеспечения с результатами расчёта

**Пример 2.** Рассчитать габаритные характеристики телескопа с параметрами, как у КА «Pleiades»:  $f_{\text{экв}} = 12,9 \text{ м}$ ,  $D_{\text{ГЗ}} = 0,65 \text{ м}$ ,  $q = 0,27$ . Суммарный «вынос» принят равным  $\Delta = 2,16 \text{ м}$ . Оптическая схема представлена на рис. 8.4, где введены обозначения: 1 - корпус ОЭТК, 2 - плоское зеркало с центральным отверстием, 3 - зеркало для коррекции полевых aberrаций, 4 - фокальная плоскость.

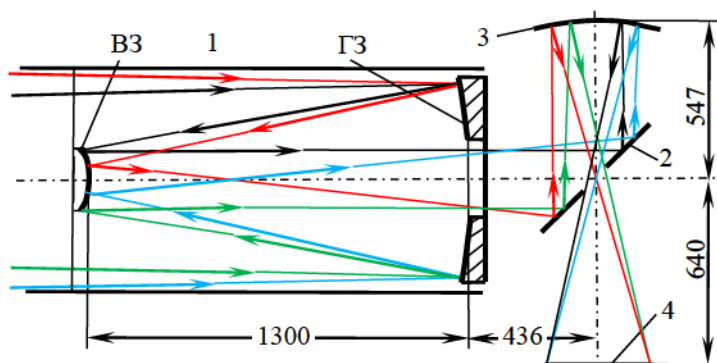


Рис. 8.4. Геометрические размеры оптической системы [75]

*Решение:*

$$d = q f_{\text{экв}} - \Delta = 12,9 \cdot 0,27 - 2,17 = 1,313 \text{ м};$$

$$S_2 = \frac{0,27 \cdot 1,313}{(1 - 0,27)} = 0,486 \text{ м};$$

$$f_{ГЗ} = d + S_2 = 1,313 + 0,486 = 1,799 \text{ м};$$

$$r_{ГЗ} = 2f_{ГЗ} = 2 \cdot 1,799 \approx 3,60 \text{ м};$$

$$f_{ВЗ} = \frac{0,27 \cdot 12,9 (2,17 - 0,27 \cdot 12,9)}{2,17 + 12,9 (1 - 2 \cdot 0,27)} = 0,564 \text{ м};$$

$$r_{ВЗ} = 2f_{ВЗ} = 2 \cdot 0,564 = 1,128 \text{ м}.$$

Обычно разработчик КТ на основании требований ТЗ определяет эквивалентное фокусное расстояние объектива, исходя из размера пикселя (*pixel*) применяемого фотоприёмного устройства, на основании формулы (1.3):

$$\gamma = \Delta l_{эл} / f_{экв}.$$

Параметры  $q$  и  $\beta$  разработчик может варьировать в известных пределах, оптимизируя конструктивную схему оптико-электронного комплекса. Коэффициент центрального экранирования  $q$  является не только мерой центрального экранирования, но и жестко определяет длину оптической системы (см. рис. 8.5). Параметр  $q$  стремятся минимизировать с точки зрения уменьшения общей длины оптической системы, что важно для снижения массогабаритных характеристик.

Варьируя параметр  $\beta$ , можно оптимизировать расстояние между ВЗ и ГЗ ( $d$ ) и между ГЗ и фокальной плоскостью ( $\Delta$ ).

На рис. 8.5 представлена схема построения светозащитных бленд телескопа, выполненного по схеме Кассегрена, где введены следующие обозначения: 1 – изображение; 2 – бленда ГЗ; 3 – кольцевая бленда; 4 – корпус телескопа; 5 – бленда ВЗ; 6 – «паразитный луч»; ФП – фокальная плоскость.

Бленды должны быть коническими с углом конусности, соответствующим углам сходящихся лучей, проходящих от ГЗ ко второму зеркалу. Диаметр бленды ГЗ у основания принимается равным диаметру центрального отверстия в ГЗ.

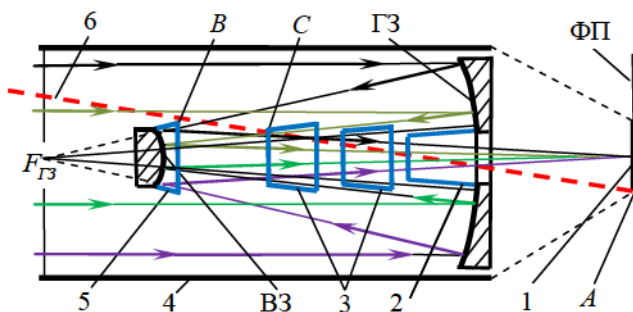


Рис. 8.5. Схема построения светозащитных бленд

Длина кольцевых бленд выбирается такой, чтобы меньший диаметр торца бленды не затенял лучи, проходящие от ВЗ к ФП.

Общая длина бленды ГЗ и кольцевых бленд выбирается из условия экранирования паразитных лучей (5). Для этого необходимо, чтобы точка  $C$  торца кольцевой бленды лежала на прямой, соединяющей точки  $A$  (граница изображения в ФП) и  $B$  (граница бленды ВЗ).

#### **8.1.4. Модели для предварительной оценки массы космических телескопов**

Масса оптико-электронной аппаратуры (ОЭА) определяется по статистическим зависимостям, которые строятся на основе сбора и обработки данных по множеству реализованных ОЭТК. При этом уравнение регрессии является нелинейным в зависимости от линейного разрешения на местности при прочих равных условиях.

Так, в работе [13] принята модель, в которой масса ОЭА пропорциональна квадрату диаметра ГЗ, а в работе [14] – кубу диаметра ГЗ, причём в этих исследованиях анализировались различные типоразмеры аппаратуры наблюдения.

Статистические коэффициенты получились разными, так как не учитывались такие особенности аппаратуры, как конструкцион-

ные материалы корпуса, различная конфигурация облегчающих вырезов на тыльной стороне главного зеркала, количество спектральных диапазонов, уровни квантования, время создания и уровень совершенства элементной базы фотоприёмных устройств и др.

Масса ОЭТК, имеющая в первом приближении форму цилиндра, в основном распределена вблизи поверхности корпуса и торцов ОЭТК. Площадь поверхности цилиндра, как известно, пропорциональна квадрату линейных размеров (диаметра и длины).

Таким образом, следует ожидать квадратичную зависимость массы ОЭТК от показателя разрешающей способности на местности (или степенную зависимость массы ОЭТК от линейного разрешения на местности с показателем степени, близким к 0,5).

Учитывая, что внутри ОЭТК тоже имеются некоторые элементы (бленды и др.), зависимость массы ОЭТК от разрешающей способности на местности может иметь показатель между значениями степени 0,5 и 0,33.

Проверить обоснованность данных рассуждений можно на основе анализа характеристик реализованных ОЭТК. На рис. 8.6 сплошной линией представлен график зависимости массы ОЭТК (математического ожидания) от значений ЛРМ.

Этот график построен по результатам обработки статистических данных по ОЭТК с фокусными расстояниями от 6 до 27 м и диаметрами главного зеркала от 0,5 до 3 м. Результаты по ЛРМ приведены к орбите высотой 730 км.

Пунктирной линией показан график кривой аппроксимации. На поле рисунка приведены уравнение регрессии массы телескопа ( $y$ ) от показателя ЛРМ ( $x$ ) и коэффициент ковариации ( $R$ ). Видно, что показатель степени равен 0,49, что близко к ожидаемому показателю (0,5). Также видно, что сплошная кривая имеет степень меньшую, чем пунктирная кривая, что указывает на правильность наших рассуждений (показатель между степенями 0,5 и 0,33).

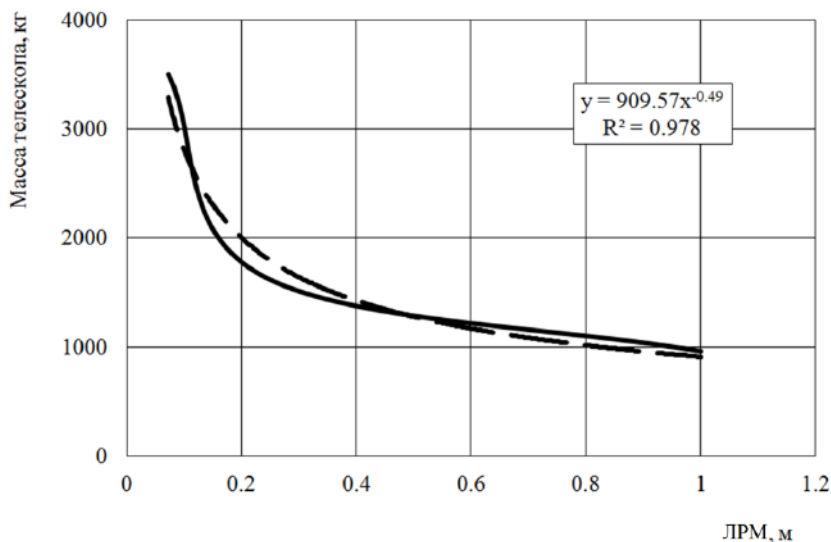


Рис. 8.6. Графики зависимости массы телескопического комплекса от детальности наблюдения

Заметим, что в работе [61] принимается допущение о пропорциональности массы ОЭТК кубу диаметра объектива. То есть, по сути, показатель степенной зависимости массы ОЭТК от детальности принимается равным 0,33.

Примем допущение, что масса ОЭТК пропорциональна внешней его площади, то есть

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{\text{уд}} S_{\text{ОЭТК}}, \quad (8.15)$$

где  $k_{\text{уд}}$  - удельная масса единицы площади поверхности ОЭТК.

Площадь поверхности ОЭТК, имеющего форму цилиндра (с учётом двух торцевых поверхностей в форме круга), составит:

$$\begin{aligned} S_{\text{ОЭТК}} &= 2 \frac{\pi D_{\text{ОЭТК}}^2}{4} + \pi D_{\text{ОЭТК}} L_{\text{ОЭТК}} = \\ &= \pi D_{\text{ОЭТК}} \left( \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} + L_{\text{ОЭТК}} \right). \end{aligned} \quad (8.16)$$



Отметим, что диаметр ОЭТК несколько превышает диаметр главного зеркала и рассчитывается по формуле

$$D_{\text{ОЭТК}} = k_D D_{\text{ГЗ}}, \quad (8.17)$$

где  $k_D$  - коэффициент превышения диаметра корпуса ОЭТК над диаметром ГЗ. Этот коэффициент составляет 1,10...1,20.

Подставляя (8.17) в (8.16) и далее в (8.15), имеем

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{y\vartheta} \pi k_D D_{\text{ГЗ}} \left( \frac{k_D D_{\text{ГЗ}}}{2} + L_{\text{ОЭТК}} \right). \quad (8.18)$$

Учитывая, что диаметр главного зеркала, как было показано выше, можно рассчитать по формуле (7.14):

$$D_{\text{ГЗ}} = \frac{\lambda H}{2 k_0 L_M},$$

получаем

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{y\vartheta} \pi k_D \frac{\lambda H}{2 k_0 L_M} \left( k_D \frac{\lambda H}{4 k_0 L_M} + L_{\text{ОЭТК}} \right). \quad (8.19)$$

Длина корпуса ОЭТК рассчитывается по формуле

$$L_{\text{ОЭТК}} = k_f f_{\text{экв}}, \quad (8.20)$$

где  $k_f$  - коэффициент уменьшения длины корпуса по сравнению с фокусным расстоянием  $f_{\text{экв}}$  за счёт установки вторичного зеркала и линзового корректора. Этот коэффициент зависит от выбранной оптической схемы (см. табл. 7.1). Например, для схемы Ричи-Кретьена с линзовым корректором он составляет  $k_f = 0,20...0,25$ .

На основе соотношения (7.15)

$$\frac{f_{\text{экв}}}{D_{\text{ГЗ}}} = (0,8086 \pm 0,08) \frac{l_{\text{эл}}}{\lambda_p}$$

по прототипам выбираются размер фотоприёмного элемента (пикселя)  $l_{\text{эл}}$  и потребное фокусное расстояние  $f_{\text{экв}}$ .

Фокусное расстояние связано с размером пикселя, высотой полёта КА  $H$  и проекцией пикселя  $L_M$  соотношением

$$f_{\text{эв}} = \frac{l_{\text{эл}}}{L_M} H, \quad (8.21)$$

которое нетрудно получить из подобия треугольников (рис. 7.1).

Подставляя (8.21) в (8.20) и далее в (8.19), получаем

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_{\text{yo}} \pi k_D \frac{\lambda_p H}{2 k_0 L_M} \left( k_D \frac{\lambda_p H}{4 k_0 L_M} + k_f \frac{l_{\text{эл}}}{L_M} H \right),$$

или

$$m_{\text{ОЭТК}} = k_m \pi \frac{\lambda_p H^2}{2 k_0 L_M^2} \left( k_D \frac{\lambda_p}{4 k_0} + k_f l_{\text{эл}} \right), \quad (8.22)$$

где  $k_m = k_{\text{yo}} k_D$ .

Из этого соотношения следует, что масса ОЭТК пропорциональна квадрату высоты полёта КА и обратно пропорциональна квадрату линейного разрешения на местности (при фиксированных значениях размера элементарного фотоприёмника – пикселя).

### **8.1.5. Верификация разработанных моделей ОЭТК**

Проверка адекватности модели осуществлялась путём сопоставления расчётных значений массы оптической части ОЭТК, полученных по формуле (6.43), и данных по массе оптической части конкретных экземпляров ОЭТК.

Исходные данные и результаты расчёта массы  $m_{\text{ОА}}$  приведены в табл. 8.1. Там же приведены реальные известные массы оптической части ОЭТК  $m_{\text{ОА}}^P$ .

В первом столбце таблицы приведены названия ОЭТК или КА ДЗЗ. Анализ результатов показывает, что расчётные массы в целом соответствуют реальным массам оптической части ОЭТК с погрешностью, приемлемой для предварительных расчётов, что позволяет сделать заключение об адекватности модели (8.22).

Таблица 8.1. Результаты расчёта массы ОЭА

| Показатель              | «Аркон» | «Аврора» | «Аврора-М» [4] | «Pleiades» | ОЭТК-ВР | World-View-4 |
|-------------------------|---------|----------|----------------|------------|---------|--------------|
| $k_{y0}, \text{кг/м}^2$ | 33      | 33       | 33             | 33         | 33      | 33           |
| $\lambda_p, \text{мкм}$ | 0,5     | 0,64     | 0,69           | 0,5        | 0,62    | 0,62         |
| $H, \text{км}$          | 730     | 490      | 510            | 700        | 700     | 612          |
| $k_0$                   | 0,30    | 0,27     | 0,27           | 0,33       | 0,45    | 0,45         |
| $L_M, \text{м}$         | 0,30    | 1,46     | 0,73           | 0,80       | 0,34    | 0,34         |
| $k_D$                   | 1,2     | 1,38     | 1,2            | 1,1        | 1,1     | 1,1          |
| $k_f$                   | 0,25    | 0,50     | 0,50           | 0,20       | 0,20    | 0,20         |
| $l_{31}, \text{мкм}$    | 9       | 6        | 6              | 18         | 8       | 8            |
| $m_{OA}, \text{кг}$     | 1687    | 72,9     | 292            | 199        | 503     | 503          |
| $m_{OA}^P, \text{кг}$   | 1568    | 72       |                | 195        | -       | 500          |

Отметим, что вопросы энергетического расчёта и оценки массы ФПУ не рассматривались. На начальных этапах проектирования эту массу можно принять по КА-аналогам или как долю от массы оптического блока, например, в ОЭТК «Аврора» масса ФПУ - 33 кг, что составляет 45% от массы оптического блока.

Проверка адекватности моделей осуществлялась на основе сопоставления расчётных значений массы ОЭТК, полученных по формуле (6.43), и данных конкретных ОЭТК.

Анализ представленных протоколов показывает, что расчётные массы в целом соответствуют реальным массам ОЭТК с погрешностью, приемлемой для предварительных расчётов, что позволяет сделать заключение об адекватности модели (4.16).

#### **8.1.6. Определение максимального значения приведенного собственного момента инерции оптической системы**

Отметим, что здесь и далее рассчитывается только значение максимального приведенного собственного момента инерции, поскольку этот момент инерции является определяющим для оценки

в дальнейшем управляющего момента силового гироскопического комплекса КА.

Приведенным моментом инерции здесь и далее будем называть момент инерции цилиндра относительно поперечной оси, проходящей через геометрический центр этого цилиндра. При этом масса этого цилиндра равна массе анализируемого элемента, а диаметр и длина цилиндра принимаются равными соответственно среднему диаметру и средней длине КА. То есть считается, что масса ОЭТК как бы "размазана" по поверхности цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам КА.

Расчёт производится по следующей зависимости [20]:

$$J = \frac{m_{\text{ОЭТК}}}{12 \left( \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} + L_{\text{ОЭТК}} \right)} \times \left[ 3 \left( \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} \right)^2 \left( \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} + 2 L_{\text{ОЭТК}} \right) + L_{\text{ОЭТК}}^2 \left( 3 \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} + L_{\text{ОЭТК}} \right) \right]. \quad (8.23)$$

Если для полученных из расчёта параметров ОЭТК имеются близкие по характеристикам существующие, то целесообразно использовать готовые телескопические комплексы.

## **8.2. Конструктивные схемы крупногабаритных телескопов космического базирования**

При конструировании крупногабаритных телескопов особое внимание уделяется мероприятиям по снижению влияния температуры на отклонение оптических элементов от номинального положения. К таким мероприятиям можно отнести выбор рациональных силовой и кинематической схем установки оптических элементов, выбор конструкционного материала и стабилизации температуры.

Следует также учитывать, что формы поверхности крупногабаритных оптических элементов в невесомости и на земле несколько отличаются, так как при изготовлении действуют нагрузки собственного веса, а при эксплуатации в невесомости - нет (например, оптико-электронный комплекс с диаметром главного зеркала 1500 мм имеет массу ориентировочно 1600 кг).

Для парирования дестабилизирующих факторов используется подстройка оптической системы (юстировка) незадолго до проведения съёмки.

На рис. 8.7 представлена конструктивная схема одного из крупногабаритных телескопов [6].

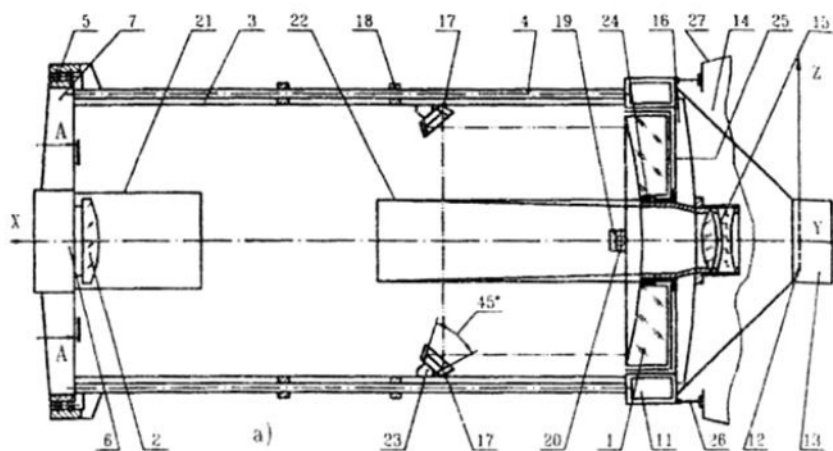


Рис. 8.7. Конструктивная схема оптического телескопа [6]

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 - главное зеркало (ГЗ); 2 - вторичное зеркало (ВЗ); 3 - несущая конструкция телескопа; 4 - стержень с низким коэффициентом температурного расширения (инваровый - 4 шт.); 5 - узел установки ВЗ (шарики); 6 - корпус узла ВЗ; 7 - растяжки корпуса ВЗ (4 шт.); 8, 9 и 10 - места установки приводов перемещения ВЗ вдоль оси X, оси Z и оси Y соответственно; 11- силовой шпангоут телескопа; 12- фокальная

плоскость объектива телескопа; 13 - рама фокального узла с оптико-электронными преобразователями; 14 - корпус телескопа; 15 - линзовый полевой корректор; 16 - оправа узлов крепления специальных проставок ГЗ; 17-пентагональный отражатель; 18 - кронштейн крепления стержней из инвара; 19 - узел крепления ГЗ вдоль оси X; 20 - элемент узла крепления ГЗ (шарик); 21 - бленда ВЗ; 22 - бленда ГЗ; 23 - кронштейн установки отражателя; 24 - центральный стакан установки ГЗ; 25 - термостабилизатор; 26 - проставка (8 шт.); 27 - шпангоут КА для установки телескопа.

Силовыми конструкциями телескопа являются силовой шпангоут 11, несущая конструкция телескопа 3 и конус с установленной на нем рамой фокального узла 13. Все они выполнены из титана (сваркой) или из углепластика, которые обладают низким коэффициентом температурного расширения.

Силовой шпангоут космического аппарата 27, как правило, выполняется из алюминиевых сплавов, которые имеют существенно большие коэффициенты линейного расширения, чем коэффициенты у титановых сплавов. Поэтому установка силового шпангоута телескопа 11 производится через специальные проставки 26, которые выполняются в виде пластин и воспринимают значительную нагрузку. С помощью проставок осуществляется температурная развязка между титановым и алюминиевым шпангоутами.

Главное зеркало, окруженное термостабилизатором 25, выполненным из алюминиевого сплава, крепится к оправе 16 инваровыми кронштейнами 19 через шарики 20 (в трех точках). Эти кронштейны удерживают ГЗ в продольном направлении (вдоль оси X). От поперечных смещений ГЗ удерживается специальным центральным стаканом 24, выполненным из инвара - материала, имеющего чрезвычайно малый коэффициент линейного расширения ( $1 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ ). К центральному стакану 24 крепится и линзовый полевой корректор 15.



К несущей конструкции телескопа 3 через специальные каретки (показаны только шарики 5) крепится четырьмя растяжками 7 корпус 6 узла вторичного зеркала (ВЗ) 2. Корпус 6, внутри которого находятся привода, управляющие положением ВЗ, и растяжки 7, представляющие собой тонкие пластины, выполнены из титана. Узел ВЗ связан с силовым шпангоутом 11 с помощью инваровых стержней 4, благодаря которым сохраняется необходимое расстояние между ВЗ и ГЗ при изменении температуры.

Изменение линейных размеров несущей конструкции телескопа 3 при изменении температуры не влияет на изменение расстояния от ГЗ до ВЗ благодаря узлу 5 (несущая конструкция телескопа прокатывается по шарикам 5).

Кронштейны 18 являются дополнительными опорами к несущей конструкции телескопа и предназначены для обеспечения устойчивости инваровых стержней 4.

К несущей конструкции телескопа 3 крепятся и кронштейны 23, на которых установлены пентагональные отражатели 17 системы автоматической фокусировки.

Для уменьшения количества рассеянного света и предотвращения паразитных засветок на корпусе 6 вторичного зеркала и центральном стекле 24 установлены, соответственно, бленды 21 и 22.

На качество изображения в основном влияют два фактора:

- температурные деформации элементов конструкции, приводящие к изменению положения узлов оптической системы относительно друг друга;

- температурные деформации оптических деталей объектива, приводящие к искажению отражающих и преломляющих поверхностей и, следовательно, к увеличению аберраций оптической системы.

Первый фактор в значительной степени компенсируется системой автоматической юстировки и системой автоматической фо-



кусировки в процессе эксплуатации за счёт перемещения вторичного зеркала [6]. Второй фактор компенсируется системой обеспечения теплового режима.

### 8.3. Особенности конструкции зеркал больших диаметров

Для облегчения зеркал больших диаметров используют специальные конструкционные материалы и конструктивные схемы. На рис. 8.8 показаны варианты конструкции облегчённых зеркал диаметром 1230 мм с отверстием диаметром 400 мм.

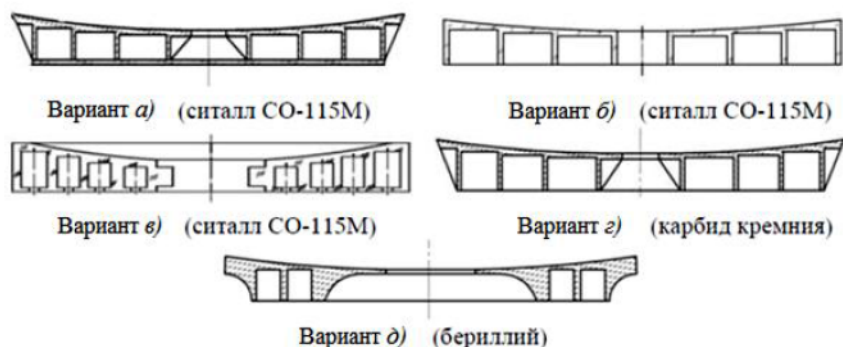


Рис. 8.8. Варианты конструкции облегчённых зеркал [93]

На рис. 8.9 в качестве примере представлена конструкция (тыльная сторона) главного зеркала одной из отечественных разработок ОЭТК диаметром 1 м и массой 48 кг.

Зеркала могут изготавливаться из стекла, ситалла, церодура и др. Точность изготовления: среднеквадратичное отклонение волнового фронта (по всей площади апертуры) от сферы сравнения – не более 0,01 от длины волны. Коэффициент облегчения: до 60%.

На рис. 8.10 представлена платформа для крепления ГЗ, масса платформы - 16,8 кг [55].



Рис. 8.9. Конструкция главного зеркала [68]



Рис. 8.10. Конструкция платформы главного зеркала [69]

В табл. 8.2 приведены некоторые характеристики зеркал. Видно, как конструктивные решения влияют на массу зеркал.

Таблица 8.2. Некоторые характеристики облегчённых зеркал

| Характеристика                  | Вариант конструкции и схема облегчения |     |      |      |      |
|---------------------------------|----------------------------------------|-----|------|------|------|
|                                 | а)                                     | б)  | в)   | г)   | д)   |
| Высота, мм                      | 150                                    | 165 | 165  | 180  | 150  |
| Толщина рабочей поверхности, мм | 15                                     | 15  | 15   | S    | 15   |
| Толщина тыльной пластины, мм    | 10                                     |     |      |      |      |
| Толщина рёбер, мм               |                                        |     |      |      |      |
| - радиальных                    | 7                                      | 7   | 7    | 2    | 7    |
| - кольцевых                     | 10                                     | 10  | 10   | 4    | S    |
| Масса зеркала, кг               | 110                                    | 156 | 142  | 80   | 70   |
| Коэффициент облегчения          | 0,69                                   | 0,6 | 0,64 | 0,85 | 0,74 |

На рис. 8.11 представлена схема сравнения главных зеркал космического телескопа Hubble (слева) и перспективного космического телескопа JWST (James Webb Space Telescope) [107].

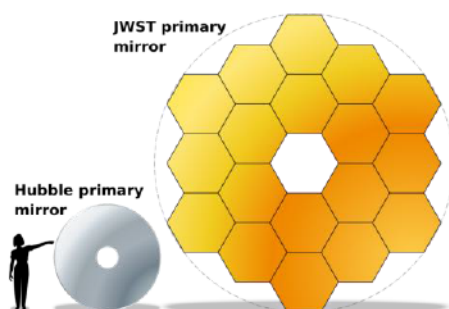


Рис. 8.11. Схемы ГЗ телескопов Hubble и JWST [107]

Главное зеркало телескопа Hubble выполнено цельным, имеет диаметр 2,4 м (площадь  $4,5 \text{ м}^2$ ), фокусное расстояние 57,6 м.

Главное зеркало телескопа JWST имеет диаметр 6,5 м, состоит из набора секций шестиугольной формы. Оптическая схема – Корша, фокусное расстояние 132,4 м, эффективная площадь  $25 \text{ м}^2$ .

На рис. 8.12 представлена фотография сборки телескопа Hubble. Видны элементы силовой конструкции телескопа [106].



Рис. 8.12. Элементы силовой конструкции телескопа [106]

### Пример реализации отечественного ОЭТК

На рис. 8.13 показана твёрдотельная модель многоканального оптико-электронного комплекса высокого разрешения (ВР) [34].



Рис. 8.13. Твёрдотельная модель телескопа ОЭК ВР [34]

В табл. 8.3 приведены некоторые характеристики ОЭТК-ВР. Для высоты ССО 700 км ширина полосы захвата составляет 19,25

км, а проекция пикселя на поверхность Земли в панхроматическом (ПХ) диапазоне составляет 0,4 м, а в многоспектральном - 1,6 м.

Таблица 8.3. Характеристики ОЭТК-ВР

| Характеристика                    | ОЭТК-ВР       |
|-----------------------------------|---------------|
| Оптическая схема                  | Ричи-Кретьена |
| Диаметр входного зрачка, м        | 1,2           |
| Фокусное расстояние, м            | 15,6          |
| Рабочая длина линеек ПЗС, мм      | 432           |
| Угловое поле зрения, град         | 1,76          |
| Количество спектров               | 9             |
| Количество разрядов АЦП           | 12            |
| Диаметр ОЭТК, м                   | 1,2           |
| Длина ОЭТК, м                     | ~ 3,5         |
| Масса, кг                         | 886...906     |
| Размер фотоприёмного пикселя, мкм | 9             |

#### 8.4. Выбор оптико-электронных телескопических систем из существующих

В процессе проектирования КА ДЗЗ перед проектантами встанёт задача: выбрать ОЭТК из номенклатуры существующих (ранее созданных), или разрабатывать новый образец ОЭТК с потребными для решения поставленной задачи параметрами.

Если в КА ДЗЗ предполагается использовать существующий тип ОЭТК, то дальнейшая задача состоит в проверке выполнения требований ТЗ по ЛРМ и ширине захвата.

В табл. 3.4 были приведены некоторые характеристики ОЭТК, установленных в различных КА ДЗЗ. Аппаратуру отечественного производства с подходящими характеристиками можно использовать при выполнении проектов КА ДЗЗ. Если характеристики не подходят, но близки к требуемым, то такую аппаратуру можно использовать в качестве прототипов для дальнейшего совершенствования.



## **9. СИСТЕМЫ ПРИЁМА, ПРЕОБРАЗОВАНИЯ, ХРАНЕНИЯ И ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ**

Основными массозатратными устройствами системы приёма, преобразования и передачи видеoinформации являются:

- фотоприёмные устройства (ФПУ);
- устройства преобразования информации;
- устройства передачи информации на Землю.

На современных КА ДЗЗ всё чаще используются интегрированные подсистемы, в частности, ФПУ и подсистема преобразования информации объединяются в одну систему – систему приёма и преобразования информации (СППИ).

### **9.1. Система приёма и преобразования информации**

Система приёма и преобразования информации обеспечивает приём и упаковку измерительной информации от подсистем оптико-электронного телескопического комплекса с последующим отправлением ее в радиолинию для передачи информации. В данную систему входит оптико-электронный преобразователь.

#### ***9.1.1. Режим временной задержки и накопления заряда***

Сокращенно такой режим называют режимом ВЗН.

Если корпус КА ДЗЗ (или оптическая ось аппаратуры наблюдения) не изменяет своей ориентации при проведении съёмки, то изображение снимаемого объекта движется в фокальной плоскости оптической системы в обратном направлении по отношению к направлению движения КА. Скорость «бега» изображения в фокальной плоскости  $V_{Из}$  можно подсчитать по зависимости, полученной

на основе геометрических соотношений:

$$V_{\text{из}} = \frac{V_{\text{КА/ПТ}}}{H} f, \quad (9.1)$$

где  $V_{\text{КА/ПТ}}$  - линейная скорость движения КА относительно подспутниковой точки;

$f$  - фокусное расстояние оптической системы;

$H$  - высота полёта космического аппарата.

Например, при фокусном расстоянии оптической системы в 10 метров и при высоте полёта КА 500 км скорость «бега» изображения в фокальной плоскости составляет 150 мм/с.

Время экспозиции элементарного приёмника изображения, имеющего форму квадрата со стороной  $d$ , можно рассчитать так:

$$t_3 = \frac{d}{V_{\text{из}}}. \quad (9.2)$$

Так, если  $d = 12$  мкм, то время экспозиции составит  $8 \cdot 10^{-5}$ , что недостаточно для накопления заряда элементарным приёмником.

Чтобы увеличить время экспозиции, используют не линейки, а матрицы ПЗС, причём в так называемом режиме временной задержки и накопления (ВЗН). Схема, иллюстрирующая режим ВЗН, показана на рис. 9.1 ( $m \times n$  - количество элементов матрицы).

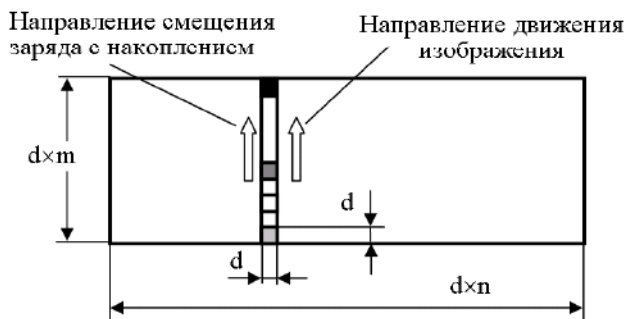


Рис. 9.1. Схема, иллюстрирующая временную задержку и накопление заряда в матрице ПЗС



Суть режима ВЗН состоит в том, что одновременно с движением изображения организуется электронное «перемещение» зарядов элементарных приёмников по столбцам матрицы ПЗС (производится синхронное электронное переключение). В процессе совместного движения изображения и переключения элементарного приёмника происходит постепенное накопление заряда, что равносильно увеличению времени экспозиции в  $m$  раз.

Движение зарядовых пакетов в линейке, синхронное с перемещением изображения, позволяет увеличивать чувствительность приёмника без ухудшения разрешения.

Если в режиме ВЗН времени экспозиции все же недостаточно, то замедляют скорость бега изображения в фокальной плоскости с помощью поворота корпуса КА (или оптической оси аппаратуры наблюдения) на снимаемый объект относительно орбитальной системы координат. Такой режим применяется для съёмки объектов наблюдения с относительно небольшими размерами, однако он неприемлем для съёмки длинных маршрутов.

### ***9.1.2. Конструктивное исполнение линеек ПЗС***

Технологически довольно сложно обеспечить изготовление линейки ПЗС с несколькими десятками тысяч элементов по длине, да ещё и с использованием режима ВЗН. Поэтому линейку ПЗС «набирают» из отдельных матриц. ПЗС-матрицы могут иметь различный формат (144×232, 128×512, 256×256, 512×512 элементов и др.) и различные размеры элементарных приёмников (21×21, 16×16, 12×12, 6×6 мкм и др.) [45]. Например, при размере элемента 12×12 мкм типовые размеры отдельной матрицы 256×512 элементов составляют примерно 3×6 мм.

На рис. 9.2 показана одна из сборок матриц ПЗС отечественной системы «Сангур-1У», используемой в ОЭА «Геотон-Л» на одном из КА ДЗЗ «Ресурс-П» [64].

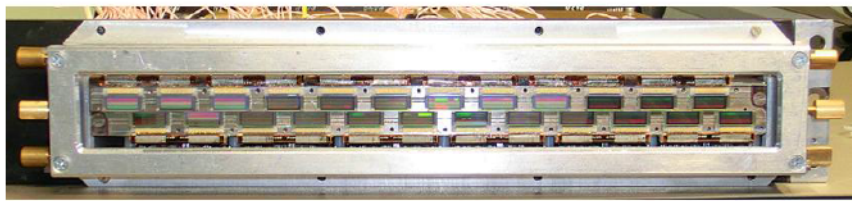


Рис. 9.2. Сборка матриц ПЗС СППИ «Сангур-1У» [64]

Наиболее распространённый минимальный размер элемента строки ПЗС, используемый для отечественных КА ДЗЗ, составляет 6 мкм, что соответствует разрешению примерно 83 лин/мм для КА «Ресурс-П». Дальнейшее уменьшение элементов проблематично из-за того, что «зарядовый пакет» становится соизмеримым с уровнем собственного шума прибора ПЗС.

В настоящее время подтверждается возможность изготовления в России ФПУ с минимальным размером элемента 4,5 мкм [18]. При модернизации технологической линейки имеется возможность изготовления ФПУ с размером элемента 3 мкм [18].

Однако замена существующих размеров фотоприёмников на меньшие потребует разработки СППИ с увеличенной производительностью. При переходе с размеров 6 мкм на 4,5 мкм требуется увеличение производительности СППИ в 1,8 раза, а при переходе с 6 мкм на 3 мкм - в 4 раза. При этом необходимо увеличивать массы ОЭП, ёмкости и массу запоминающего устройства, пропускную способность радиолинии [18].

Длина или количество элементов линейки ПЗС определяется угловой апертурой телескопического комплекса. Максимальная длина линейки для современных высокодетальных КА наблюдения составляет 500 мм и содержит до 80000 элементов.

Качество цифрового изображения также зависит от частоты дискретизации аналогового процесса. В современных КА ДЗЗ она достигает 15 МГц.

В фокальной плоскости устанавливается несколько линеек ПЗС со светофильтрами. На рис. 9.3 представлена структура фокальной плоскости КА «Ресурс-П» с аппаратурой «Сангур-1У» [64, 67].

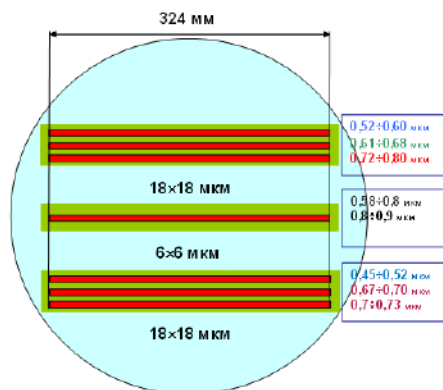


Рис. 9.3. Структура фокальной плоскости КА «Ресурс-П» [64, 67]

### 9.1.3. Конструктивные параметры ОЭП

С тыльной стороны фокальной сборки матрицы ПЗС подсоединяются к приборным блокам преобразования видеоинформации. На рис. 9.4 слева представлена фотография фрагмента СППИ «Сангур-1У» в ОЭА «Геотон-Л» [65], а справа показана 3D-модель блока ОЭП КОЭЦА МКА «АИСТ-2Д».



Рис. 9.4. Фрагмент СППИ «Сангур-1У» в ОЭА «Геотон-Л» [65]

Характеристики оптико-электронной аппаратуры КА ДЗЗ «Ресурс-П» с системой «Сангур-1У» приведены в табл. 9.1.

Таблица 9.1. Характеристики СППИ «Сангур-1У» КА «Ресурс-П»

| Характеристика                | Значение                                                                                      |
|-------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------|
| Разрешение                    | 0,715м                                                                                        |
| Полоса захвата                | 38,0 км                                                                                       |
| Тип ПЗС                       | ПХ – ВЗН; МС – ВЗН.                                                                           |
| Длина строки (пикселей) ПХ/МС | 54000 / 18000                                                                                 |
| Формат ПЗС (пикселей) ПХ/МС   | 1536 × 196 / 3х778 × 64                                                                       |
| Размер пикселя ПХ / МС        | 12 × 12 / 48 × 48 мкм                                                                         |
| Количество ПЗС в строке       | 36 / 24                                                                                       |
| Спектральные диапазоны        | 0,58-0,80 мкм;<br>0,45-0,52; 0,52-0,60; 0,61-0,68; 0,67-0,70; 0,70-0,73; 0,72-0,80; 0,80-0,90 |

На рис. 9.5 слева представлена схема устройства разделения изображения по четырем спектрам, реализованная на КА «Pleiades» [32]. Справа приведена сборка ФПУ, закреплённого на раме крепления к камере HiRi, установленной на том же КА. Массивная рама необходима для жёсткости конструкции, чем обеспечивается требуемая точность позиционирования элементов ФПУ.

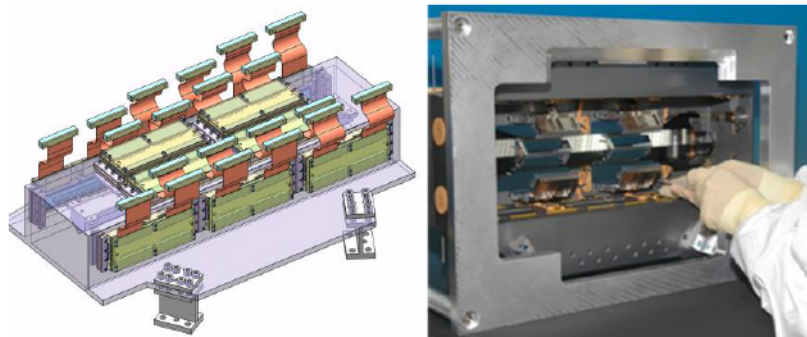


Рис. 9.5. Конструкция ФПУ КА «Pleiades»

На рис. 9.6 представлена фокальная сборка, состоящая из шести линеек матриц со светофильтрами различных цветов [67].

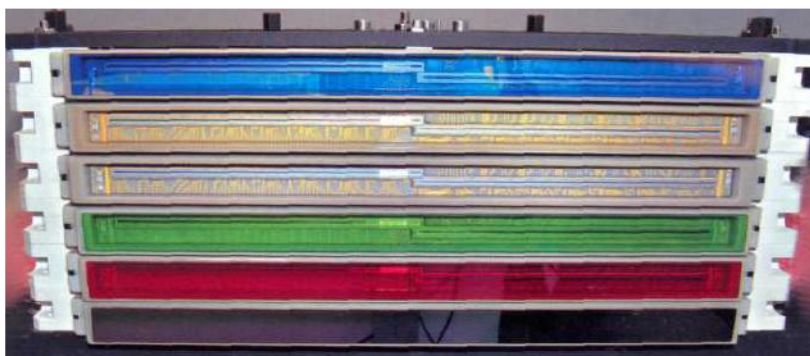


Рис. 9.6. Фокальная сборка ФПУ со светофильтрами [ 88]

В табл. 9.2 приведены некоторые характеристики СППИ одного из перспективных средств ФПУ [61]. Отметим, что габариты и масса СППИ со временем значительно уменьшаются.

Таблица 9.2 - Характеристики СППИ «Степь-29» [61]

| Характеристика                                 | Значение                                                                                                        |
|------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Количество спектральных диапазонов (ПХ + 8 МС) | 9                                                                                                               |
| Спектральные диапазоны (ПХ + 8 МС), мкм        | 0,5-0,8; 0,45 – 0,51; 0,51 – 0,58; 0,63 – 0,69; 0,77 – 0,89; 0,40 – 0,45; 0,58 – 0,62; 0,70 – 0,74; 0,86 – 1,05 |
| Размер элемента, мкм                           | 9 (ПХ), 36 (МС)                                                                                                 |
| Формат ФПЗС                                    | 6144 × 128(ПХ); 1536 × 32(64) × 4(МС)                                                                           |
| Число шагов накопления                         | 128, 96, 64, 48, 32 (ПХ)<br>32, 16, 8, (64, 32, 16) (МС)                                                        |
| Количество разрядов АЦП                        | 12                                                                                                              |
| Степень сжатия                                 | 1-4 бит/пикс (ДИКМ)<br>0,5-4 бит/пикс. (JPEG2000)                                                               |
| Максимальный поток информации, Гбит/с          | Не более 7,53 Гбит/с (без сжатия)<br>Не более 3,76 Гбит/с (со сжатием)                                          |
| Емкость бортового ЗУ, Гбит                     | 19200 (38400 с резервированием)                                                                                 |



#### **9.1.4. Конструктивные параметры оптико-электронных преобразователей КА «АИСТ-2Д»**

На рис. 9.7 показан внешний вид панхроматического и мультиспектрального блоков оптико-электронных преобразователей, установленных в ОЭТК «Аврора» КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» [57].



Рис. 9.7. Блоки ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС комплекса целевой аппаратуры МКА «АИСТ-2Д» [57]

Внизу находится мультиспектральный блок ОЭП-АМС, а сверху – панхроматический ОЭП-АПХ. На лицевой стороне хорошо видны фотозоны ОЭП, набранные из фотоприёмных матриц. Масса каждого из блоков ОЭП составляет около 5 кг. Для сравнения, масса блоков ОЭП СППИ «Сангур-1У» КА «Ресурс-П» около 15 кг, однако длина фотозоны (количество ФПЗС и каналов обработки видеосигнала) в блоках ОЭП МКА «АИСТ-2Д» в два раза меньше.

Рабочий спектральный диапазон ОЭП-АПХ - 0,5-0,8 мкм. Фоточувствительную зону панхроматического блока ОЭП образуют 18 матриц ПЗС ВЗН. Формат каждой матрицы - 1536x192 элементов с размером пикселя 6x6 мкм. Матрицы обеспечивают съёмку с 192, 128, 96, 64, 48 или 32 шагами накопления.

В блоке ОЭП-АМС используются 12 фотоприёмных матриц форматом 768х64 элементов размером 18х18 мкм со светофильтрами, обеспечивающими съёмку в 3 спектральных диапазонах: 0,45 – 0,52 мкм; 0,53 – 0,6 мкм; 0,63 – 0,69 мкм.

Характеристики оптико-электронных блоков ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС КОЭЦА приведены в табл. 9.3.

Таблица 9.3. Характеристики ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС [57]

| Параметр                           | ОЭП-АПХ              | ОЭП-АМС    |
|------------------------------------|----------------------|------------|
| Количество спектральных диапазонов | 1                    | 3          |
| Размер элемента, мкм               | 6                    | 18         |
| Длина строки, мм                   | 162                  | 162        |
| Количество элементов в строке      | 27648                | 9216       |
| Разрядность выходного сигнала, бит | 10                   | 10         |
| Сжатие видеoinформации, бит/пикс.  | 4 (ДИКМ)             | 4 (ДИКМ)   |
| Число строк накопления             | 192, 128, 96, 48, 32 | 64, 32, 16 |
| Скорость бега изображения, мм/с    | 10÷42                | 10÷42      |
| Масса, кг                          | 4,9                  | 5,2        |
| Энергопотребление, Вт              | 28                   | 28         |

Все необходимые для работы блоков ОЭП питающие напряжения формируются в блоках вторичного питания ИП-ОЭП для ОЭП-АПХ и ОЭП-АМС, комплект которых показан на рис. 9.8.



Рис. 9.8. Комплект вторичных источников питания блоков ОЭП



Электронная «начинка» блоков ОЭП обеспечивает все необходимые аналоговые и цифровые функции: управление матрицами ПЗС, усиление и оцифровку видеосигнала, цифровую обработку, сжатие и упаковку данных, обработку команд управления, поступающих от БКУ КА, привязку видеоинформации к бортовой шкале времени, а также формирование ТМИ.

Мощность энергопотребления ФПУ на начальных этапах проектирования КА ДЗЗ следует брать по изделиям-аналогам. Например, мощность ФПУ ОЭТК «Pleiades» составляет 400 Вт. Число одновременно работающих каналов во многом определяет массогабаритные и энергетические характеристики КА. В современных ОЭК с диаметром ГЗ 500-700 мм и одновременно работающими тремя-пятью каналами максимальная потребляемая мощность обычно ограничивается 350-500 Вт. Для прикидочных расчётов примерно можно брать 100 Вт на каждый спектр ФПУ.

#### ***9.1.5. Фотоприёмные матрицы КМОП***

В большинстве современных цифровых устройств для фото- и видеосъёмки используется два типа матриц — CCD (charge-coupled device, прибор с зарядной связью – ПЗС) и CMOS (complementary metal-oxide-semiconductor, комплементарная логика на транзисторах металл-оксид-полупроводник - КМОП). Сведения о принципе работы ПЗС-матриц приведены в [11]. Здесь же приведём некоторые сведения о КМОП-матрицах и принципе их работы.

В качестве чувствительных ячеек (элементов, пикселей), так же как и в матрицах ПЗС, используется фотодиод. Но на поле ячеек матрицы КМОП, кроме фотодиодного слоя, методом «напыления» выполнена микросхема, преобразующая накопленный заряд ячейки в напряжение. Считывание значения напряжения происходит с каждого элемента отдельно.

**Преимущества КМОП-матриц.** Если в матрицах ПЗС заряды ячеек считываются строкой по сложной логике, то в матрицах КМОП каждый пиксель обрабатывается отдельно, что многократно упрощает логику считывания. В дополнение к усилителю внутри элементарного фотоприёмника (пикселя) усилительные схемы могут быть размещены в любом месте по цепи прохождения сигнала. Это позволяет создавать усилительные каскады и повышать чувствительность в условиях плохого освещения. Возможность изменения коэффициента усиления для каждого цвета улучшает, в частности, балансировку белого.

Важным преимуществом КМОП-матрицы является возможность объединения на одном кристалле не только «захвата» света, но и процесса преобразования, обработки, очистки сигналов, что служит основой для миниатюризации фотоприёмных и фотопреобразовательных подсистем и снижения их стоимости ввиду отказа от дополнительных процессорных микросхем.

КМОП-матрицы более дешёвы (особенно при больших размерах матриц) и потребляют меньше энергии в статическом состоянии по сравнению с матрицами ПЗС, что позволяет применять КМОП-матрицы в составе датчиков движения и системах наблюдения, находящихся большую часть времени в режиме «сна» или «ожидания события».

С помощью механизма произвольного доступа можно выполнять считывание выбранных групп пикселей – так называемое кадрированное считывание, которое позволяет уменьшить размер захваченного изображения и потенциально увеличить скорость считывания по сравнению с ПЗС-матрицами, поскольку в последних для дальнейшей обработки необходимо выгрузить всю информацию. В частности, считывая информацию только с «избранных» пикселей, можно обеспечить режим просмотра изображения почти в реальном масштабе времени.

**Недостатки КМОП-матриц.** Фотодиод ячейки за счёт наличия микросхемы занимает меньшую площадь элемента по сравнению с площадью элемента ПЗС-матрицы при одинаковых размерах пикселя. Существует способ увеличения светочувствительности каждого пикселя матрицы КМОП за счёт перемещения подложки фотоприёмного элемента из верхнего слоя в нижний слой матрицы. Благодаря такой конструкции световой поток не отражается и не теряется.

Наличие на матрице большого по сравнению с фотодиодом объёма электронных элементов создаёт дополнительный нагрев устройства в процессе считывания и приводит к возрастанию теплового шума. Цветопередача на КМОП-матрицах несколько хуже, чем на ПЗС-матрицах.

### **9.1.6. Новые направления повышения качества съёмки**

В отрасли имеются предложения о **встраивании в фокальную плоскость матриц для гиперспектральной съёмки**. В этом случае отпадает необходимость в установке отдельной автономной гиперспектральной аппаратуры наблюдения, кроме того, можно получить более детальные гиперспектральные снимки.

Для повышения разрешения космических снимков используют **специальные типы съёмки**. На некоторых КА ДЗЗ осуществляется двойная съёмка ОН со сдвигом на полпикселя в изображении (рис. 9.9).

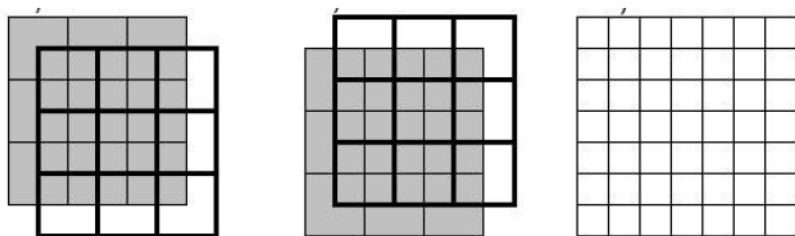


Рис. 9.9. Схемы повышения разрешения снимка [3, 4]

Например, на последних экземплярах КА «Pleiades» при такой съёмке и обработке снимка на борту спутника ЛРМ составляет 0,5 м вместо 0,7 м при обычной съёмке.

## **9.2. Особенности функционирования фотоприёмной аппаратуры инфракрасного диапазона наблюдения**

Электромагнитное излучение тел в ИК диапазоне длин волн не чувствуется человеческим глазом. Природа не могла создать глаза человека или животных, способные видеть в инфракрасном диапазоне длин волны, так как это излучение идет и от внутренних тканей самого глаза.

Такая же физическая картина наблюдается в фотоприёмной аппаратуре, установленной в телескопе при попытке принять изображение в ИК диапазоне волн, если температура ФПУ и температура его конструкции одинакова. Снизить излучение внутренних элементов можно, если охладить стенки ИК-камеры до температуры, примерно равной 80 К. При этом ИК излучение от внешнего источника будет «различимо» на фоне внутреннего. Для охлаждения внутренней части конструкции необходимо на борту КА устанавливать специальные холодильники.

## **9.3. Расчёт информационного потока в режиме стационарного сканирования земной поверхности**

На рис. 9.10 представлена схема формирования изображения методом сканирования [7]. На этом рисунке введены следующие обозначения: НП – направление полёта КА; 1, 2, 3 и 4 - положения центров проекций;  $l_{эл}$  - размер пикселя;  $L_{п}$  - проекция пикселя на земную поверхность;

Пусть известна длина линейки (сборка матриц ПЗС)  $l$ .

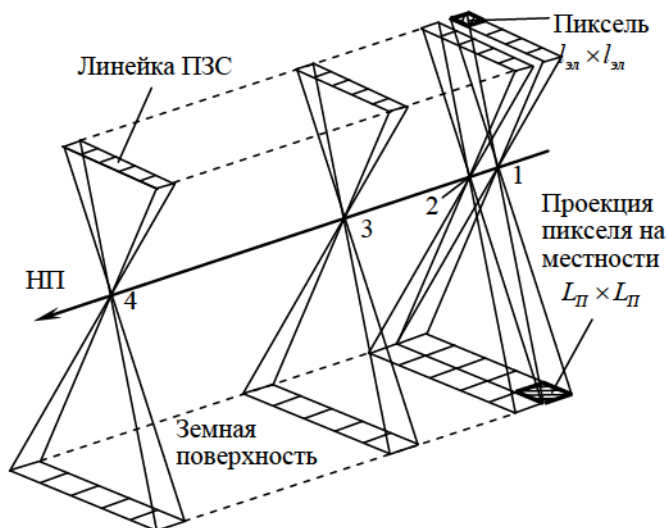


Рис. 9.10. Формирование изображения сканированием [7]

Количество элементов в линейке ПЗС рассчитывается как отношение длины фотоприёмной линейки к размеру пикселя:

$$n = l / l_{эл} . \quad (9.3)$$

Орбитальная скорость полёта КА (по круговой орбите) подсчитывается по известной формуле [7, 54]

$$V_{КА} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}} , \quad (9.4)$$

где  $V_I$  - первая космическая скорость (7910 м/с);

$R_3$  - радиус Земли;

$H$  - высота полёта КА.

Скорость подспутниковой точки  $V_3$  на поверхности Земли будет ниже, чем самого КА, в  $R_3 / (R_3 + H)$  раз, то есть

$$V_3 = \frac{R_3}{R_3 + H} V_{КА} .$$

Учитывая (9.2), получаем

$$V_3 = V_I \frac{R_3}{R_3 + H} \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}}. \quad (9.5)$$

Время экспозиции фоточувствительного элемента прямо пропорционально линейному размеру проекции пикселя на поверхность Земли и обратно пропорционально скорости движения подспутниковой точки КА:

$$\tau_{\text{экс}} = L_M / V_3.$$

Частота «смены» строк (число строк, подлежащих сканированию в одну секунду) будет обратной величиной по отношению ко времени экспозиции одного пикселя:

$$N_{\text{стр}} = \frac{1}{\tau_{\text{экс}}} = \frac{V_3}{L_M}.$$

Рабочая частота «опросов» всех пикселей в ПЗС-линейке

$$f_{\text{ПЗС}}^l = n \cdot N_{\text{стр}}.$$

В каждой матрице предусмотрены «клеммы» [7] для «снятия» значений заряда с определённых строк матриц, которые работают в режиме ВЗН (по каждому столбцу матриц). Например, в КА «АИСТ-2Д» формат каждой матрицы - 1536×192 элемента, размер элемента - 6×6 мкм. Ступенчатая электронная регулировка чувствительности матриц ПЗС осуществляется путём изменения числа шагов накопления: заряды «снимаются» с 32, 48, 96, 128 и 192 строк, то есть получается 5 шагов накопления. Однако «съём» заряда осуществляется с определённой «клеммы», поэтому увеличивать частоту опроса из-за наличия нескольких «клемм» нет необходимости.

Кроме того, надо учесть, что при оцифровке аналогового сигнала используют  $m$  уровней квантования, а также сжатие информации с коэффициентом  $k_{\text{сж}}$ . Тогда информационный поток на выходе из ОЭТК составит [7]



$$I = m \frac{n N_{\text{стр}}}{k_{\text{сж}}}.$$

**Пример.** Длина линейки ПЗС – 162 мм; размер элемента – 6 мкм; проекция пикселя – 1,46 м; высота полёта КА – 490 км. Найти информационный поток (с одной линейки ПЗС). Копия протокола расчёта в системе Mathcad приведена ниже.

Расчёт информационного потока с КА «АИСТ-2Д»:

$$l := 162 \quad l_e := 6 \cdot 10^{-6} \quad R_s := 6371 \cdot 10^3 \quad H := 490 \cdot 10^3$$

$$V_l := 7910 \quad L_m := 1.7 \quad m := 10 \quad k_c := 4$$

$$n := \frac{1}{l_e} \quad n = 2.7 \times 10^7$$

$$V_s := V_l \cdot \frac{R_s}{R_s + H} \cdot \sqrt{\frac{R_s}{R_s + H}} \quad V_s = 7.078 \times 10^3$$

$$N_{\text{стр}} := \frac{V_s}{L_m} \quad N_{\text{стр}} = 4.163 \times 10^3$$

$$I := m \cdot \frac{n \cdot N_{\text{стр}}}{k_c} \quad I = 2.81 \times 10^{11}$$

Таким образом, информационный поток составляет  $2,81 \cdot 10^{11} \text{ бум/с} \approx 281 \text{ Гбум/с}$ . (Сравните: у КА WorldView-4 поток  $3200 \text{ Гбум/с}$ ).

Реальная скорость записи информации в БЗУ составляет 1,92 Гб/с, скорость воспроизведения из БЗУ в аппаратуру бортовой радиолинии – 150 Мбит/с.

Напомним, что Гигабайт (Гбайт) есть  $2^{30} = 1\,073\,741\,824$  байт, а согласно ГОСТ 8.417—2002 гигабайт с обозначением «ГБ» равен  $10^9 = 1\,000\,000\,000$  байт [1]. В одном байте содержится 8 бит.

### **Съёмки при больших информационных потоках**

Если информационный поток превышает предельные возможности СППИ, то его необходимо снижать различными способами.

1. Производить съём видеоинформации не со всех клемм, предназначенных для «снятия» значений заряда с определённых строк матриц ( $p$  - количество шагов накопления), а с меньшего их количества, даже с одной. Это возможно после отработки технологии съёмки объектов с различной освещённостью и контрастностью.

2. Производить съёмку с применением тангажного замедления углового движения КА, как это схематично показано на рис. 9.11.

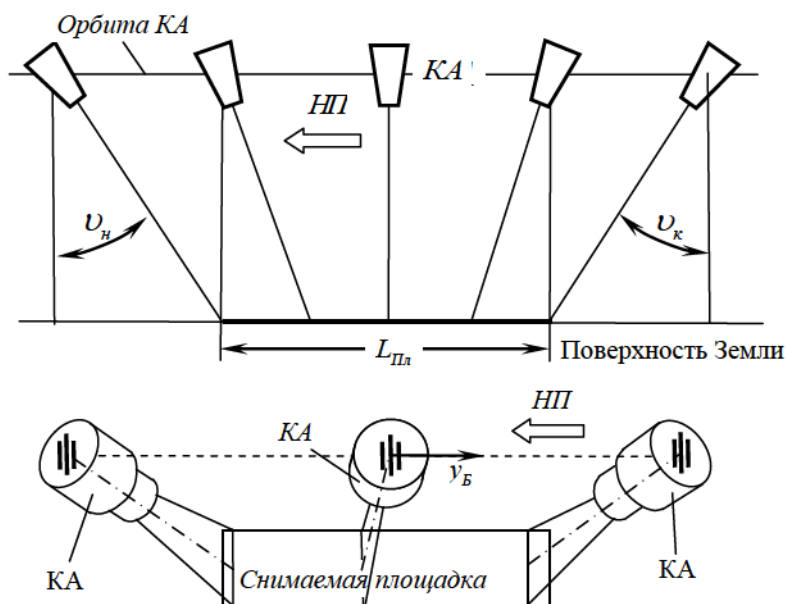


Рис. 9.11. Пояснения к тангажному замедлению КА при съёмке

Значение коэффициента снижения информационного потока  $k_{мз}$  нетрудно рассчитать из геометрических соображений при известной длине маршрута, начальном и конечном значениях угла тангажа КА. Уменьшенный информационный поток составит:

$$I = m \frac{p n N_{стр}}{k_{сжс} k_{мз}}.$$

3. Для снижения информационного потока можно также использовать так называемую мозаичную съёмку, которая реализуется при съёмке одной полосы захвата за счёт отключения или включения различных групп элементов линеек ПЗС.

Схема мозаичной съёмки показана на рис. 9.12. На рисунке приведены следующие обозначения: 1 - космический аппарат; 2 - полоса обзора; 3 - снимаемая площадка; 4 - горизонт; 5 - трасса КА; 6 - растр изображения;  $\vartheta$  - угол тангажа КА;  $\gamma$  - угол крена КА.

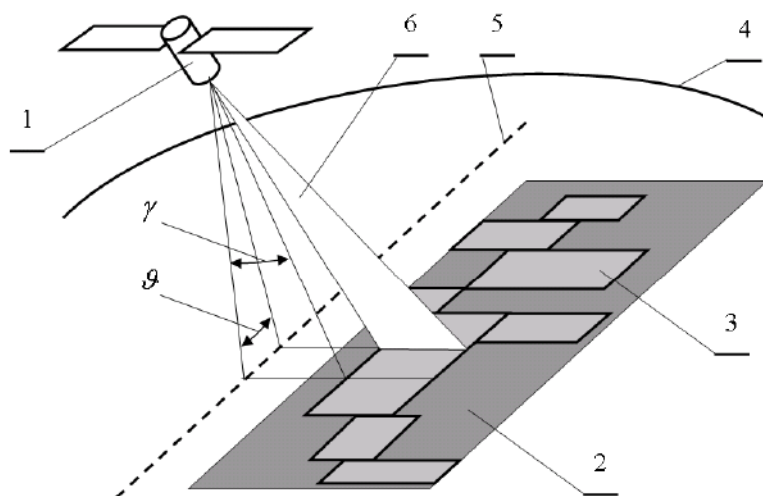


Рис. 9.12. Схема мозаичной съёмки

#### 9.4. Запоминающие устройства

В качестве примера на рис. 9.13 показаны запоминающее устройство ЭА-296 (разработки АО РКС, г. Москва) и БЗУ-А, которые разработаны на базе микросхем FLASH-памяти.

В табл. 9.4 представлены некоторые характеристики ЗУ.



ЭА-296



БЗУ-А

Рис. 9.13. Внешний вид запоминающих устройств

Таблица 9.4. Характеристики запоминающих устройств

| Характеристики ЗУ                     | ЭА-296       | БЗУ-А       |
|---------------------------------------|--------------|-------------|
| Объем памяти ЗУ, Гбит                 | 1024         | 160         |
| Скорость регистрации информации, Гб/с | 2            | 0,04...1,92 |
| Скорость выдачи информации, Мбит/с    | – 640        | 150         |
| Энергопотребление, Вт                 | $\leq 60$ Вт | 16,2        |
| Масса, кг                             | 5            | 5,7         |

### 9.5. Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии

Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии (ВРЛ) космической системы наблюдения предназначена:

- для приёма информации, поступающей в цифровой форме от ОЭТК, минуя бортовую вычислительную систему;
- для запоминания информации на борту;
- для передачи информации по радиоканалу на стационарные или мобильные пункты приёма информации.

Выбор аппаратуры ВРЛ производится на основе статистических данных или по изделиям-аналогам с учётом передовых технологий или новых разработок отрасли.

В настоящее время наибольшее распространение получили высокоскоростные радиолинии (ВРЛ) со скоростью передачи до 1200 Мб/с. Они хороши при непосредственной передаче информации с борта КА ДЗЗ на НППИ.

### **9.5.1. Принцип работы, приборный состав и основные характеристики аппаратуры ВРЛ**

Видеоинформация из фотоприёмного устройства поступает в ВРЛ, где запоминается, кодируется и преобразуется в высокочастотный электромагнитный сигнал путем амплитудной или фазовой модуляции несущего сигнала, который имеет частоту порядка 8000 МГц.

Преобразование информации в высокочастотный передающий сигнал производится в электронном блоке (радиотехническом комплексе), который должен располагаться как можно ближе к передающей антенне, чтобы уменьшить потери мощности на излучение.

Конструктивно аппаратура ВРЛ выполняется в виде отдельных приборных и антенных блоков или в одном блоке совместно с антенной. В табл. 9.5 представлены конструктивный состав, габариты и масса бортовой аппаратуры ВРЛ, выполненной в виде нескольких приборных и антенных блоков. Антенна поворотная, передает информацию в пределах  $\pm 60^\circ$  по каналам крена и тангажа и  $\pm 180^\circ$  по каналу рысканья.

Таблица 9.5. Конструктивный состав, габариты и масса БА ВРЛ

| Приборы бортовой аппаратуры ВРЛ                    | Кол., шт. | Суммарная масса, кг | Габаритные размеры, мм |
|----------------------------------------------------|-----------|---------------------|------------------------|
| Запоминающее устройство с объемом памяти 768 Гбайт | 1         | 20                  | 500×285×200            |
| Аппаратура кодирования                             | 2         | 9                   | 310×300×60             |
| Радиотехнический комплекс                          | 1         | 21                  | 550×450×300            |
| Антенна поворотная                                 | 2         | 40                  | 400×300×300            |

Следует отметить, что на современном уровне информационных технологий многие отдельные приборные блоки заменены интегральными схемами, работающими под управлением бортовой вычислительной сети. В этой связи габаритные размеры и масса фотоприёмной, преобразующей (аналоговый сигнал в цифровой), сжимающей, кодирующей аппаратуры существенно уменьшаются и фактически сводятся к большим интегральным схемам. Характеристики одного из вариантов такого прибора (без антенного устройства) приведены в табл. 9.6.

Таблица 9.6. Характеристики варианта аппаратуры ВРЛ, выполненной в одном приборном блоке

|                               |                 |
|-------------------------------|-----------------|
| Скорость передачи данных      | 20-121,7 Мбит/с |
| Дальность передачи информации | 2200 км         |
| Потребляемая мощность прибора | не более 50 Вт  |
| Мощность передатчика          | 4 Вт            |
| Габаритные размеры            | 250х300х30 мм   |
| Масса                         | не более 4,8 кг |
| Разработчик                   | ЗАО НПП «САИТ»  |

### ***9.5.2. Антенные устройства высокоскоростной радиолинии***

Антенные устройства ВРЛ, устанавливаемые на спутниках, передают информацию в движении. Конструкция антенн может быть неподвижной и подвижной относительно корпуса КА.

На рис. 9.14 слева показано устройство высокоскоростной радиолинии (ВРЛ), которое устанавливается непосредственно на высокочастотном электронном блоке.

Высокочастотный сигнал передается к параболической антенне по специальным волноводам коробчатого типа. Для обеспечения поворота волноводов вместе с тарелкой антенны в конструкции антенного устройства предусмотрены специальные шарнирные узлы волноводов.



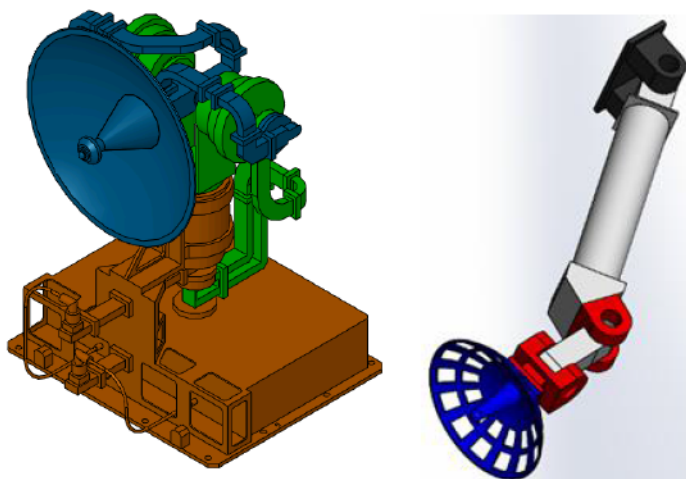


Рис. 9.14. Поворотное антенное устройство ВРЛ с высокочастотным электронным блоком

Такая сложная конструкция волноводов обусловлена тем, что переменный ток высокой частоты «течет» вблизи поверхности проводника.

Чтобы уменьшить потери мощности ВРЛ на волноводах, необходимо их приблизить к приборной части ВРЛ. Для упрощения конструкции можно использовать способ совместного вращения антенны ВРЛ с приборным блоком. Вращение можно обеспечить отдельными поворотными устройствами. Справа на рис. 9.14 представлен вид такого устройства. Высокочастотный электронный блок и антенна установлены неподвижно относительно друг друга.

На рис. 9.15 показаны фотографии ВРЛ КА ДЗЗ «WordView-2» (слева) и «WordView-4» (справа). В первом случае приборный блок располагается вблизи антенны ВРЛ, которая поворачивается с помощью карданного узла, закреплённого на откидной штанге. Во втором случае узел поворота приборного блока с антенной ВРЛ установлен на консоли неподвижной фермы.

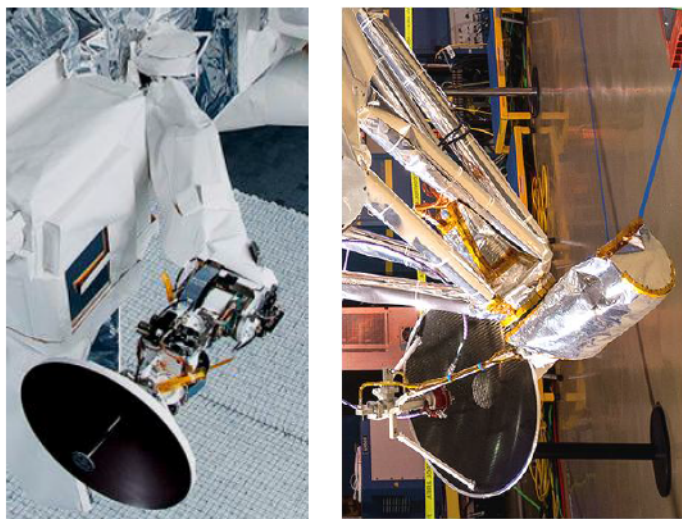


Рис. 9.15. Установка ВРЛ КА ДЗЗ «WorldView-2» и «WorldView-4»

Кроме бортовой аппаратуры в состав высокоскоростной радиолинии КСН входит наземная аппаратура, размещаемая на наземных пунктах приёма и преобразования информации (НППИ).

Возможные схемы установки поворотных антенных устройств ВРЛ с высокочастотными электронными блоками показаны на рис. 9.16.

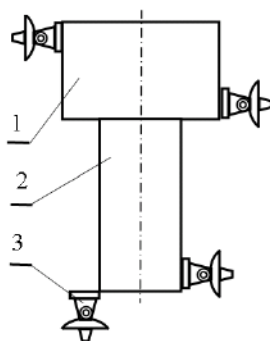


Рис. 9.16. Схемы установки поворотных антенных устройств высокоскоростной радиолинии

На этом рисунке введены обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек КА; 2 - отсек телескопа; 3 - высокочастотный электронный блок и антенна высокоскоростной радиолинии.

Напомним, что бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии входит в связь и работает совместно и согласованно с наземной аппаратурой ВРЛ, размещаемой на наземных пунктах приёма и преобразования информации (НППИ).

### **9.5.3. Бортовая радиолиния КА «АИСТ-2Д»**

Результаты съёмок ОЭА «Аврора», а также данные от научной аппаратуры, получаемые на борту КА «АИСТ-2Д», передаются на НППИ через бортовую радиолинию передачи цифровой информации (БА РЛЦИ) [57]. В состав БА РЛЦИ входят два радиопередающих устройства ПРД-3 (основное и резервное) разработки ЗАО НПП «САИТ» (г. Зеленоград) и антенно-фидерное устройство (рис. 9.17).



Рис. 9.17. Передатчик ПРД-3 и антенное устройство ВРЛ [57]

Бортовая аппаратура РЛЦИ выполняет следующие функции:

- принимает и форматирует данные от блока БЗУ-А;
- осуществляет помехоустойчивое кодирование;

- генерирует сигнал несущей частоты, осуществляет его модуляцию и усиление;

- осуществляет направленную передачу информации на наземный приёмный пункт в зоне обслуживания  $\pm 70^\circ$ .

В блоке передатчика осуществляется приём данных от БЗУ, кодирование, форматирование выходного потока данных, цифровая фильтрация, цифроаналоговое преобразование, генерация сигнала несущей частоты, модуляция несущей частоты и усиление ВЧ-сигнала и др.

Основные характеристики блока РПД-3 приведены в табл. 9.7.

Антенна формирует электромагнитное поле правого или левого направления вращения при поляризации излучаемого сигнала на соответствующих входах. Зона обслуживания  $\pm 70^\circ$ . Коэффициент усиления в зоне - 0,45-7,2.

Таблица 9.7. Основные характеристики радиопередатчика

| Параметр                         | Значение          |
|----------------------------------|-------------------|
| Скорость передачи данных, Мбит/с | 150               |
| Диапазон частот                  | X (8050-8400 МГц) |
| Полоса частот, до, МГц           | 85                |
| Мощность передатчика, Вт         | 8                 |
| Потребляемая мощность, Вт        | 70                |
| Скорость передачи информации     | до 200 Мбит/с     |
| Напряжение питания, В            | 23÷31             |
| Рабочий диапазон температур, °С  | -20...+40         |

#### ***9.5.4. Средства передачи информации по лазерному каналу***

Возможности межспутниковых лазерных систем передачи информации (МЛСПИ) по увеличению дальности и скорости передачи практически неограниченны. В настоящее время достигнута производительность МЛСПИ - до 2 Гб/с.

Однако такие системы требуют специальных средств наведения лазерного луча на спутник-ретранслятор (СР), удержания луча

в процессе орбитального движения и разворотов КА ДЗЗ, движения СР для устойчивой связи при передаче информации. Спутники-ретрансляторы, передающие информацию по лазерному каналу, должны включать средства распознавания «свой-чужой», приборы распределения каналов многоканальной связи и шифрования.

На рис. 9.18 слева показан внешний вид лазерного передатчика LLCD с 10-сантиметровым телескопом, который обеспечивает информационный обмен с КА, находящимся на лунной орбите, со скоростью до 622 Мбит/с [8]. Справа на рисунке показан лазерный коммутационный терминал, созданный по технологии Alphasat, который позволяет передавать данные в оптическом диапазоне от низкоорбитальных КА на геостационарные КА-ретрансляторы для последующей передачи видеoinформации на Землю [70].

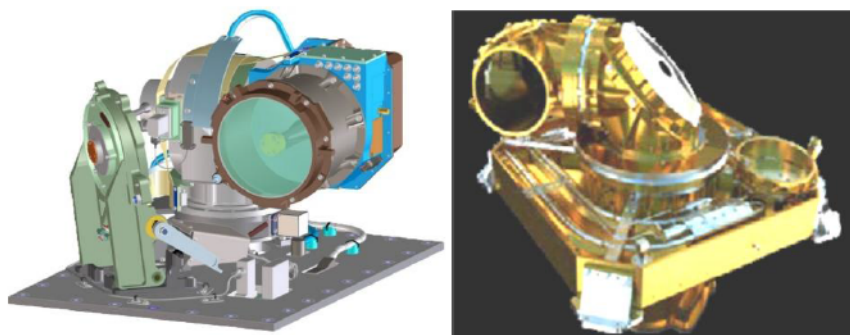


Рис. 9.18. Оптические модули МЛСПИ [8, 70].

На рис. 9.19 слева показан приборный блок (модем) лазерной связи, предназначенный для кодировки, передачи, получения и преобразования сигналов. Справа на рисунке показан электронный модуль (контроллер) управления лазерной связью.

На КА ДЗЗ РЛН «Sentinel-1A» (ЕКА, 2014 г.) установлена аппаратура лазерной межспутниковой связи для ретрансляции данных через геостационарный спутник EDRS со скоростью до 1,8 Гбит/с.

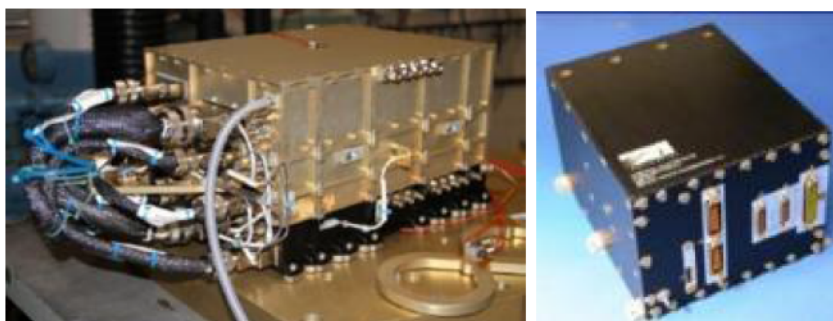


Рис. 9.19. Модем лазерной связи и прибор управления лазерной связью

Бортовой терминал лазерной связи (ЛСТ) имеет массу 50 кг, включает лазерный передатчик мощностью 2,2 Вт (длина волны 1,064 мкм) и оптический телескоп с апертурой 135 мм [8, 102].

На рис. 9.20 представлена схема, иллюстрирующая радиовидимость спутников-ретрансляторов (СР) с борта КА ДЗЗ.

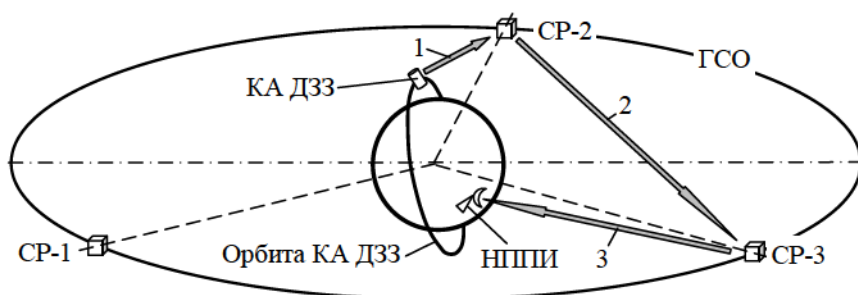


Рис. 9.20. Схема, иллюстрирующая радиовидимость спутников-ретрансляторов с борта КА ДЗЗ

При наличии одного СР не всегда соблюдаются условия прямой радиовидимости с КА ДЗЗ. Если же имеются три СР (СР-1, СР-2 и СР-3) и они расположены на геостационарной орбите с угловой дистанцией примерно  $120^\circ$ , то условия прямой радиовидимости



мости КА хотя бы с одним из СР будут соблюдаться на всех участках орбитального движения КА.

Возможная схема передачи информации с КА ДЗЗ через спутники-ретрансляторы СР-2 и СР-3 на наземный пункт приёма информации показана стрелками 1, 2 и 3.

Массогабаритные, энергетические и инерционные характеристики всей целевой аппаратуры рассчитываются путем суммирования по отдельным составным частям ЦА.

## **10. ВЫБОР СОСТАВА МАССОЗАТРАТНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ**

Задача проектирования КА ДЗЗ на ранних этапах состоит, как известно, в выборе основных проектных параметров и формировании конструктивного облика КА. При этом необходимо учитывать, что получение качественной видеоинформации аппаратурой наблюдения возможно только при слаженной работе целевой аппаратуры с другими обеспечивающими системами, в частности, с системой комплекса контроля и управления и с системой управления движением (СУД) КА.

При дальнейшем изложении материала будем исходить из того, что читатель знаком с основами устройств и функционированием этих систем. Будем рассматривать массогабаритные и другие параметры только элементов, имеющих заметное влияние на массу и габариты КА ДЗЗ. Выбор маломассозатратных элементов БС производится на основе сбора и анализа статистики по данным устройствам. Элементы, которые имеют небольшую относительную массу и габариты, учитываются в категории «прочих элементов» или в резерве главного конструктора и рассчитываются как доля от массы, габаритов и энергопотребления крупногабаритных элементов БС.

### **10.1. Бортовой комплекс управления**

Бортовой комплекс управления (БКУ) и система управления движением КА ДЗЗ являются одними из самых сложных по внутренней структуре и функционированию бортовых систем.

Как отмечалось, приборный состав БКУ и СУД постоянно совершенствуется. Поэтому, прежде чем подбирать состав бортовых систем, необходимо тщательно отслеживать все новые разработки в отрасли космического приборостроения.

Если в составе КА используются заимствованные элементы бортовых систем, то массогабаритные, энергетические и другие характеристики считаются известными.

Если же существующие элементы (приборы) не подходят для разрабатываемого КА ДЗЗ, например, обладают недостаточной точностью или избыточной массой, то необходимо создавать новые. В этом случае проектанты КА ДЗЗ разрабатывают технические задания для разработки элементов (приборов) в организациях, специализирующихся по какому-либо направлению.

**В первом приближении** относительная масса бортового комплекса управления находится на основе статистики:

$$m_{СУ} = (0,050...0,100)m_{КА}.$$

Нижнее значение - для простейших космических аппаратов, верхнее значение - для многофункциональных КА.

**Во втором приближении** для более детальных расчётов проводится декомпозиция БКУ по составным частям, разрабатываются модели для расчёта массогабаритных и энергетических характеристик, которые затем и рассчитываются.

**В третьем приближении** разрабатываются расчётные модели массогабаритных характеристик на основе физики функционирования БКУ. При этом расчёт начинается с "массозатратных" систем и элементов, а заканчивается прочими элементами. В группе прочих элементов учитываются элементы с малыми затратами масс на их реализацию.

**В четвертом приближении** производится уточнение массогабаритных характеристик и моментов инерции БКУ с помощью системы твёрдотельного моделирования.

Приведём приборный состав наиболее массогабаритных элементов автоматизированной системы управлением КА ДЗЗ «Ресурс-П» [61]. В состав БКУ входят:

- бортовая вычислительная сеть (БВС) «Салют-5М» разработки АО НПО «ЭЛАК» (г. Москва) в составе БЦВМ-С и дежурного командного устройства;
  - бортовая аппаратура контрольно-измерительной системы (БА КИС) «Компаус А2» разработки «НИИ ТП» (г. Москва);
  - бортовое синхронизирующее командно-временное устройство (БСКВУ) разработки ОАО «РИТВ» (г. С.-Петербург);
  - бортовая система телеметрических измерений (БСТИ);
  - система управления движением (СУД);
  - система спутниковой навигации (ССН);
  - система трансляции команд и распределения питания (СТКРП).
- Последние 4 системы разработки (АО «РКЦ«Прогресс»)).  
Более подробные сведения приведены в [61].

#### ***10.1.1. Бортовая цифровая вычислительная система***

Бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС) является центральным управляющим звеном бортового комплекса управления [61]. БЦВС включает в свой состав несколько ЭВМ, которые включены по схеме мажоритарного резервирования.

На рис. 10.1 представлены некоторые образцы БЦВС. В табл. 10.1 и 10.2 приведены основные характеристики некоторых БЦВМ, используемых в изделиях ракетно-космической отрасли России.

На основе этих (и других) данных можно подобрать массогабаритные, энергетические и массоинерционные характеристики бортовых ЭВМ для использования в проектируемом КА ДЗЗ. При этом следует учитывать, что все характеристики должны быть увязаны в единый комплекс. Это задача проектировщиков БКУ.



ЦВМ 22-27



БЦВС НПО автоматики



ЦВМ БИСЕР6



БВК ООО «ИРЗ»



БЦВС НПО автоматики



БЦВМ «Салют-5М»



ЦВМ 12 НТЦ «Модуль»



БИВК НТЦ «Модуль»



БЦВМ «Марс-7»

Рис. 10.1. Образцы бортовых вычислительных машин и систем

Таблица 10.1. Некоторые характеристики БЦВМ

| Характеристики   | FTS<br>(«МКС»)   | ЦВМ 101<br>(КК «Союз», «Прогресс») | ЦВМ12<br>(КА ДЗЗ) |
|------------------|------------------|------------------------------------|-------------------|
| Микропроцессор   | FRC32 (SPARC)    | 1B578                              | 1B812Б (R 4000)   |
| Быстродействие   | 9MIPS/2,5 Mflops | 8MIPS/2 Mflops                     | 2 Mflops          |
| Объём ОЗУ, Мбайт | 8                | 2                                  | 2                 |
| Объём ПЗУ, Мбайт | 4                | 2                                  | 4                 |
| Интерфейсы МКО   | 6 дублир. МКО    | 4 дублир. МКО                      | 2 дублир. МКО)    |
| Масса, кг        | 17,4             | 8,3                                | 4                 |
| Габариты, мм     | 295×160×250      | 11,6 куб. дм                       | 155×114×122       |
| Потребление, Вт  | 120              | 46                                 | 20                |

Таблица 10.2. Сравнительные характеристики некоторых БЦВМ

| Наименование параметра            | Конкурентные преимущества и конкуренты |             |             |              |             |           |       |
|-----------------------------------|----------------------------------------|-------------|-------------|--------------|-------------|-----------|-------|
|                                   | АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ»                     |             |             |              | «НПП АП»    | ОАО «ИРЗ» |       |
|                                   | ЦВМ28                                  | ЦВМ26       | ЦВМ27       | ЦВМ22        | Бисер 6     | БВК       |       |
| Быстродействие, тыс. кор. оп/с    | 48000                                  | 48000       | 48000       | 60000        | 2000        | Н/д       | Н/д   |
| Средн. производит., тыс оп/с      | 24500                                  | 24500       | 24500       | 30500        | 600         | —         | —     |
| Производительность ПЗ, Mflops     | 24,5                                   | 24,5        | 24,5        | 30,5         | —           | 47,5      | 60    |
| Ёмкость ОЗУ, кб                   | 16384                                  | 8192        | 16384       | 2048         | 224         | 16000     | 16000 |
| Ёмкость ПЗУ, кб                   | 32768                                  | 16384 × 2   | 32768       | 4096         | 512         | 8000      | 8000  |
| Способ резервирования             | Трипованный мажоритар                  |             |             | Дублирование | Мажор       | —         | —     |
| Срок активного существования, лет | 15                                     |             |             | 12,5         | Н/д         | 15        | 15    |
| Температурный диапазон работы, С° | -40 - +50                              |             |             |              | -10 - +50   | Н/д       | Н/д   |
| Напряжение питания, В             | 4,5-5,5                                | 18 - 36     |             | 18 - 36      | 24 - 33     | 27        | 100   |
| Потребляемая мощность, Вт         | 8                                      | 13- 18      | 6-12        | 8-12         | 34          | 14...19   | Н/д   |
| Габариты, мм                      | 121×121×14                             | 127×121×135 | 122×121×121 | 122×121×121  | 304×225×142 | Н/д       | Н/д   |
| Объём, Дм                         |                                        | 2,07        | 1,79        | 1,79         | 9,7         |           |       |
| Масса, кг                         | 0,3                                    | 2,2         | 1,5         | 1,9          | 7,0         | 3,5       | —     |

На рис. 10.2 представлен образец многофункционального программируемого контроллера МПК-002 (АО «НПП «Антарес», г. Саратов), который прошел летно-конструкторские испытания в составе СУД КА «Фотон-М» №1,2.3. Справа на рисунке приведены основные характеристики этого контроллера.

### 10.1.2. Аппаратура командно-измерительной системы

Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС) выполняет следующие функции:





#### **Основные характеристики**

Объём памяти ОЗУ - 2 Мб

Объём ПЗУ - 16 Мб

Встроенный сопроцессор

Быстродействие - 10 млн. оп/с

Потребляемая мощность - 14 Вт

Время готовности - 20 с

Масса - 3,85 кг

Габариты - 174x185x191 мм

Ресурс - 50000 ч

Рис. 10.2. Многофункциональный программируемый контроллер

- приём с наземной станции радиоконанд с формированием и выдачей в системы КА команд управления, передачу в вычислительную сеть КА командно-программной информации;

- приём от вычислительных средств КА программных команд и выдачу в бортовые системы КА команд управления;

- приём цифровых массивов информации от вычислительных средств КА и передачу их на наземные станции КИС;

- проведение коррекции бортовой шкалы времени и др.

Фото одного из комплектов БА КИС показан на рис. 10.3.



Рис. 10.3. Внешний вид комплекта БА КИС (АО РКС)

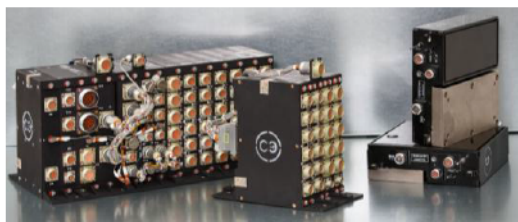
Основные характеристики:

- точность измерения наклонной дальности  $\leq 10$  м, радиальной скорости  $\leq 0,01$  м/с;
- масса (без АФУ)  $\leq 23,0$  кг;
- энергопотребление в дежурном режиме  $\leq 30$  Вт, в сеансном режиме  $\leq 63$  Вт (мощность передатчика до 10 Вт).

### ***10.1.3. Бортовая информационная телеметрическая система и радиопередающие устройства***

Бортовая информационная телеметрическая система (БИТС) предназначена для сбора телеметрической информации с датчиков КА и последующей передачи её через автономную радиолинию.

На рис. 10.4 представлены некоторые приборы телеметрических и радиопередающих систем.



Приборы БИТС-М АО «РКС»



TM-система АО «ИРЗ»



Радиопередающее устройство  
АО «ИРЗ»



Радио TM-система  
АО «ИРЗ»

Рис. 10.4. Приборы телеметрических и радиопередающих систем

В качестве примера приведём некоторые характеристики маломассогабаритной БИТС-М, которая работает в составе низкоорбитального КА ДЗЗ [46]. Система состоит из двух моноблоков со встроенным блоком автоматики и двух радиопередатчиков. Основные характеристики БИТС-М следующие: потребляемая мощность в режиме передачи - не более 60 Вт; мощность передатчика - 10 Вт; скорость передачи – 256 кБит/с; масса системы с РПДУ – 16 кг; срок активного существования – 5 лет.

#### ***10.1.4. Аппаратура спутниковой навигации***

Существует несколько производителей такой аппаратуры. В качестве примера на рис. 10.5 приведена фотография комплекта аппаратуры спутниковой навигации (АСН), разработанной в АО «ИРЗ» (г. Ирбит). АСН состоит из двух взаимозаменяемых полуккомплектов для обеспечения двукратного резервирования.



Рис. 10.5. Аппаратура спутниковой навигации АО «ИРЗ»

Аппаратура предназначена для определения текущих координат, высоты, скорости и времени по сигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, GALILEO и др. Инструментальная погрешность определения географических координат - не более  $\pm 30$ м; потребляемая мощность - не более 17 Вт; масса комплекта составляет 4,5кг. Более подробные характеристики представлены на сайте компании.

## **10.2. Интегрированная бортовая система контроля и управления**

В последнее время наблюдается тенденция интегрирования бортовых систем контроля и управления (БСКУ) в одном приборном блоке, что позволяет экономить потребные значения массы, габаритов, энергопотребления и др. На рис. 10.6 приведён внешний вид приборного блока БСКУ, который установлен в КА ДЗЗ «АИСТ-2Д».



Рис. 10.6. Внешний вид приборного блока БСКУ [57]

БСКУ предназначена для распределения электропитания от СЭП потребителям на борту МКА, обеспечения информационного

взаимодействия с наземным комплексом управления, приёма и хранения ТМИ от бортовой аппаратуры, формирования информации оперативного контроля, трансляции команд на бортовую аппаратуру, обеспечения проведения навигационных измерений по сигналам GPS/ГЛОНАСС, сбора информации с телеметрических датчиков МКА, управления системой терморегулирования, формирования и поддержания бортовой шкалы времени и синхроимпульсов. Масса блока – 14 кг. Более подробные технические характеристики представлены в [57].

### **10.3 Система управления движением**

#### ***10.3.1. Задачи системы управления движением***

Следует отметить, что приборный состав СУД зависит от целевых задач, времени создания, типа КА, разработчиков КА в целом и разработчиков конкретных приборов. Например, в АО «РКЦ «Прогресс» в разные годы использовались цифровые СУД: «Кондор», «Колибри», «Альбатрос» [61].

Система управления движением КА ДЗЗ предназначена для решения следующих основных задач[61]:

- приведения КА из неориентированного положения в ориентированное;
- построения приборной инерциальной системы координат;
- управления движением КА относительно центра масс;
- обеспечения режима дежурной ориентации и др.

Сложность управления движением относительно центра масс КА иллюстрируется с помощью рис. 10.7. Слева на рисунке показана эволюция пространственной ориентации КА при съёмке площадки с помощью продольного (вдоль трассы) сканирования смежных полос захвата с использованием тангажных ускорений и замедлений (вид сверху).



На этом рисунке введены следующие обозначения:

I, II, III - первая, вторая и третья полосы обзора (стрелками показаны направления сканирования полос захвата);

1, 2, 3 - точки по шкале времени, соответствующие началу сканирования первой, второй и третьей полос обзора;

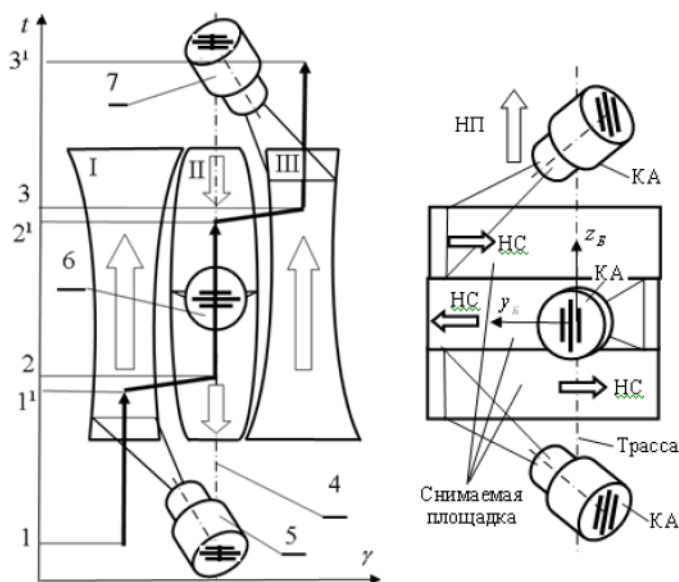


Рис. 10.7. Схема сканирования площадок за один виток

1', 2', 3' - точки по шкале времени, соответствующие окончанию сканирования первой, второй и третьей полос обзора (интервалы времени сканирования полос обзора соответственно будут следующими:  $[t_1, t_{1'}]$ ,  $[t_2, t_{2'}]$ ,  $[t_3, t_{3'}]$ );

4 - трасса космического аппарата;

5 и 7 - положение космического аппарата на трассе в моменты времени  $t_1$ , и  $t_{3'}$  соответственно;

6 - положение космического аппарата на трассе в средний момент времени между значениями  $t_1$ , и  $t_{3'}$ .



На рисунке слева также показан график изменения угла крена (угол  $\gamma$ ) в процессе сканирования площади с помощью возвратно-вращательного движения по углу тангажа. Стрелки, выделенные толстыми линиями, отображают график «перекладки» угла крена  $\gamma$  КА по времени полета  $t$ .

Полосы отдельных маршрутов показаны для наглядности без перекрытия. На самом деле полосы должны перекрываться примерно на 10% по ширине для исключения пропусков элементов снимаемой площади.

На рис. 10.7 справа показана схема съёмки площадки с помощью поперечного (поперёк трассы) сканирования смежных полос захвата также с использованием тангажных ускорений и замедлений (вид сверху). Линейка приборов с зарядовой связью (линейка ПЗС) фотоприёмного устройства должна быть установлена в фокальной плоскости оптической системы вдоль направления сканирования. Поэтому для перехода в режим съёмки поперечного сканирования необходимо развернуть космический аппарат относительно оси  $x_B$  по углу рыскания на 90 градусов.

### ***10.3.2. Модели для приближённой оценки характеристик точности системы управления движением***

На качество информации в реальных условиях эксплуатации ОЭА большое влияние оказывают характеристики точности выполнения операций СУД по угловой ориентации и стабилизации угловой скорости КА, а также по определению параметров движения центра масс КА. Снижение качества информации при недостаточных характеристиках точности СУД проявляется в виде смещения элементов (смазов) изображения.

На рис. 10.8 представлены схемы появления поперечных и продольных смещений изображения. Слева представлена схема

для определения скорости движения изображения  $V_{из}$  в фокальной плоскости (без тангажного замедления или ускорения).

В результате накопления ошибок при движении изображения происходит его смещение (для определённости на рисунке – в левую сторону и вниз). Справа на рис. 10.8 представлены часть вертикальных столбцов матрицы ВЗН (тёмного цвета с количеством строк  $n$ ) и наклонная полоса, соответствующая направлению «бега» изображения на фокальной плоскости (белого цвета).

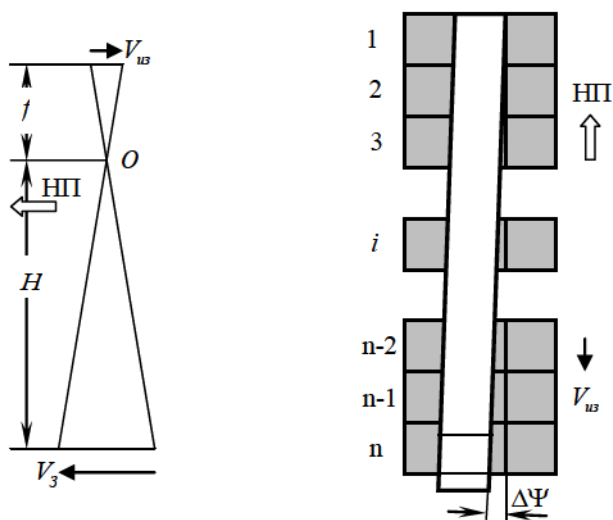


Рис. 10.8. Схемы формирования поперечных и продольных смазов изображения

Из геометрических соображений можно получить:

$$V_{из} = V_3 \frac{f}{H}, \quad (10.1)$$

где  $f$  - фокусное расстояние оптической системы;

$H$  - высота полёта КА;

$V_3$  - скорость подспутниковой точки по поверхности Земли, которую можно определить по формуле (9.3).

Как показала практика эксплуатации КА ДЗЗ, смещения элементов изображения (смазы), не превышающие 1/3 пикселя, не приводят к недопустимым потерям качества информации. Поэтому будем ориентироваться на это значение смещения и использовать это значение в качестве исходных данных при расчёте потребной точности. Например, если линейный размер элемента составляет 9 мкм, то допустимое смещение составляет 3 мкм.

Наиболее существенный вклад в результирующее смещение изображения вносят:

- погрешность ориентации изделия по каналу рыскания (поперечный смаз)  $S_{\psi}$  ;
- погрешности стабилизации изделия по каналам тангажа  $S_{\theta}$  и крена  $S_{\gamma}$  (продольный и поперечный смазы соответственно);
- погрешность скорости движения изображения  $S_v$  относительно скорости компенсации её средствами ОЭА в столбцах матрицы ВЗН при накоплении заряда (продольный смаз).

Погрешности по каналам тангажа и крена (углам ориентации по углам тангажа и крена) и угловой скорости КА по каналу рыскания рассматривать не будем, так как они дают смаз в 3-4 раза меньше и не оказывают заметного влияния на качество снимка.

### **Погрешность ориентации изделия по каналу рыскания**

Допустимую погрешность ориентации изделия по каналу рыскания (угловое отклонение), соответствующую *поперечному* смещению элемента изображения  $S_{\psi}$ , нетрудно получить, рассматривая схему, представленную на рис. 10.8 справа:

$$\Delta\psi \approx \frac{S_{\psi}}{n \cdot l_{\text{эл}}} = \frac{k_{\psi} \cdot l_{\text{эл}}}{n \cdot l_{\text{эл}}} = \frac{k_{\psi}}{n}, \quad (10.2)$$

где  $k_{\psi}$  - коэффициент допустимой доли смещения элемента изображения от размера фотоприёмного элемента.

### **Погрешность стабилизации угловой скорости изделия по каналу крена**

Время, за которое происходит накопление зарядов в столбце матрицы ВЗН (суммарное время по всем элементам), равно отношению высоты её столбца к скорости движения изображения:

$$\tau = \frac{l_{\text{эл}} n}{V_{\text{из}}}. \quad (10.3)$$

Допустимое отклонение угловой скорости изделия по каналу крена, соответствующее *поперечному* смещению изображения  $S_{\psi}$ , равно отношению допустимой величины смаза в единицу времени к фокусному расстоянию системы, то есть

$$\Delta\omega_{\gamma} = \frac{S_{\gamma}}{\tau f} = \frac{k_{\gamma} l_{\text{эл}}}{\tau f},$$

где  $k_{\gamma}$  - коэффициент допустимой доли смещения элемента изображения от размера фотоприёмного элемента.

Учитывая (10.3), приходим к выражению для оценки допустимой погрешности стабилизации изделия по каналу крена:

$$\Delta\omega_{\gamma} = \frac{k_{\gamma} V_{\text{из}}}{n f}. \quad (10.4)$$

### **Погрешность стабилизации угловой скорости изделия по каналу тангажа**

Допустимое отклонение угловой скорости изделия по каналу тангажа, соответствующее допустимому *продольному* смещению изображения  $S_{\theta}$ , равно отношению этого смещения в единицу времени к фокусному расстоянию оптической системы, то есть

$$\Delta\omega_{\theta} = \frac{S_{\theta}}{\tau f} = \frac{k_{\theta} l_{\text{эл}}}{\tau f},$$

где  $k_{\theta}$  - коэффициент допустимой доли продольного смещения элемента изображения от размера фотоприёмного элемента.

Учитывая (10.3), приходим к выражению

$$\Delta\omega_g = \frac{k_g V_{из}}{n f}. \quad (10.5)$$

### Погрешность скорости движения изображения

Допустимое отклонение угловой скорости бега изображения, соответствующее *продольному* смещению изображения  $S_V$ , равно отношению допустимой величины смещения изображения в единицу времени к фокусному расстоянию системы, то есть

$$\Delta\omega_V = \frac{S_V}{\tau f} = \frac{k_V l_{эл}}{\tau f},$$

где  $k_V$  - коэффициент допустимой доли продольного смещения элемента изображения от размера фотоприёмного элемента.

Учитывая (10.3), приходим к выражению

$$\Delta\omega_V = \frac{k_V V_{из}}{n f}. \quad (10.6)$$

С другой стороны, реальная скорость бега изображения  $V'_{из}$  может отличаться от расчётной  $V_{из}$  за счёт изменения высоты снимаемого профиля Земли над уровнем моря (см. формулу (10.1)).

Например, если высота орбиты составляет 450 км, а среднюю высоту возвышенностей принять равной 450 м, то реальное расстояние от КА до снимаемой площадки (при съёмке в надир) меняется на 0,1 % от высоты орбиты. Для съёмки с отклонением от надира ошибка может составлять до 0,2 %. Ошибка в скорости бега изображения  $\Delta V_{из}$  также меняется в пределах от 0,1 до 0,2 %.

Ошибка в угловой скорости движения изображения составит

$$\Delta\omega_H = \frac{V_{из} - V'_{из}}{f} = \frac{\Delta V_{из}}{f} = \frac{k_H V_{из}}{f}, \quad (10.7)$$

где  $k_H$  - ошибка в определении расстояния от КА до объекта съёмки.

### Определение допустимых составляющих смаза

Суммарный поперечный смаз можно найти по формуле

$$S_{\text{попер}} = \sqrt{S_{\psi}^2 + S_{\gamma}^2} . \quad (10.8)$$

Аналогично можно найти суммарный продольный смаз:

$$S_{\text{прод}} = \sqrt{S_g^2 + S_V^2} . \quad (10.9)$$

Результирующий смаз от поперечного и продольного смещения изображения можно представить в виде

$$S_{\text{рез}} = \sqrt{S_{\text{попер}}^2 + S_{\text{прод}}^2} = \sqrt{S_{\text{танг}}^2 + S_V^2 + S_{\text{рыск}}^2 + S_{\text{крен}}^2} . \quad (10.10)$$

Если принять допущение, что «вклады» составляющих в результирующий смаз примерно одинаковые, а допустимый результирующий смаз равен 1/3 пикселя, то нетрудно получить допустимые смазы по отдельным составляющим:

$$S_{\text{танг}} = S_V = S_{\text{рыск}} = S_{\text{крен}} \approx 0,17 . \quad (10.11)$$

**Пример.** Рассчитать допустимые ошибки некоторых параметров СУД для КА ДЗЗ «Ресурс-П». Размерность типовой матрицы ВЗН этого КА составляет 1536×192 элементов, размер каждого элемента матрицы (пикселя) составляет 9×9 мкм [53], допустимый результирующий сдвиг элемента изображения - 1/3 от линейного размера пикселя. Допустимые коэффициенты смазов по отдельным составляющим принять в соответствии с (10.11).

*Решение.*

По формулам (9.4) и (10.1) последовательно рассчитываем скорость подспутниковой точки на поверхности Земли и скорость бега изображения в фокальной плоскости:

$$V_3 = V_I \frac{R_3}{R_3 + H} \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}} = 7910 \frac{6371}{6371 + 475} \sqrt{\frac{6371}{6371 + 475}} = 7101 \text{ м/с} ;$$

$$V_{\text{из}} = V_3 \frac{f}{H} = 7101 \frac{4}{475 \cdot 10^3} = 0,060 \text{ м/с} = 60 \text{ мм/с} .$$



По формуле (10.2) получаем допустимую погрешность ориентации изделия по каналу рыскания:

$$\Delta\psi \approx \frac{k_{\psi}}{n} = \frac{0,17}{192} = 8,85 \cdot 10^{-4} [\text{рад}] = 3,04 \text{ угл. мин.}$$

По формуле (10.4) получаем допустимую погрешность стабилизации угловой скорости изделия по каналу крена:

$$\Delta\omega_{\gamma} = \frac{k_{\gamma} V_{\text{из}}}{n f} = \frac{0,17 \cdot 0,06}{192 \cdot 4} = 0,0000133 \text{ рад} / \text{с} = 2,74 \text{ угл. с} / \text{с}.$$

По формуле (10.5) получаем допустимую погрешность стабилизации угловой скорости изделия по каналу тангажа:

$$\Delta\omega_{\beta} = \frac{k_{\beta} V_{\text{из}}}{n f} = \frac{0,17 \cdot 0,06}{192 \cdot 4} = 0,0000133 \text{ рад} / \text{с} = 2,74 \text{ угл. с} / \text{с}.$$

По формуле (10.6) получаем допустимую погрешность стабилизации скорости движения изображения:

$$\Delta\omega_{\gamma} = \frac{k_{\gamma} V_{\text{из}}}{n f} = \frac{0,17 \cdot 0,06}{192 \cdot 4} = 0,0000133 \text{ рад} / \text{с} = 2,74 \text{ угл. с} / \text{с}.$$

По формуле (10.7) получаем погрешность стабилизации скорости движения изображения (из-за изменения высоты съёмки):

$$\Delta\omega_{\text{H}} = \frac{k_{\text{H}} V_{\text{из}}}{f} = \frac{0,0015 \cdot 0,06}{4} = 0,0000225 \text{ рад} / \text{с} = 4,6 \text{ угл. с} / \text{с}.$$

Из полученных значений  $\Delta\omega_{\gamma}$  и  $\Delta\omega_{\text{H}}$  выбираем минимальное, то есть:  $2,74 \text{ угл. с} / \text{с}$ .

Заметим, что данные модели верны, когда накопленный заряд снимается с последней (в примере - со 192-й) строки матрицы ВЗН. Если снимать заряды с 32, 48, 96 или 128 строк, то требования по точностям можно ослабить пропорционально числу строк.

### 10.3.3. Структурная схема СУД

Следует отметить, что приборный состав СУД зависит от целевых задач, времени создания, типа КА, от разработчиков КА в

целом и разработчиков конкретных приборов. Например, в АО «РКЦ «Прогресс» в разные годы использовались цифровые СУД: «Кондор», «Колибри», «Альбатрос» [61].

В качестве примера на рис. 10.9 представлена структурная схема СУД КА ДЗЗ «Ресурс-П» [61]. В состав СУД входят: четыре блока определения координат звезд - БОКЗ-М60, два инфракрасных построителя местной вертикали (ИКПМВ 301К), блок измерителей угловой скорости волоконно-оптический (БИУС ВОА), измеритель угловой скорости волоконно-оптический с акселерометрами (ИУС ВОА), многофункциональный программируемый контроллер (МПК), шесть силовых гироскопических комплексов (СГК), магнитная система сброса кинетического момента (ССКМ).

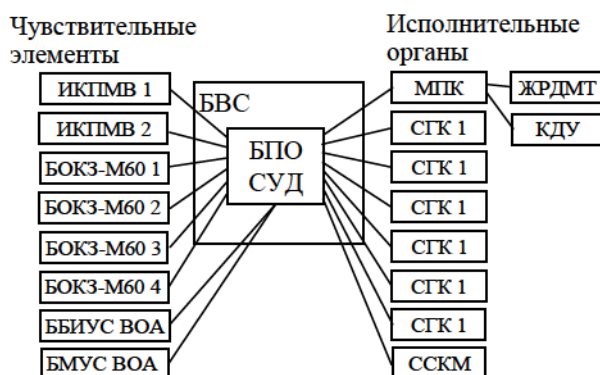


Рис. 10.9 Структурная схема СУД [61]

Функционально в состав СУД входят: бортовое программное обеспечение в БВС, жидкостные реактивные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) и комплексная двигательная установка (КДУ).

#### 10.4. Инфракрасный построитель местной вертикали

Инфракрасный построитель местной вертикали (ИПМВ, датчик горизонта) представляет собой прибор, работающий на прин-

ципе контраста теплового излучения Земли и космоса и предназначенный для выработки управляющих сигналов по каналам крена и тангажа. Существуют приборы сканирования границы Земли и космоса путём вращения или качания чувствительной головки (или зеркала). В последнем случае таких датчиков должно быть не менее двух (по каналам тангажа и крена).

На рис. 10.10 в качестве примера представлены некоторые приборы ИКВ. Слева показан прибор ИКПМВ 301К производства ОАО «НПП КП «Квант» (масса 5,0 кг, энергопотребление 10 Вт, точность ориентации  $1^\circ$ ). Справа показаны приборы ОАО «ВНИИЭМ» (масса - 3кг, габариты:  $\varnothing 200 \times 300$ мм, энергопотребление - 3,5 Вт, чувствительность ( $3\sigma_{\text{ш}}$ ) - 0,7угл. мин, ресурс - 100 000 ч).

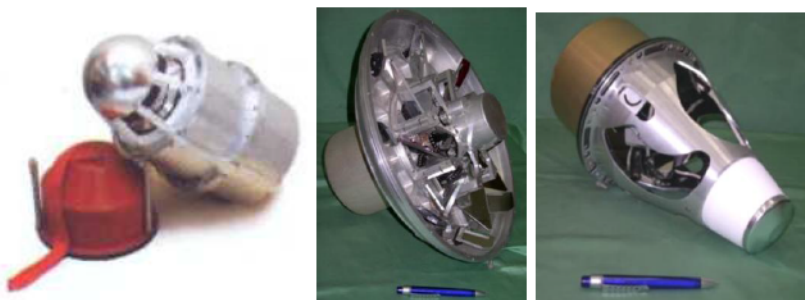


Рис. 10.10. Примеры блоков инфракрасных вертикалей

### 10.5. Блок определения координат звёзд

**Блок определения координат звёзд** (БОКЗ, звёздный датчик, звёздный координатор) предназначен для периодической коррекции положения КА в инерционной системе координат, для геопривязки космических снимков, а также для непосредственного управления в комплексе с измерителем угловой скорости.

Конструктивно БОКЗ представляет такой же телескоп, как и основной ОЭТК, но с меньшими габаритами.

В России основными производителями БОКЗ для КА являются ИКИ РАН, МОКБ «Марс» и ОАО «НПП «Геофизика- Космос» (рис. 10.11).

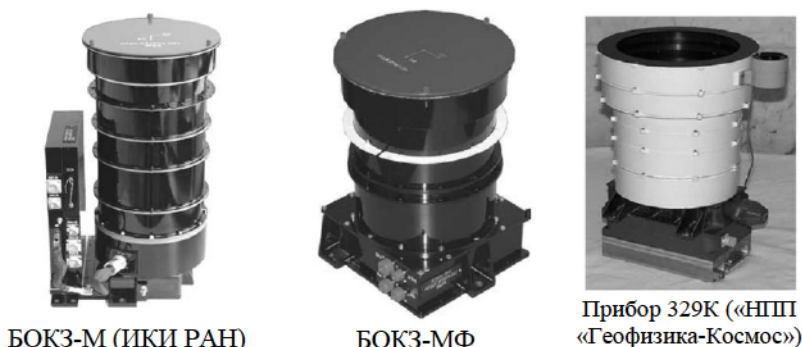


Рис. 10.11. Внешний вид звёздных датчиков

Датчики, устанавливаемые на КА, имеют точность до 1-2 угловых секунд и выполняют определения направления один раз в секунду. Имеются разработки нового типа звёздного датчика, точность которого составляет 0,1 угловой секунды при частоте измерения 10 раз в секунду [44].

Характеристики некоторых датчиков российских производителей представлены в табл. 10.3.

Оптические блоки звёздного координатора устанавливаются на внешней поверхности КА в количестве трёх или четырёх штук. Обязательным условием установки БОКЗ является отсутствие затенения другими частями КА, в частности, панелями СБ.

Возможные места установки показаны на рис. 10.12. На этой схеме введены обозначения: 1 – приборно-агрегатный отсек КА; 2 – отсек телескопа; 3 – звёздные датчики; 4 – солнечные датчики; 5 – звёздный датчик, установленный на шпангоуте ОЭТК в коническом углублении корпуса КА (для исключения затенения).

Таблица 10.3. Характеристики звёздных датчиков российских производителей

| Прибор                    | Масса, кг/<br>Размеры,<br>мм | Мощность, Вт | Точность,<br>сх.у /сз,<br>угл.с | Макс. угловая<br>скорость, °/с | Частота об-<br>новления, Гц | Поле<br>зрения, град | Матрица        | Звёздные<br>величины |
|---------------------------|------------------------------|--------------|---------------------------------|--------------------------------|-----------------------------|----------------------|----------------|----------------------|
| БОКЗ ИКИ<br>РАН (1998)    | 4,5/<br>450×230×200          | 11           | 2/20                            | 0,5                            | 0,3                         | 8×8                  | 512×<br>×512   | +7,5                 |
| БОКЗ-У ИКИ<br>РАН (1999)  | 4,5/<br>450×230×200          | 8            | 2/20                            | 4                              | 1                           | 18×18                | 512×<br>×512   | +7,5                 |
| БОКЗ-М ИКИ<br>РАН (2002)  | 4,25/<br>490×240×190         | 9            | 2/20                            | 1,2                            | 1                           | 8×8                  | 512×<br>×512   | +6                   |
| БОКЗ-МФ ИКИ<br>РАН (2007) | 1,3/<br>370×230×230          | 10           | 5/25                            | 4                              | 1                           | 18×18                | 1024×<br>×1024 | -                    |
| БОКЗ-М100                 | 4/<br>370×230×230            |              | 1,5/<br>15                      | 1,2                            | 1                           | 18×18                | 512×<br>×512   | —                    |
| БОКЗ-М60                  | 4,3/<br>200×200×200          | 15           | 1,5/<br>15                      | 1,2                            | 4                           | —                    | —              | —                    |

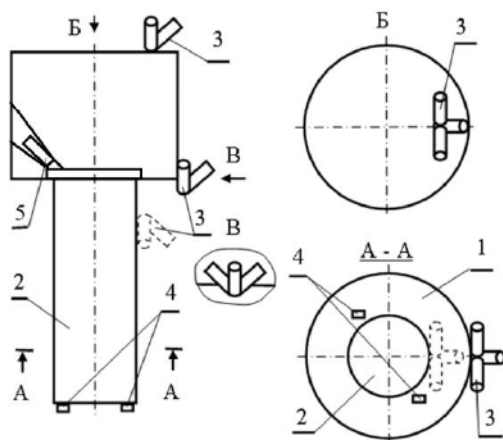


Рис. 10.12. Схема установки звёздных датчиков

В табл. 10.4 приведены некоторые характеристики ряда БОКЗ зарубежных производителей.

Таблица 10.4. Основные характеристики БОКЗ

| Прибор       | Масса, кг | Точность x,y/z, угл. с | Макс. угл. скор., град/с | Частота обновления, Гц | Поле зрения, град | Число элементов матрицы |
|--------------|-----------|------------------------|--------------------------|------------------------|-------------------|-------------------------|
| SED16        | 2,7       | 3/18                   | 20                       | 10                     | 25x25             | 1024 x1024              |
| SED26        | 3,3       | 1/5                    | 20                       | 10                     | 25x25             | 1024 x1024              |
| SED36        | 3,7       | 0,3/2                  | 10                       | 8                      |                   | 1024 x1024              |
| HYDRA        | 3,4       | 6                      | 10                       | 30                     | 23x23             | 1024 x1024              |
| ASTRO 10     | 2,9       | 2/15                   | 1                        | 8                      | 18x14             | 696 x520                |
| ASTRO 15     | 6,15      | 1/10                   | 2                        | 4                      | 14x14             | 1024 x 1024             |
| ASTRO APS    | 1,8       | 2/15                   | 5                        | 10                     | 20x20             | 1024 x 1024             |
| A-STR        | 3         | 3/32                   | 2                        | 10                     | 17x17             | 1024 x 1024             |
| AA-STR       | 1,43      | 6/50                   | 2                        | 10                     | 20x20             | 1024 x 1024             |
| CT-602       | 5,4       | 3                      | 1,5                      | 10                     | 8x8               | 512 x 512               |
| CT-631       | 2,5       | 12                     | 1,5                      | 5                      | 20x20             | 512 x 512               |
| CT-632       | 2,25      | 20                     | 72                       | 10                     | 20x20             | 512 x 512               |
| CT-633       | 2,25      | 6/30                   | 10                       | 5                      | 20x20             | 512 x 512               |
| Terma HE-5AS | 1         | 3/16                   | 2                        | 4                      | 22x22             | 1024 x1024              |
| ASC          | 2         | 2/8                    | 7                        | 5                      | 22x16             | 588 x 752               |
| ISC          | 2,9       | 18/37                  | 40                       | 5                      | 21x21             | 512 x 512               |

### Интегрированная инерциально-астропутниковая система навигации и ориентации

В настоящее время наблюдается тенденция к *комплексированию функционально близких приборов*. Например, на звёздные датчики может быть возложена дополнительная задача – оценка угловой скорости поворота КА, которая ранее решалась с помощью волоконно-оптического гироскопа. Так, фирмой Draper (США) и ИКИ РАН созданы приборы: ISC (рис. 10.13, а) и БОКЗ-МФ (рис. 10.13, б), сочетающие в себе звёздный датчик и гироскоп.

На рис. 10.13, в показан измерительный модуль интегрированной инерциально-астропутниковой системы навигации (ГЛОНАСС + GPS), который является универсальным «программно-аппаратным ядром» перспективных систем управления КА ДЗЗ.



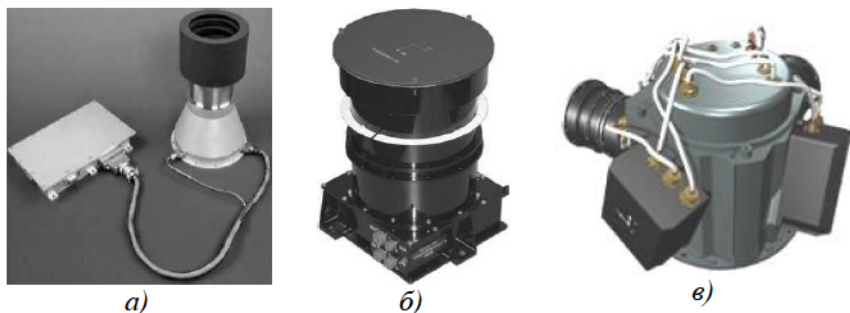


Рис. 10.13. Внешний вид комплексированных приборов

Модуль содержит два трёхкоординатных бесплатформенных блока, два БОКЗ и вычислительный блок.

## 10.6. Датчики ориентации и угловой скорости

В современных КА ДЗЗ для ориентации КА в пространстве используются как прецизионные гироскопические датчики с электростатическим подвесом, так и датчики угловой скорости.

Следует заметить, что в разные годы и на различных предприятиях использовались другие названия аналогичных приборов: лазерный гироскоп, лазерный бесплатформенный командный прибор – ЛБКП, трёхосевой волоконно-оптический измерительный модуль, волоконно-оптический гироскоп – ВОГ, измеритель угловой скорости волоконно-оптический - ИУС ВОА.

На рис. 10.14 представлены блоки бескарданной инерциальной системы на базе электростатических гироскопов (БИС-ЭГ).

Слева показан блок чувствительных элементов, включающий три прецизионных электростатических гироскопа (габариты 260x305x308 мм), справа - блок электроники (габариты 140x304x285 мм) разработки ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» [61].



Рис. 10.14. Блоки бескарданной инерциальной системы на базе электростатических гироскопов [61]

Свойственные БИС-ЭГ незначительные уходы на длительных интервалах полёта КА позволяют решать задачу астрокоррекции с помощью БОКЗ на основе проведения последовательных во времени астроизмерений по соответствующим звёздам.

Блок датчиков угловых скоростей (БДУС) включает систему волоконно-оптических датчиков и используется для определения накопленной угловой скорости КА и восстановления прежней ориентации КА. Как правило, в БДУС устанавливаются четыре оптических датчика, расположенных по граням правильного тетраэдра или по граням параллелепипеда.

На рис. 10.15 показаны некоторые такие датчики.

Характеристики этих приборов можно найти на соответствующих сайтах производителей. Некоторые характеристики приборов БИУС ВОА и БИУС ВО «НПП «Антарес» (г. Саратов) представлены в табл. 10.5.

БИУС ВО «НПП «Антарес» имеет массу 1,5 кг, габариты 140x133x102мм, потребляемую мощность 10 Вт, ресурс 5000 часов.



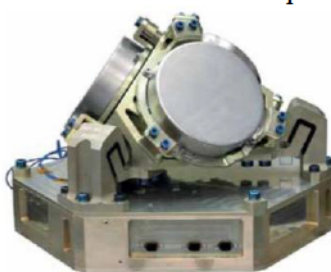
ИУС ВОА «НПП «Антарес»



БИУС ВОА «НПП «Антарес»



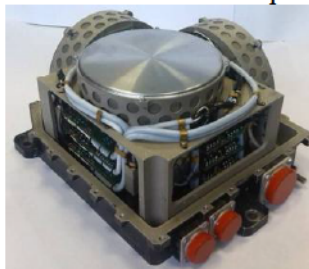
БИУС ВО «НПП «Антарес»



ВОГ «Airbus Deffence&Space»



ВОГ ООО «НПК «Оптолинк»



ВОГ ООО «НПК «Оптолинк»



Прибор КИНД34-059



Прибор КИНД34-059

Рис. 10.15. Внешний вид датчиков угловых скоростей

Таблица 10.5. Основные характеристики БИУС ВОА

| Характеристика                          | БИУС ВОА                | БИУС ВО           |
|-----------------------------------------|-------------------------|-------------------|
| Диапазон измерения, °/с                 | ±30; ±80                | ±40               |
| Диапазон измерения линейн. ускорений, g | 10                      |                   |
| Погрешность масштабн. коэффициента, %   | 0,03-0,3                | 0,3               |
| Систематич. составляющая ошибки, °/с    | $3 \cdot 10^{-4}$       | $1 \cdot 10^{-4}$ |
| Случайная составляющая ошибки, °/с      | $(5-20) \times 10^{-5}$ | $1 \cdot 10^{-4}$ |
| Потребляемая мощность, Вт               | 10 - 20                 | 10                |
| Готовность, с                           | 60                      | 30                |
| Ресурс, ч, не менее                     | 50000                   | 50000             |
| Габариты, мм                            | 214×212×190,5           | 140×133×102       |
| Масса, кг                               | 2,5-6,4 *               | 1,1 - 1,5 *       |

\*зависит от комплектации и степени защиты от воздействия факторов космического пространства

Таблица 10.6. Основные характеристики прибора КИНД34-059 [65]

| Характеристика                                                                           | Значение          |
|------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------|
| Диапазон измерения, °/с                                                                  | ±40               |
| Цена единицы младшего разряда выходной информации, угловых с.                            | 0,04              |
| Диапазон измерения линейного ускорения, м/с <sup>2</sup>                                 | ±100              |
| Цена единицы младшего разряда выходной информации, м/с                                   | $2 \cdot 10^{-4}$ |
| Ресурс работы, ч                                                                         | 3000              |
| Потребляемая мощность, Вт                                                                | 60                |
| Нестабильность углов ориентации осей чувствительности за весь срок эксплуатации, угл. с. | ±45               |
| Температура теплоотводящего основания КА, °С                                             | -5...+30          |
| Масса, кг                                                                                | 10                |
| Габаритные размеры, мм                                                                   | 330×240×190       |

Некоторые приборы обеспечивают точность СУД (порядка 0,1...0,01%) при скорости вращения КА до 40 град/с. Внизу слева на рис. 10.14 показан внешний вид прибора КИНД34-059, а внизу справа – тот же прибор, но без крышки [65]. Основные характеристики этого прибора приведены в табл. 10.6 [65].

На рис. 10.16 представлены два варианта многофункционального программируемого контроллера МПК-003, разработчик - ООО «НПП «Антарес» (г. Саратов).



МПК-003, вариант 1



МПК-003, вариант 2

Рис.10.16. Контроллер для обеспечения работы приборов СУД

Контроллер предназначен для приёма управляющих и информационных сигналов, формирования и выдачи управляющих воздействий на элементы СУД.

Основные характеристики МПК-003 (вариант 1): масса - 8,8 кг, габариты - 454×268×104 мм, энергопотребление - 25,4 Вт, (вариант 2): масса - 3,85 кг, габариты - 174×185×191 мм, потребляемая мощность - 14 Вт, ресурс - 50000 ч.

### **Унифицированный ряд приборов БИУС**

На сайте АО «НПП «Антарес» (г. Саратов) сообщается, что в настоящее время в стадии завершения находится НИОКР по созданию унифицированного ряда приборов под общим названием БИУС. При разработке приборов этого ряда применялся модульный принцип проектирования с максимальным применением унифицированных модулей. Модульная конструкция позволяет конфигурировать приборы под конкретные задачи Заказчика без изменения габаритов.

В общем случае БИУС содержит инерциальное ядро, состоящее из волоконно-оптических гироскопов и кварцевых или микромеханических акселерометров (опция), процессора и др. Каждая из



модификаций может включать дополнительные специализированные модули по требованию Заказчика, в том числе приёмники сигналов спутниковой навигационной системы (СНС) - GPS, ГЛО-НАСС. Приборы выпускаются как в обычном, так и в радиационнотойком варианте с толщиной защиты  $2 \text{ г/см}^2$  и более. Приборы БИУС выполняются в полностью твердотельном исполнении (не содержат движущихся частей), характеризуются практически мгновенным стартом из любого температурного состояния (от минус 55 до плюс 70 °С), ресурс приборов > 50000 час.

В унифицированной конфигурации БИУС реализована основная идея интегрированной навигационной системы (ИНС), *комплексирющей спутниковые и инерциальные данные*. Такое комплексирование позволяет оценить и *списать* в реальном времени ошибки датчиков инерциального ядра с использованием спутниковых данных, когда они доступны. В то же время инерциальные данные могут быть использованы для перекрытия пропусков спутниковых данных и, *самое главное*, ими могут быть заполнены интервалы неопределенности между соседними точками измерения СНС. Это позволяет осуществлять выработку навигационной информации в реальном масштабе времени с высокой точностью:

- частота обновления данных - сотни Гц;
- дрейф - менее 0,1 град/ч;
- точность определения координат (в зависимости от режима работы спутниковой системы навигации) – от 2...30 м до 1...10 см.

## **10.7. Система сброса кинетического момента**

Магнитная система сброса кинетического момента (ССКМ) предназначена для обеспечения разгрузки накопленного (в процессе длительной работы СГК) кинетического момента. Основными элементами такой системы являются электромагнитные исполни-



тельные органы, которые конструктивно представляют собой штанги, и приборный блок. Штанги, в количестве трёх штук, устанавливаются перпендикулярно друг другу, обычно по базовым осям КА. На рис. 10.17 представлены элементы МССКМ-014 для малых КА разработки АО «НИИ Командных приборов» (г. С.-Петербург).



Рис. 10.17. Элементный состав ССКМ

Основные характеристики следующие: магнитный момент – 100 (140) Ам<sup>2</sup>; масса – 3,2 кг, мощность – 1, 75 Вт. Масса электронного прибора (ЭП-059.029) составляет 2,15 кг; габаритные размеры - 200×270×70 мм.

Расчёты показывают, что момент мал и недостаточен для сброса кинетического момента за то небольшое время, что отводится на эту операцию. Однако если этот момент прикладывать постоянно в течение всего времени полёта КА, то результирующий момент, необходимый для сброса кинетического момента СГК, может быть существенно уменьшен.

В тех случаях, когда и постоянно работающей системы сброса кинетического момента недостаточно, периодически включаются двигатели ориентации КДУ.

Магнитная ССКМ для КА ДЗЗ «Ресурс-П» [61] имеет массу 56,0 кг, энергопотребление от 12 до 47 Вт, магнитный момент по каждой оси  $1000 \text{ Ам}^2$ ; механический момент по каждой оси  $2 \cdot 10^{-2} \text{ Нм}$ , диапазон измерения индукции магнитного поля Земли  $\pm 62,5 \text{ мкТл}$ .

Схема установки электромагнитных исполнительных органов (штанг) ССКМ показана на рис. 10.18.

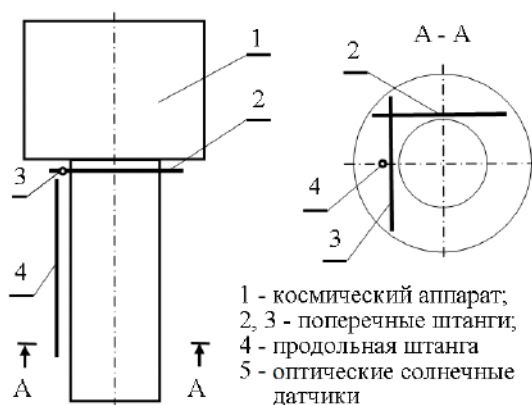


Рис. 10.18. Схема установки электромагнитных исполнительных органов (штанг) системы сброса кинетического момента

Принцип работы ССКМ заключается в следующем. КА движется в магнитном поле Земли, и при пропускании по исполнительным органам электрического тока возникает вращающий момент.

Характеристики системы ССКМ на начальных этапах проектирования рассчитываются следующим образом.

1. Масса элементов системы ССКМ задается как доля от массы КА. По статистике она составляет примерно 1%.

2. Масса блока электроники задается в процентах от массы всей ССКМ. В первом приближении можно взять 50.

3. Определяется масса штанг как разница между массой системы сброса кинетического момента и массой ее аппаратуры.

4. Объем электронного блока ССКМ в первом приближении определяется по средней плотности компоновки.

5. Объем штанг определяется по плотности конструкционного материала штанг с учетом коэффициента заполнения объема штанг конструкционным материалом (примерно 30%).

6. Расчет среднесуточной мощности энергопотребления производится по следующей зависимости:

$$W_{ССКМ} = \nu w_{ССКМ} m_{АССКМ},$$

где  $m_{АССКМ}$  - масса аппаратуры ССКМ;

$\nu w_{ССКМ}$  - удельная мощность энергопотребления (мощность, приходящаяся на единицу массы аппаратуры).

7. Расчет приведенного момента инерции ССКМ проводится по формулам (3.3) – (3.4) в зависимости от формы КА.

## **10.8. Силовые гироскопические приборы**

СГК используются в высокодинамичных КА ДЗЗ с высокоточным обеспечением его разворотов при перенацеливании.

Достоинством СГК, кроме высокой динамики и точности, является небольшая потребляемая мощность в процессе целевых разворотов КА (относительно стартовой мощности для раскрутки роторов гироскопов).

К недостаткам относятся сложность конструкции и логики управления. Методика расчета требуемого управляющего момента для обеспечения заданной производительности КА приведена в разделе 11.

В отрасли имеются несколько типов гироскопов и можно подобрать СГК с нужными значениями управляющего момента.

На рис. 10.19 показаны некоторые образцы силовых гиросприборов «НИИ Командных приборов» (г. С.-Петербург). Массы изделий представлены совместно с массой электронных блоков управления.



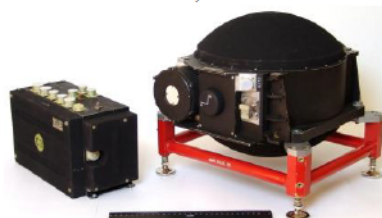
СГП-250, 1983 г.



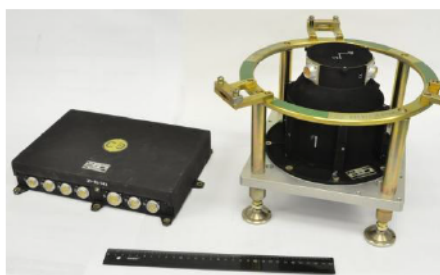
СГП-100, 2000 г.



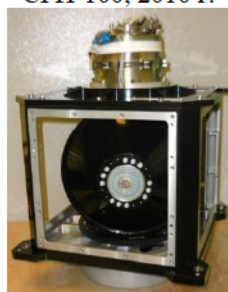
СГП-250, 2004 г.



СГП-100, 2010 г.



СГП-402НП21



СГП Колибри

Рис. 10.19. Силовые гиросприборы

Габариты гиросприборов можно найти на сайтах производителей. Например, гиросприбор 14М533 с управляющим моментом 250 Н·м имеет габариты (266х28хх445 мм), а габариты блока электроники составляют (150х306х474 мм).

Потребляемая мощность гиросприборов зависит от режима работы. Например, для изделия 14М537 мощность в режиме стабилизации составляет 36 Вт, в режиме программного поворота - 4 – 45 Вт, при разгоне ротора – 61 Вт.

Основные характеристики некоторых СГ приведены в табл. 10.6. Более подробно характеристики можно узнать у производителей. Так, СГ с кинетическим моментом 250 Н·м·с имеет габариты 266×280×445мм, а блок электроники - 150×306×474мм.

Таблица 10.6. Основные характеристики силовых гиросприборов [64]

| Характеристики изделия        | 14М533 | 14М537  | Колибри | 402НП21 |
|-------------------------------|--------|---------|---------|---------|
| Кинетический момент, Н·м·с    | 250    | 60; 100 | 30      | 3; 5    |
| Управляющий момент, Н·м       | 37,5   | 100     | 300     | 1       |
| Масса прибора, кг             | 49     | 25,6    | 17      | 4,5     |
| Угловая скорость подвеса, °/с | ±8,6   | ±57,3   | ±57,3   | ±21     |
| Назначенный ресурс, лет       | 5      | 5       | 5...10  | 7...15  |

### 10.9. Двигатели-маховики

Вместо силового гироскопического комплекса для управления угловым движением для средних и малых КА ДЗЗ могут быть использованы двигатели-маховики (ДМ). Достоинством ДМ по сравнению с СГК является относительная простота конструкции и логики управления, а недостатком – меньшая динамичность и относительно большая потребляемая мощность при целевой работе.

Основные характеристики и габаритные размеры разрабатываемых ВНИИЭМ двигателей-маховиков приведены в табл. 10.7 и на рис. 10.20 [77].

В двигателях-маховиках ДМ1-20, ДМ5-50, ДМ10-25 и ДМ20-250 электромеханический и электронный блоки конструктивно совмещены.

Таблица 10.7. Основные характеристики двигателей-маховиков [77]

| Параметры                   | ДМ1-20  | ДМ5-50  | ДМ10-25 | ДМ14-120 | ДМ20-250 | ДМБ                   |
|-----------------------------|---------|---------|---------|----------|----------|-----------------------|
| Кинетический момент, Н·м·с  | 1,0     | 5,0     | 10,0    | 14,0     | 20,0     | 29,4                  |
| Управляющий момент, мН·м    | 20      | 50      | 25      | 120      | 250      | 350                   |
| Частота вращения, об/мин    | 65000   | 63500   | 66000   | 63000    | 61470    | 61200                 |
| Число импульсов на оборот   | 36      | 36      | 36      | 72       | 56       | 960                   |
| Напряжение питания, В       | 24...34 | 24...31 | 24...34 | 24...34  | 24...34  | 24...34               |
| Максимальная мощность, Вт   | 15      | 31      | 31      | 65       | 70       | 100                   |
| Установившаяся мощность, Вт | 3       | 4       | 5       | 5,5      | 6        | 7                     |
| Масса, кг                   | 1,4     | 3,8     | 4       | 6,3      | 11,5     | 13,8+3,7 <sup>2</sup> |
| Ресурс, час                 | 45000   | 50000   | 50000   | 50000    | 45000    | 29930                 |

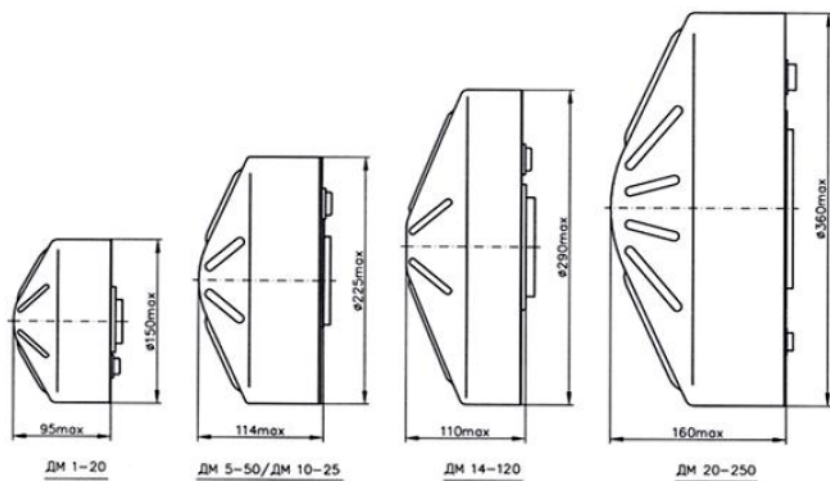


Рис. 10.20. Габаритные размеры двигателей-маховиков [77]



На рис. 10.21 слева показаны двигатели-маховики «НИИ Командных приборов» (г. С.-Петербург), а справа - система, состоящая из четырёх ДМ, установленных на КА «ГеоИК-2» [77].



Рис. 10.21. Система двигателей-маховиков КА «ГеоИК-2» [77]

Основные характеристики комплекса управляющих двигателей «КУДМ Колер-Э1» КА «Бион-М» № 2 следующие [50]:

- масса - 32 кг;
- кинетический момент ДМ -  $\pm(18-19,8) \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$ ;
- максимальный управляющий момент -  $\pm 0,2 \text{ Н} \cdot \text{м}$ ;
- минимальный управляющий момент -  $\pm 0,001 \text{ Н} \cdot \text{м}$ ;
- габаритные размеры: электронного блока -  $338 \times 280 \times 30 \text{ мм}$ ;  
двигателя-маховика –  $\varnothing 315 \times 72,5 \text{ мм}$ .

### 10.10. Комплексные двигательные установки

Комплексные двигательные установки (КДУ) функционально относятся к системе управления движением КА и непосредственно участвуют в её работе. Тем не менее в связи со своими особенностями КДУ рассматривается отдельно (КДУ включают в состав так называемого энергетического комплекса).

Особенности КДУ следующие:

- КДУ имеют относительно большую массу и габариты;
- используются токсичные компоненты топлива;
- КДУ изготавливаются и испытываются на специализированных предприятиях;
- КДУ должны монтироваться на корпусе КА без разборки (как единое изделие).

Более подробно вопросы расчётов и выбора КДУ рассматриваются в разделе 12.

### **10.11. Расчёт характеристик прочих элементов БКУ и СУД**

На начальных этапах формирования проектного облика КА ДЗЗ можно принять следующие примерные процентные соотношения масс рассматриваемых составных частей бортового комплекса управления от массы космического аппарата:

- масса элементов системы трансляции команд и распределения питания - 3%;
- масса элементов бортовой аппаратуры командно-измерительной системы - 4 %;
- масса элементов бортовой информационно-телеметрической системы - 5 %;
- масса прочих элементов бортового комплекса управления - 4% (в эту массу входят все неучтенные составные части).

Ниже приведены приближенные зависимости для вычисления массы антенно-фидерных устройств и кабельной сети и бортового радиоконкомплекса, которые получены по результатам обработки соответствующих статистических данных.

Масса антенн и фидерных устройств:

$$m_{АФУ} = (0,008...0,025)m_{КА};$$

масса кабельной сети:

$$m_{БКС} = (0,06...0,10) m_{КА} .$$

Моменты инерции характеристик антенно-фидерных устройств, кабельной сети и радиокomплекса определяются с помощью метода «размазывания» массы по объёму КА принятой формы.

Энергетические характеристики радиокomплекса также определяются по данным статистики.

Массогабаритные, энергетические и инерционные характеристики всей аппаратуры бортового комплекса управления рассчитываются путем суммирования по его отдельным составным частям.

## **11. РАСЧЁТ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА**

### **11.1. Схемы съёмок**

Рассмотрим схемы съёмок, которые являются расчётными для определения потребного управляющего момента силового гироскопического комплекса.

#### **Объектовая съёмка**

При объектовой съёмке основное время затрачивается на перенацеливание на объекты наблюдения, расположенные с отклонением от трассы полёта КА, или на ожидание подлёта к очередным объектам съёмки. Перенацеливание КА при объектовой съёмке осуществляется за счет поворота по углам тангажа, крена и рыскания.

Если количество объектов наблюдения в полосе обзора КА довольно большое, а возможностей системы управления движением относительно центра масс недостаточно для проведения съёмки всех объектов на одном витке, то осуществляется предварительный выбор объектов наблюдения, которые КА успеет отснять.

Такой выбор может осуществляться по критерию максимального количества отснятых кадров с учётом приоритетов по отдельным объектам и обеспечения некоторых ограничений по качеству снимка, например, по углу наклона оптической оси к земной поверхности.

На рис. 11.1 представлены возможные схемы съёмки КА ДЗЗ при большом количестве объектов. Темными прямоугольниками показаны отснятые (или запланированные для съёмки) объекты наблюдения, а светлыми - пропущенные объекты.

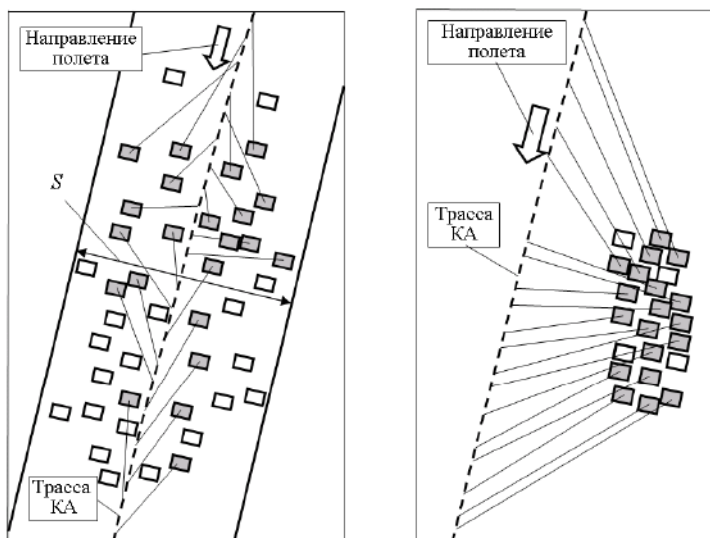


Рис. 11.1. Схемы перенацеливания КА ДЗЗ при объектовой съёмке

Тонкими линиями показаны направления проекций оптической оси космического аппарата (или аппаратуры наблюдения) на снимаемый объект в процессе перемещения подспутниковой точки по трассе.

### Площадная съёмка

Схема проведения площадной съёмки обсуждалась в подразделе 10.3 (см. рис. 10.7).

В данном разделе для расчёта потребных значений кинетических моментов СГК ограничимся моделированием съёмки отдельно расположенных объектов и будем считать, что именно этот тип съёмки требует для своей реализации устройств разворота КА с относительно большими массами и габаритами.

Расчёты потребных значений кинетических моментов СГК для площадной съёмки более сложны и требуют отдельного рассмотрения.

## 11.2. Среднее время перенацеливания

В качестве показателя производительности КА ДЗЗ будем рассматривать количество объектов наблюдения, снятых за определенный промежуток времени или виток полёта.

Для поворота КА при перенацеливании с одного объекта наблюдения на другой по углам тангажа, крена и рыскания используются силовой гироскопический комплекс или двигатели-маховики, которые содержат не менее трёх гиросприборов или отдельных двигателей-маховиков.

Ограничимся рассмотрением упрощенного углового движения КА – только по углу крена (угол тангажа равен нулю). На рис. 11.2 представлена схема такого углового движения КА, если смотреть на КА по направлению (или против) полёта.

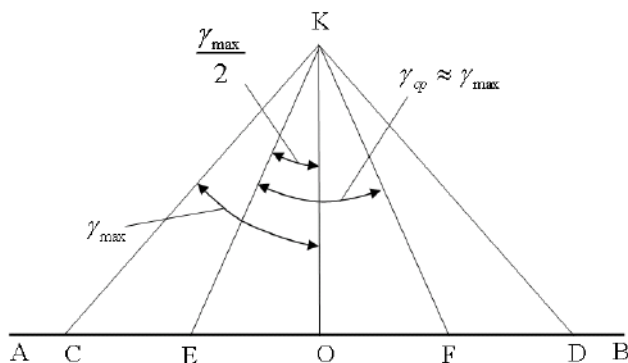


Рис. 11.2. Расчётная схема для оценки средней угловой скорости поворота космического аппарата в процессе целевой работы

Наклонные и вертикальная линии ( $KO$  – направление в надир) соответствуют оптическим осям аппаратуры наблюдения при различных углах поворота  $\gamma$  КА относительно направления в надир. Горизонтальная линия  $AB$  представляет собой линию поверхности Земли (без учёта кривизны);  $CD$  – отрезок, равный ширине полосы



обзора КА ДЗЗ;  $EF$  –отрезок, равный среднему расстоянию, которое "пробегают" точка пересечения оптической оси оптико-электронного телескопического комплекса (точка визирования или "прицеливания") по поверхности Земли в процессе перенацеливания КА.

Основное допущение, которое положено в основу получения модели для оценки производительности КА ДЗЗ, следующее. Средний угол разворота КА при перенацеливании с одного объекта наблюдения на другой объект равен половине угла поворота при перемещении линии визирования от крайней левой точки полосы обзора до крайней правой точки этой полосы, то есть

$$\gamma_{cp} \approx \frac{2 \cdot \gamma_{max}}{2} = \gamma_{max} . \quad (11.1)$$

По статистике максимальное значение угла поворота КА от направления на надир составляет  $\gamma_{cp} \approx \pm 40 \dots 60^\circ$ .

### **11.3. Оценка среднего времени перенацеливания**

Среднее время перенацеливания КА ДЗЗ с одного объекта наблюдения на другой зависит от управления угловым ускорением и скоростью в процессе поворота КА.

#### ***11.3.1. Оценка среднего времени перенацеливания КА по критерию минимума затраченного времени***

Пусть КА должен повернуться на угол  $\gamma$ , имея нулевую угловую скорость. При этом максимальное угловое ускорение КА не должно превышать  $\varepsilon_{max}$ . Минимальное время перенацеливания достигается тогда, когда угловое ускорение будет максимальным постоянно, вплоть до достижения заданного угла поворота.

Известно, что при равноускоренном угловом движении угол поворота определяется по следующей зависимости:

$$\gamma = \frac{\varepsilon_{\max} t_{\gamma}^2}{2}, \quad (11.2)$$

где  $t_{\gamma}$  - время поворота космического аппарата на угол  $\gamma$ .

Отсюда можно найти время перенацеливания

$$t_{\gamma} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\varepsilon_{\max}}}. \quad (11.3)$$

Недостатком приведенного управления перенацеливанием является большая угловая скорость вращения космического аппарата в момент пересечения оптической оси с объектом наблюдения, что снижает качество снимка.

### ***11.3.2. Оценка среднего времени перенацеливания КА по критерию минимума затраченного времени с учётом ограничений по конечной угловой скорости***

Рассмотрим ограничение по угловой скорости вращения космического аппарата в момент пересечения оптической оси с объектом наблюдения. Пусть эта угловая скорость равна нулю.

Как и прежде, будем считать, что начальная угловая скорость космического аппарата равна нулю. Минимальное время перенацеливания в условиях принятых ограничений будет достигнуто при реализации следующего алгоритма управления угловой скоростью. Первую половину требуемого угла разворота КА движется с равномерным положительным угловым ускорением (максимально возможным), а вторую – с равномерным отрицательным угловым ускорением (также максимально возможным). Схема, иллюстрирующая изменение скорости поворота космического аппарата в зависимости от времени, приведена на рис. 11.3.

На основе приведенных рассуждений можно написать:

$$\gamma = \frac{\varepsilon_{\max} (t_{\gamma}/2)^2}{2} + \frac{|-\varepsilon_{\max}| (t_{\gamma}/2)^2}{2} = \varepsilon_{\max} (t_{\gamma}/2)^2,$$

откуда можно получить следующую зависимость для расчета времени перенацеливания космического аппарата:

$$t_{\gamma} = 2\sqrt{\gamma/\varepsilon_{\max}}. \quad (11.4)$$

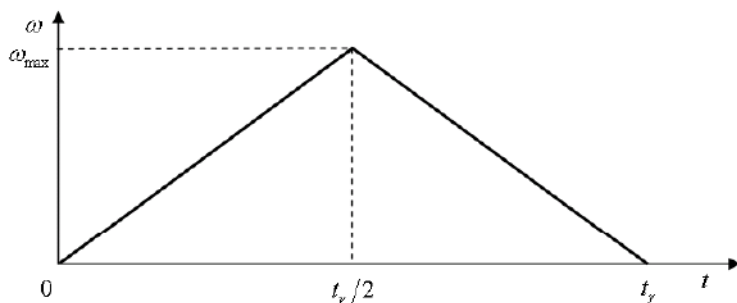


Рис. 11.3. Схема, иллюстрирующая изменение угла поворота космического аппарата в зависимости от времени

Сравнивая это выражение с выражением (10.3), можно заметить, что время перенацеливания увеличилось примерно на 40 %, но при этом угловая скорость поворота космического аппарата в конце участка перенацеливания равна нулю.

Недостатком приведенного алгоритма перенацеливания является то, что силовой гироскопический комплекс в процессе проведения операции перенацеливания постоянно работает на максимальном режиме по энергопотреблению. Кроме того, при таком режиме угловая скорость не ограничивается, что не всегда оправдано для работы других бортовых систем.

### ***11.3.3. Оценка среднего времени перенацеливания КА по критерию минимума затраченного времени с учётом ограничений по угловой скорости вращения***

Пусть ограничение по угловой скорости вращения космического аппарата равно  $\omega_{\max}$ . Ограничения по угловой скорости вращения космического аппарата в момент пересечения оптической

оси с объектом наблюдения примем те же, что и в предыдущем пункте. То есть эта угловая скорость равна нулю.

Схема, иллюстрирующая изменение скорости поворота космического аппарата в зависимости от времени, приведена на рис. 11.4.

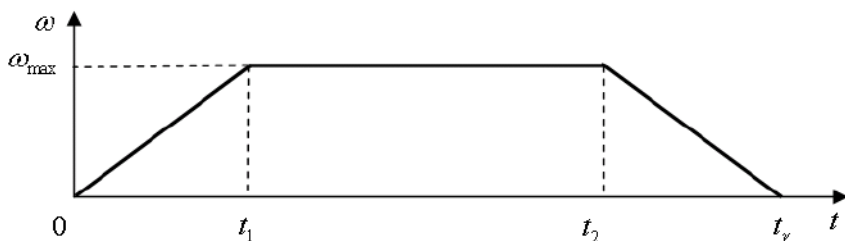


Рис. 11.4. Схема, иллюстрирующая изменение угла поворота космического аппарата в зависимости от времени

Начальная угловая скорость космического аппарата считается равной нулю. В начальный момент времени включается силовой гироскопический комплекс в режиме максимального углового ускорения  $\varepsilon_{\max}$  КА.

Этот режим включается в момент времени  $t_1$  (см. на схеме), которое соответствует достижению угловой скорости, равной предельно допустимой  $\omega_{\max}$ . Затем силовой гироскопический комплекс переходит в режим минимального токопотребления, когда управляющий момент, действующий на космический аппарат, равен нулю (угловое ускорение равно нулю). Космический аппарат продолжает вращение по инерции с угловой скоростью  $\omega_{\max}$ . В момент времени  $t_2$  силовые гидроприборы опять включаются на максимальный режим для гашения угловой скорости. При этом время начала торможения  $t_2$  определяется из условия того, что время торможения  $(t_\gamma - t_2)$  равно времени разгона  $t_1$

Получим формулу для расчета времени перенацеливания.

На первом участке космический аппарат повернется на угол

$$\gamma_1 = \frac{\varepsilon_{\max} t_1^2}{2}.$$

На втором участке КА поворачивается по инерции с угловой скоростью, которая была достигнута на первом участке поворота:

$$\omega_{\max} = \varepsilon_{\max} t_1.$$

Угол поворота космического аппарата на втором участке

$$\gamma_2 = \omega_{\max} (t_2 - t_1) = \varepsilon_{\max} t_1 (t_2 - t_1).$$

На третьем участке поворота космический аппарат повернется на такой же угол, как и на первом участке:

$$\gamma_3 = \frac{\varepsilon_{\max} (t_\gamma - t_2)}{2} = \frac{\varepsilon_{\max} t_1^2}{2}.$$

Складывая углы поворота космического аппарата на трёх участках, получаем

$$\begin{aligned} \gamma &= \frac{\varepsilon_{\max} t_1^2}{2} + \varepsilon_{\max} t_1 (t_2 - t_1) + \frac{\varepsilon_{\max} t_1^2}{2} = \\ &= \varepsilon_{\max} t_1^2 + \varepsilon_{\max} t_1 t_2 - \varepsilon_{\max} t_1^2 = \varepsilon_{\max} t_1 t_2. \end{aligned} \quad (11.5)$$

Учитывая, что  $t_2 = t_\gamma - t_1$ , и подставляя это выражение в (10.5), получаем уравнение с одним неизвестным:

$$\gamma = \varepsilon_{\max} t_1 t_\gamma - \varepsilon_{\max} t_1^2.$$

Отсюда находим время перенацеливания:

$$t_\gamma = \frac{\gamma + \varepsilon_{\max} t_1^2}{\varepsilon_{\max} t_1}. \quad (11.6)$$

Например, пусть  $t_1 = t_\gamma / 4$ . Подставляя это выражение в уравнение (10.6) и решая его относительно  $t_\gamma$ , можно получить:

$$t_\gamma = \frac{4}{\sqrt{3}} \sqrt{\frac{\gamma}{\varepsilon_{\max}}}. \quad (11.7)$$

Сравнивая выражение (11.7) с выражением (11.4), видим, что среднее время перенацеливания при данном режиме увеличилось примерно на 15 % по сравнению с временем перенацеливания при режиме, рассмотренном выше. При этом СГП работали на полную мощность только половину времени от времени перенацеливания.

Варьируя параметром  $t_1$  (временем углового ускорения КА при перенацеливании, см. рис. 11.4) и зная резерв времени на перенацеливание, можно оптимизировать электропотребление СГК. Но эта задача здесь не рассматривается.

При малом времени работы СГК по отношению к времени перенацеливания КА можно с небольшой долей погрешности принять, что КА аппарат поворачивается с постоянной угловой скоростью  $\omega_{\max}$ , тогда время перенацеливания можно рассчитать по формуле

$$t_{\gamma} \approx \frac{\gamma}{\omega_{\max}}. \quad (11.8)$$

В табл. 11.1 приведены время перенацеливания ( $t_{\text{пер}}$ ) на 300 км и суточная производительность ( $W_{\text{сут}}$ ) некоторых КА ДЗЗ.

Таблица 11.1. Характеристики КА ДЗЗ по перенацеливанию на 300 км

| КА ДЗЗ                     | Ikonos | Quick Bird | World View-1 | Geo Eye-1 | World View-2 | World View-4 |
|----------------------------|--------|------------|--------------|-----------|--------------|--------------|
| Время $t_{\text{пер}}$ , с | 18     | 62         | 10           | 20        | 10           | 16           |
| $W_{\text{сут}}$ , кол. ОН | 150    | 160        | 1500         | 350       | 1200         | 680          |

## 11.4. Оценка производительности космического аппарата

### Максимальное угловое ускорение КА

Определим максимальное угловое ускорение космического аппарата при перенацеливании, если задан управляющий момент силового гироскопического комплекса  $M_{\text{СГК}}$ .



Для такого расчёта необходимо знать момент инерции КА ( $J_{КА}$ ) относительно оси, проходящей через центр масс и перпендикулярной к плоскости поворота.

Если моменты инерции КА неизвестны, то их можно оценить приближённо по формулам (3.3) – (3.4), зная массу КА и его геометрические характеристики. Например, если КА массой  $m_{КА}$  имеет форму цилиндра диаметром  $D_{КА}$  и длиной  $L_{КА}$ , то упомянутый приведённый момент инерции КА относительно оси, проходящей через центр масс перпендикулярно продольной оси цилиндра, составит [20]:

$$J_{КА} = m_{КА} \left( \frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right). \quad (11.9)$$

Принимая во внимание, что момент, развиваемый СГК, прикладывается к корпусу КА и он начинает вращаться относительно своего центра масс, отыскиваем максимальное угловое ускорение КА при перенацеливании:

$$\varepsilon_{\max} = \frac{M_{СГК}}{J_{КА}}. \quad (11.10)$$

### **Время целевой работы на одном витке**

На рис. 11.5 представлена схема для расчёта времени целевой работы КА ДЗЗ на одном витке орбитального полёта.

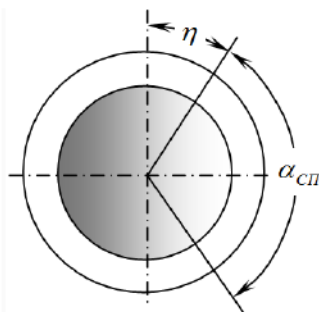


Рис. 11.5. Расчётные схемы для оценки производительности КА

На схеме показана орбита Земли, значение угла Солнца над горизонтом  $\eta$  на границе зоны съёмки (солнечного пятна). Угол  $\alpha_{сп}$  определяет часть орбиты, в пределах которой КА находится в световом пятне.

Максимальное время целевой работы КА ДЗЗ на одном витке равно (или меньше) времени нахождения КА в световом пятне и отыскивается как доля времени от периода обращения и равно времени нахождения КА в световом пятне:

$$t_{цр} = \frac{\alpha_{сп}}{2\pi} T, \quad (11.11)$$

где  $T$  - период обращения КА.

Угол  $\alpha_{сп}$  определяется по следующей зависимости:

$$\alpha_{сп} = 2 \left( \frac{\pi}{2} - \eta \right), \quad (11.12)$$

где  $\eta$  - значение угла Солнца над горизонтом на границе зоны съёмки (солнечного пятна).

Период обращения КА по круговой орбите определяется по следующей зависимости:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_z + H)^3}{\mu}}, \quad (11.13)$$

где  $R_z = 6371$  км - средний радиус Земли;

$H$  - высота полёта КА.

$\mu = 398600$ , км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> - гравитационный параметр Земли.

### **Расчёт производительности космического аппарата ДЗЗ**

За время работы космического аппарата на одном витке по целевому назначению в среднем аппарат перенацеливается через

время  $t_{\gamma}^{cp}$ . Следовательно, среднее число объектов наблюдения, которое КА может отснять в единицу времени, равно

$$m_{\Pi p} = 1/t_{\gamma}^{cp},$$

а за время целевой работы КА успеет отснять в среднем следующее количество объектов наблюдения:

$$N_{Вит} = m_{\Pi p} t_{ЦР} = T_{ЦР} / t_{\gamma}^{cp}. \quad (11.14)$$

### 11.5. Принцип работы силового гиросприбора

Гиросприбор (ГП) представляет собой двухстепенной гироскоп (гиродина). Кинематическая схема ГП представлена на рис. 11.6.

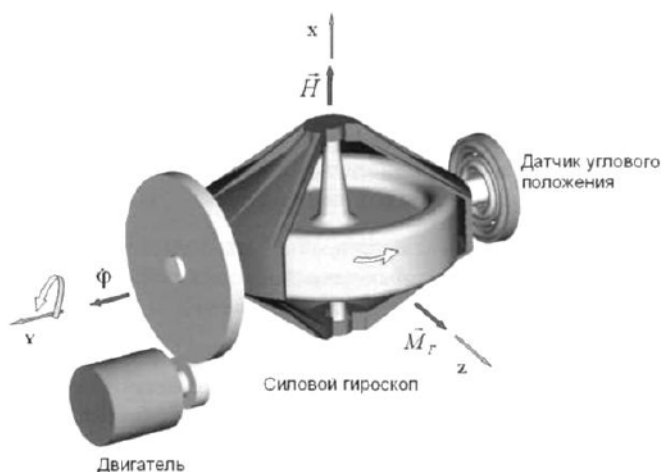


Рис. 11.6. Кинематическая схема гиродина [72]

Принцип работы гиросприбора (гиродина) заключается в следующем [23]. Пусть необходимо создать управляющий момент относительно оси  $oZ$  (для поворота корпуса КА относительно этой оси). Для этого с помощью датчика момента (двигателя), установленного по оси  $oX$ , будем поворачивать гиروزел (рамку с гироскоп-

пом) с угловой скоростью  $\omega = \dot{\phi}$ . Этому вращению противодействует лишь момент инерции всего giroузла вокруг оси  $oY$ , поэтому для создания угловой скорости  $\omega$  достаточно прикладывать небольшой по значению момент. В результате возникает гироскопический момент вокруг оси  $oZ$ :  $\bar{M}_r^Z = \bar{H} \times \bar{\omega}$ , стремящийся совместить вектор кинетического момента  $\bar{H}$  с вектором угловой скорости  $\bar{\omega}$ . Гироскопический момент  $\bar{M}_r^Z$ , действующий через узлы подвески рамки и корпус гироина, будет поворачивать корпус КА. Этот момент и является управляющим.

Достоинством гироина является «усиление по моменту», заключающееся в том, что малым по значению моментом, прикладываемым по оси  $oY$ , можно создать большой управляющий момент вокруг оси  $oZ$ . При этом усиление по моменту пропорционально угловой скорости поворота рамки giroузла  $\bar{\omega}$ .

Недостатком гироина является наличие в нем «перекрестных моментов», действующих на корпус КА. Так, при вращении КА вокруг оси  $oZ$  возникает гироскопический момент в отрицательном направлении оси  $oY$ , который необходимо парировать гироинами, установленными по другим осям КА. Поэтому ориентация КА по каждой из трёх осей в штатном режиме осуществляется работой не менее четырёх giroприборов, а в нештатных - тремя ГП.

## 11.6. Оценка потребного управляющего момента СГК

В данном подразделе ставится задача: каково должно быть значение управляющего момента СГК, чтобы обеспечить заданную производительность КА за время целевой работы на одном витке?

Исходными данными являются: заданная производительность съёмки на витке  $N_{Вит}$ , высота полёта, ширина полосы обзора (или максимальное значение угла отклонения оптической оси от нади-

ра). Кроме того, должно быть задано ограничение по максимальной угловой скорости перенацеливания КА  $\omega_{\max}$ .

Определению подлежит потребный управляющий момент СГК, обеспечивающий требуемые показатели производительности.

Алгоритм определения следующий.

1. Задаётся угол солнечного пятна  $\alpha_{СП}$ .
2. Рассчитывается по формуле (11.13) период обращения космического аппарата  $T$ .
3. Определяется по формуле (11.11) время целевой работы  $t_{ЦР}$ .
4. Вычисляется значение среднего времени перенацеливания

$$t_{\gamma}^{cp} = \frac{t_{ЦР}}{N_{Вум}}, \quad (11.15)$$

которое получено из (11.14).

5. Задаются законом (схемой) изменения угловой скорости КА при перенацеливании (см. рис. 11.3, 11.4) и выбирают расчётную зависимость, связывающую среднее время перенацеливания и максимальное значение углового ускорения.

6. Из выбранного закона изменения угловой скорости КА находится потребное значение максимального углового ускорения.

Например, если выбрано уравнение связи (11.4), то получим

$$\varepsilon_{\max} = \frac{4\gamma_{cp}}{3t_{\gamma}^2}. \quad (11.16)$$

Если выбрано уравнение связи (11.7), то получаем

$$\varepsilon_{\max} = \frac{16\gamma}{3t_{\gamma}^2}. \quad (11.17)$$

В любом случае максимальное значение угловой скорости не должно превышать  $\omega_{\max}$ .

7. Зная момент инерции КА относительно интересующей оси поворота, из формулы (11.10) находим потребный момент СГК:

$$M_{СГК} = J_{КА} \varepsilon_{\max}. \quad (11.18)$$

## **11.7. Оценка потребных значений массы и габаритов СГК**

В том случае, если в отрасли нет подходящих гиросприборов, необходимо оценить потребные характеристики для составления технического задания на разработку нового типа СГК.

Задача заключается в выборе габаритов, формы и массы ротора гиросприбора, обеспечивающего потребный момент СГК.

### ***11.7.1. Выбор параметров ротора силового гиросприбора***

Проблема при решении этой задачи заключается в том, что необходимо учесть влияние сразу двух факторов, влияющих на кинетический момент ротора – массы ротора и его габаритов. При выборе формы ротора гиросприбора необходимо удовлетворить противоречивым требованиям:

- создать ротор СГК как можно меньшей массы;
- создать ротор, обладающий максимальным собственным моментом инерции.

Поэтому можно выбрать ротор гиросприбора в форме цилиндра из-за соображений максимального момента инерции при заданных массе и радиусе.

На рис. 11.7 слева показан силовой гиросприбор КА ДЗЗ [35], на котором видны корпус статора цилиндрической формы и корпус рамки (узел прецессии ротора).

Форма ротора, скорее всего, имеет форму, близкую к толстостенному цилиндру.

На рис. 11.7 справа показан отечественный СГП с ротором, близким по форме к шару. Такая форма обеспечивает более рациональное использование массы при заданном моменте инерции.



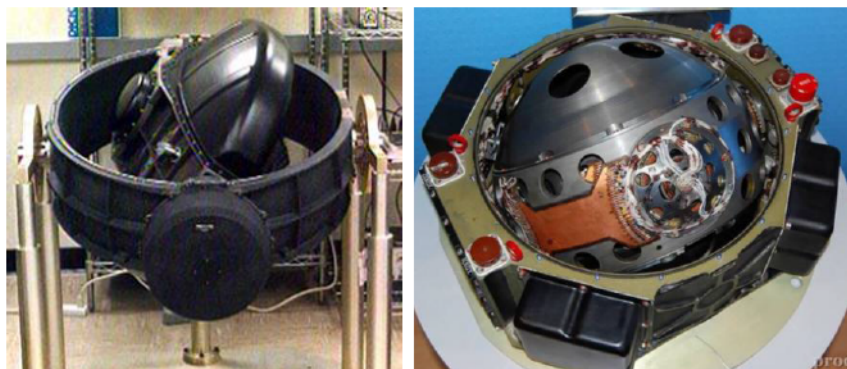


Рис. 11.7. Различные конструктивные схемы гиросприборов

Массу и момент инерции ротора в виде диска толщиной  $h$  с внешним радиусом  $R$  и цилиндрическим вырезом с радиусом  $r$  можно вычислить по формулам

$$m_y = \rho_{\text{РГП}} V_y = \rho_{\text{РГП}} \pi h (R^2 - r^2); \quad (11.19)$$

$$J_y = \frac{1}{2} m_y (R^2 - r^2), \quad (11.20)$$

где  $\rho_{\text{РГП}}$  – плотность материала ротора гиросприбора.

Видно, что для оценки массы и момента инерции ротора гиросприбора необходимы четыре параметра:  $h$ ,  $R$  и  $r$  и  $\rho_{\text{РГП}}$ .

Для уменьшения габаритов гиросприбора форму ротора, а следовательно и узла прецессии, можно брать в форме шара с цилиндрическим отверстием внутри шара. Силовой гиросприбор с таким ротором может иметь массу немного больше, чем ГП с цилиндрическим ротором, но СГ с шаровым ротором будет иметь меньшие габариты, что важно при рассмотрении вопроса о минимизации габаритов КА ДЗЗ в целом.

В работе [51] получены приближённые формулы для расчёта массы и момента инерции ротора гиросприбора в форме шара радиусом  $R$  с цилиндрическим вырезом радиусом  $r$ :

$$m_{\text{РГП}} = \pi \rho_{\text{РГП}} R \left( \frac{4}{3} R^2 - 2r^2 \right); \quad (11.21)$$

$$J_{\text{РГП}} = \pi \rho_{\text{РГП}} R \left( \frac{8}{15} R^4 - r^4 \right). \quad (11.22)$$

Было показано [51], что отношение радиуса цилиндрического отверстия к радиусу сферы лучше выбирать из диапазона 0,4...0,5, так как при этом момент инерции ротора такой формы уменьшается на 4,8...11,7% по сравнению с моментом инерции ротора в форме сплошного шара. А масса ротора такой формы уменьшается на 24...37,5% по сравнению с массой ротора в форме шара.

При фиксированном отношении радиуса цилиндра к радиусу шара формулы для расчёта момента инерции ротора и массы ротора определяются двумя параметрами: радиусом шара, в котором «вращается ротор», и плотностью конструкционного материала ротора. Так, для отношения  $r / R = 0,5$  расчётные формулы (11.21) и (11.22) приобретают следующий вид:

$$J_{\text{РГП}} = \frac{113}{240} \pi \rho_{\text{РГП}} R^5; \quad (11.23)$$

$$m_{\text{РГП}} = \frac{5}{6} \pi \rho_{\text{РГП}} R^3. \quad (11.24)$$

Отличительной особенностью этих формул является то, что на их основе можно однозначно определить радиус ротора гиросприбора и его массу, задаваясь кинетическим моментом ротора и плотностью конструкционного материала.

Радиус ротора можно получить по следующей формуле (полученной из выражения (11.23)):

$$R = \sqrt[5]{\frac{240 J_{\text{РГП}}}{113 \pi \rho_{\text{РГП}}}}, \quad (11.25)$$

а массу ротора гиросприбора - по формуле (11.21).

### ***11.7.2. Модели и алгоритм для оценки массогабаритных характеристик силового гироскопического комплекса***

Поворот КА осуществляется относительно трёх координатных осей с помощью четырёх (иногда шести) гиросприборов (ГП). В штатном режиме обычно работают все четыре ГП. Однако при отказе одного из них (любого) работа осуществляется тремя ГП.

#### **Принятые допущения:**

1. Будем считать, что для поворота КА относительно одной оси достаточно одного гиросприбора (если их предполагается установить в количестве четырёх). То есть рассчитываются характеристики одного ГП (считается, что другие ГП обеспечивают парирование дополнительных моментов, возникающих при работе первого ГП). Такое допущение правомерно потому, что по данным статистики в штатном режиме СГК работают не на полную мощность.

Следует также отметить, что в действительности работают все гиросприборы, компенсируя взаимное влияние их друг на друга. Однако принятое допущение позволяет упростить задачу и не вносит большой погрешности в результаты расчёта кинетического момента гиросприбора.

В дальнейшем количество гиросприборов в составе СГК уточняется в зависимости от значения управляющих моментов конкретных ГП, устанавливаемых в КА.

2. Сумма кинетического момента КА при его угловом движении и кинетического момента гиросприбора постоянна.

3. Угловая скорость вращения ротора гиросприбора постоянна.

4. Вектор момента сил, прикладываемых к рамке силового ГП, перпендикулярен вектору кинетического момента ротора ГП.

5. Угол поворота рамки ГП (принудительной прецессии) неограничен.

6. Моментом трения в узлах подвески рамки и ротора гиросприбора пренебрегаем.

В основу расчёта положены следующие зависимости теории гироскопов, справедливые в условиях принятых допущений [21-23].

### **Исходные данные для расчёта:**

- максимальный момент инерции КА  $J \left[ \text{кг} \cdot \text{м}^2 \right]$ ;
- максимальная угловая скорость поворота КА  $\omega_{\max} \left[ \text{рад} / \text{с} \right]$ ;
- максимальное угловое ускорение КА  $\varepsilon_{\max} \left[ \text{рад} / \text{с}^2 \right]$ .

### **Алгоритм расчета**

1. Рассчитывается максимальное значение момента силы, который необходим для поворота КА с максимальным ускорением:

$$M_{КА} = J_{КА} \varepsilon_{КА}. \quad (11.26)$$

2. Момент силы, прикладываемый к рамке ГП, принимается равным моменту силы, который необходим для поворота КА:

$$M_{СП} = M_{КА}. \quad (11.27)$$

3. Задаётся по статистическим данным прототипов допустимая угловая скорость прецессии СПП:  $\omega_{прец}$ . По статистике средняя угловая скорость прецессии составляет примерно  $8^\circ/\text{с}$ .

4. Рассчитывается потребный кинетический момент ротора гиросприбора:

$$K_{СП} = M_{СП} / \omega_{прец}. \quad (11.28)$$

5. Назначается по статистическим данным прототипов максимально возможная (достижимая) угловая скорость ротора гиросприбора  $\omega_{РП}$  [рад/с]. Эта скорость по статистике равна 11800 об/мин. Отметим, что в отрасли имеются проработки SGK для малых КА ДЗЗ со скоростью вращения гиросматора до 20000 об/мин и кинетическим моментом  $5 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$  (изделие SGK-5) [71].

6. Определяется потребный момент инерции ротора ГП:

$$J_{РП} = \frac{K_{СП}}{\omega_{РП}}. \quad (11.29)$$

7. Определяется радиус ротора ГП по формуле (11.25).

8. Находится масса ротора гиросприбора по формуле (11.24).

9. Проверяется условие нахождения скорости вращения ротора ГП в допустимой области по следующему критерию:

$$\omega_{ГП} \leq \omega_{пред}, \quad (11.30)$$

где  $\omega_{пред}$  - предельная угловая скорость, которая, в свою очередь, рассчитывается из условий прочности ротора по зависимости

$$\omega_{пред} = \sqrt{\frac{[\sigma]}{f \rho R^2}}, \quad (11.31)$$

где  $[\sigma]$  – допустимое напряжение в роторе;

$f$  – коэффициент безопасности;

$\rho$  – плотность материала ротора;

$R$  – радиус ротора гиросприбора.

Вместо проверки условия нахождения скорости вращения ротора ГП в допустимой области можно проверять условие прочности ротора ГП по формуле

$$\sigma \leq [\sigma], \quad (11.32)$$

где  $\sigma$  – окружное напряжение в роторе гиросприбора, которое, в свою очередь, определяется по следующей зависимости:

$$\sigma = f \rho r^2 \omega_{пред}^2.$$

10. Определяется масса силового гиросприбора из условия, что масса СГП превышает массу ротора СГП в  $k_1$  раз:

$$m_{СГП} = k_1 m_{рГП}. \quad (11.33)$$

11. Определяется масса электроники силового гиросприбора из условия, что ее масса составляет примерно долю  $k_2$  от массы СГП (включающей массы ротора, статора и корпуса СГП):

$$m_{элСГП} = k_2 m_{СГП}. \quad (11.34)$$

12. Определяется масса одного СГП с блоком электроники:

$$m_{СГ1} = m_{СГП} + m_{элСГП}. \quad (11.35)$$

13. Определяется масса СГК, состоящего из четырёх силовых гиросприборов и четырёх блоков электроники:

$$m_{\text{СГК}} = 4m_{\text{СГ1}}. \quad (11.36)$$

Таким образом, поставленная задача по определению массы силового гироскопического комплекса решена.

На последующих этапах проектирования производительность КА и характеристики СГК уточняются с учётом выбора оптимальных маршрутов съёмки.

Оценка мощности среднесуточного энергопотребления силового гироскопического комплекса определяется по статистике.

**Расчёт приведенного момента инерции** СГК относительно интересующей оси производится по известным формулам [20].

При этом возможны варианты:

- распределять массу по всему объёму КА;
- распределять массу по объёму отсека КА, в котором устанавливается СГК;
- рассчитывать приведённые моменты инерции отдельных гиросприборов.

В первом случае расчёт производится по методике, представленной в подразделе 3.5 настоящего учебного пособия.

В последних двух случаях при дальнейшей оценке приведённых моментов инерции КА необходимо учитывать расстояния от осей отсека СГК или гиросприборов до осей, проходящих через центр масс КА.

### 11.8. Пример расчёта массогабаритных параметров СГК

**Исходные данные:** Высота круговой орбиты - 500 км; максимальное значение угла отклонения КА от надира -  $45^\circ$ ; ограничения по угловой скорости поворота КА  $\omega_{\varphi} \leq 2 \text{ град/с}$ ; производительность - 70 объектов за виток полёта КА; значение минималь-



ного угла Солнца над горизонтом, при котором возможна съёмка,  $\eta = 30^\circ = 0,524 \text{ рад}$ .

1. Рассчитываем угол нахождения КА в световом пятне по формуле (11.12):

$$\alpha_{сп} = 2 \left( \frac{\pi}{2} - \eta \right) = \alpha_{сп} = 2 \left( \frac{\pi}{2} - 0,524 \right) = 2,094 \text{ рад}.$$

2. Определяем период обращения КА по формуле (11.13):

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{\mu}} = 2\pi \sqrt{\frac{(6371 + 500)^3}{398600}} = 5665,27 \text{ с},$$

где  $\mu = 398600 \text{ км}^3 / \text{с}^2$  – гравитационный параметр Земли.

3. Находим максимальное время целевой работы КА на одном витке по формуле (11.11):

$$T_{цр} = T \frac{\alpha_{сп}}{2\pi} = 5730,13 \cdot \frac{2,094}{2\pi} = 1910,04 \text{ с}.$$

4. Рассчитываем среднее время, затрачиваемое на перенацеливание, по формуле (11.15):

$$t_{cp} = \frac{T_{цр}}{N} = \frac{1910,04}{70} = 27,286 \text{ с}.$$

5. Находим среднее значение угла перенацеливания по формуле (11.1):

$$\gamma_{cp} \approx \frac{2 \cdot \gamma_{\max}}{2} = \gamma_{\max} = 45^\circ = 0,785 \text{ рад}.$$

6. Рассчитываем среднюю угловую скорость КА при перенацеливании:

$$\omega_{cp} = \frac{\gamma_{cp}}{t_{cp}} = \frac{0,785}{27,286} = 2,877 \cdot 10^{-2} \text{ рад/с} = 1,65 \text{ град/с}.$$

Видим, что ограничения соблюдаются ( $\omega_{cp} \leq 2 \text{ град/с}$ ).

7. Выбираем схему ускорения и замедления углового движения КА при перенацеливании и используем соответствующее уравнение связи между параметрами среднего времени перенаце-

ливания  $t_\gamma$  и максимального углового ускорения  $\varepsilon_{\max}$ . Пусть выбрана схема ускорения, показанная на рис. 11.4, и уравнение связи, представленное формулой (11.7), то есть  $t_\gamma = 4/\sqrt{3} \sqrt{\gamma/\varepsilon_{\max}}$ .

8. Определяем максимальное значение потребного углового ускорения по формуле, полученной из выбранного уравнения связи, то есть в нашем примере по выражению (11.17):

$$\varepsilon_{\max} = \frac{16\gamma_{cp}}{3t_{cp}^2} = \frac{16 \cdot 0,785}{3 \cdot 27,286^2} = 5,626 \cdot 10^{-3} \frac{рад}{c^2} = 0,323 \text{ град}/c^2.$$

9. На первом цикле итерации рассчитываем проектную массу КА по формуле (3.1):

$$m_{KA} = k m_{ЦА} = 5 \cdot m_{ОЭТК} = 5 \cdot 343,741 = 1718,703 \text{ кг},$$

где  $k=4...6$  - коэффициент, который показывает: во сколько раз масса КА больше массы целевой аппаратуры  $m_{ЦА}$ .

На последующих циклах масса КА рассчитывается точнее, а именно, как сумма составных частей КА.

10. В первом приближении назначаем средний диаметр и среднюю длину КА из соотношения размеров по статистике. Пусть приняты средний диаметр КА  $D_{KA} = 1,455 \text{ м}$  и средняя длина КА  $L_{KA} = 4,352 \text{ м}$ . На последующих циклах расчёта и формирования облика КА эти размеры уточняются.

11. Рассчитываем или принимаем по статистике момент инерции КА относительно оси поворота при перенацеливании.

На первой итерации расчёта, как упоминалось, можно принять, что КА представляет из себя цилиндр диаметром  $D_{KA}$  и длиной  $L_{KA}$ . Тогда момент инерции относительно центра масс цилиндра и относительно оси, проходящей через центр масс и перпендикулярной оси цилиндра, будет находиться так:

$$J_{KA} = m_{KA} \left( \frac{D_{KA}^2}{16} + \frac{L_{KA}^2}{12} \right) = 1718,7 \left( \frac{1,46^2}{16} + \frac{4,35^2}{12} \right) = 2939 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

На последующих итерациях можно уточнить форму КА, массы и габариты составных частей КА, их координаты в компоновочной схеме и уточнить значения моментов инерции.

12. Рассчитываем момент силы, который необходим для поворота КА с максимальным ускорением по формуле (11.26):

$$M_{КА} = J_{КА} \varepsilon_{\max} = 5,626 \cdot 10^{-3} \cdot 2939 = 16,54 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

и приравниваем его к моменту силы, который должен «выдавать» СГК, то есть  $M_{СП} = M_{КА}$ .

13. Назначаем по статистике значение угловой скорости прецессии рамки гиросприбора и максимальную скорость вращения ротора гиросприбора. Пусть они приняты следующими:

$$\omega_{\text{прец}} = 8 \text{ град/с} = 0,140 \text{ рад/с};$$

$$\omega_{РП} = 11800 \text{ об/мин} = 1235 \text{ рад/с}.$$

14. Рассчитываем потребный кинетический момент ротора гиросприбора по формуле (11.28):

$$K_{СП} = \frac{M_{СП}}{\omega_{\text{прец}}} = \frac{16,54}{0,140} = 118,1 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}.$$

15. Определяем потребный момент инерции ротора гиросприбора по формуле (11.29):

$$J_{РП} = \frac{K_{СП}}{\omega_{РП}} = \frac{118,1}{1235} = 0,09563 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$$

16. Выбираем форму ротора гиросприбора. Примем её в форме шара с цилиндрическим отверстием внутри и отношением радиуса цилиндра к радиусу шара, равным 0,5. Плотность материала ротора примем равной  $7800 \text{ кг/м}^3$  (высокопрочная сталь).

17. Рассчитываем радиус ротора гиросприбора и массу ротора соответственно по формулам (11.25) и (11.24):

$$R = \sqrt[5]{\frac{240 J_{РП}}{113 \pi \rho_{РП}}} = \sqrt[5]{\frac{240 \cdot 0,09563}{113 \cdot \pi \cdot 7800}} = 0,09632 \text{ м} = 9,632 \text{ см};$$

$$m_{\text{рпг}} = \frac{5}{6} \pi \rho_{\text{рпг}} R^3 = \frac{5}{6} \pi \cdot 7800 \cdot 0,09632^3 = 18,0 \text{ кг}.$$

18. Определяем допустимую скорость вращения ротора:

$$\omega_{\text{дон}} = \sqrt{\frac{[\sigma]}{f \rho R^2}} = \sqrt{\frac{2000 \cdot 10^6}{2 \cdot 7800 \cdot 0,09632^2}} = 3717 \text{ рад/с}.$$

Поскольку  $\omega_{\text{рпг}} \leq \omega_{\text{дон}}$ , то условие прочности соблюдается.

19. Рассчитываем массу силового ГП по формуле (11.33):

$$m_{\text{сгп}} = k_1 m_{\text{рпг}} = 1,3 \cdot 18 = 24,4 \text{ кг},$$

где  $k_1 = 1,3$  - коэффициент, показывающий, во сколько раз масса СГП больше массы ротора.

20. Определяем массу электроники СГП по формуле (11.34):

$$m_{\text{элсгп}} = k_2 m_{\text{сгп}} = 0,2 \cdot 24,4 = 4,84 \text{ кг},$$

где  $k_2 = 0,2$  - коэффициент, показывающий, какую долю масса электроники составляет от массы силового гиросприбора.

21. Определяем массу одного СГП с блоком электроники по формуле (11.35):

$$m_{\text{сг1}} = m_{\text{сгп}} + m_{\text{элсгп}} = 24,4 + 4,84 = 29,24 \text{ кг}.$$

22. Находим массу СГК, состоящего из четырёх силовых гиросприборов и четырёх блоков электроники по формуле (11.36):

$$m_{\text{сгк}} = 4 m_{\text{сг1}} = 4 \cdot 29,24 = 116,96 \text{ кг}.$$

## 11.9. Схемы установки силовых гиросприборов

Силовые гиросприборы по возможности стремятся устанавливать вблизи центра масс КА, так как они имеют большую относительную массу. Однако это не всегда возможно из-за различного рода ограничений. В частности, силовые гиросприборы являются источниками вибрации и не должны влиять на качество работы оптической системы и фотоприёмных устройств.

На рис. 11.8 слева показан отсек, в котором установлены силовые гиросприборы [36], а справа – место установки SGK на КА ДЗЗ «Ресурс-П».

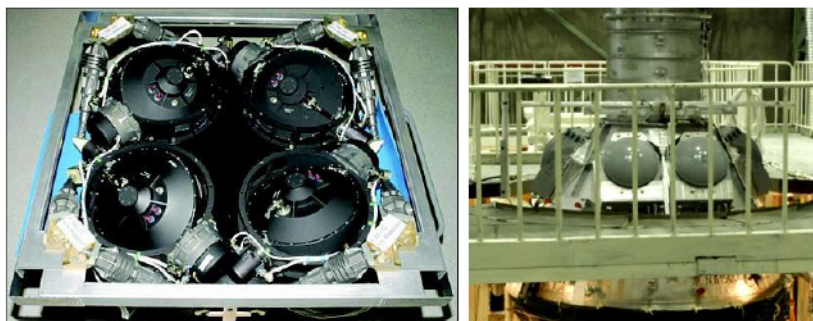


Рис. 11.8. Расположение SGK на различных КА ДЗЗ

Возможные схемы установки гиросприборов показаны на рис. 11.9 *а, б и в*), где введены обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек (ПАО) КА; 2 - отсек телескопа; 3 - СГП, установленные на корпусе КА; 4 - СГП, установленные в ПАО; 5 - SGK - в виде модуля.

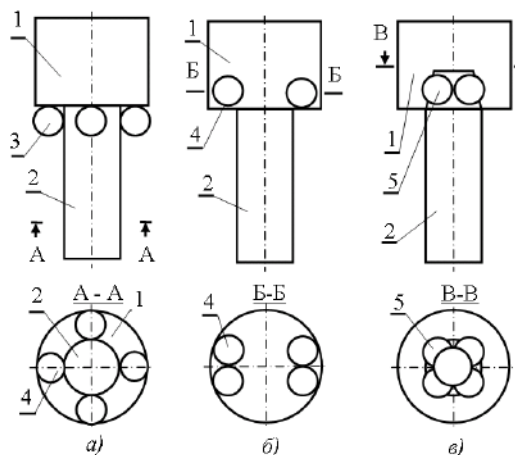


Рис. 11.9. Возможные схемы установки гиросприборов

### 11.10. Пример реализации силового гиросприбора

На рис. 11.10 показано фото одного из четырёх компактных силовых гиросприборов, установленных на КА ДЗЗ «Pleiades» [75]. Гиросприбор имеет оригинальную конструкцию, которая отличается простотой и компактностью.



Рис. 11.10.Гиросприбор CMG 15-45S КА «Pleiades» [75]

Силовой гиросприбор CMG (Control Moment Gyro) предназначен для КА ДЗЗ с высокими требованиями по угловой скорости при перенацеливании КА в пределах  $\pm 60^\circ$ . Гиросприборы расположены в конфигурации пирамиды и обеспечивают кинетический момент до  $15 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$  и крутящий момент до  $45 \text{ Н} \cdot \text{м}$ , достаточный для КА ДЗЗ массой до  $1000 \text{ кг}$  при скорости поворота не более  $3^\circ/\text{с}$ . Ресурс гиросприбора составляет  $1,8 \cdot 10^6$  циклов при среднем выходном крутящем моменте  $19 \text{ Н} \cdot \text{м}$ .

Основные характеристики гиросприбора CMG 15-45S приведены в табл. 11.2. Значение максимального значения потребляемой



электрической мощности СГК, включая силовой гиросприбор и блок электроники, назначается по изделиям-аналогам, которые можно найти на сайтах производителей.

Таблица 11.2. Основные характеристики гиросприбора CMG 15-45S

|                                                     |                 |
|-----------------------------------------------------|-----------------|
| Крутящий момент, Н·м                                | 45              |
| Кинетический момент, Н·м·с                          | 15              |
| Потребляемая мощность (включая электронику), Вт     | 25 (при 15 Н·м) |
| Диапазон входного напряжения шины, В                | 22-37           |
| Диаметр крепёжного фланца, мм                       | 200             |
| Масса гиросприбора, кг                              | 15,7            |
| Габариты гиросприбора:<br>диаметр, мм<br>высота, мм | 270<br>350      |
| Масса электроники (1 коробка на 4 CMG), кг          | 2,7 кг на канал |
| Габариты блока электроники, мм                      | 310×300×150     |

## 12. РАСЧЁТ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОМПЛЕКСНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Срок активного существования зависит от показателей надёжности и обеспеченности ресурсами КА. На начальных этапах проектирования показатели надёжности назначаются по прототипам. Из ресурсов КА наиболее затратными по массе являются запас топлива комплексной двигательной установки (КДУ) и возобновляемый запас электричества на борту КА, который определяется среднесуточной мощностью системы электропитания, ресурсом аккумуляторных батарей, циклограммами работы аппаратуры и др.

На массу КДУ, прежде всего, влияют масса самого КА, схема довывода КА на рабочую орбиту (с учётом возможного отказа разгонного блока РН), схема затопления после окончания работы КА на орбите, масса расходуемого топлива на поддержание орбиты (если оно требуется) и масса топлива на проведение операций по сбросу накопленного кинетического момента за всё время активного существования КА. Потребная масса КДУ с топливом и её габариты в первом приближении могут быть рассчитаны по методике [51]. Исходными данными являются параметры рабочей орбиты, назначенный срок активного существования и масса КА, которая является варьируемым параметром (в процессе итерационных циклов уточнения).

**В первом приближении** масса КДУ, не заправленной топливом, определяется по данным статистики:

$$m_{\text{КДУ}} = (0,04...0,06)m_{\text{КА}}.$$

Масса заправленной комплексной двигательной установки в составе космического аппарата составляет по данным статистики

$$m_{\text{КДУ}} = (0,18...0,20)m_{\text{КА}}.$$

## **Второе приближение**

Масса КДУ существенно зависит от того, используется в составе бортового комплекса управления силовой гироскопический комплекс или нет, и от параметров орбит КА. При наличии СГК включение КДУ для поворота КА используется редко. Включение КДУ для корректировки высоты орбиты также происходит редко. Если с помощью КДУ намечается довывод КА на рабочую орбиту, а также увод с этой орбиты с целью затопления КА после выработки ресурса, то в этих случаях требуется оценить необходимые запасы топлива. Все эти факторы учитываются при разработке моделей для оценки массогабаритных и инерционных характеристик КДУ.

Исходными данными для расчёта являются:

- высота круговой орбиты, на которую РН может вывести КА;
- высота круговой рабочей орбиты космического аппарата;
- углы наклона указанных орбит;
- параметры опорной орбиты, с которой начинается маневр захоронения;
- импульс скорости, который необходимо сообщить КА для его схода с орбиты и захоронения.

### **12.1. Определение характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров**

Будем рассматривать следующие приращения характеристической скорости, необходимые:

- для перехода с круговой орбиты вывода КА ракетой-носителем на переходную (эллиптическую) к круговой рабочей орбите КА;
- для изменения угла наклона плоскости орбиты (переход от плоскости орбиты вывода КА ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА);

- для перехода с переходной эллиптической орбиты на круговую рабочую орбиту КА;
- для восстановления параметров орбиты при длительных периодах функционирования;
- для перехода с рабочей круговой орбиты на переходную орбиту перед захоронением КА;
- для перехода с переходной орбиты к опорной орбите, с которой начинается маневр захоронения КА;
- для схода КА с опорной орбиты и захоронения КА.

Ниже приведены расчётные зависимости, подробный вывод которых изложен в [54].

### ***12.1.1. Оценка приращения характеристической скорости для довывода КА на рабочую орбиту***

Расчётная схема представлена на рис. 12.1. Обозначения будут ясны из дальнейшего изложения материала.

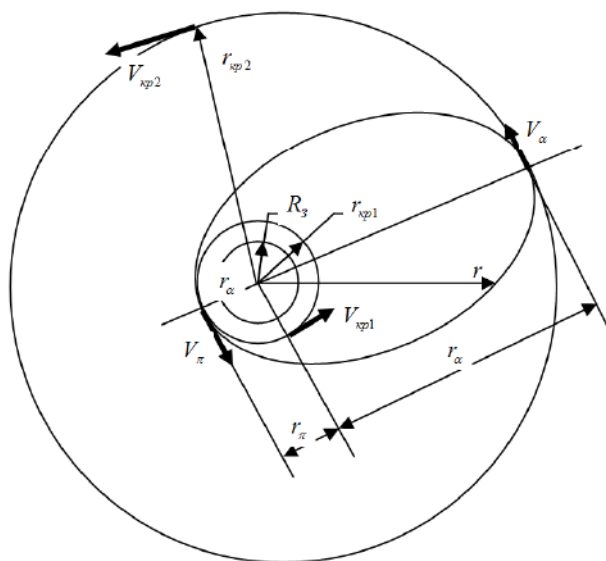


Рис. 12.1. Схема перевода КА на рабочую орбиту

**Приращение скорости  $\Delta V_1$ , которое необходимо для перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую**, определяется как разница скоростей КА в перигее эллиптической орбиты и на круговой опорной орбите:

$$\Delta V_1 = V_\pi - V_{kp1} = V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_\pi} - \frac{1}{a} \right)} - V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp1}}},$$

где  $V_\pi$  - скорость в перигее переходной эллиптической орбиты;

$V_{kp1}$  - скорость на низкой круговой орбите;

$V_I$  - первая космическая скорость (7910 м/с);

$R_3$  - радиус Земли;

$r_\pi$  - радиус перигея переходной эллиптической орбиты;

$a$  - большая полуось эллиптической переходной орбиты, которая определяется по формуле

$$a = \frac{r_\alpha + r_\pi}{2}.$$

Следует заметить, что в данном случае радиус перигея переходной орбиты  $r_\pi$  равен радиусу круговой начальной орбиты  $r_{kp1}$ , то есть  $r_\pi = r_{kp1}$ , а радиус апогея переходной орбиты  $r_\alpha$  равен радиусу круговой рабочей орбиты  $r_{kp2}$  КА, то есть  $r_\alpha = r_{kp2}$ .

**Приращение характеристической скорости, необходимой для изменения угла наклона плоскости орбиты**, определяется так:

$$\Delta V_3 = 2V_\alpha \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right),$$

где  $\Delta i$  - изменение угла наклона плоскости орбиты.

Приращение скорости  $\Delta V_2$ , необходимое для перевода КА на круговую орбиту в точке апогея (рис. 12.1), составит

$$\Delta V_2 = V_{\text{кр}2} - V_\alpha = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{\text{кр}2}}} - V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_\alpha} - \frac{1}{a} \right)},$$

где  $V_{\text{кр}2}$  - скорость КА на рабочей круговой орбите;

$V_\alpha$  - скорость КА в апогее переходной эллиптической орбиты.

**Приращение характеристической скорости, необходимой для восстановления высоты орбиты при длительном функционировании**, рассчитывается только для орбит высотой до 500 км. Методика расчёта приведена ниже [55].

1. Задается допустимое снижение высоты орбиты КА:

$$\Delta H = H_1 - H_2,$$

где  $H_1$  - начальная высота орбиты;

$H_2$  - высота орбиты космического аппарата после снижения.

2. Определяется время  $\Delta t$  снижения орбиты КА с высоты  $H_1$  до высоты  $H_2$ . Для изотермической атмосферы при сравнительно малых значениях  $\Delta H = H_1 - H_2$  (порядка 10...40 км) можно пользоваться простой приближенной формулой:

$$\Delta t = \frac{F(H_1) - F(H_2)}{\sigma},$$

где  $\sigma$  - баллистический коэффициент.

Вспомогательная функция  $F(H)$  определяется по формуле

$$F(H) = \frac{1}{2\sqrt{\mu_3}} \int_0^H \frac{dH}{\rho(H)\sqrt{R_3 + H}},$$

где  $\mu_3 = 398602 \text{ км}^3 / \text{с}^2$  - гравитационная постоянная Земли;

$\rho(H)$  - плотность атмосферы в зависимости от высоты.

Баллистический коэффициент  $\sigma$  подсчитывается по следующей зависимости:



$$\sigma = \frac{c_x S_M}{2 m_{КА}},$$

где -  $c_x$  - коэффициент аэродинамического сопротивления;

$S_M$  - площадь мишени космического аппарата;

$m_{КА}$  - масса космического аппарата.

3. Определяется число необходимых коррекций для поддержания высоты орбиты КА (с точностью до большего целого):

$$N_{кор} \approx \frac{T_{AC}}{\Delta t},$$

где  $T_{AC}$  - срок активного существования космического аппарата.

4. Определяется потребная характеристическая скорость для поднятия круговой орбиты с высоты  $H_2$  до высоты  $H_1$ .

Если допустимое изменение высот рабочей орбиты лежит в пределах 10...40 км, то расчёт можно производить по следующей приближенной зависимости:

$$\Delta V_H = \sqrt{\frac{\mu_3}{(R_3 + H)^3}} \left| \frac{H_1 - H_2}{4} \right|.$$

Если высота полёта КА лежит в пределах 200...500 км, то импульс скорости можно определять по эмпирической зависимости

$$\Delta V_H = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 0,58(H_1 - H_2),$$

где  $\Delta V_1$  и  $\Delta V_2$  - приращения характеристической скорости (м/с) в апогее и перигее орбиты (переход Гомана), если брать размерность высот  $H_1$  и  $H_2$  в км.

5. Определяется приращение характеристической скорости, необходимой для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования:

$$\Delta V_4 = N_{кор} \Delta V_H.$$

### ***12.1.2. Оценка приращения характеристической скорости для затопления КА в акватории Мирового океана***

Приращение характеристической скорости для схода КА с рабочей круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту с радиусом перигея  $r_\pi$ , равным радиусу круговой опорной орбиты (с которой потом осуществляется переход на орбиту захоронения), рассчитывается по следующей зависимости:

$$\Delta V_5 = V_{кр2} - V_{\alpha 0},$$

где  $V_{кр2}$  - скорость КА на рабочей круговой орбите (она рассчитывалась ранее и в данном случае считается известной);

$V_{\alpha 0}$  - скорость КА в апогее переходной эллиптической орбиты (переход к орбите для захоронения).

Скорость  $V_{\alpha 0}$  рассчитывается по формуле

$$V_{\alpha 0} = V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_\alpha} - \frac{1}{a} \right)},$$

где  $a$  - большая полуось эллиптической переходной орбиты;

$r_\alpha$  - радиус апогея эллиптической переходной орбиты.

***Приращение характеристической скорости для схода КА с переходной эллиптической орбиты на низкую круговую орбиту*** рассчитывается по следующей зависимости:

$$\Delta V_6 = V_{\pi 0} - V_{кр3},$$

где  $V_{\pi 0}$  - скорость КА в перигее переходной орбиты;

$V_{кр3}$  - круговая скорость КА на орбите, с которой начинается маневр для захоронения КА.

Скорости  $V_{\pi 0}$  и  $V_{кр3}$  рассчитываются так:

$$V_{\pi 0} = V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_{\pi 0}} - \frac{1}{a} \right)}; \quad V_{кр3} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр3}}}.$$

Отметим, что радиус перигея  $r_{\pi 0}$  переходной эллиптической орбиты равен радиусу круговой орбиты  $r_{kp3}$ , предназначенной для начала операции захоронения, то есть  $r_{\pi 0} = r_{kp3}$ .

**Оценку приращения характеристической скорости для схода КА с низкой круговой орбиты и захоронения  $\Delta V_7$**  в первом приближении можно определить по статистике. Можно принять эту скорость равной примерно 150 м/с.

### **12.1.3. Оценка суммарной характеристической скорости**

Суммарная характеристическая скорость, необходимая для проведения всех маневров, рассчитывается как сумма приращений характеристических скоростей для отдельных видов маневра:

$$V_x = \sum_{i=1}^n \Delta V_i,$$

где  $i$  – индекс, относящийся к определенному маневру;

$n$  - число маневров.

Полученная суммарная характеристическая скорость используется при расчёте запасов топлива на борту КА.

## **12.2. Определение массогабаритных и инерционных характеристик КДУ**

### **12.2.1. Определение запасов топлива**

Прежде всего выбирают компоненты топлива.

В качестве исходных данных для расчёта массы топлива используют удельный импульс и плотности компонентов топлива.

Массу топлива, необходимую для реализации всех запланированных маневров, можно определить, воспользовавшись формулой Циолковского

$$V_X = J_{y\partial} \ln z, \quad (12.1)$$

где  $J_{y\partial}$  – удельный импульс топлива и двигателя (м/с);

$z$  – число Циолковского.

Число Циолковского представляет собой отношение начальной массы ступени (в данном случае массы КА, полностью заправленного топливом,  $m_{KAo}$ ) к конечной массе ступени (массе КА без топлива), то есть

$$z = \frac{m_{KAo}}{m_{KAo} - m_{топл}}, \quad (12.2)$$

где  $m_{топл}$  – масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости КА.

Решая систему уравнений (12.1) и (12.2), получаем

$$m_{топл} = m_{KAo} - \frac{m_{KAo}}{\exp(V_X/J_{y\partial})}.$$

К этой массе необходимо добавить топливо для сброса кинетического момента за весь срок активного существования ( $T_{AC}$ ):

$$m_{кор} = \Delta m N_{опер},$$

где  $\Delta m$  – средний расход топлива на одно включение двигателей ориентации (ДО);

$N_{опер}$  – количество включений двигателей ориентации для сброса кинетического момента.

Количество включений двигателя рассчитывается по формуле

$$N_{опер} = \frac{T_{AC}}{T_{СКМ}},$$

где  $T_{AC}$  – время активного существования КА;

$T_{СКМ}$  – время между смежными операциями по сбросу кинетического момента.

Если принять, что частота сброса кинетического момента составляет 1 раз в сутки, то количество включений двигателя равно количеству суток активного существования.

Расход массы топлива на одну операцию по сбросу кинетического момента зависит от конкретных типов КДУ. Например, для КДУ СВИТ, установленной на одном из КА ДЗЗ массой около 4 т, расход топлива на одну операцию включения-выключения составляет 0,0024 кг/с (при средней длительности включения двигателей ориентации не менее одной секунды). Если срок активного существования КА составляет 3652 суток (10 лет), то запас топлива на сброс кинетического момента составит

$$m_{\text{кор}} = \Delta m N_{\text{опер}} = 0,0024 \cdot 3652 = 8,76 \text{ кг}.$$

Ещё следует учитывать гарантированный остаток топлива, а также «незабор» топлива, непроизводительные выбросы и др. (для различных конструкций КДУ в сумме остатки топлива составляют от 5 до 10 % от массы).

Таким образом, масса топлива в баках КДУ равна

$$m_T = k_{HT} (m_{\text{топл}} + m_{\text{кор}}),$$

где  $k_{HT} \approx 1,05 \dots 1,010$  - коэффициент, учитывающий незабор топлива.

### 12.2.2. Определение массы КДУ

Массу КДУ в первом приближении можно определить по той же методике, что и массу ракетного блока [54].

По статистике находят конструктивную характеристику КДУ как ракетного блока, которая по определению равна отношению массы заправленной КДУ ( $m_{\text{КДУ}}$ ) к массе КДУ без топлива:

$$s = \frac{m_{\text{КДУ}}}{m_{\text{КДУ}} - m_T}.$$

Решая это уравнение относительно  $m_{\text{КДУ}}$ , получаем

$$m_{\text{КДУ}} = \frac{s}{s-1} m_T,$$

$$m_{\text{КДУ}}^{\text{конс}} = m_{\text{КДУ}} - m_T,$$

где  $m_{\text{КДУ}}^{\text{конс}}$  - масса конструкции КДУ.

### 12.2.3. Определение предварительных габаритов КДУ

Основной объём КДУ определяется объёмами баков с компонентами топлива. Составляющие объёма баков топлива:

$$W_{\phi} = W_{\text{ок}} + W_z,$$

где  $W_{\text{ок}}$  и  $W_z$  – объёмы, занимаемые окислителем и горючим.

Эти объёмы можно вычислить по следующим зависимостям:

$$W_{\text{ок}} = k_{\text{ок}} \frac{m_{\text{ок}}}{\rho_{\text{ок}}} \quad \text{и} \quad W_T = k_T \frac{m_T}{\rho_T},$$

где  $m_{\text{ок}}$  и  $m_T$  - массы окислителя и горючего соответственно;

$\rho_{\text{ок}}$  и  $\rho_T$  - плотности окислителя и горючего соответственно;

$k_{\text{ок}}$  и  $k_T$  - коэффициенты, учитывающие незаполнение топливных баков окислителя и горючего соответственно.

Коэффициенты, учитывающие незаполнение топливных баков, зависят от формы баков. Баки КДУ КА ДЗЗ имеют, как правило, сферическую или кольцевую форму. Для такой формы в первом приближении можно положить  $k_{\text{ок}} \approx k_T \approx 1,2 \dots 1,3$ .

Массы окислителя и горючего рассчитываются по формулам

$$m_{\text{ок}} = m_{\text{топл}} \frac{\kappa}{1 + \kappa} \quad \text{и} \quad m_T = m_{\text{топл}} \frac{1}{1 + \kappa},$$

где  $\kappa$  - отношение секундных расходов окислителя и горючего.

Объём, занимаемый КДУ, рассчитывается по формуле

$$W_{\text{КДУ}} = k_{\text{КДУ}} W_{\phi},$$

где  $k_{\text{КДУ}}$  - коэффициент, учитывающий превышение объёма КДУ (включая двигатели и автоматику) над объёмом баков. Этот коэф-



коэффициент, в зависимости от форм и количества баков, составляет  $k_{\text{КДУ}} = 1, 2 \dots 1, 5$ ;

$$W_{\theta} = W_{\text{ок}} + W_{\Gamma}.$$

В свою очередь, объём, занимаемый отсеком КА, где устанавливается КДУ, рассчитывается по выражению

$$W_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}} = k_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}} W_{\text{КДУ}},$$

где  $k_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}}$  - коэффициент, учитывающий превышение объёма отсека КА, где располагается КДУ, над объёмом КДУ. Этот коэффициент также зависит от формы и количества баков, расположения двигателя и равен  $k_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}} = 1, 2 \dots 1, 5$ .

Если отсек, в котором располагается КДУ, цилиндрической формы и известен диаметр этого отсека  $D_{\text{КДУ}}$ , то можно подсчитать длину этого отсека по следующей формуле:

$$L_{\text{КДУ}} = \frac{4 W_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}}}{\pi D_{\text{КДУ}}^2}.$$

#### **12.2.4. Определение моментов инерции КДУ**

Для расчёта моментов инерции КДУ **в первом приближении** можно "размазать" массу отсека КДУ по объёму этого отсека.

Напомним, что нас интересуют максимальные значения моментов инерции КА. Поэтому следует рассчитывать моменты инерции КДУ только относительно оси, параллельной оси КА с максимальным значением момента инерции. Таким образом, собственный момент инерции КДУ относительно оси, проходящей через центр масс КДУ и направленной перпендикулярно продольной оси цилиндра, в габаритах которого располагается КДУ, рассчитывается по зависимости

$$J_{\text{КДУ}} = m_{\text{КДУ}} \left( \frac{D_{\text{КДУ}}^2}{16} + \frac{L_{\text{КДУ}}^2}{12} \right).$$

Зависимости для расчёта моментов инерции тел разной формы и относительно различных осей можно заимствовать из работы [20].

Следует отметить, что расчёт моментов инерции заправленной топливом КДУ можно проводить по этой же зависимости, но с учётом массы КДУ с топливом.

В первых приближениях момент инерции КДУ отдельно можно не рассчитывать, а массу КДУ как бы распределить равномерно по объёму КА в принятой форме с усредненными размерами. В этом случае расчётная зависимость будет следующей:

$$J_{\text{КДУ}}^{\text{КА}} = m_{\text{КДУ}} \left( \frac{D_{\text{КА}}^2}{16} + \frac{L_{\text{КА}}^2}{12} \right).$$

**Во втором приближении** можно сначала рассчитать массы отдельных устройств КДУ (баков окислителя и горючего, двигателя, элементов крепления, автоматики и др.) и их габариты. Затем рассчитать собственные моменты инерции составных частей КДУ и, наконец, рассчитать собственные моменты инерции КДУ с учётом расстояний от центра масс её составных частей до центра масс КДУ.

Среднесуточная мощность энергопотребления автоматики КДУ в первом приближении определяется по статистике.

### **12.3. Пример расчёта массогабаритных параметров комплексной двигательной установки**

Для определения массы и габаритов КДУ необходимо определить характеристическую скорость КА с учётом манёвров различного назначения.

Ниже приведен расчёт основных геометрических параметров орбит, необходимых для дальнейшего расчёта.

$R_{\text{кр}_1} = R_{\pi} = R_3 + H_B = 6371 + 300 = 6671 \text{ км}$  - радиус круговой орбиты выведения, который также является радиусом перигея пе-

переходной эллиптической орбиты, где  $R_3$  - средний радиус Земли,  $H_B$  - высота орбиты выведения.

$R_{kp_2} = R_\alpha = R_3 + H_p = 6371 + 574 = 6945 \text{ км}$  - радиус круговой рабочей орбиты, который также является радиусом апогея переходной эллиптической орбиты, где  $H_p$  - высота рабочей орбиты.

$a_1 = \frac{R_\pi + R_\alpha}{2} = \frac{6671 + 6945}{2} = 6808 \text{ км}$  - большая полуось переходной эллиптической орбиты.

$R_{kp_3} = R_{\pi_3} = R_3 + H_3 = 6371 + 200 = 6571 \text{ км}$  - радиус круговой орбиты, с которой начнется захоронение, где  $H_3$  - высота орбиты.

$a_2 = \frac{R_{\pi_3} + R_\alpha}{2} = \frac{6571 + 6945}{2} = 6758 \text{ км}$  - большая полуось переходной эллиптической орбиты на опорную орбиту, с которой будет произведен манёвр захоронения.

Приращение скорости, необходимой для перевода КА с низкой круговой на эллиптическую орбиту, определяется так:

$$\begin{aligned} \Delta V_1 &= V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_{kp_1}} - \frac{1}{a_1} \right)} - V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp_1}}} = \\ &= 7910 \sqrt{6371 \left( \frac{2}{6671} - \frac{1}{6808} \right)} - 7910 \sqrt{\frac{6371}{6671}} = 77,39 \text{ м/с}, \end{aligned}$$

где  $V_I = 7910 \text{ м/с}$  - первая космическая скорость.

Приращение скорости, необходимой для перевода КА с эллиптической орбиты на круговую орбиту назначения, определяется по формуле

$$\begin{aligned} \Delta V_2 &= V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_{kp_2}} - \frac{1}{a_1} \right)} - V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp_2}}} = \\ &= 7910 \sqrt{6371 \left( \frac{2}{6945} - \frac{1}{6808} \right)} - 7910 \sqrt{\frac{6371}{6945}} = 76,62 \text{ м/с}. \end{aligned}$$

Приращение скорости, необходимой для перевода КА с рабочей орбиты на эллиптическую, переходную к низкой опорной, определяется по формуле

$$\begin{aligned}\Delta V_3 &= V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp2}}} - V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_{kp2}} - \frac{1}{a_2} \right)} = \\ &= 7910 \sqrt{\frac{6371}{6945}} - 7910 \sqrt{6371 \left( \frac{2}{6945} - \frac{1}{6758} \right)} = 105,6 \text{ м/с}.\end{aligned}$$

Приращение скорости, необходимое для перевода КА с эллиптической орбиты на низкую опорную, с которой будет произведен манёвр захоронения, определяется по формуле

$$\begin{aligned}\Delta V_4 &= V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_{kp3}} - \frac{1}{a_1} \right)} - V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp3}}} = \\ &= 7910 \left( 6371 \sqrt{\frac{2}{6571} - \frac{1}{6758}} - \sqrt{\frac{6371}{6571}} \right) = 107,025 \text{ м/с}.\end{aligned}$$

Приращение характеристической скорости для схода КА с низкой орбиты для захоронения в акватории Мирового океана в первом приближении можно принять равным

$$\Delta V_5 = 150 \text{ м/с}.$$

Рассчитаем приращение скорости для поддержания высоты орбиты при длительном сроке активного существования.

Допустимое снижение высоты КА примем  $\Delta H = 30 \text{ км}$ .

Время снижения КА определяется по зависимости

$$\begin{aligned}\Delta t &= \frac{F(H_1) - F(H_2)}{\sigma} = \frac{3,411 \cdot 10^7 - 2,055 \cdot 10^7}{1,19 \cdot 10^{-3} \cdot 60 \cdot 60 \cdot 24 \cdot 365} = \\ &= 574000 \text{ с} \approx 29,56 \text{ лет},\end{aligned}$$

где  $\sigma$  - баллистический коэффициент;

$F(H_1)$  и  $F(H_2)$  - вспомогательные функции, которые рассчитываются по зависимостям, представленным ниже.

Коррекция высоты орбиты КА не понадобится, так как срок активного существования КА равен 3 годам.

Тем не менее продолжим расчёт с целью логического завершения методики расчёта:

$$\begin{aligned}
 F(H_1) &= \frac{1}{2\sqrt{\mu_3}} \int_0^{H_1} \frac{dH}{\rho(H_1)\sqrt{R_3 + H_1}} = \\
 &= \frac{1}{2\sqrt{398602}} \int_0^{574000} \frac{dH}{1,63389 \cdot 10^{-13} \sqrt{6371 \cdot 10^3 + H}} = 3,411 \cdot 10^7; \\
 F(H_2) &= \frac{1}{2\sqrt{\mu_3}} \int_0^{H_2} \frac{dH}{\rho(H_2)\sqrt{R_3 + H_2}} = \\
 &= \frac{1}{2\sqrt{398602}} \int_0^{544000} \frac{dH}{2,57292 \cdot 10^{-13} \sqrt{6371 \cdot 10^3 + H}} = 2,055 \cdot 10^7.
 \end{aligned}$$

Рассчитаем баллистический коэффициент:

$$\sigma = \frac{c_x S_M}{2m_{KA}} = 1,19 \cdot 10^{-3},$$

где  $c_x$  - коэффициент аэродинамического сопротивления КА;

$S_M$  - площадь мишени КА;

$m_{KA}$  - масса КА.

Общее приращение скорости будет равно

$$V_X = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 + \Delta V_4 + \Delta V_5 = 516,58 \text{ м/с}.$$

Компонентами топлива были приняты: несимметричный диметилгидразин и «азотный тетраксид» с удельным импульсом

$$J_{y\partial} = 3120 \text{ м/с}.$$

Масса топлива, необходимая для обеспечения потребной характеристической скорости КА, составит

$$m_{топл} = M_{KA} - \frac{M_{KA}}{V_X / e^{J_{y\partial}}} = 750 - \frac{750}{516,58 / e^{3120}} = 144,44 \text{ кг}.$$

Масса топлива, необходимая для сброса кинетического момента за весь срок активного существования, будет равна

$$m_{кор} = \Delta m \cdot N_{опер} = 0,1 \cdot 576 = 57,6 \text{ кг},$$

где  $N_{опер}$  - количество операций за срок АС;

$\Delta m$  - масса топлива на одну операцию.

Тогда необходимая масса с учётом всех коррекций и незабора топлива составит

$$m_T = k_{HT} (m_{топл} + m_{кор}) = 1,05 \cdot (144,4 + 57,6) = 212,1 \text{ кг}.$$

Масса КДУ в первом приближении будет равна

$$m_{КДУ} = \frac{s}{s-1} m_{Тл} = \frac{3}{3-1} \cdot 212,1 = 318,2 \text{ кг}.$$

Соотношение компонентов по статистике примем равным  $\kappa = 3,2$ . Тогда масса горючего и окислителя будут равны

$$m_{ок} = m_T \frac{\kappa}{1+\kappa} = 212,1 \cdot \frac{3,2}{1+3,2} = 161,6 \text{ кг};$$

$$m_T = m_T \frac{1}{1+\kappa} = 212,1 \cdot \frac{1}{1+3,2} = 50,5 \text{ кг}.$$

Объёмы, занимаемые этими массами, с учётом незаполнения топливных баков, равны

$$W_{ок} = k_{ок} \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}} = 1,20 \cdot \frac{161,6}{1443} = 0,1344 \text{ м}^3;$$

$$W_T = k_T \frac{m_T}{\rho_T} = 1,20 \cdot \frac{50,50}{793} = 0,07642 \text{ м}^3;$$

$$W_6 = W_T + W_{ок} = 0,07642 + 0,1344 = 0,2108 \text{ м}^3.$$

Объём, занимаемый КДУ, равен

$$W_{КДУ} = k_{КДУ} W_6 = 1,2 \cdot 0,2108 = 0,2529 \text{ м}^3,$$

где  $k_{КДУ} = 1,2$  - коэффициент, учитывающий превышение КДУ.

Объём, занимаемый отсеком КДУ, равен



$$W_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}} = k_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}} W_{\text{КДУ}} = 1,4 \cdot 0,2244 = 0,31416 \text{ м}^3,$$

где  $k_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}} = 1,4$  - коэффициент, учитывающий превышение отсека КА над объёмом КДУ.

Длина отсека КА:

$$L_{\text{КДУ}} = \frac{4W_{\text{КДУ}}^{\text{Отс}}}{\pi D_{\text{КДУ}}^2} = \frac{4 \cdot 0,31416}{\pi \cdot 1,0^2} = 0,40 \text{ м},$$

где  $D_{\text{КДУ}}$  - диаметр отсека, принятый равным 1 м.

В первом приближении момент инерции КДУ относительно оси, проходящей через центр масс описанного цилиндра и перпендикулярной оси этого цилиндра, можно принять равным

$$J_{\text{КДУ}} = m_{\text{КДУ}} \left( \frac{D_{\text{КДУ}}^2}{16} + \frac{L_{\text{КДУ}}^2}{12} \right) = 318,2 \left( \frac{1,0^2}{16} + \frac{0,40^2}{12} \right) = 24,13 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Если массу КДУ распределить равномерно по объёму КА цилиндрической формы (диаметром 2 м и длиной 4 м), то момент инерции КДУ в составе КА относительно оси, проходящей через центр масс КА и перпендикулярной продольной оси КА, составит

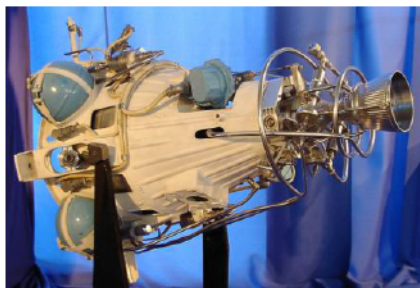
$$J_{\text{КДУ}}^{\text{КА}} = m_{\text{КДУ}} \left( \frac{D_{\text{КА}}^2}{16} + \frac{L_{\text{КА}}^2}{12} \right) = 318,2 \left( \frac{2,0^2}{16} + \frac{4,0^2}{12} \right) = 503,8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

#### **12.4. Компонентные схемы и основные характеристики комплексной двигательной установки**

На рис. 12.2 представлены некоторые типы двигательных установок КА различного назначения.

Основные требования, предъявляемые к комплексной двигательной установке (КДУ), следующие:

- КДУ должна быть компактной, ее размеры должны быть согласованы с размерами агрегатного отсека КА;
- конструкция КДУ должна иметь малую массу (основную массу заправленной КДУ должно составлять топливо);



«КДУ-414»



ТДУ КА «Зенит» (КБХМ)



КДТУ 5А (КБХМ)



КДУ корабля ЛОК (КБХМ)



КТДУ-35 (КБХМ)



КДУ КА «Янтарь 2К»

Рис. 12.2. Двигательные установки КА различного назначения

- компоненты топлива должны быть стабильными при длительном сроке активного существования КА;

- КДУ желательно выполнять единым модулем, установка КДУ на КА должна производиться без разборки элементов КДУ.

Основные проектные характеристики КДУ следующие:

- компоненты топлива и масса топлива;
- сила тяги;
- масса заправленной КДУ и её габариты;
- масса конструкции КДУ (без топлива);
- наличие других расходуемых компонентов (газа наддува, перекиси водорода для раскрутки турбины, пиростартеров и т.п.);
- время работы КДУ до полной выработки топлива;
- максимальное количество включений маршевого двигателя;
- максимальное количество включений двигателей ориентации;
- удельный импульс топлива и двигателя и др.

Некоторые компоновочные схемы КДУ приведены на рис. 12.3 и 12.4. Особенностью данных схем является то, что двигатели ориентации располагаются в специальных (четырёх) корпусах, установленных непосредственно на топливных баках.

Основным силовым элементом КДУ является тонкостенная оболочка конической формы. В этой оболочке выполнены вырезы для установки и крепления топливных баков. Маршевый двигатель установлен внутри цилиндрической оболочки, которая располагается в центре конической оболочки между баками. Нагрузка от работающего двигателя передается через цилиндрическую оболочку на коническую и далее, через шпангоут, на корпус КА. Цилиндрическая оболочка, кроме того, играет роль теплового экрана, предохраняя баки с топливом от перегрева.

Топливо размещается в четырех сферических баках (в двух баках - окислитель и в двух баках - горючее). Четыре бака выбраны потому, что в этом случае можно обеспечить более плотную ком-

поновку по сравнению с двумя баками. Кроме того, такая схема более надежна по критерию разгерметизации бака или при отказах элементов автоматики.

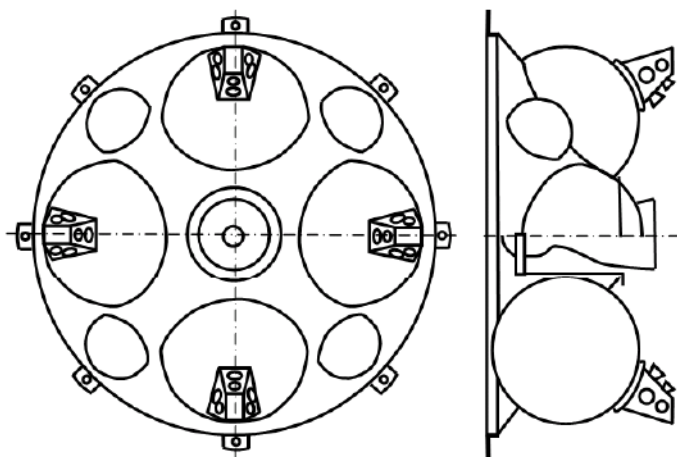


Рис. 12.3. Компоновочная схема КДУ с креплением баков на силовой конусной оболочке расширяющегося типа

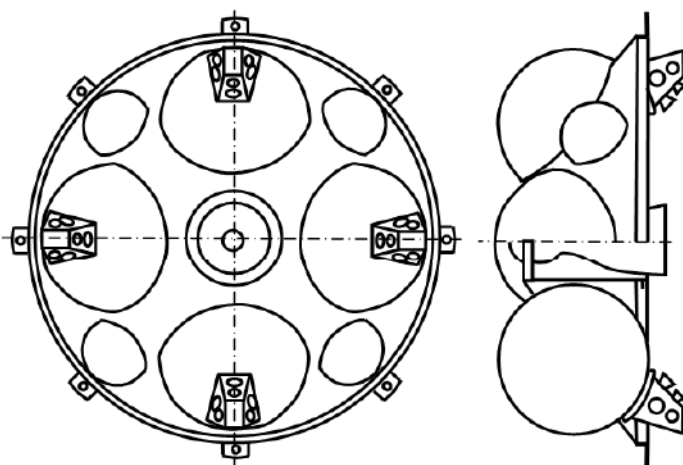


Рис. 12.4. Компоновочная схема КДУ с креплением баков на силовой конусной оболочке сужающегося типа

Запасы газа наддува располагаются в шарах-баллонах высокого давления (200 и более атмосфер), которые также закреплены на конической оболочке.

Управляющие двигатели установлены на баках и закрыты кожухами. Двигатели ориентации расположены таким образом, чтобы обеспечить их работу по углам тангажа, крена и рыскания, исключив попадание горячей струи газов двигателей на элементы КДУ и другие элементы космического аппарата.

На рис. 12.4 приведена компоновочная схема КДУ, в которой передача усилия от маршевого двигателя на нижнюю часть корпуса приборно-агрегатного отсека осуществляется через конусную оболочку, которая работает на растяжение.

Выбор размещения КДУ на космическом аппарате ограничен в связи с тем, что сопловая часть двигателя должна располагаться на внешней поверхности КА или совпадать с ней. Кроме того, тяга двигателя должна проходить через центр масс КА.

Существуют и другие компоновочные схемы комплексной двигательной установки.

На рис. 12.5 показана компоновочная схема КДУ с креплением баков между собой с помощью силовых труб.

На рисунке введены следующие обозначения: 1 – стыковой шпангоут; 2 – шар-баллон с запасами сжатого газа (4 шт., элементы крепления не показаны); 3 – соединительная труба между баками (4 шт.); 4 – корпус двигателей ориентации (4 шт.); 5 – топливный бак (4 шт.); 6 – силовая цилиндрическая оболочка; 7 – сопловая часть двигателя.

Отметим, что в последнее время появились другие названия комплексной двигательной установки, а именно: система выдачи импульса тяг (СВИТ). На рис. 12.6 показана твёрдотельная модель компактной СВИТ, в которой имеется четырёхкамерный маршевый двигатель и два управляющих блока с установленными в них

двигателями ориентации. СВИТ предназначена для КА относительно малых и средних масс.

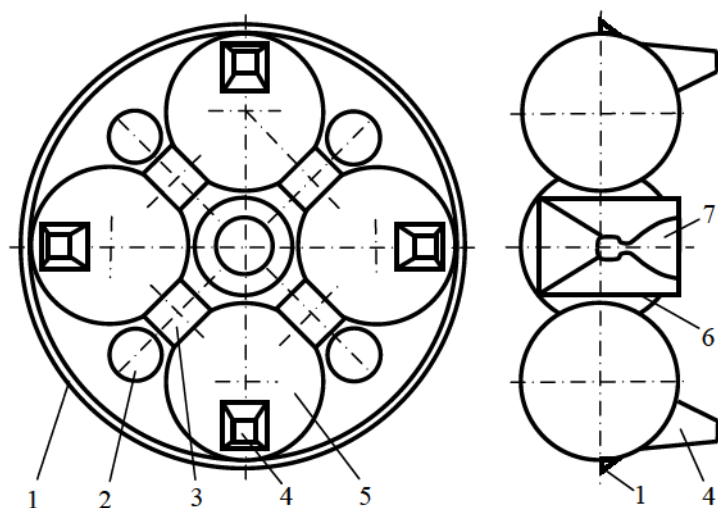


Рис. 12.5. Компоновочная схема КДУ с креплением баков с помощью силовых труб

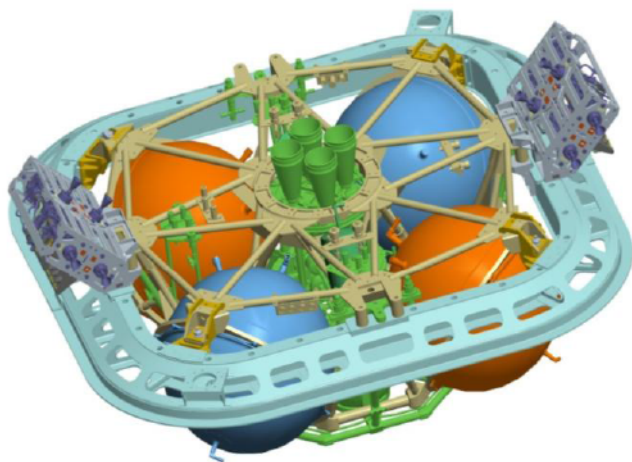


Рис. 12.6. Модель СВИТ для КА малых и средних масс



На рис. 12.7 показаны схемы установки комплексных двигательных установок на КА ДЗЗ.

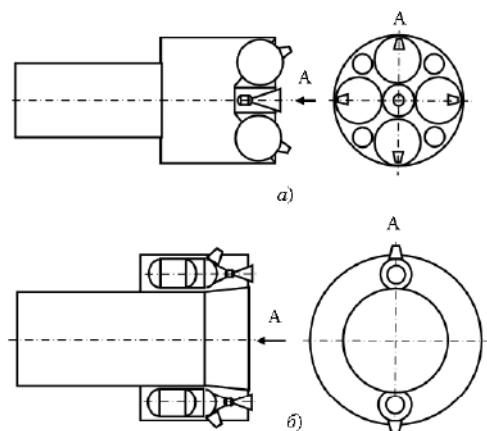


Рис. 12.7. Схемы установки КДУ на КА

На верхнем рисунке показана типовая схема установки КДУ. На нижнем рисунке показана возможная схема установки КДУ с двумя модулями КДУ. С использованием второй схемы можно уменьшить длину КА в целом (и тем самым снизить моменты инерции КА относительно осей поворота при перенацеливании). Сопловые части двигателей блоков КДУ при использовании второй схемы следует делать поворотными, чтобы в случае отказа одного из двигателей вектор тяги второго (работоспособного) двигателя проходил через центр масс космического аппарата.

## 12.5. Другие типы двигателей

### Электроракетные двигательные установки (ЭРДУ)

Одним из существенных преимуществ ЭРДУ является значительно больший удельный импульс по сравнению с традиционными ЖРД, что позволяет снизить массу рабочего тела двигательной

установки. Недостатками ЭРДУ являются большое энергопотребление и малая тяга двигателей, в связи с чем длительность выполнения манёвров КА увеличивается.

В настоящее время ЭРДУ используются во многих типах КА, в том числе и в КА ДЗЗ. В качестве примера использования ЭРДУ можно назвать КА ДЗЗ Deimos-2. В нём для поддержания и коррекций орбиты используется Холловская электроракетная двигательная установка. В качестве рабочего тела служит ксенон. Ксенон хранится при давлении 150 атм. Блок электроснабжения обеспечивает различные напряжения для всей системы. Двигатель развивает тягу 7 мН, потребляя 300 Вт электроэнергии.

Более подробно вопросы по расчёту проектно-баллистических характеристик КА с ЭРДУ изложены в [56].

### **Электродуговые двигатели**

Это класс двигателей, в которых нагрев топливного газа происходит с помощью электрической дуги. Тяга такого двигателя ограничена только доступной мощностью, в то время как удельный импульс ограничен жаропрочными свойствами материала сопла.

Преимуществом таких двигателей по сравнению с ЭРДУ является то, что для своей работы они не требуют отдельных запасов нейтрального газа (гелия, ксенона...), а могут работать на компонентах ракетного топлива: водороде, гидразине, аммиаке. Поэтому их можно использовать не только для коррекций орбит, но и в качестве резервных при отказах основных маршевых ЖРД. Удельный импульс таких двигателей на водороде составляет 9800...23000 м/с, на аммиаке – 8000 м/с, на гидразине - около 5000...6000 м/с, а КПД - около 35% при мощности порядка 0,5-2 киловатта (для гидразина).

К недостаткам следует отнести относительно небольшой ресурс, который, впрочем, можно существенно нарастить при возникновении потребности в них [105].

В настоящее время появились сведения об использовании двигателей такого типа в КА ДЗЗ. На рис. 12.8 показана фотография комплекта из четырёх гидразиновых двигателей производства «Olin Aerospace Co» с импульсом в 5000 м/с [105].

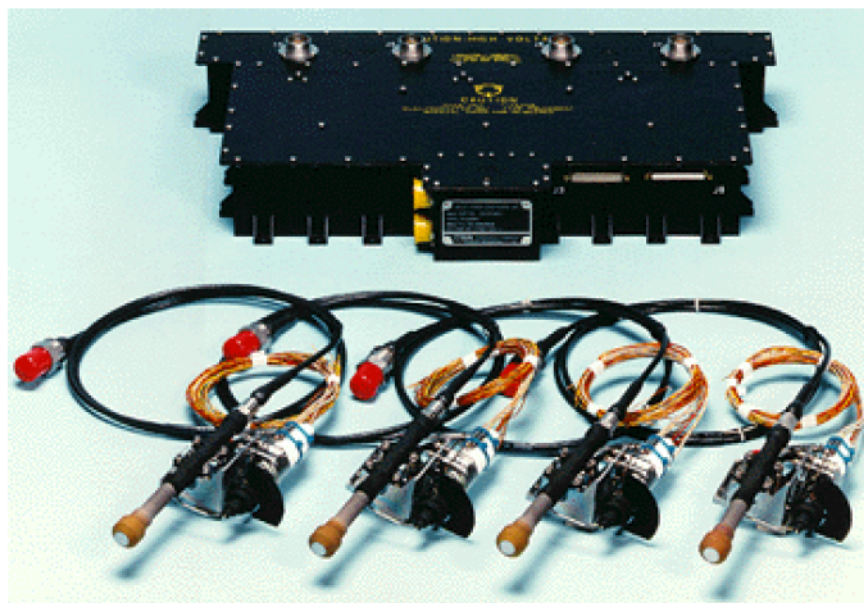


Рис. 12.8. Комплект из четырёх гидразиновых двигателей [105]

## 13. РАСЧЁТ МАССОГАБАРИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА

### 13.1. Тепловой баланс космического аппарата

В процессе длительного полета КА должен быть обеспечен баланс между тепловыми потоками, поступающими к КА от внешних источников (излучения Солнца  $Q_C$ , отражения солнечного потока от поверхности Земли  $Q_{ОтрЗ}$ , собственного излучения планеты (Земли)  $Q_{Пл}$  с учётом отражения от поверхности КА, молекулярного теплового потока  $Q_M$  и тепловыми потоками, «сбрасываемыми» КА в окружающее космическое пространство  $Q_{КА}$  (с учётом внутренних источников от работающей аппаратуры  $Q_{Внут}$ ). Тепловые потоки, поступающие к КА и исходящие от него, схематично показаны на рис. 13.1 стрелками.

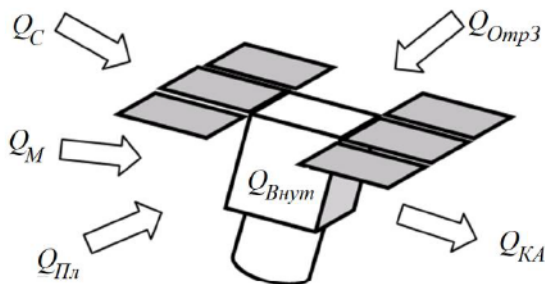


Рис. 13.1. Тепловые потоки

Молекулярным потоком  $Q_M$  для высоты полёта КА более 300 км можно пренебречь.

Уравнение теплового баланса КА будет следующим:

$$m_{KA} c_{KA} \frac{dT_{KA}}{d\tau} = A_C (Q_C + Q_{\text{отпз}}) + \varepsilon_{KA} Q_{\text{пл}} + Q_{\text{внут}} - \varepsilon_{PO} \sigma T_{KA}^4, \quad (13.1)$$

где  $m_{KA}$  - масса КА;

$c_{KA}$  - средняя удельная теплоёмкость КА;

$A_C$  - коэффициент поглощения аппаратом солнечного потока или солнечного потока, отражённого от Земли;

$\varepsilon_{KA}$  - степень черноты поверхности КА;

$\varepsilon_{PO}$  - степень черноты поверхности радиатора-охладителя;

$T_{KA}$  - температура поверхности КА.

Особенностью теплообмена КА в космосе является то, что внешний лучистый теплообмен происходит между телами, имеющими существенно различные температуры. Поверхность Солнца имеет температуру 5800 К, при которой 92 % излученной энергии приходится на длины волн от 0,3 до 3 мкм. Температура КА и планеты существенно ниже, и основная энергия их излучения приходится на длины волн более 4 микрон. Это обстоятельство позволяет подбирать покрытия поверхностей КА с существенно различными коэффициентами отражения и поглощения и тем самым обеспечить тепловой баланс КА с постоянной средней температурой в процессе длительного полёта. Современное развитие техники позволяет получать значения радиационных характеристик в пределах  $\varepsilon = 0,02 \dots 0,9$ ,  $A_C = 0,1 \dots 0,99$  и  $A_C/\varepsilon = 0,15 \dots 8$ .

На внешние элементы КА наносятся термооптические покрытия (эмали), например, «Эком-1 белая», ТРП К208СрЭ и др.

### 13.2. Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима (СОТР) предназначена для поддержания температуры КА в необходимых пределах.

Температура большинства элементов конструкции КА должна находиться в пределах  $0 \dots 40^\circ\text{C}$ , температура внутри приборов не

более  $70^{\circ}\text{C}$ , а для ответственных элементов (оптических приборов) – плюс  $20 \pm 1^{\circ}\text{C}$ .

В состав СОТР входят пассивные и активные средства.

### ***13.2.1. Пассивные средства СОТР***

В состав пассивных средств СОТР входят экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) и терморегулирующие покрытия.

С помощью пассивных средств СОТР, во-первых, ограничивается неконтролируемый «приток» тепла от внешних источников и «отток» тепла от внутренних источников. Для этого на большей части внешней поверхности КА устанавливают ЭВТИ, то есть КА как бы «укрывают одеялом». ЭВТИ представляет собой набор нескольких гибких плёнок со светоотражающими поверхностями (так называемые пакеты или маты), скроенные по форме укрываемых поверхностей КА. Плёнки закрепляются на стеклоткани, которая прочнее плёнок и играет роль «силовой конструкции». Внешняя поверхность стеклоткани имеет соответственно подобранные коэффициенты поглощения и степени черноты.

Во-вторых, с помощью пассивных средств СОТР обеспечивается контролируемый приток тепла от внешних источников и контролируемый сброс тепла в окружающее космическое пространство со специальных конструкций - радиаторов-охладителей – РО (РИ – радиаторов-излучателей, РТО – радиационных теплообменников, навесных холодных радиаторов НХР). На внешней поверхности РО наносятся терморегулирующие покрытия, придающие этим поверхностям необходимые коэффициенты поглощения и степени черноты, которые подобраны таким образом, чтобы обеспечить расчётный тепловой баланс КА.

Для получения необходимых тепловых оптических характеристик поверхность ЭВТИ обшивают облицовочным слоем с определенным значением соотношения  $A_c/\varepsilon$ :



- ткань стеклянная марки ТСОН ( $A_c/\varepsilon = 1,54$ );
- ткань техническая арамидная ( $A_c/\varepsilon = 1,46$ );
- угольная ткань УТМ-8 ( $A_c/\varepsilon = 1,03$ ).

Используемая в настоящее время на КА ЭВТИ, как правило, имеет следующие значения коэффициентов: наружная оболочка -  $A_c = 0,7$ ;  $\varepsilon = 0,9$ ; внутренние слои -  $\varepsilon = 0,5$ .

### ***13.2.2. Активные средства СОТР***

Активные средства СОТР называют еще системой терморегулирования (СТР). Принцип действия СТР заключается в отводе тепловых потоков от бортовой аппаратуры и излучении избыточного тепла в космическое пространство с помощью РО.

В состав активных средств СТР, кроме РО, могут входить элементы, назначение и описание которых приведено ниже.

*Термоплат*ы предназначены для установки на них тепловыделяющих приборов и отбора тепла от этих приборов за счёт теплопроводности.

*Теплопередающие элементы* могут быть выполнены в виде труб, в которых прокачивается жидкость или газ, отводящие тепло от термоплат.

*Радиаторы нагрева* предназначены для поддержания температуры некоторых приборов (оптической аппаратуры наблюдения) не ниже заданной температуры.

*Поверхностные электронагреватели* предназначены для поддержания температуры некоторых приборов не ниже некоторой заданной температуры.

Кроме того, для СТР, в которых используются трубы с принудительной прокачкой охлаждающей жидкости или газа, необходимы насосы, теплообменники, гидрокомпенсаторы, заправочные клапаны, термодатчики и др. элементы гидравлики.

Упрощенная гидравлическая схема СТР представлена на рис. 13.2. На этой схеме цифрами обозначены следующие элементы: 1 - элемент бортовой аппаратуры, требующий для обеспечения безотказной работы малых допусков на изменение рабочей температуры; 2 - змеевик контура точного поддержания температуры (контур А); 3 - жидкостно-жидкостный теплообменник, который регулирует обмен рабочей жидкости между контуром точного поддержания температуры (контуром А) и основным рабочим контуром (контуром Б); 4 - газожидкостный теплообменник между контуром воздушного охлаждения (контуром С) и основным рабочим контуром (контуром Б);

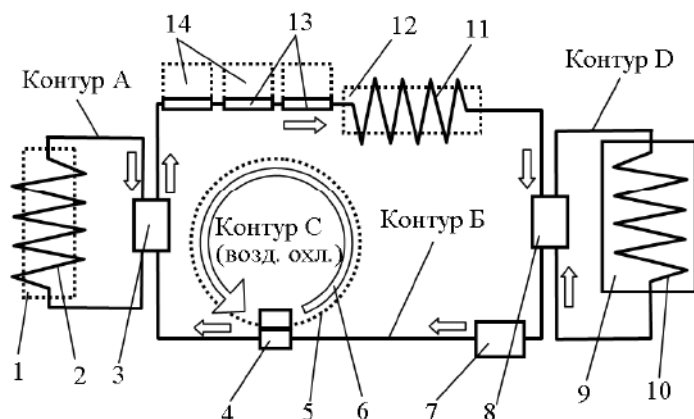


Рис. 13.2. Упрощённая гидравлическая схема СТР

5 - герметичный отсек КА, в котором организовано охлаждение приборов потоком воздуха (показан пунктирной линией); 6 - направление потока воздуха; 7 - гидравлический насос для перекачки рабочей жидкости в основном рабочем контуре; 8 - жидкостно-жидкостный теплообменник, который регулирует обмен рабочей жидкости между основным рабочим контуром (контуром Б) и контуром D, предназначенным для отвода тепла на радиатор-

охладитель; 9 - радиатор-охладитель (РО); 10 - змеевик контура D для отвода тепла на РО; 11 - змеевик основного рабочего контура (контура Б); 12 - элемент бортовой аппаратуры (выделяющий большое количество тепла), охлаждаемый с помощью змеевика основного рабочего контура; 13 - термоплаты для охлаждения приборов; 14 - приборы, установленные на термоплатах (показаны пунктирной линией). Термодатчики, гидрокомпенсаторы, запорные клапаны и другие элементы на схеме не показаны.

На рис. 13.3 представлена одна из возможных схем охлаждения приборов в негерметичных приборных отсеках (ПО). На схеме введены обозначения: 1 - приборный отсек; 2 - корпус прибора; 3 - термоплаты; 4 - охлаждающие трубопроводы.

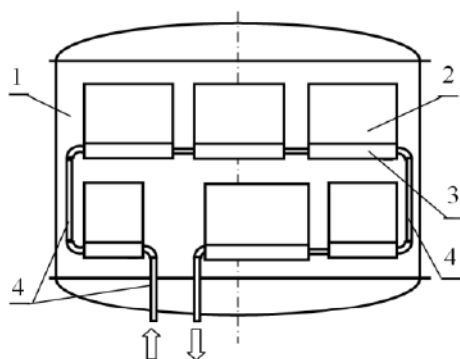


Рис. 13.3. Схемы охлаждения приборов негерметичных ПО

### ***13.2.3. Системы терморегулирования с тепловыми и контурными тепловыми трубами***

В тепловых трубах (ТТ) используется принцип отвода тепловой энергии за счет тепла, необходимого для фазового превращения жидкого хладагента в газообразный, с последующей конденсацией этого хладагента и возвращением назад по капиллярам (фитилям). В качестве хладагента используют, например, аммиак.

Схема устройства и принцип функционирования системы терморегулирования с ТТ показаны на рис. 13.4.

Тепловой поток от прибора (3) через элемент конструкции (4) передается к одному из торцов ТТ (1). Хладагент, находящийся в замкнутом пространстве ТТ, нагревается, переходит в газообразное состояние, забирая тепло, необходимое для парообразования. Парообразный хладагент поступает ко второму концу ТТ (этот поток показан на рисунке светлыми широкими стрелками).

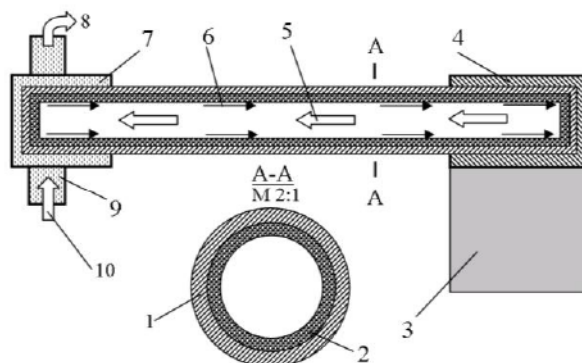


Рис. 13.4. Схема устройства и функционирования системы терморегулирования с тепловыми трубами

Температура второго конца ТТ ниже, поэтому парообразный хладагент конденсируется, отдавая скрытую теплоту парообразования конструктивным элементам второго конца ТТ. Возвращается хладагент в жидком состоянии по капиллярам или пористым стенкам тепловой трубы (2). С конструктивных элементов второго конца ТТ тепловой поток отбирается с помощью теплоотводящего элемента или охлаждающей жидкости (элемент 7). Затем тепло сбрасывается в окружающее космическое пространство либо непосредственно с теплоотводящего элемента (7), если он находится на внешней поверхности КА, либо с помощью РО.

В контурных ТТ используется тот же принцип фазового превращения наполнителя. Отличие состоит в том, что назад конденсат возвращается не по капиллярам (фитилю), а по специально организованной (контурной) трубе.

С использованием ТТ или контурных ТТ система терморегулирования может получиться проще, чем при использовании принудительной прокачки охлаждающей жидкости. Так, если ТТ встроены в силовые сотовые панели, на внутренних поверхностях которых крепятся термопласты с приборами, то тепловые потоки перераспределяются («размазываются») по поверхности сотовой панели и «сбрасываются» с внешней поверхности сотовой панели в окружающее космическое пространство.

Контурные ТТ используются для выравнивания температур по нескольким сотовым панелям или другим элементам конструкции КА.

### 13.3. Расчёт массы СОТР по упрощенным моделям

Масса СОТР КА зависит от величины тепловыделения аппаратуры КА. Относительная масса СОТР по статистике составляет от 3 до 12 % от массы КА. Нижнее значение относится к малогабаритным КА с небольшим уровнем тепловыделения и пассивными системами терморегулирования. Верхнее значение касается КА с большим тепловыделением и сложной системой терморегулирования с жидкостными контурами, радиаторами и т.п.

То есть массу СОТР в **первом приближении** можно рассчитать по следующей зависимости:

$$m_{\text{СОТР}} = (0,3 \dots 0,12) m_{\text{КА}}.$$

Во **втором приближении** необходимо проводить более детальные расчёты. Для этого следует провести декомпозицию СОТР на составные части.

### 13.3.1. Расчёт массогабаритных характеристик ЭВТИ

Приближённо массу ЭВТИ можно рассчитать по формуле

$$m_{\text{ЭВТИ}} = \text{им}_{\text{ЭВТИ}} k_{\text{ЭВТИ}} S_{\text{КА}},$$

где  $\text{им}_{\text{ЭВТИ}}$  - удельная масса ЭВТИ, которая для 10 слоёв плёнки составляет  $0,2 \dots 0,3 \text{ кг/м}^2$  (при использовании в качестве внутренних слоёв алюминиевой фольги –  $1 \text{ кг/м}^2$ ), а для 50 слоёв –  $1,0 \dots 1,5 \text{ кг/м}^2$ ;

$k_{\text{ЭВТИ}}$  - коэффициент покрытия матами ЭВТИ наружной поверхности КА, который у КА ДЗЗ составляет  $0,75 \dots 0,85$ ;

$S_{\text{КА}}$  - площадь наружной поверхности КА.

Так, если КА имеет форму цилиндра, то эту площадь можно оценить по следующей зависимости:

$$S_{\text{КА}} = \pi D_{\text{КА}} L_{\text{КА}} + 2 \frac{\pi D_{\text{КА}}^2}{4},$$

где  $D_{\text{КА}}$ ,  $L_{\text{КА}}$  - средний диаметр и средняя длина КА.

Объём, занимаемый ЭВТИ, можно рассчитать по формуле

$$V_{\text{ЭВТИ}} = \delta_{\text{ЭВТИ}} k_{\text{ЭВТИ}} S_{\text{КА}},$$

где  $\delta_{\text{ЭВТИ}}$  - толщина ЭВТИ, которая с учётом ее "взбухания" в вакууме составляет примерно 20 мм.

Приведенный максимальный момент инерции матов ЭВТИ (относительно оси поворота КА) рассчитывается по формуле

$$J_{\text{ЭВТИ}} = \frac{m_{\text{ЭВТИ}}}{12(D_{\text{КА}}/2 + l_{\text{КА}})} \left[ 3 \left( \frac{D_{\text{КА}}}{2} \right)^2 \left( \frac{D_{\text{КА}}}{2} + 2 L_{\text{КА}} \right) + L_{\text{КА}}^2 \left( 3 \frac{D_{\text{КА}}}{2} + L_{\text{КА}} \right) \right].$$

Считается, что ЭВТИ как бы "размазана" по поверхности цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам КА.

Электроэнергию пассивная часть СОТР не потребляет. Терморегулирующие покрытия для своей реализации не требуют дополнительной массы.



### 13.3.2. Расчёт массогабаритных характеристик СТР

1. Задаются относительной массой СТР. Для КА детального оперативного наблюдения эта масса составляет 2...3%.

2. Рассчитывается масса системы терморегулирования:

$$m_{СТР} = \xi_{СТР} m_{КА},$$

где  $\xi_{СТР}$  - относительная масса системы терморегулирования.

3. Задаются долей теплоносителя в СТР  $\xi_{жСТР}$ . По статистике она составляет примерно 40%.

4. Рассчитывается масса жидкого теплоносителя:

$$m_{жСТР} = \xi_{жСТР} m_{КА}.$$

5. Задаются плотностью жидкого теплоносителя  $\rho_{жСТР}$ .

6. Рассчитывается объём жидкого теплоносителя:

$$V_{жСТР} = \frac{m_{жСТР}}{\rho_{жСТР}}.$$

7. Задаются средней плотностью компоновки приборов и агрегатов СТР  $\rho_{ПрСТР}$  (по статистике - примерно 150...300 кг/м<sup>3</sup>).

8. Рассчитывается объём приборов и агрегатов СТР:

$$V_{ПрСТР} = \frac{m_{СТР} (1 - \xi_{жСТР})}{\rho_{ПрСТР}}.$$

9. Рассчитывается объём СТР :

$$V_{СТР} = V_{жСТР} + V_{ПрСТР}.$$

10. Задаются удельной мощностью электропотребления аппаратуры и агрегатов системы терморегулирования.

11. Рассчитывается среднесуточная мощность СТР:

$$W_{СТР} = \eta w_{СТР} m_{СТР},$$

где  $\eta w_{СТР}$  - удельная мощность аппаратуры и агрегатов СТР.

12. Рассчитывается максимальный приведенный к КА момент инерции системы терморегулирования (например, по формуле (3.2)).

В данном случае полагается, что масса аппаратуры и агрегатов КА, как и ранее, «размазана» равномерно по объёму КА.

#### **13.4. Оценка массы элементов СТР с жидкостным контуром охлаждения по изделиям-аналогам**

К основным характеристикам СТР относятся:

- диапазоны регулируемых температур в целевой аппаратуре и в аппаратуре обеспечивающих систем;
- мощность тепловых потоков, которые способна регулировать система;
- площадь радиатора-охладителя (РО);
- массы основных элементов (РО, термоплат, насосов, теплообменников, приборов контроля и управления);
- потребляемая электрическая мощность и др.

Массы этих и других элементов СТР можно назначить по изделиям-аналогам. Если масса, габариты, энергопотребление и мощность регулируемых тепловых потоков отличаются от аналогов, то на начальных этапах проектирования КА можно назначить упомянутые характеристики, скорректировав их, например, пропорционально коэффициенту отношения масс проектируемого КА и изделия-аналога.

Рассмотрим некоторые составные части СТР [58].

*Регулятор расхода пропорциональный* предназначен для перераспределения потоков теплоносителя между отдельными контурами СТР пропорционально изменению температуры, например, между контуром точного поддержания температуры и основным рабочим контуром.

*Регулятор расхода релейный* предназначен для перераспределения потоков жидкости между отдельными контурами СТР при пороговых изменениях температуры теплоносителя.

*Гидроблок* предназначен для принудительной прокачки жидкого теплоносителя. Гидроблок содержит насос и электродвигатель. В КА используют гидроблоки двух типов: с шестерённым

насосами и центробежными насосами. КПД и ресурс у центробежных насосов выше, чем у шестерённых.

**Гидрокомпенсаторы** необходимы для компенсации изменения объёма хладагента при температурных перепадах и утечек через запорные клапаны и другие элементы гидравлической аппаратуры при длительных сроках эксплуатации. В первом приближении примем, что доля жидкости в гидрокомпенсаторе составляет 30% от массы жидкости в контуре циркуляции.

**Гидроколдки и гидроразъёмы** предназначены для стыковки с наземным оборудованием.

**Узел поворотного соединения** предназначен для поворота радиатора-охладителя при обслуживании (без разборки).

В табл. 13.1 приведена массовая сводка основных контуров СТР КА типа «Янтарь» [58].

В этой таблице также приведены значения среднесуточной мощности некоторых элементов СТР. Заметим, что суммарное значение мощности приборов не совпадает со значением итоговой мощности потому, что приборы не работают одновременно, а включаются согласно циклограммам работы СТР.

Масса теплоносителя в жидкостных контурах СТР КА составляет 75 кг, масса теплоносителя в гидрокомпенсаторах - 7 кг.

Кроме того, в КА имеется отдельный контур регулирования температуры аккумуляторных батарей (в агрегатном отсеке). Масса элементов этого контура - 9,3 кг, среднесуточная мощность – 40 Вт.

СТР обеспечивает штатную работу КА при среднесуточном тепловыделении бортовой аппаратуры не более 1230 Вт (без учёта собственного потребления СТР и СЭП). Собственное среднесуточное электропотребление СТР составляет до 244 Вт.

Массы элементов СТР проектируемых КА ДЗЗ можно назначать по прототипам с учётом времени создания (совершенства элементной базы) и с учётом массы КА (пропорционально отношению массы проектируемого КА к массе КА-прототипа).

Таблица 13.1. Массы элементов СТР КА типа Янтарь [58]

| Наименование                   | Кол-во | Масса, кг |      | Среднесуточная мощность, Вт |      |
|--------------------------------|--------|-----------|------|-----------------------------|------|
|                                |        | одного    | всех | одного                      | всех |
| Гидроблок 1-го контура         | 2      | 4,6       | 9,2  | 30                          | 60   |
| Гидроблок 2-го контура         | 2      | 4,6       | 9,2  | 22                          | 44   |
| Вентилятор                     | 2      | 3,15      | 6,3  | 35                          | 70   |
| Радиатор газожидкостный        | 3      | 2,1       | 6,3  | -                           | -    |
| Регулятор расхода жидкости     | 1      | 4,5       | 4,5  | 5,4                         | 5,4  |
| Гидрокомпенсатор 1-го контура  | 1      | 9         | 9    | -                           | -    |
| Гидрокомпенсатор 2-го контура  | 1      | 4,5       | 4,5  | -                           | -    |
| Заправочный клапан             | 4      | 0,83      | 3,32 | -                           | -    |
| Система управления             | 6      | 0,5       | 3    | 1                           | 6    |
| Система изм. перепада давления | 4      | 0,85      | 3,4  | 1,75                        | 7,1  |
| Прибор регулировки             | 8      | 1,2       | 9,6  | -                           | 20   |
| Прибор управления              | 1      | 7,5       | 7,5  | 20                          | -    |
| Клапан дренажный               | 6      | 0,22      | 1,32 | =                           | -    |
| Датчик абсолютного давления    | 1      | 0,15      | 0,15 | -                           | -    |
| Нагреватель жидкости           | 2      | 0,5       | 1,0  | 100                         | 100  |
| Преобразователь                | 1      | 0,18      | 0,18 | 170                         | 170  |
| Прочие элементы                | -      | -         | 3    | -                           | -    |
| Итого                          |        |           | 75   |                             | 170  |

Например, у КА ДЗЗ «Ресурс-ДК» СТР более совершенна. Масса жидкого теплоносителя составляет 68 кг. Среднесуточное собственное электропотребление СТР - 110 Вт в рабочем режиме. СТР обеспечивает нужные температурные режимы при среднесуточном выделении тепла 260...800 Вт (больше не нужно).

Таким образом, масса СТР составит:

$$m_{СТР} = m_{элСТР} + m_{КЦ} + m_{РО}, \quad (13.2)$$

где  $m_{элСТР}$  - масса элементов СТР (гидроблоки, радиаторы и др.);

$m_{КЦ}$  - масса контура циркуляции;

$m_{РО}$  - масса радиатора охлаждения.

По статистике относительная масса каждой из этих подсистем составляет от 30 до 40 % от массы всей СТР.

### 13.5. Расчёт массы радиатора охладителя на основе теплового анализа

Отметим, что радиаторы-охладители (РО) имеют другие названия: радиационные теплообменники (РТО), радиаторы-излучатели (РИ), радиационный теплоизлучатель (РТИ), навесные холодные радиаторы (НХР).

Массу РО можно рассчитать по следующей формуле:

$$m_{PO} = m_{уд} S_{PTO}, \quad (13.3)$$

где  $m_{уд}$  и  $S_{PTO}$  - удельная масса РО [кг/м<sup>2</sup>] и площадь панелей РО.

Для определения необходимой площади РО воспользуемся моделями, применяемыми при расчёте тепловых потоков.

В тепловом отношении КА является телом, которое находится в условиях теплообмена с окружающей средой. Уравнение теплового баланса было приведено ранее (см. (13.1)). Для расчёта площади РО его удобнее записать в другом виде:

$$\sum m_i c_i dT_i = (Q_{Нап} + Q_{Внут}) d\tau - Q_{Отс} d\tau,$$

где  $Q_{Нап}$  - тепловой поток, подводимый к поверхности КА извне;

$Q_{Внут}$  - тепловой поток от внутренних элементов КА;

$Q_{Отс}$  - тепловой поток, излучаемый (сбрасываемый) КА.

Тепловые потоки  $Q_{Нап}$  и  $Q_{Отс}$  определяются так:

$$Q_{Нап} = A_c (Q_C + Q_{Отпз}) + \varepsilon_{КА} Q_{Пл}; \quad (13.4)$$

$$Q_{Отс} = Q_{Внут} + Q_{Нап} = Q_{Внут} + A_c (Q_C + Q_{Отпз}) + \varepsilon_{КА} Q_{Пл}. \quad (13.5)$$

В этих выражениях  $A_c$  - коэффициент поглощения солнечной радиации;  $\varepsilon_{КА}$  - степень черноты наружной поверхности КА.

Будем рассматривать удельные тепловые потоки  $q_i$ , которые связаны с тепловыми потоками зависимостью

$$Q_i = q_i S_m^i, \quad (13.6)$$

где  $S_m^i$  - площадь миделя КА по соответствующим направлениям.

Определим удельные тепловые потоки вблизи Земли.

1. Солнечный удельный тепловой поток:

$$q_c = \sigma T_c^4 (R_c / r), \quad (13.7)$$

где  $T_c = 5755 \text{ K}$  - температура поверхности Солнца;

$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2 \text{K}^4\text{)}$  - постоянная Стефана-Больцмана;

$R_c = 6,96 \cdot 10^8 \text{ м}$  - радиус Солнца;

$r$  - расстояние от Солнца до КА ( $r \approx 14,95 \cdot 10^7 \text{ км}$ ).

Применительно к околоземным орбитам среднее значение удельного солнечного теплового потока составляет 1400 Вт [24].

2. Отражённый удельный тепловой поток [24]:

$$q_{\text{отр}} = \frac{2}{3} a_{\text{пл}} q_{\text{солн}} B_0 \left( B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \cdot \sqrt{1 - B_0^2} \right) \cos \psi, \quad (13.8)$$

где  $a_{\text{пл}} = 0,29$  - альбедо планеты (Земли);

$\psi$  - угол между направлениями из центра Земли на Солнце и на КА (рис. 13.5).

В этом выражении введено следующее обозначение:

$$B_0 = R_3 / (R_3 + H_{\text{орб}}), \quad (13.9)$$

где  $R_3$  - средний радиус Земли;

$H_{\text{орб}}$  - высота орбиты.

Максимальный удельный отраженный поток имеем при  $\psi = 0$ .

3. Удельный тепловой поток излучения планеты [24]:

$$q_{\text{пл}} = 0,5(1 - a_{\text{пл}}) \left[ 1 - \sqrt{1 - B_0^2} \right] q_{\text{солн}}, \quad (13.10)$$

где  $a_{\text{пл}}$  - альбедо планеты.

Внутренний тепловой поток  $Q_{\text{внут}}$  зависит от циклограмм работы аппаратуры КА.



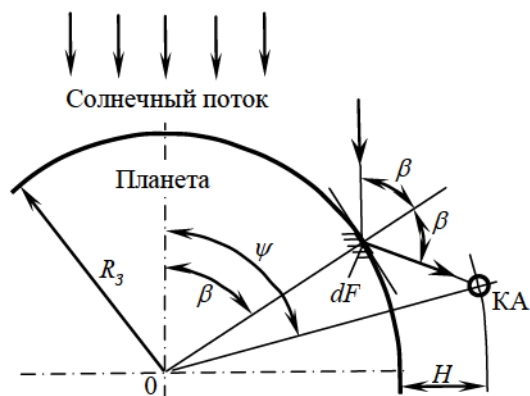


Рис. 13.5. Зеркальное отражение солнечного луча  
в направлении космического аппарата [24]

4. Удельный отведённый тепловой поток можно рассчитать, используя закон Стефана-Больцмана:

$$q_{Oms} = \varepsilon_{KA} \sigma T_{вых}^4. \quad (13.11)$$

Так как наружная поверхность КА почти полностью закрыта ЭВТИ, то внешними тепловыми потоками через обшивку КА можно пренебречь. При таком допущении получаем, что весь тепловой поток от КА отводится через радиационный теплообменник излучением.

Потребная площадь радиационного теплообменника рассчитывается по формуле

$$S_{PTO} = Q_{Oms} / q_{Oms}, \quad (13.12)$$

где  $Q_{Oms}$  - отведённый тепловой поток (см. формулу (13.5)).

На практике учитывают коэффициент, зависящий от температуры  $T_{Вход}$  на входе «тёплой» жидкости в теплообменник и температуры  $T_{Вых}$  на выходе из магистралей радиационного теплообменника холодной жидкости:

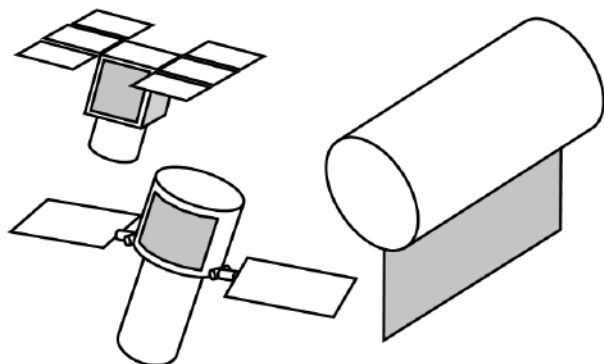
$$F = \frac{1}{3} \cdot \frac{[(T_{Вход}/T_{Вых})^3 - 1]}{(1 - T_{Вых}/T_{Вход})}. \quad (13.13)$$

С учётом коэффициента запаса  $f \approx 1,1$  по площади получаем

$$S_{PTO} = f \frac{Q_{Oms} F}{\varepsilon_{КА} \sigma T_{Вых}^4}. \quad (13.14)$$

Таким образом, подставляя (13.14) в (13.12) и далее в (13.3), а также задаваясь по статистике удельной массой  $m_{yd}$ , находим массу радиатора-охладителя  $m_{PO}$ .

Схемы установки внешних элементов системы терморегулирования (радиаторов-охладителей) показаны на рис. 13.6 затемнёнными фигурами.



13.6. Схемы установки радиаторов-охладителей на КА

### 13.6. Расчёт параметров контура циркуляции СТР

Контур циркуляции СТР включает: теплоноситель, гидромагистраль, насосы, термоплаты и прочие элементы.

*Термоплаты предназначены* для установки на них приборов бортовых систем, выделяющих большие количества тепла, и отво-

да тепловых потоков от них путём прокачки жидкого теплоносителя в специальных каналах термоплат.

Расчёт массы термоплат - это одновременно задача и тепловых расчётов, и конструктивных проработок. Массу термоплат можно включить в состав массы конструкции КА (приборного отсека), однако при этом следует учитывать, что эта масса не участвует в обеспечении прочности корпуса. Поэтому массу термоплат можно оценить, исходя из конструктивных соображений, назначив по прототипам количество охлаждаемых приборов и геометрические характеристики термоплат.

Массу контура циркуляции СТР представим как сумму масс составных частей:

$$m_{КЦ} = m_{ТН} + m_{Тр} + m_{Н} + m_{Проч}, \quad (13.15)$$

где  $m_{ТН}$  - масса теплоносителя;

$m_{Тр}$  - масса трубопроводов;

$m_{Н}$  - масса насосов;

$m_{Проч}$  - масса прочих элементов контура циркуляции.

Расход массы теплоносителя, проходящего через РО в единицу времени, можно определить по известной зависимости:

$$\dot{m}_{ТН} = \frac{Q_{Отс}}{c_p \Delta T}, \quad (13.16)$$

где  $c_p$  - теплоемкость теплоносителя;

$\Delta T$  - разница температур жидкости до РО и после него.

Для оценки массы теплоносителя, трубопроводов и насосов контура циркуляции будем считать, что в гидросистеме СТР присутствует только один контур циркуляции (затем результаты расчёта можно скорректировать с учётом количества контуров). Теплоноситель воспринимает тепло от бортовой аппаратуры (БА) и передает на РО. Упрощенная схема контура показана на рис. 13.7.

Считаем, что площадь сечения трубопровода постоянная по всей его длине, трубопровод описывается следующими параметрами:

$l_{\Sigma}$  - суммарная длина трубопровода;

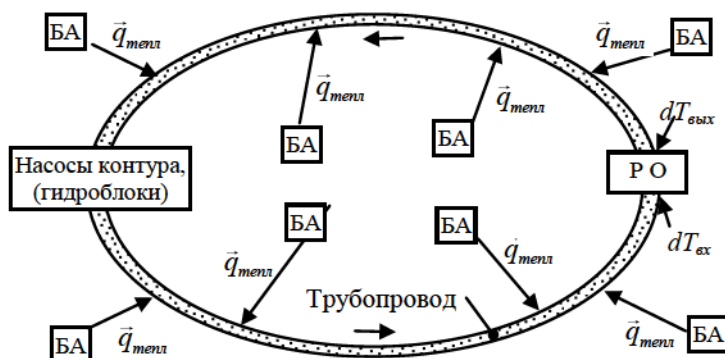


Рис. 13.7. Упрощенная схема гидроконтра СТР

$d_{cp}$  - диаметр трубопровода;

$\delta_{Tp}$  - толщина стенки трубопровода;

$\rho_{Tp}$  - плотность конструкционного материала трубопровода;

$\rho_{TH}$  - плотность теплоносителя.

Считаем, что контур полностью заполнен теплоносителем под давлением  $P_{Tp}$ . Тогда масса теплоносителя составит

$$m_{TH} = \rho_{TH} V_{конт} = \rho_{TH} l_{\Sigma} S_{Tp} = \rho_{TH} l_{\Sigma} (\pi d_{cp}^2) / 4, \quad (13.17)$$

где  $V_{конт}$  - объём, занимаемый жидкостью в контуре.

Время полного обращения теплоносителя в контуре составит

$$t_{обр} = m_{TH} / \dot{m}. \quad (13.18)$$

Поскольку расход жидкости с учётом (13.18) и (13.17) можно выразить через скорость её движения, то есть

$$\dot{m}_{TH} = \frac{m_{TH}}{t_{обр}} = \frac{l_{\Sigma}}{t_{обр}} \rho_{TH} \frac{\pi d_{cp}^2}{4} = v \rho_{TH} \frac{\pi d_{cp}^2}{4},$$

то из этого выражения находим скорость движения жидкости:

$$v = \frac{4\dot{m}_{TH}}{\rho_{TH} \pi d_{cp}^2} . \quad (13.19)$$

Необходимое условие движения теплоносителя в трубопроводе выражается следующей зависимостью:

$$\Delta P_H \geq \Delta P , \quad (13.20)$$

где  $\Delta P$  - потери давления в контуре;

$\Delta P_H$  - перепад давлений, создаваемый контуром.

Потеря давления в контуре определяется из выражения

$$\Delta P = \xi_{cp} \frac{l_{\Sigma}}{d_{cp}} \frac{\rho v^2}{2} , \quad (13.21)$$

где  $\xi_{cp}$  - усреднённый коэффициент гидравлического сопротивления трубопроводов, переходников, магистралей и др.

Толщина стенки трубопровода определяется по формуле

$$\delta_{Tp} = \frac{f_{Tp} P_{Tp} d_{cp}}{2 \sigma_{Доп}} . \quad (13.22)$$

Здесь  $f_{Tp}$  - коэффициент безопасности,  $\sigma_{Доп}$  - допустимое напряжение в материале стенки трубопровода.

Однако толщина стенки трубопровода получается очень малой. Поэтому следует брать толщину по конструктивным соображениям, например, из сортамента труб.

Рассчитаем массу трубопроводов (без теплоносителя):

$$m_{Tp} = \rho_{Tp} V_{см.Tp} = \rho_{Tp} l_{\Sigma} \pi d_{cp} \delta_{Tp} , \quad (13.23)$$

где  $V_{см.Tp}$  - объём конструкционного материала трубопровода.

Мощность насосов  $N_H$ , обеспечивающих прокачку теплоносителя, может определяться по следующей зависимости:

$$N_H \geq \dot{m}_{TH} \frac{\Delta P}{\rho_{TH} \eta_H} , \quad (13.24)$$

где  $\eta_H$  - коэффициент полезного действия насоса.

Подбираем насосы с подходящими характеристиками, в частности, массой  $m_H$ .

Если в контуре применяются одинаковые насосы мощностью  $N_H^1$ , то количество насосов определяется выражением

$$n_H = \frac{N_H}{N_H^1} \text{ или } n_H \geq \frac{\dot{m}_{TH} \Delta P}{N_H^1 \rho_{TH} \eta_H}. \quad (13.25)$$

Масса насосов рассчитывается по формуле

$$\Sigma m_H = n_H m_H^1, \quad (13.26)$$

где  $m_H^1$  - масса одного насоса;

$n_H$  - количество насосов.

Таким образом, мы рассчитали составляющие массы контура циркуляции (см. формулу (3.15)), кроме массы теплоплат  $m_{ТП}$  и прочей массы  $m_{Проч}$ .

Эти массы представим как долю от массы КЦ:

$$m_{ТП} + m_{Проч} = \mu m_{КЦ}, \quad (13.27)$$

где  $\mu$  - коэффициент, показывающий, какую долю составляет масса теплообменников и прочих элементов от массы контура циркуляции (определяется по статистике).

Тогда выражение (3.15) можно представить в виде

$$m_{КЦ} = m_{TH} + m_{Tp} + m_H + \mu_1 m_{КЦ},$$

откуда получаем выражение для оценки массы контура циркуляции:

$$m_{КЦ} = \frac{1}{1 - \mu} (m_{TH} + m_{Tp} + m_H). \quad (13.28)$$

Электрическая мощность насосов контура циркуляции определяется по формуле

$$W_{СТР} = \frac{k_{СТР} N_H}{k_{КЦДН}}, \quad (13.29)$$

где  $k_{СТР}$  - коэффициент запаса по мощности насосов гидроконтура;



$k_{кпдн}$  - коэффициент полезного действия насосов.

Мощность других элементов контура циркуляции оценивается по статистике, а мощность электропотребления этого контура рассчитывается как сумма мощностей отдельных устройств СТР (но с учётом предполагаемых циклограмм включения).

### ***Оценка моментов инерции составных частей СТР***

Поскольку устройства СТР устанавливаются во внутренней части конструкции КА или на его поверхности, то здесь применим принцип «размазывания» составных элементов КА по его объёму и можно воспользоваться в первом приближении формулами (3.2) – (3.4). На более поздних этапах проектирования расчёт массы СТР производится с учётом физики передачи тепловых потоков и функционирования агрегатов, например, с помощью системы NASTRAN или ANSYS. Массогабаритные характеристики определяются с помощью системы твердотельного моделирования.

## **13.7. Алгоритм расчёта СТР с жидкостными контурами охлаждения**

Алгоритм рассмотрим на примере расчёта СТР с исходными данными, представленными в табл. 13.2.

В этой же таблице приведены необходимые обозначения.

1. Принимаем удельный солнечный тепловой поток в окрестности Земли равным  $q_{солн} = 1348 \text{ Вт/м}^2$  (его можно рассчитать по формуле (13.7)) и рассчитываем солнечный тепловой поток, действующий на КА, по формуле (13.6):

$$Q_C = q_C S_{Мид} = 1348 \cdot 10 = 13480 \text{ Вт}.$$

Учитывая, что примерно половину времени КА находится в тени Земли, для расчёта принимаем:

$$Q_C^{КА} = Q_C / 2 = 13480 / 2 = 6740 \text{ Вт}.$$

Таблица 13.2. Исходные данные и обозначения

| Наименование                                           | Обозначен.         | Значение             |
|--------------------------------------------------------|--------------------|----------------------|
| Высота орбиты, км                                      | $H$                | 576                  |
| Коэффициент поглощения солнечной радиации              | $A_c$              | 0,20                 |
| Коэффициент отражения (альбедо) Земли                  | $a_{Пл}$           | 0,39                 |
| Средняя степень черноты поверхности КА                 | $\varepsilon_{КА}$ | 0,10                 |
| Степень черноты поверхности РО                         | $\varepsilon_{РО}$ | 0,90                 |
| Температура на входе жидкости в РО, °С                 | $T_{вх}$           | 30                   |
| Температура на выходе жидкости из РО, °С               | $T_{вых}$          | 10                   |
| Площадь миделя КА (средняя), $m^2$                     | $S_{мид}$          | 10                   |
| Внутренний максимальный тепловой поток КА, Вт          | $Q_{Внут}$         | 1800                 |
| Угол $\psi$ (рис. 13.5, наихудший случай), град        | $\psi$             | 0                    |
| Толщина стенки РО, мм                                  | $\delta_{РО}$      | 2                    |
| Коэффициент запаса по площади РО, мм                   | $f$                | 1,1                  |
| Плотность конструкционного материала РО, $кг/м^3$      | $\rho_{РО}$        | 2700                 |
| Плотность теплоносителя (ЛЗ-ТК-2), $кг/м^3$            | $\rho_{ТН}$        | 710                  |
| Плотность материала трубопровода, $кг/м^3$             | $\rho_{Тр}$        | 7800                 |
| Удельная теплоёмкость теплоносителя, $Дж/(кг \cdot К)$ | $c_p$              | 2000                 |
| Средний диаметр трубопровода, м                        | $d_{ср}$           | $10,0 \cdot 10^{-3}$ |
| Суммарная длина трубопроводов в контуре, м             | $l_{\Sigma}$       | 100                  |
| Число контуров циркуляции                              | $n_{кц}$           | 2                    |
| Допустимое напряжение, МПа                             | $\sigma_{0,2}$     | 500                  |
| Коэффициент гидравлических потерь (средний)            | $\xi_{ср}$         | 0,575                |
| КПД гидронасосов                                       | $\eta_n$           | 0,6                  |
| Массовая доля термоплат и прочих элементов СТР         | $\mu$              | 0,2                  |
| Коэффициент запаса по мощности гидронасоса             | $f_{эд}$           | 1,5                  |
| КПД электродвигателя                                   | $\eta_{эд}$        | 0,9                  |

2. Определяем удельный отражённый тепловой поток от планеты по формуле (13.8) с учётом (13.9) и отражённый поток по формуле (13.6):

$$\begin{aligned}
q_{\text{Омрз}} &= \frac{2}{3} a_{\text{Пл}} q_{\text{Солн}} B_0 \left[ B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \cdot \sqrt{1 - B_0^2} \right] \cos \psi = \\
&= \frac{2(0,29 \cdot 1348 \cdot 0,917)}{3} \left[ 0,917 - \sqrt{1 - 0,917^2} + \frac{2\sqrt{1 - 0,917^2}}{0,917} \right] \times \\
&\times \cos 0^\circ = 331,7 \text{ Вт/м}^2,
\end{aligned}$$

$$\text{где } B_0 = \frac{R_3}{R_3 + H_{\text{орб}}} = \frac{6371}{6371 + 576} = 0,917;$$

$$Q_{\text{Омрз}} = q_{\text{Омрз}} S_{\text{Мид}} = 331,7 \cdot 10 = 3317 \text{ Вт}.$$

Поскольку расчёт проводился для самого неблагоприятного случая, когда угол  $\psi = 0^\circ$  (см. рис. 13.4), то расчётное значение можно уменьшить в  $\pi$  раз (отношение длины полуокружности к диаметру Земли). Кроме того, также учтём, что примерно половину времени КА находится в тени Земли. Тогда поток следует уменьшить ещё в два раза. Таким образом получаем расчётное значение отражённого потока:

$$Q_{\text{Омрз}}^{\text{КА}} = 3317 / (2\pi) = 331,7 \cdot 10 = 528,2 \text{ Вт}.$$

3. Находим удельный тепловой поток, излучаемой планетой, по формуле (13.10) и полный тепловой поток по формуле (13.6):

$$\begin{aligned}
q_{\text{Пл}} &= 0,5(1 - a_{\text{Пл}}) \left[ 1 - \sqrt{1 - B_0^2} \right] q_{\text{Солн}} = \\
&= 0,5(1 - 0,39) \left[ 1 - \sqrt{1 - 0,917^2} \right] \cdot 1348 = 247,1 \text{ Вт/м}^2; \\
Q_{\text{Пл}} &= q_{\text{Пл}} S_{\text{Мид}} = 247,1 \cdot 10 = 2471 \text{ Вт}.
\end{aligned}$$

4. Рассчитываем наружный тепловой поток по формуле (13.4):

$$\begin{aligned}
Q_{\text{Нар}} &= A_C (Q_C^{\text{КА}} + Q_{\text{Омрз}}^{\text{КА}}) + \varepsilon_{\text{КА}} Q_{\text{Пл}} = \\
&= 0,2(6740 + 528,2) + 0,1 \cdot 2471 = 1701 \text{ Вт}.
\end{aligned}$$

5. Находим отводимый поток от КА по формуле (13.5):

$$Q_{Oms} = Q_{Внут} + Q_{Нар} = 1800 + 1701 = 3501 \text{ Вт}.$$

6. Рассчитываем коэффициент  $F$  по формуле (13.13):

$$F = \frac{1}{3} \cdot \frac{[(T_{Вход}/T_{Вых})^3 - 1]}{(1 - T_{Вых}/T_{Вход})} = \frac{1}{3} \cdot \frac{[(303/283)^3 - 1]}{(1 - 283/303)} = 1,15.$$

7. Площадь РО рассчитываем по формуле (13.14) с учётом коэффициента запаса  $f \approx 1,1$  :

$$S_{РО} = f \frac{Q_{Oms} F}{\varepsilon_{КА} \sigma T_{Вых}^4} = 1,1 \frac{3501 \cdot 1,15}{0,92 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot (10 + 273)^4} = 13,23 \text{ м}^2.$$

8. Оцениваем массу РО по очевидной формуле

$$m_{РО} = \delta_{РО} S_{РО} \rho_{РО} = 0,002 \cdot 13,23 \cdot 2700 = 71,44 \text{ кг}.$$

9. Находим секундный расход жидкости по формуле (13.16):

$$\dot{m}_{ТН} = \frac{Q_{Oms}}{c_p \Delta T} = \frac{3501}{2000 \cdot (30 - 10)} = 0,0875 \text{ кг/с} = 123 \text{ г/с}.$$

10 Рассчитываем массу теплоносителя в контуре циркуляции по формуле (13.17):

$$m_{ТН} = \rho_{ТН} l_{\Sigma} (\pi d_{cp}^2) / 4 = 710 \cdot 100 \cdot (\pi 0,02^2) / 4 = 22,3 \text{ кг}.$$

11. Определяем время, необходимое для полного обращения теплоносителя в контуре, по формуле (13.18):

$$t_{обр} = m_{ТН} / \dot{m}_{ТН} = 22,3 / 0,0875 = 255 \text{ с}.$$

12. Находим скорость движения жидкости по формуле (13.19):

$$v = \frac{4 \dot{m}_{ТН}}{\rho_{ТН} \pi d_{cp}^2} = \frac{4 \cdot 0,0875}{710 \cdot \pi \cdot 0,02^2} = 0,392 \text{ м/с}.$$

13. Находим потерю давления в контуре по формуле (13.21):

$$\Delta P = \xi_{cp} \frac{l_{\Sigma} \rho v^2}{2 d_{cp}} = 0,25 \frac{100 \cdot 710 \cdot 0,392^2}{2 \cdot 0,02} = 68200 \text{ Па},$$

что равно примерно 0,7 атм.

14. Определяем минимальное значение толщины стенки трубопровода по формуле (13.22):

$$\delta_{Tp} = \frac{f_{Tp} P_{Tp} d_{cp}}{2 \sigma_{дон}} = \frac{2,0 \cdot 68200 \cdot 0,02}{2 \cdot 210 \cdot 10^6} = 0,0000065 \text{ м} = 0,0065 \text{ мм}.$$

Принимаем из технологических соображений  $\delta_{Tp} = 1,0 \text{ мм}$ .

15. Оцениваем массу трубопроводов по формуле (13.23):

$$m_{Tp} = \rho_{Tp} l_{\Sigma} \pi d_{cp} \delta_{Tp} = 3700 \cdot 100 \cdot 3,14 \cdot 0,02 \cdot 0,001 = 23,2 \text{ кг}.$$

16. Рассчитываем требуемую мощность насосов  $N_H$  по формуле (13.24):

$$N_H^{Pacч} \geq \dot{m}_{TH} \frac{\Delta P}{\rho_{mn} \eta_H} = 0,0875 \cdot \frac{68200}{710 \cdot 0,7} = 12,0 \text{ Вт}.$$

С учётом коэффициента запаса по мощности и КПД электродвигателей по формуле (13.29) получаем:

$$N_H = \frac{k_{СТР} N_H}{k_{КПДН}} f_{эд} N_H^{Pacч} = \frac{1,5 \cdot 12,0}{0,90} = 20 \text{ Вт}.$$

17. Выбираем мощность гидроагрегата по каталогу производителя (пусть  $N_H^1 = 12 \text{ Вт}$ , масса гидроагрегата – 4,6 кг). Можно видеть, что необходимо установить два гидроагрегата в контуре. Суммарная электрическая мощность насосов составит 24 Вт, а суммарная масса гидроагрегатов – 9,2 кг.

18. Находим массу контура циркуляции по формуле (13.28):

$$m_{кц} = \frac{1}{1 - \mu} (m_{TH} + m_{Tp} + m_H) = \frac{1}{1 - 0,2} (22,3 + 23,2 + 2 \cdot 4,6) = 68,4 \text{ кг}.$$

19. Поскольку контуров циркуляции  $n_{кц} = 2$ , то суммарная масса гидроагрегатов равна 18,4 кг, суммарная мощность насосов – 48 Вт, объём жидкости в СТР – масса жидкости в двух контурах –  $22,3 \times 2 = 44,6 \text{ кг}$ , а с учётом массы жидкости в гидрокомпенсаторах (8 кг) получаем:  $22,3 \times 2 + 8 = 52,6 \text{ кг}$ . Объём жидкости в контуре циркуляции составляет  $44,6 / 710 = 0,0628 \text{ м}^3 = 62,8 \text{ л}$ , а с учё-

том компенсационного объёма -  $62,8 + 11,3 = 74,1 \text{ л}$ . Масса двух контуров циркуляции составляет  $52,6 \cdot 2 = 105,3 \text{ кг}$ .

20. Оцениваем массу СТР как сумму масс контура циркуляции и массы радиатора-охладителя:

$$m_{СТР} = m_{КЦ} + m_{РО} = 105,2 + 71,4 = 176,6 \text{ кг}.$$

### **13.8. Системы терморегулирования с использованием тепловых труб и контурных тепловых труб**

При организации сброса тепловых потоков в окружающее пространство прямо с внешних поверхностей элементов конструкции КА тепловые трубы не только отводят тепловые потоки от термоплат и приборов, но и играют еще две важные роли. Во-первых, они могут служить подкрепляющими элементами, то есть могут выполнять роль силовой конструкции. Во-вторых, тепловые трубы распределяют тепловые потоки по поверхности конструкции, с которой затем осуществляется их сброс в окружающее пространство.

То есть тепловые трубы могут выполнять несколько функций, если их конструктивно встроить в сотовые панели корпуса КА. Одна из возможных схем многофункционального использования тепловых труб показана на рис. 13.8 слева.

В сотовых панелях тепловые трубы устанавливаются между двумя несущими стенками, выполненными из конструкционного материала. Свободные внутренние полости заполняются стеклосотами (на рисунке не показаны), а концы ТТ встроены в жидкостные коллекторы для выравнивания температуры концов труб. Таким образом, получается трехслойная конструкция с дополнительным подкрепляющим набором в виде тепловых труб.



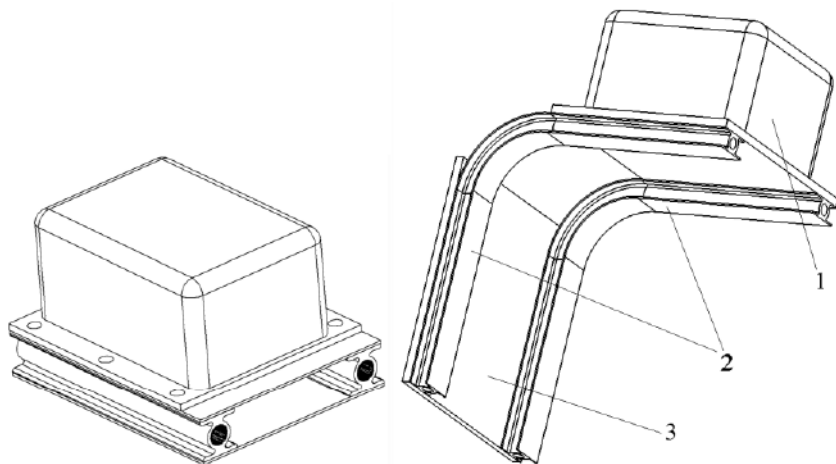


Рис. 13.8. Схема установки приборов на сотопанелях

На стенку этой трехслойной конструкции, обращенную во внутреннее пространство КА, наносится специальная теплопроводная паста и устанавливаются приборы.

Тепловые потоки от различных приборов поступают на трехслойную конструкцию, и с помощью тепловых труб температура усредняется. Далее тепловые потоки переходят на стенку трехслойной конструкции, обращенную в космическое пространство, и сбрасываются.

Если приборы установлены внутри корпуса КА вдали от его поверхности, то осуществляется отвод тепла от приборов на панель сброса тепла (радиатор-охладитель) с помощью тепловых труб, как это схематично показано на рис. 13.8 справа. Тепловые трубы в этой схеме имеют изогнутую форму. Проекция - вид на узел из внутренней части космического аппарата.

### **Геометрические параметры тепловых труб**

На рис. 13.9 представлены профили аксиальных тепловых труб, производимых в НПО им. Лавочкина [84].

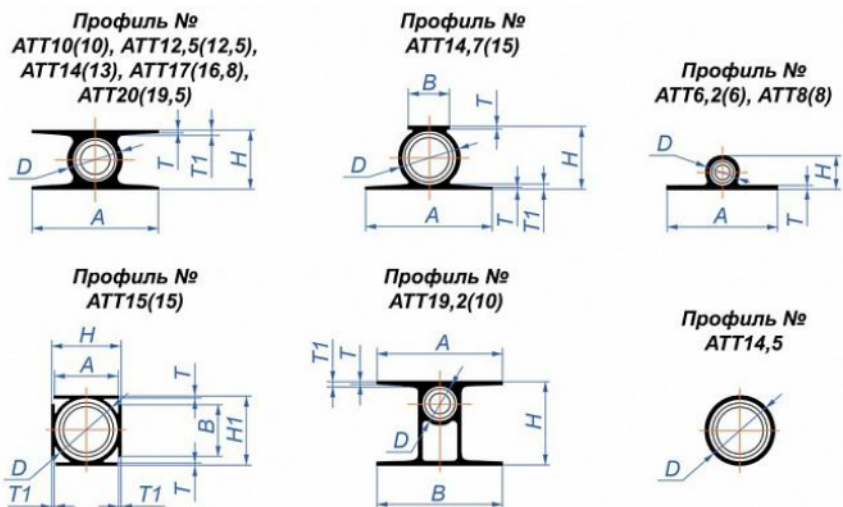


Рис. 13.9. Профили тепловых труб [84]

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – прибор, установленный на термоплате; 2 - тепловые трубы; 3 – панель сброса тепла в космическое пространство. Заглушки тепловых труб на рисунке не показаны.

В табл. 13.3 приведены геометрические параметры аксиальных тепловых труб [84] из алюминиевого сплава АД31 (6063) с теплоносителями аммиак, пропилен, этан, метан, азот и диаметром от 6 до 20 мм. Технический ресурс - до 25 лет с момента заправки.

Теплопередающая способность ТТ зависит от используемого профиля. Например, теплопередающая способность аксиальных тепловых труб составляет от 30 Вт·м для профиля АТТ 6,2 (6) до 450 Вт·м для профиля АТТ 20(19,5) при средней температуре около 0°. Более подробные сведения приведены в [84].

Таблица 13.3. Геометрические параметры ТТ [84]

| Профиль         | Геометрические параметры, мм |          |          |          |           |          |           | Погон. масса, г/м |
|-----------------|------------------------------|----------|----------|----------|-----------|----------|-----------|-------------------|
|                 | <i>A</i>                     | <i>D</i> | <i>B</i> | <i>H</i> | <i>H1</i> | <i>T</i> | <i>T1</i> |                   |
| АТТ 6,2 (6)     | 20                           | 6,0      | -        | 6,2      | -         | 0,8      | -         | 80                |
| АТТ 8 (8)       | 26                           | 8,0      | -        | 8,0      | -         | 1,0      | -         | 130               |
| АТТ 10 (10)     | 30                           | 10       | -        | 10       | -         | 1,0      | -         | 264               |
| АТТ 19,2 (10)   | 30                           | 10       | 30       | 19,2     | -         | 0,75     | 1,2       | 329               |
| АТТ 12,5 (12,5) | 30                           | 12,5     | -        | 12,5     | -         | 1,0      | -         | 334               |
| АТТ 14 (13)     | 30                           | 13       | -        | 14       | -         | 1,25     | -         | 417               |
| АТТ 14,5        | -                            | 14,5     | -        | -        | -         | -        | -         | 212               |
| АТТ 14,7(15)    | 30                           | 14,7     | 10       | 15       | -         | 0,6      | 1,3       | 246               |
| АТТ 15 (15)     | 12                           | 15       | 9        | 15       | 15        | 0,8      | 0,5       | 205               |
| АТТ 17 (16,8)   | 30                           | 16,8     | -        | 17       | -         | 0,65     | 1,26      | 439               |
| АТТ 20(19,5)    | 30                           | 19,5     | -        | 20       | -         | 0,8      | 1,25      | 544               |

### Контурные тепловые трубы (КТТ)

КТТ могут передавать большие тепловые потоки до 10 кВт в произвольном направлении в поле массовых сил на большие расстояния и обеспечивают возможности их регулирования. Каналы для жидкости и пара разделены. Срок службы - не менее 25 лет. Принципиальная схема работы КТТ показана на рис. 13.10 [84].

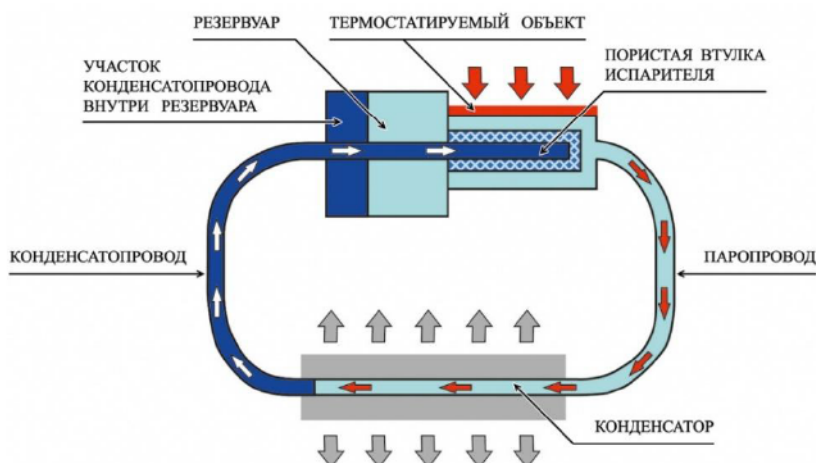


Рис. 13.10. Принципиальная схема работы контурной ТТ [84]

На КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» контурные ТТ используются для выравнивания температуры между тепловыми сотопанелями корпуса КА, масса контурных ТТ составляет 0,5 кг.

### **Сотопанели**

Конструктивно сотовая панель представляет собой клеёную многослойную конструкцию. На рис. 13.11 представлена фотография тепловой сотопанели для одного из КА НПП им. С.А.Лавочкина.

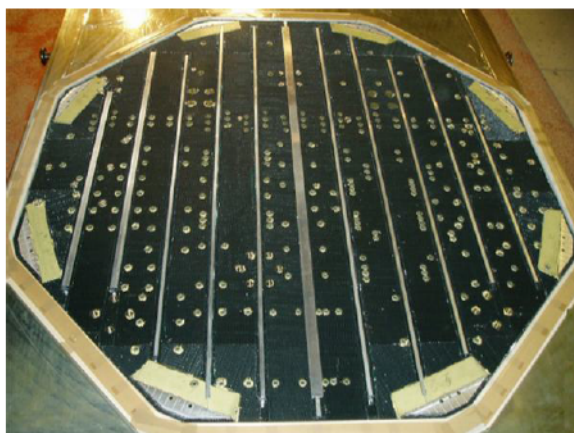


Рис. 13.11. Тепловая сотопанель без верхней обшивки [84]

Эта тепловая сотопанель имеет следующие характеристики:

- габаритные размеры до 3000×2800×40 мм;
- толщина обшивки - от 0,3 мм до 1,0 мм, сплав В95;
- количество ТТ и закладных элементов - до десятков тыс. шт.;
- удельная масса ТСП - от 4 кг/м<sup>2</sup>.

Если тепловые потоки не очень велики, то от принудительной подачи охлаждающей жидкости следует отказаться и переходить к использованию тепловых труб в составе трёхслойных силовых панелей корпуса КА, на которых удобно устанавливать приборы. Для

выравнивания температуры между отдельными панелями следует использовать тепловые контурные трубы.

### **Плѐночные нагреватели**

В системах обеспечения теплового режима в настоящее время можно использовать плѐночные нагреватели, которые обладают малой массой. При их использовании можно в некоторых случаях отказаться от сложной и массозатратной системы терморегулирования корпусов ОЭТК.

### **Расчѐт потребной площади тепловой сотопанели для сброса тепла в космическое пространство**

Вместо радиатора охлаждения в системах с тепловыми трубами используются участки тепловых сотопанелей, свободные от экранно-вакуумной теплоизоляции. Расчѐт площади этого участка аналогичен расчѐту площади РО с принудительным охлаждением жидкостью (см. формулу 13.14)), но без коэффициента  $F$ , учитывающего температуру на входе в РО и выходе из него, то есть по формуле

$$S_{PTO} = f \frac{Q_{Oms}}{\varepsilon_{KA} \sigma T_{Вых}^4}. \quad (13.30)$$

Таким образом, при использовании только ТТ (если позволяет энергетика КА) масса СТР в основном состоит из масс ТТ, которые принято относить не к массе СТР, а к массе конструкции корпуса КА. Если энергетика КА значительна, то применяют комбинированные схемы СТР (с ТТ и принудительной прокачкой).

## **14. РАСЧЁТ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ**

### **14.1. Состав и назначение элементов системы электропитания**

В КА высокодетального оперативного оптико-электронного зондирования поверхности Земли с длительным сроком активного существования чаще всего в качестве источника электроэнергии используется солнечное излучение, а в качестве преобразователей электроэнергии - фотоэлектрические преобразователи (ФЭП).

Удельная мощность излучения Солнца в районе Земли составляет не менее  $1360 \text{ Вт/м}^2$ , однако съём такой мощности ограничен коэффициентом полезного действия ФЭП, который составляет от 13 до 30 % для различных типов ФЭП.

К основным массозатратным элементам СЭП относятся солнечные батареи, аккумуляторные батареи и комплекс автоматики и стабилизации (или блок автоматики, контроля и управления).

#### ***14.1.1. Солнечные батареи***

Схемы установки панелей солнечных батарей (СБ) показаны на рис. 14.1. Крупные составные части КА (отсек ОЭТК, приборно-агрегатный отсек, солнечные батареи) ясны из рисунка. Видно, что СБ существенно влияют на проектный облик КА.

Солнечные батареи могут размещаться на корпусе КА и на отдельных панелях. В свою очередь, панели СБ могут быть неподвижными и поворотными (ориентируемыми на Солнце). Каждая из этих схем имеет свои достоинства и недостатки.

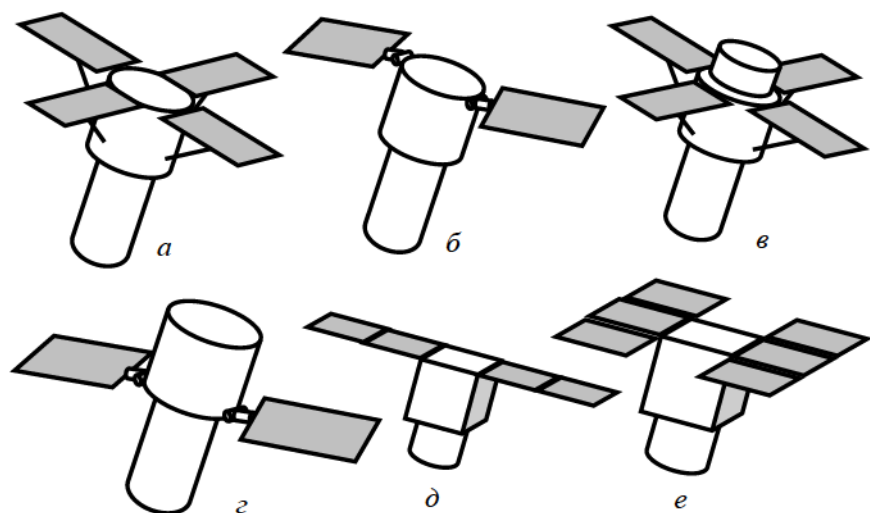


Рис. 14.1. Возможные варианты общего вида космических аппаратов зондирования Земли

Достоинством неподвижных панелей СБ (рис. 14.1, *а, в, д, е*) является относительно простая конструкция, а недостатком – неэффективное использование энергетики СБ, так как в процессе целевой работы КА панели не всегда ориентированы на Солнце.

Достоинством подвижных панелей СБ на КА (рис. 14.1, *б, г*) является больший энергосъём с единицы площади панели, а недостатком - необходимость иметь на борту КА сложные и массивные поворотные узлы панелей СБ.

Использование корпуса КА в форме прямоугольного параллелепипеда приводит к более компактной компоновке панелей солнечной батареи в сложенном состоянии под головным обтекателем ракеты-носителя (см. рис. 14.3, *д, е*).

Космические аппараты больших габаритов запускаются на орбиту со сложенными панелями СБ, поэтому они должны иметь механизмы раскрытия после отделения КА от ракеты-носителя.



К *электротехническим* характеристикам СБ относятся:

- максимальное значение мощности СБ при совпадении вектора нормали к плоскости панели СБ с направлением на Солнце;
- удельная мощность съёма электроэнергии с единицы площади панели СБ при ориентации её на Солнце;
- коэффициент потери мощности СБ по годам эксплуатации;
- среднесуточное значение косинуса угла между нормалью к поверхности панели СБ и направлением на Солнце.

К *конструктивным* характеристикам СБ относятся:

- площадь панелей;
- масса панелей солнечной батареи;
- удельная масса панелей солнечной батареи;
- наличие узлов крепления панелей СБ в сложенном состоянии и их раскрытия после отделения КА от ракеты-носителя;
- наличие узлов поворота панелей СБ в процессе целевого функционирования;
- прочностные и жесткостные характеристики панелей и др.

Конструктивно панели СБ могут быть каркасными или иметь интегрированный каркас. На рис. 14.2 в качестве примера показана модель панели солнечной батареи КА ДЗЗ «Ресурс ДК1». Панель представляет собой набор отдельных панелей (рам) с сетками для крепления пластин ФЭП.

На рис. 14.3 (слева) представлена панель СБ КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» с интегрированным каркасом (в сложенном состоянии). Каркас панели углепластиковый, представляет собой набор тонкостенных пустотелых ячеек, выполненных под размер ФЭП (справа) [57].

Требования, предъявляемые к СБ, противоречивы. С одной стороны, для увеличения мощности СЭП необходимо увеличивать площадь панелей СБ и их массу. С другой стороны, панели СБ должны быть легкими и иметь минимальные моменты инерции.

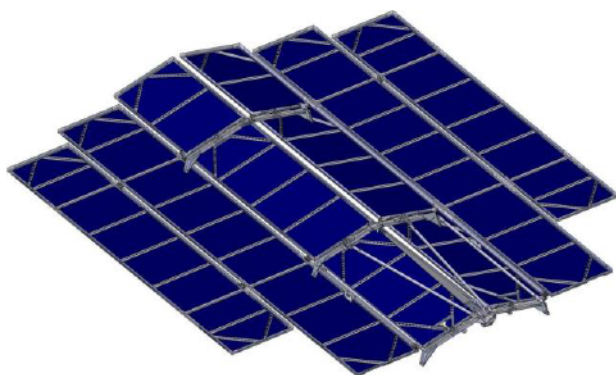


Рис. 14.2. Модель панели солнечной батареи КА «Ресурс ДК 1»

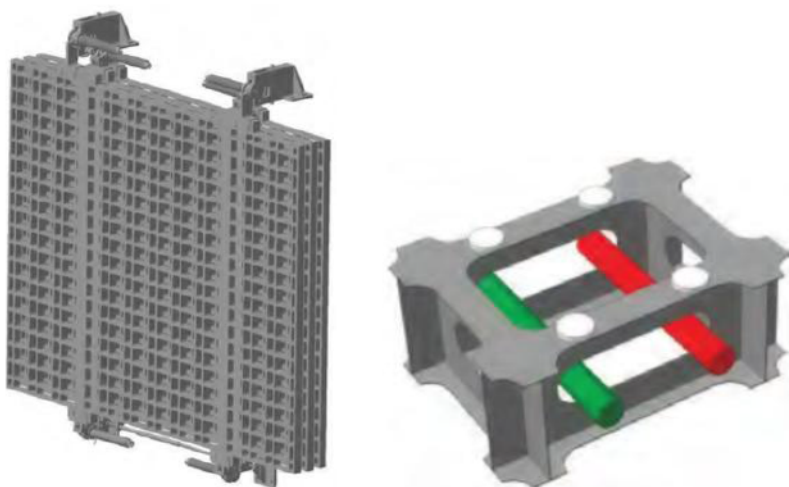


Рис. 14.3. Модель интегрированной панели СБ КА «АИСТ-2Д» СБ [57]

В то же время панели СБ должны быть достаточно жёсткими, чтобы снизить частоту колебаний, которые мешают процессу съёмки.

Удельная масса панелей СБ современных КА ДЗЗ составляет примерно  $1,6 \text{ кг/м}^2$ . У рулонных панелей СБ удельная масса ниже, но они не применяются на КА ДЗЗ из-за небольшой жёсткости.

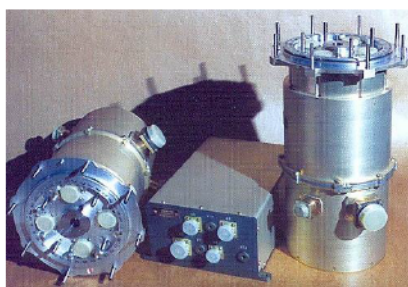
### 14.1.2. Системы ориентации панелей солнечных батарей

Панели СБ в процессе съёмок должны в максимальной степени быть ориентированными так, чтобы нормаль к плоскости панели СБ была как можно ближе к направлению на Солнце. Для этого используется специальная система ориентации солнечной батареи (СОСБ).

На рис. 14.4 представлены элементы СОСБ, предназначенные для установки на различных КА ДЗЗ [37, 77]. Конструктивно поворотные узлы панелей СБ выполняются по-разному. Например, для КА ДЗЗ «Янтарь-2К» каждый поворотный узел напоминает Т-образную форму, содержит два электрических двигателя с редукторами волнового типа. Каждый двигатель осуществляет поворот панели СБ по различным осям. Масса таких узлов значительна, например, для КА типа «Янтарь-2К» масса одного Т-образного поворотного узла составляет до 10 кг.



«Янтарь 2К»



«Монитор-Э», «Экспресс-МД»



«Кондор»



«КазСат-2» [69]

Рис. 14.4. Система ориентации СБ на различных КА ДЗЗ [37, 77]

СОСБ могут быть с автономным управлением или с управлением от бортового вычислительного комплекса. В табл. 14.1 представлены некоторые характеристики СОСБ с дискретным слежением за Солнцем.

### ***14.1.3. Фотоэлектрические преобразователи***

ФЭП представляют собой полупроводниковые устройства, преобразующие солнечную энергию в постоянный электрический ток. На рис. 14.5 представлен вид ФЭП с внешней и обратной сторон производства АО «Сатурн» (г. Краснодар) [38].

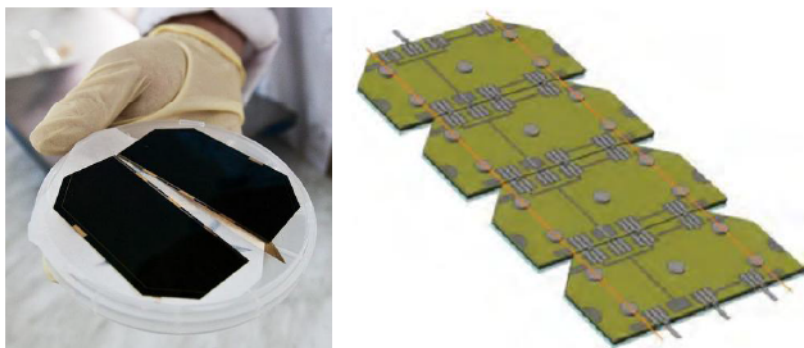


Рис. 14.5. Внешний вид фотопреобразователей [38]

Выходная мощность СБ с использованием таких элементов может достигать десятков кВт. Для низкоорбитальных КА используются ФЭП с двухсторонней чувствительностью.

Типовые характеристики ФЭП следующие [81]:

- удельная мощность – до  $350 \text{ Вт/м}^2$  ;
- коэффициент полезного действия – 30 %;
- удельная массовая характеристика –  $1,3\text{--}1,8 \text{ Вт/(кг} \cdot \text{м}^2)$  ;
- ресурс работы – до 15 лет.

Таблица 14.1. Характеристики системы ориентации СБ с дискретным слежением за Солнцем [69]

| КА                                              | Монитор - Э             | Кондор                               | Электро – Л,<br>Спектр  | КазСат-2     | Метеор - М        | Ионосфера,<br>Зонд       |
|-------------------------------------------------|-------------------------|--------------------------------------|-------------------------|--------------|-------------------|--------------------------|
| Модель СОСБ                                     | У10                     | Р10                                  | Э10                     | У20          | 830               | ИФ10                     |
| Скорость слежения за Солнцем, град./с           | 0,57                    | 0,75 – по танг.<br>0,25 – по крену   | 0,25                    | 0,37         | 0,3               | 0,6                      |
| Момент инерции на валу ЭМБ, кг·м <sup>2</sup>   | не более 4,0            | по крену – 125,0<br>по тангажу – 7,0 | не более 17,3           | не более 8,4 | не более 40,0     | не более 4,0             |
| Диапазон углов поворота СБ, град                | 360                     | 240 – по тангажу<br>180 – по крену   | 360                     | 360          | -60...+60         | -78...+54<br>-126...+126 |
| Потребляемая мощн. СОСБ, Вт                     | не более 15             | не более 20                          | не более 10             | не более 12  | не более 20       | не более 6               |
| Масса, кг                                       | 17,0                    | 21,5                                 | 12,7                    | 27,8         | 16,0              | 10                       |
| Вид электрических связей между СБ и корпусом КА | вращающийся токосъемник | кабельный барабан                    | вращающийся токосъемник |              | кабельный барабан | кабельный барабан        |
| Передаваемая эл. мощность, Вт                   | 2100                    | 675                                  | 2460                    | 2400         | --                | 700                      |
| Срок функционирования, лет                      | 10 лет                  | 7 лет                                | 10 лет                  | 12,5 лет     | 5 лет             | 8 лет                    |

#### ***14.1.4. Аккумуляторные батареи***

Аккумуляторные батареи (АБ) служат в качестве накопителя энергии, которая расходуется в пиковые режимы энергопотребления или когда часть аппаратуры космического аппарата должна работать и на теновом участке орбиты.

К основным проектным электротехническим характеристикам аккумуляторных батарей относятся:

- электрическая ёмкость (в ампер-часах);
- номинальное напряжение;
- максимальные значения тока разряда и тока заряда;
- минимально допустимая глубина разряда;
- допустимое количество циклов заряда-разряда;
- коэффициенты полезного действия и коэффициенты изменения характеристик при длительной эксплуатации.

К основным конструктивным характеристикам АБ относятся:

- масса одной аккумуляторной батареи;
- количество аккумуляторных батарей;
- габаритные размеры;
- температурные режимы нормальной работы аккумуляторов.

Количество АБ выбирается с учётом мощности одной батареи, размещения на борту КА и соображений надёжности.

Батареи могут быть серебряно-цинковые, никель-водородные, однако в последнее время нашли применение литиевые АБ, которые отличаются лучшими удельными характеристиками.

Основные требования, предъявляемые к аккумуляторным батареям, следующие: батареи должны быть как можно легче, иметь малые габариты, обладать большой ёмкостью и допускать большое число циклов заряда-разряда.

Аккумуляторная батарея обычно представляет собой корпус прямоугольной формы (рис. 14.6 слева [81]), в котором устанавливаются несколько отдельных элементов (металлических колб),



корпус которых рассчитан на давление не менее 60 атм. (рис. 14.6 справа [38]). Количество элементов и габариты АБ зависят от потребляемой мощности. Характеристики АБ доступны на сайтах производителей [81, 82].

Корпус АБ делается герметичным. Заряженная АБ выделяет газ и давление в корпусе батареи повышается. При разрядке батареи давление в корпусе падает. Это свойство АБ используется для контроля степени ее заряженности по датчикам давления.



Рис. 14. 6. Блок аккумуляторной батареи 23ЛИ-65

Емкость, количество, масса аккумуляторных батарей должны быть согласованы с циклограммой работы целевой и обеспечивающей аппаратуры КА.

Несмотря на все современные конструкторские решения, аккумуляторные батареи имеют большую массу, и поэтому их стараются размещать вблизи центра масс КА. Возможные схемы размещения АБ на КА ДЗЗ показаны на рис. 14.7.

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – приборно-агрегатный отсек телескопа; 2 – корпус ОЭТК; 3 - аккумуляторные батареи, установленные на корпусе КА; 4 и 5 - АБ, установленные в приборно-агрегатном отсеке.



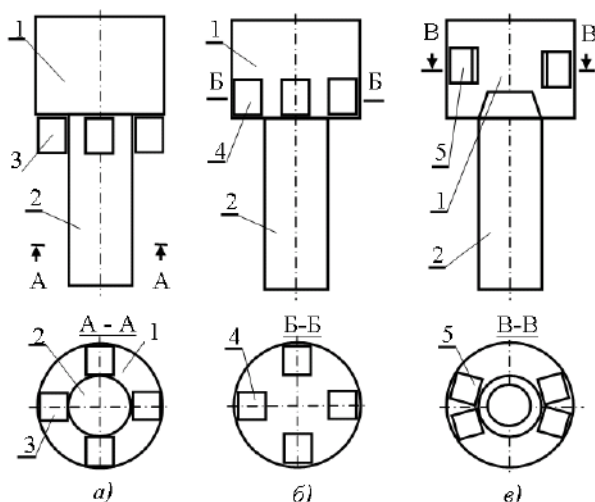


Рис. 14.7. Схема установки аккумуляторных батарей

#### 14.1.5. Комплекс автоматики и стабилизации

Комплекс автоматики и стабилизации (КАС) системы электропитания предназначен для контроля степени заряженности и разряженности аккумуляторных батарей, для переключения режимов заряда и разряда АБ. Конструктивно КАС представляет собой один или несколько приборных блоков, которые размещаются, как правило, в приборно-агрегатном отсеке КА.

#### 14.2. Расчёт системы электропитания

Масса СЭП зависит от её типа. Для СЭП с солнечными батареями и аккумуляторами относительная масса системы электропитания для КА детального оперативного наблюдения составляет 4...6% от массы КА. То есть массу СЭП в первом приближении можно рассчитать по следующей зависимости:

$$m_{\text{СЭП}} = (0,04...0,06) m_{\text{КА}}.$$

Во втором приближении необходимо проводить более детальные расчеты. Ниже приведен алгоритм такого расчета.

### Алгоритм расчёта

1. Определяется среднесуточная мощность нагрузки СЭП без учёта собственного потребления:

$$P_{\text{СМН}} = P_{\text{ЦА}} + P_{\text{Бос}},$$

где  $P_{\text{ЦА}}$  и  $P_{\text{Бос}}$  - среднесуточные мощности целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем соответственно.

2. Задаётся коэффициент доли собственного потребления СЭП от среднесуточной мощности СЭП ( $k_{\text{ЭП}}^{\text{Соб}} \approx 0,07 \dots 0,09$ ).

3. Находится среднесуточная мощность СЭП с учётом собственного потребления:

$$P_{\text{СЭП}} = \frac{P_{\text{СМН}}}{1 - k_{\text{ЭП}}^{\text{Соб}}} = \frac{P_{\text{ЦА}} + P_{\text{Бос}}}{1 - k_{\text{ЭП}}^{\text{Соб}}}, \quad (14.1)$$

которую нетрудно получить из решения уравнения

$$P_{\text{СЭП}} = P_{\text{ЭП}}^{\text{Соб}} + P_{\text{ЦА}} + P_{\text{Бос}}, \quad (14.2)$$

где  $P_{\text{ЭП}}^{\text{Соб}} = k_{\text{ЭП}}^{\text{Соб}} P_{\text{СЭП}}$ .

4. Находят мощность собственного электропотребления СЭП:

$$P_{\text{ЭП}}^{\text{Соб}} = P_{\text{СЭП}} - P_{\text{СМН}}. \quad (14.3)$$

5. Производится расчёт требуемой мощности ФЭП на конец срока активного существования:

$$P_{\text{ФЭП}} = \frac{P_{\text{СЭП}}}{\eta_{\text{БАКУР}} \eta_{\text{АБ}} \cos \alpha}, \quad (14.4)$$

где  $\eta_{\text{БАКУР}}$  – среднее значение коэффициента полезного действия (КПД) блока автоматики контроля и управления (БАКУР) СЭП;

$\eta_{\text{АБ}}$  – среднее значение КПД аккумуляторной батареи;

$\cos \alpha$  - средний (интегральный) за виток полёта КА косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели СБ, который определяется следующей зависимостью:

$$\overline{\cos \alpha} = \frac{1}{T} \int_0^T \cos \alpha(t) dt .$$

Здесь  $\cos \alpha(t)$  - текущее значение косинуса этого угла.

6. Рассчитывается коэффициент снижения мощности СЭП за всё время активного существования:

$$k_{AC} = (1 - k_{\PhiЭП})^T , \quad (14.5)$$

где  $k_{\PhiЭП}$  - коэффициент ежегодного снижения мощности ФЭП;

$T$  - количество целых лет активного существования КА.

7. Рассчитывается удельная мощность ФЭП ( $Bm/m^2$ ) на конец срока активного существования:

$$p_{y\partial} = k_{AC} k_{\PhiЭП} q_{Солн} , \quad (14.6)$$

где  $k_{\PhiЭП}$  - КПД фотоэлектрических преобразователей;

$q_{Солн}$  - солнечный удельный поток энергии (в районе Земли).

8. Определяется площадь ФЭП через удельную мощность на конец срока активного существования КА:

$$S_{\PhiЭП} = P_{\PhiЭП} / p_{y\partial} . \quad (14.7)$$

9. Оценивается масса ФЭП:

$$m_{\PhiЭП} = \gamma_{\PhiЭП} S_{\PhiЭП} , \quad (14.8)$$

где  $S_{\PhiЭП}$  - площадь фотоэлектрических преобразователей;

$\gamma_{\PhiЭП}$  - удельная масса ФЭП.

По данным статистики для кремниевых ФЭП  $\gamma_{\PhiЭП} = 3...6 \text{ кг}/\text{м}^2$ , а для арсенид-галлиевых -  $\gamma_{\PhiЭП} \approx 3,5...4,5 \text{ кг}/\text{м}^2$ .

10. Рассчитывается площадь конструкции панелей СБ:

$$S_{СБ} = S_{\PhiЭП} / k_{зан} , \quad (14.9)$$

где  $k_{зан}$  - коэффициент заполнения площади панелей СБ фотоэлектрическими преобразователями ( $k_{СБ} \approx 0,93$ ).

11. Рассчитывается масса конструкции панелей СБ:

$$m_{КСБ} = m_{СБ}^{y\partial} S_{СБ}, \quad (14.10)$$

где  $m_{СБ}^{y\partial}$  - удельная масса конструкции панели СБ.

12. Определяется масса панелей СБ с учётом массы ФЭП:

$$m_{СБ} = m_{ФЭП} + m_{КСБ}.$$

13. Находится минимальная энергия аккумуляторной батареи:

$$\mathcal{E}_{АБ}^{\min} = \frac{(P_{СМН}^m + P_{ЭП}^{Cоб})\tau_m + (P_{СМН}^{АН} + P_{ЭП}^{Cоб})\tau_{АН}}{k_{БАКУР} \cdot 60}, \quad (14.11)$$

где  $P_{СМН}^m$  – средняя мощность нагрузки на теневом участке;

$P_{СМН}^{АН}$  – средняя мощность нагрузки на участке работы аппаратуры наблюдения;

$\tau_m$  – длительность теневого участка орбиты (мин);

$\tau_{АН}$  – средняя длительность участка работы аппаратуры наблюдения на одном витке (ин);

$k_{БАКУР}$  – среднее КПД блока автоматики контроля и управления ( $k_{БАКУР} \approx 0,85$ ).

14. Рассчитывается минимальное значение энергии АБ с учётом коэффициента снижения энергии в год ( $k_{АБ}^{Год} = 0,05...0,15$ ):

$$\mathcal{E}_{АБТ}^{\min} = \mathcal{E}_{АБ}^{\min} / (1 - k_{АБ}^{Год})^T. \quad (14.12)$$

15. Задаётся резерв энергии АБ ( $\mathcal{E}_{Рез}$ ), необходимый для приведения КА в работоспособное состояние после отделения от РН, а также для восстановления работоспособного состояния после отказов и вынужденного перевода КА в неориентированный полёт. В первом приближении можно взять  $\mathcal{E}_{Рез} \approx \mathcal{E}_{АБТ}^{\min}$ .

16. Определяется потребное значение энергии аккумуляторной батареи с учётом резерва:

$$\mathcal{E}_{АБ} = \mathcal{E}_{Рез} + \mathcal{E}_{АБТ}^{\min}. \quad (14.13)$$

17. Находится масса колб аккумуляторных батарей:

$$m_{AB}^{эл} = \mathcal{E}_{AB} / k_3^{y_0}, \quad (14.14)$$

где  $k_3^{y_0}$  - удельная энергия в элементах АБ (для литий-ионных АБ  $k_3^{y_0} = 85...150 \text{ Вт} \cdot \text{ч} / \text{кг}$ ).

18. Находится масса встроенного модуля контроля и управления (МКУ) АБ, предназначенного, в частности, для выравнивания заряда отдельных элементов АБ

$$m_{МКУ} = k_{МКУ} m_{AB}^{эл}, \quad (14.15)$$

где  $k_{МКУ}$  - коэффициент, показывающий, какую долю составляет масса МКУ от массы элементов АБ.

19. Оценивается масса элементов АБ с МКУ:

$$m_{AB+МКУ}^{эл} = m_{AB}^{эл} + m_{МКУ}. \quad (14.16)$$

20. Находится масса корпуса АБ (с элементами крепления):

$$m_{КАБ} = k_{КАБ} m_{AB+МКУ}^{эл}, \quad (14.17)$$

где  $k_{КАБ}$  - коэффициент, показывающий, какую долю составляет масса корпуса АБ от суммарной массы элементов АБ и МКУ.

21. Определяется масса АБ (с МКУ и корпусом АБ):

$$m_{AB} = m_{AB+МКУ}^{эл} + m_{КАБ}. \quad (14.18)$$

**Примечание.** Масса АБ может находиться и по другой методике, например, посредством определения ёмкости АБ:

$$C_{AB} = \frac{k_3 \mathcal{E}_{AB}}{(1 - k_{AB}^{Год})^T U_{ср p}}, \quad (14.19)$$

где  $k_3$  - коэффициент запаса по ёмкости АБ ( $k_3 = 1,8...2,2$ );

$U_{ср p}$  – среднее значение разрядного напряжения АБ (27 В).

Затем масса АБ определяется по формуле

$$m_{AB}^{эл} = C_{AB} / k_{АЧ}^{y_0}, \quad (14.20)$$

где  $k_{АЧ}^{y_0}$  - удельная ёмкость АБ в  $\text{А} \cdot \text{ч} / \text{кг}$ .

22. Определяется масса блока автоматики контроля и управления (БАКУР) системой электропитания:

$$m_{\text{БАКУР}} = P_{\text{Нагр}} / p_{\text{БАКУР}}^{\gamma\theta}, \quad (14.21)$$

где  $P_{\text{Нагр}}$  – максимальное значение мощности нагрузки, проходящей от фотоэлектрической батареи через БАКУР;

$p_{\text{БАКУР}}^{\gamma\theta}$  – удельная мощность БАКУР (Вт/кг).

Для приближённых расчётов можно принять  $P_{\text{Нагр}} = P_{\text{ФЭП}}$ .

**Примечание.** Если вместо одного приборного блока БАКУР используются отдельные блоки других устройств, например, переключателя мощности, стабилизатора напряжения, зарядного и разрядного устройств, то расчёт производится аналогично.

23. Производится расчёт суммарной массы СЭП:

$$m_{\text{СЭП}} = m_{\text{СБ}} + m_{\text{АБ}} + m_{\text{БАКУР}}. \quad (14.22)$$

24. Определяется объем составных элементов СЭП:

$$V_i = m_i / \rho_i, \quad (14.23)$$

где  $m_i$  и  $\rho_i$  – соответственно масса и плотность компоновки составных частей системы электропитания.

25. Определяются приведенные моменты инерции составных частей АБ (например, по формулам (3.2) – (3.4)).

При этом на первых итерациях применим метод распределения массы составных элементов КА по его поверхности или объёму. На следующих этапах проектирования, когда сформирована компоновочная схема КА, моменты инерции КА рассчитываются с учётом конкретной формы и расположения панелей СБ, АБ и приборных блоков.

Если панель СБ имеет форму тонкой пластины с равномерно распределенной массой, то собственный момент инерции панели СБ относительно оси, перпендикулярной образующей по длине и проходящей через центр масс пластины, будет определяться так:



$$J_{\text{ПСБ}} = m_{\text{ПСБ}} h^2 / 12, \quad (14.24)$$

где  $m_{\text{ПСБ}}$  – масса панелей солнечной батареи;

$h$  – длина панели солнечной батареи.

Момент инерции панели СБ относительно какой-либо оси КА, проходящей через его центр масс, зависит от компоновочной схемы КА. Например, если КА имеет две одинаковые панели СБ прямоугольной формы, плоскость которых перпендикулярна продольной оси КА, причем панели располагаются симметрично относительно КА, то момент инерции панелей относительно оси КА, проходящей через его центр масс и направленной перпендикулярно продольной оси КА, определяется по формуле

$$J_{\text{СБ}} = 2(J_{\text{ПСБ}} + m_{\text{ПСБ}} l_{\text{СБ}}^2), \quad (14.25)$$

где  $l_{\text{СБ}}$  – расстояние между центрами масс панели СБ и КА.

Напомним, что на последующих этапах проектирования, когда используется система твёрдотельного моделирования, массо-инерционные характеристики находятся автоматически.

### 14.3. Пример расчёта системы электропитания

Исходные данные приведены в табл. 14.2. Результаты расчёта приведены ниже в виде последовательности вычислений.

Таблица 14.2. Исходные данные и обозначения

| Наименование                                     | Обозначен.               | Значение |
|--------------------------------------------------|--------------------------|----------|
| Срок активного существования КА, лет (целых)     | $T_{\text{АС}}$          | 3        |
| Удельный поток энергии Солнца, Вт/м <sup>2</sup> | $q_{\text{Солн}}$        | 1348     |
| Среднее значение косинуса угла $\alpha$          | $\overline{\cos \alpha}$ | 0,38     |
| Среднее значение разрядного напряжения АБ, В     | $U_{\text{срр}}$         | 27       |
| Среднесуточная мощность целевой аппаратуры       | $P_{\text{ЦА}}$          | 125      |

Окончание табл.14.2

|                                                 |                |       |
|-------------------------------------------------|----------------|-------|
| Среднесут. мощность бортовых обеспеч. систем    | $P_{Бос}$      | 160   |
| Средняя мощн. нагрузки на теновом участке, Вт   | $P_{СМН}^m$    | 120   |
| Средняя мощн. нагрузки на участке работы АН, Вт | $P_{СМН}^{АН}$ | 570   |
| Длительность теневого участка орбиты, мин       | $\tau_m$       | 37    |
| Средняя длительность участка работы АН, мин     | $\tau_{АН}$    | 50    |
| Коэффициент собственного потребления СЭП        | $k_{ЭП}^{Соб}$ | 0,07  |
| Коэф. ежегодного снижения мощности ФЭП          | $k_{ФЭП}$      | 0,05  |
| КПД БАКУР                                       | $\eta_{БАКУР}$ | 0,85  |
| КПД аккумуляторной батареи                      | $\eta_{АБ}$    | 0,95  |
| КПД фотоэлектрических преобразователей          | $k_{ФЭП}$      | 0,155 |
| Удельная масса ФЭП, $кг/м^2$                    | $\gamma_{ФЭП}$ | 1,6   |
| Коэф. заполнения площади панелей СБ ФЭПами      | $k_{зан}$      | 0,93  |
| Удельная масса конструкции панели СБ, $кг/м^2$  | $m_{СБ}^{уд}$  | 1,6   |
| Удельная энергоёмкость АБ, $Вт \cdot ч/кг$      | $\gamma_{АБ}$  | 147   |
| Удельная мощность БАКУР, $Вт/кг$                | $P_{СН}^{уд}$  | 50    |

$$P_{СМН} = P_{ЦА} + P_{Бос} = 125 + 160 = 285 \text{ Вт};$$

$$P_{СЭП} = \frac{P_{ЦА} + P_{Бос}}{1 - k_{ЭП}^{Соб}} = \frac{125 + 160}{1 - 0,07} = 306,5 \text{ Вт};$$

$$P_{ЭП}^{Соб} = P_{СЭП} - P_{СМН} = 306,5 - 285 = 21,5 \text{ Вт};$$

$$P_{ФЭП} = \frac{P_{СЭП}}{k_{БАКУР} \cos \alpha} = \frac{306,5}{0,85 \cdot 0,39} = 949 \text{ Вт};$$

$$k_{АС} = (1 - k_{ФЭП})^T = (1 - 0,05)^3 = 0,857;$$

$$p_{уд} = k_{АС} k_{ФЭП} q_{Солн} = 0,857 \cdot 0,15 \cdot 1348 = 179 \text{ Вт}/м^2;$$

$$S_{ФЭП} = P_{ФЭП} / p_{уд} = 949 / 179 = 5,30 \text{ м}^2;$$

$$m_{ФЭП} = \gamma_{ФЭП} S_{ФЭП} = 1,6 \cdot 5,30 = 7,95;$$

$$\begin{aligned}
S_{CB} &= S_{\Phi \text{ЭП}} / k_{\text{зм}} = 5,30 / 0,93 = 5,70 \text{ м}^2 ; \\
m_{KCB} &= m_{CB}^{y\partial} S_{CB} = 1,6 \cdot 5,70 = 9,11 \text{ м}^2 ; \\
m_{CB} &= m_{\Phi \text{ЭП}} + m_{KCB} = 7,95 + 9,11 = 17,1 \text{ кг} ; \\
\mathfrak{D}_{AB}^{\min} &= \frac{(P_{CMH}^m + P_{ЭП}^{Cob}) \tau_m + (P_{CMH}^{AH} + P_{ЭП}^{Cob}) \tau_{AH}}{\eta_{\text{БАКУР}} \cdot 60} = \\
&= \frac{(120 + 21,5) \cdot 37 + (570 + 21,5) \cdot 50}{0,85 \cdot 60} = 682,5 \text{ Вт} \cdot \text{ч} ; \\
\mathfrak{D}_{ABT}^{\min} &= \mathfrak{D}_{AB}^{\min} / (1 - k_{AB}^{T\partial})^T = 682,5 / (1 - 0,9)^3 = 936 \text{ Вт} \cdot \text{ч} ; \\
\mathfrak{D}_{Pez} &\approx \mathfrak{D}_{ABT}^{\min} = 936 \text{ Вт} \cdot \text{ч} ; \\
\mathfrak{D}_{AB} &= \mathfrak{D}_{Pez} + \mathfrak{D}_{ABT}^{\min} = 936 + 936 = 1872 \text{ Вт} \cdot \text{ч} ; \\
m_{AB}^{\text{эл}} &= \mathfrak{D}_{AB} / k_{\text{Э}}^{y\partial} = 1872 / 147 = 12,74 \text{ кг} ; \\
m_{MKY} &= k_{MKY} m_{AB}^{\text{эл}} = 0,2 \cdot 12,74 = 2,55 \text{ кг} ; \\
m_{AB+MKY}^{\text{эл}} &= m_{AB}^{\text{эл}} + m_{MKY} = 12,74 + 2,55 = 15,29 \text{ кг} ; \\
m_{KAB} &= k_{KAB} m_{AB+MKY}^{\text{эл}} = 0,2 \cdot 15,29 = 3,06 \text{ кг} ; \\
m_{AB} &= m_{AB+MKY}^{\text{эл}} + m_{KAB} = 15,29 + 3,06 = 18,35 ; \\
m_{\text{БАКУР}} &= P_{\text{Нагр}} / p_{\text{БАКУР}}^{y\partial} \approx P_{\Phi \text{ЭП}} / p_{\text{БАКУР}}^{y\partial} = 949 / 50 = 18,98 \text{ кг} ; \\
m_{CЭП} &= m_{CB} + m_{AB} + m_{\text{БАКУР}} = 17,1 + 18,35 + 18,98 = 54,4 \text{ кг} .
\end{aligned}$$

#### 14.4. Направления совершенствования системы электропитания

Совершенствование *системы электропитания* может идти по разным направлениям. Для увеличения съёма мощности с единицы площади солнечных батарей (увеличения коэффициента полезного действия) могут использоваться, например, фотопреобразующие устройства с несколькими полупрозрачными покрытиями,

каждое из которых наиболее эффективно с точки зрения съёма энергии в определённой области спектра Солнца.

Дополнительным источником электроэнергии может быть система термпар, установленных как на освещённых Солнцем частях корпуса КА, так и в местах, затенённых от Солнца.

Часть фотопреобразователей следует устанавливать на противоположной от рабочей поверхности панели. В этом случае можно пополнять запасы электричества на борту КА при потере ориентации и закрутке КА в положении, когда солнечные лучи не попадают на рабочие поверхности панелей (например потеря ориентации КА «Фобос-грунт»). Схема установки части ФЭП на обратной стороне панели СБ реализована, например, на КА ДЗЗ WorldView-4.

Панели солнечной батареи могут «отслеживать» Солнце с помощью независимых силовых гиросприборов (относительно небольшой мощности). Масса панелей СБ при этом может не измениться, так как при этом отпадает необходимость использования поворотных устройств панелей.

## **15. РАЗРАБОТКА КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ**

Прежде всего, отметим, что разработка компоновочной схемы КА ДЗЗ – это творческий процесс, который слабо формализуем. Работа проектанта, создающего облик КА, сродни творчеству архитектора. Талантливые архитекторы могут создать шедевр, а посредственные – проект, который не очень удачен по различным критериям.

Также - и в ракетно-космической технике. В первую очередь должен быть талант проектировщика (проектанта). Но одного таланта для создания удачных проектов мало. У настоящего проектанта должно быть знание исторического опыта, реалий сегодняшнего дня и видения перспективы, умение пользоваться новыми научными разработками и передовыми технологиями и др. На начальных этапах проектирования при разработке компоновочных схем изделий РКТ важную роль играет оригинальность конструкторского мышления, умение синтезировать компоновочные схемы из комбинации удачных конструкторских решений.

### **15.1. Базовая система координат и схемы установки аппаратуры наблюдения КА**

#### **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 полёта [4]. Номер I при этом присваивается нижнему рулю, расположенному в плоскости траектории. Оси I-III и 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  $O_B x_B y_B z_B$  (рис. 15.1), которая привязана к плоскостям стабилизации ракеты и КА и используется при разработке проекта, изготовлении и эксплуатации КА.

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

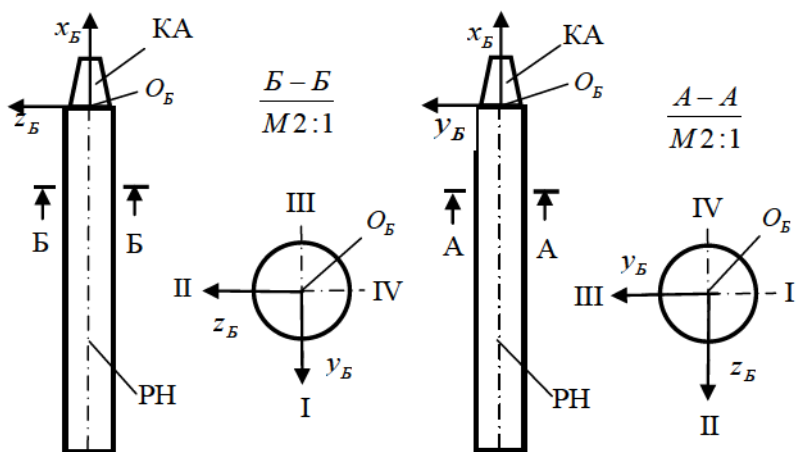


Рис. 15.1. Плоскости стабилизации и базовая система координат космического аппарата



### Варианты компоновки аппаратуры наблюдения

Некоторые варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения (ОЭТК) по отношению к базовой системе координат представлены на рис. 15.2 (НП – направление полёта).

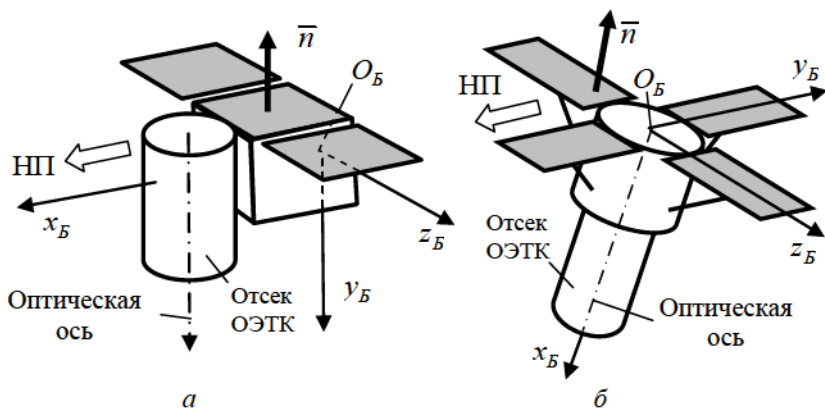


Рис. 15.2. Варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения по отношению к базовой системе координат

### Изменение ориентации КА в процессе вывода на орбиту

Варианты компоновки оптической аппаратуры наблюдения влияют на ориентацию КА ДЗЗ в процессе съёмки целей.

На рис. 15.3 представлена схема, иллюстрирующая изменение направления осей базовой системы координат КА в стартовой системе координат в процессе выведения спутника на орбиту и перевода его в рабочее положение.

На активном участке полёта ракеты-носителя ось  $O_B y_B$  базовой системы координат постепенно поворачивается в сторону поверхности Земли. Во время отделения КА от ракетного блока последней ступени РН ось  $O_B x_B$  КА направлена по касательной к траектории вывода, а ось  $O_B y_B$  «смотрит» на Землю.

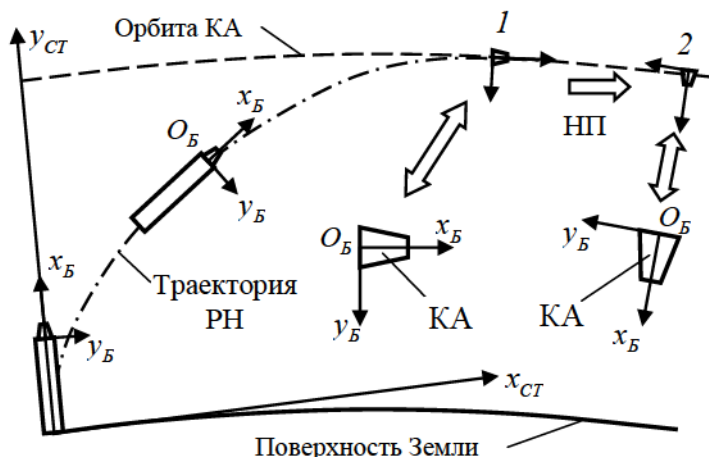


Рис. 15.3. Изменение направления осей базовой системы координат космического аппарата в процессе его выведения на орбиту

### Ориентация космического аппарата в рабочем положении

Если оптическая ось аппаратуры наблюдения КА располагается перпендикулярно базовой оси  $O_B x_B$  (см. рис. 15.2, а), то положение КА после его отделения от ракетного блока последней ступени РН практически совпадает (или почти совпадает) с номинальным (средним) рабочим положением КА. (Ось  $O_B x_B$  КА в готовности к проведению съёмок, как правило, направлена в надир). Такое положение КА соответствует позиции 1 на рис. 15.3.

Если оптическая ось аппаратуры наблюдения КА располагается вдоль базовой оси  $O_B x_B$  (см. рис. 15.2, б), то положение КА после его отделения от ракетного блока последней ступени РН не соответствует рабочему. Для перевода КА в рабочее номинальное положение необходимо его повернуть таким образом, чтобы оптическая ось (или ось  $O_B x_B$ ) была направлена в сторону Земли. Такое положение КА соответствует позиции 2 на рис. 15.3.

## 15.2. Компоновочные схемы КА с поперечным расположением отсека аппаратуры наблюдения

На рис. 15.2, *a* был представлен КА ДЗЗ с поперечной схемой расположения отсека аппаратуры наблюдения. На этом рисунке показаны оси базовой системы координат и направление полёта КА.

На рис. 15.4 слева вверху представлен вид КА ДЗЗ «Канопус-В» (Россия), слева снизу - КА ДЗЗ «Кондор» (Россия), справа вверху - КА «FORMOSAT-2» (Тайвань), а справа внизу - КА «THEOS» (Таиланд). имеющие также поперечную схему расположения отсека аппаратуры наблюдения,

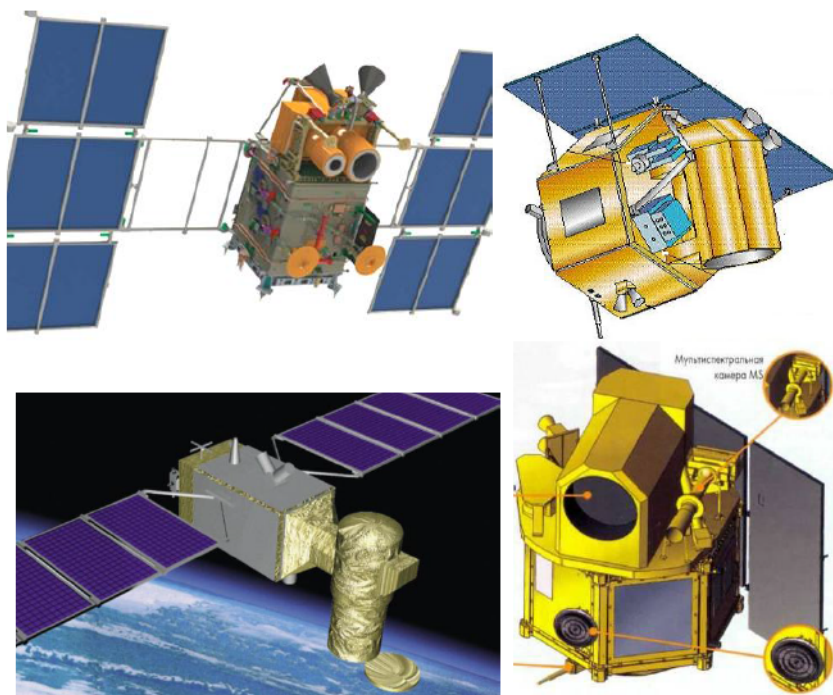


Рис. 15.4. КА ДЗЗ с поперечной схемой установки отсека ОЭТК

Такая компоновка обеспечивает минимальный момент инерции КА при перенацеливании по углу крена, что обеспечивает повышенную производительность при прочих равных условиях. Однако такие схемы применимы к КА относительно невысокого пространственного разрешения.

Возможные схемы с несколькими телескопами и с поворотными телескопами представлены на рис. 15.5, где введены следующие обозначения: 1 – агрегатный отсек; 2 – приборный отсек; 3 – оптико-электронные телескопические комплексы; 4 – направление оптической оси.

На рис. 15.5 слева представлена схема с несколькими телескопами, оптические оси которых направлены под разными углами. В этом случае можно обеспечить большую ширину захвата и проводить съёмку целей без поворота корпуса КА. Однако пространственное разрешение будет не очень хорошее.

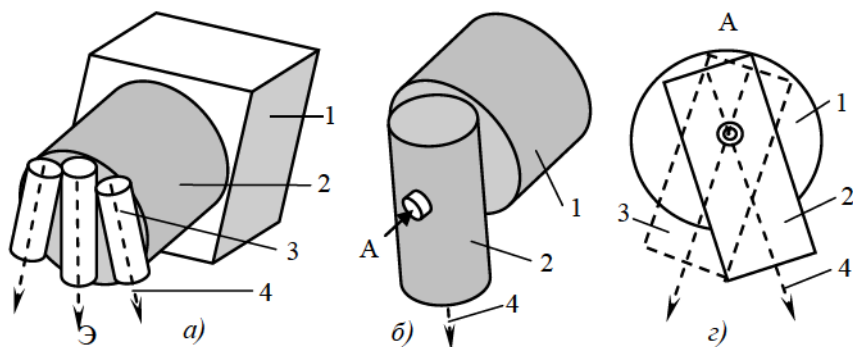


Рис. 15.5. Схемы КА ДЗЗ с несколькими телескопами и с поворотными телескопами

На рис. 15.5 в центре и справа представлена (в разных ракурсах) схема КА с поворотным отсеком телескопа. При такой схеме можно обеспечить лучшее ЛРМ (при прочих равных условиях). Недостатком такой схемы является влияние поворотов отсека ап-

паратуры наблюдения на агрегатный отсек, который будет разворачиваться в противоположном угловом направлении.

Однако такой недостаток можно превратить в преимущество, если организовать поворот корпуса отсека ОЭТК с помощью моментных двигателей без использования силового гироскопического комплекса (или использовать СГК с минимальным управляющим моментом). Но управление КА в целом усложнится, так как агрегатный отсек будет поворачиваться в противоположную сторону.

### 15.3. Компоновочные схемы КА с зеркалом переотражения

Уменьшение массы КА в целом и увеличение производительности КА возможно.

На рис. 15.6 слева показана схема одного из нереализованных проектов КА ДЗЗ 80-х годов прошлого века с вертикальным рабочим положением, а справа – схема одного из реализованных КА разведки США с горизонтальным рабочим положением (корпус зеркала переотражения на правом рисунке не показан).

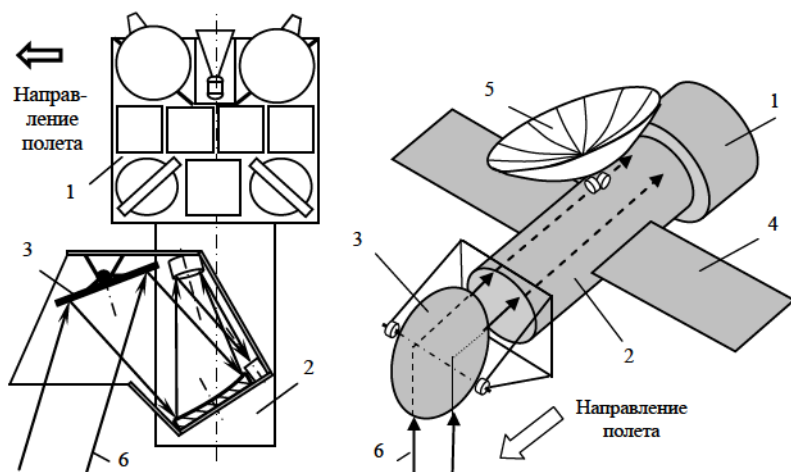


Рис. 15.6. Схемы КА ДЗЗ с поворотным зеркалом перенацеливания

На рисунках введены следующие обозначения: 1 – приборно-агрегатный отсек; 2 – отсек аппаратуры наблюдения; 3 – зеркало переотражения; 4 – панели солнечной батареи; 5 – остронаправленная антенна; 6 – световые лучи от снимаемого объекта, направленные в фотоприёмное устройство.

Масса КА, несмотря на увеличение массы элементов и конструкции оптической системы, может не увеличиться, так как при использовании зеркала переотражения можно использовать силовой гироскопический комплекс с меньшим управляющим моментом и, следовательно, меньшей массой.

Недостатком таких схем является то, что дополнительное зеркало (перенацеливания) усложняет конструкцию, кроме того, качество снимков снижается за счёт введения в оптический тракт формирования изображения ещё одного оптического элемента.

В последние годы космических аппаратов ДЗЗ с зеркалом переотражения не создано. Это связано, по-видимому, с тем, что масса КА по сравнению с 80-ми годами прошлого века не увеличивается, а высокая производительность достигается использованием компактных и малых по массе силовых гироскопов.

#### **15.4. Формы КА и отсеков**

На рис. 15.7 представлены различные формы КА ДЗЗ. Слева представлен КА «Аркон» (Россия), имеющий форму цилиндра. В центре представлен КА «KompSat-2» (Ю. Корея), форма которого – шестигранная призма. Справа показан КА «АИСТ-2Д» (Россия), имеющий форму прямоугольного параллелепипеда (солнечные батареи показаны в неразвёрнутом положении).

Достоинством круглых форм (в поперечном сечении) является малое отношение площади поверхности к объёму, что влечёт за собой уменьшение массы по сравнению с другими формами.



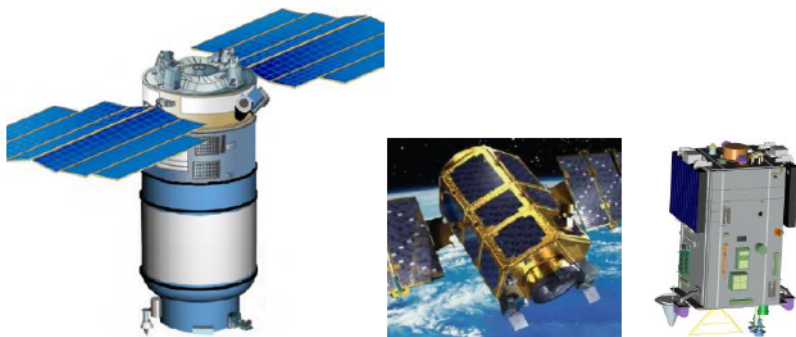


Рис. 15.7. Различные формы КА ДЗЗ

Кроме того, круглые формы предпочтительнее, если отсек является герметичным. Недостатком таких форм является то, что для крепления приборов требуются дополнительные устройства.

Шестигранная форма позволяет использовать тепловые сотовые панели, в которых тепловые трубы могут выполнять функции подкрепляющих элементов. То есть система терморегулирования при таких формах может иметь меньшую массу. Приборы могут устанавливаться непосредственно на внутренних сторонах сотовых панелей. Отношение площади поверхности к объёму немногим уступает по сравнению с конструкцией круглых форм. Недостатком является более сложная конструкция, так как сотовые панели должны крепиться на каркасе в виде рамы, воспринимающей нагрузки. Форма КА в виде прямоугольной призмы подкупает тем, что конструкцию корпуса можно сделать проще и технологичнее.

КА могут иметь комбинированные формы. На рис. 15.8 слева представлен КА ДЗЗ «WorldView-3» (США), у которого приборно-агрегатный отсек близок по форме к прямоугольному параллелепипеду, а отсек ОЭТК представляет собой восьмигранную призму. В центре представлен КА ДЗЗ «OptSat-3000» (Израиль), у которого приборно-агрегатный отсек имеет форму шестиугольной призмы, а отсек аппаратуры наблюдения – цилиндрический. Справа на ри-



сунке показан внешний вид КА «Pleiades», форма которого – комбинация шестиугольной призмы с усечённой шестиугольной конусной призмой.



Рис. 15.8. Различные комбинированные формы КА ДЗЗ

Ещё одной особенностью КА может служить симметричность или несимметричность установки аппаратуры наблюдения. На рис. 15.9 слева показана схема КА ДЗЗ «Beijing-1» (КНР) с габаритами 912×770×912 мм и массой 166,4 кг, характерная тем, что ОЭТК расположен не симметрично относительно корпуса КА.

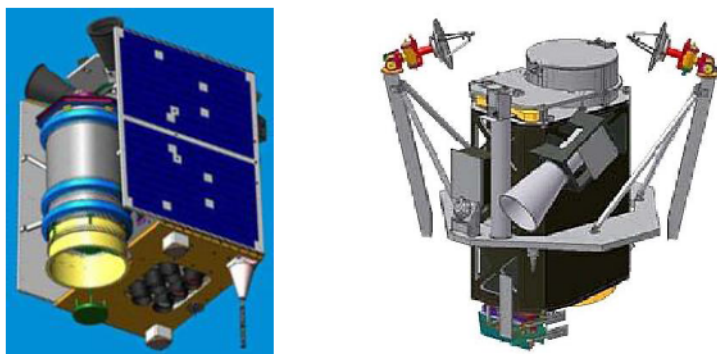


Рис. 15.9. Несимметричная схема установки ОЭТК в корпусах КА ДЗЗ

На первый взгляд это может показаться недостатком, так как могут возникнуть трудности при компоновке КА с точки зрения обеспечения центровки. Однако при таком расположении ОЭТК появляется больше вариантов компоновки относительно крупногабаритных составных частей КА, так как пространство между корпусом ОЭТК и стенкой тепловой сотовой панели больше (примерно в два раза), чем при симметричной схеме. Справа на рисунке показана компоновка отсека полезной нагрузки КА ДЗЗ «WorldView-1» с несимметричной формой ОЭТК.

Существует возможность уменьшения габаритов КА при установке под головным обтекателем ракеты-носителя за счёт применения раздвижных частей корпуса КА. На рис. 15.10 слева показана схема крупногабаритного высокоорбитального КА «Аркон» (Россия) в предстартовом состоянии. В центре показана часть КА с выдвинутой раздвижной блендой (с крышкой), которая состоит из двух частей: жёсткой термостабилизированной оболочки и гофрированной оболочки из гибкого материала.

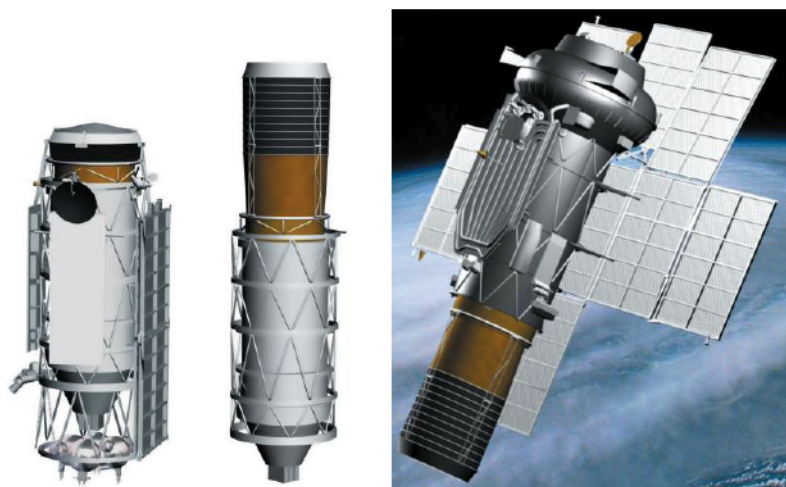


Рис. 15.10. Раздвижные элементы корпуса КА

Силовой основой корпуса аппаратуры наблюдения являются ферменные отсеки. Справа показан тот же КА в рабочем положении. Достоинством такой схемы является возможность использовать длиннофокусные оптические системы (у оптической системы КА «Аркон» фокусное расстояние - до 27 м).

Недостатком является сложность реализации выдвижных устройств, которые требуют дополнительных юстировок в условиях орбитального полёта.

### **15.5. Компоновочные схемы отсеков КА**

Компоновочные схемы КА многообразны. В КА высокодетального оперативного наблюдения большую часть объёма и массы занимает ОЭТК, который, как правило, помещается в специальный отсек (отсек аппаратуры наблюдения). Большая часть элементов других бортовых систем размещается в других отсеках, иногда в одном отсеке (приборно-агрегатном). На внешней поверхности КА устанавливаются навесные элементы отдельных бортовых систем. К наиболее значимым элементам с точки зрения их влияния на облик КА относятся солнечные батареи, антенные устройства, звездные датчики и некоторые другие элементы.

На рис. 15.11 слева показана компоновка КА «Pleiades» [75]. Видна силовая рама, внутри которой закреплена термостабилизированная платформа для установки ОЭТК и других чувствительных элементов (БОКЗ и ИУС ВОА). К раме крепится стержневая конструкция со шпангоутом для установки приборов вблизи бленды ОЭТК, который не нагружен внешними устройствами.

На рис. 15.11 справа показана модель корпуса КА ДЗЗ «KompSat-3A» и некоторые внутренние элементы КА [88].

На рис. 15.12 слева показаны модели фокального узла ОЭТК КА «Pleiades», а справа - датчик угловой скорости и модуль СГК.

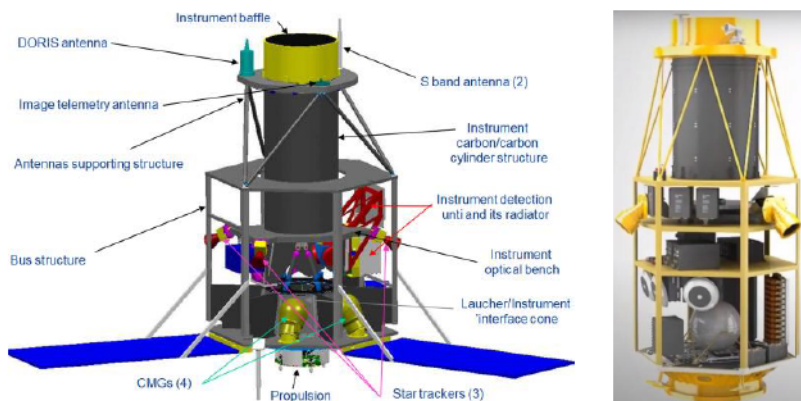


Рис. 15.11. Конструктивные схемы КА «Pleiades» и «KompSat-3A»

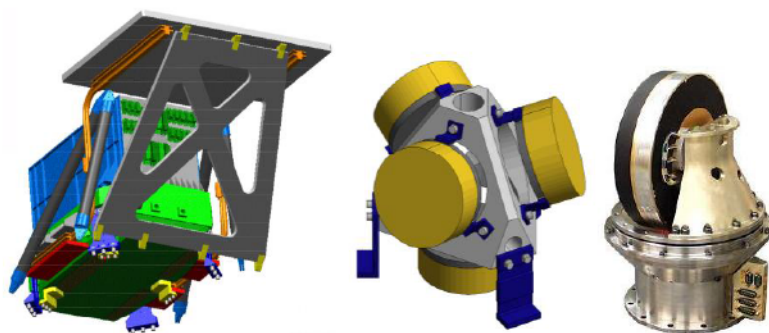


Рис. 15.12. Фокальный узел, ДУС и СТГ КА «Pleiades» [75]

На рис. 15.13 слева показан внешний вид, а справа - компоновочная схема КА «WorldView-2» (США).

На рис. 15.14 показана фотография КА «WorldView-2» в сборочном цехе, на которой видны места установки приборов

Отметим оригинальную схему агрегатного отсека (рис. 15.14). Топливный бак КДУ имеет форму шара, поэтому габариты КДУ по длине большие. Конструкторы решили установить КДУ не в торце КА, а после отсека, в котором установлены силовые гиросприборы. Двигатель же КДУ умещается в промежутках СГП.

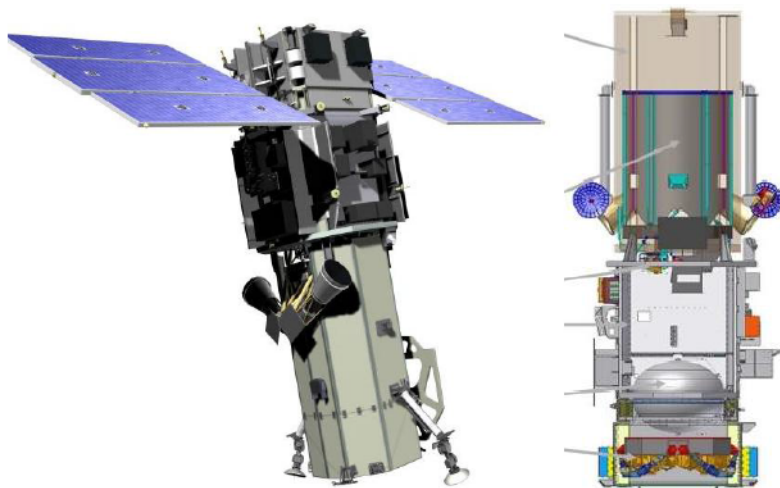


Рис. 15.13. Внешний вид и компоновка КА «WorldView-2» [36]



Рис. 15.14. Компоновочные схемы КА ДЗЗ «WorldView-2» (США) [36]

На рис. 15.15 показаны ОЭТК (слева), корпус отсека телескопа (в центре) и приборно-агрегатный отсек КА «WorldView-2» (справа).



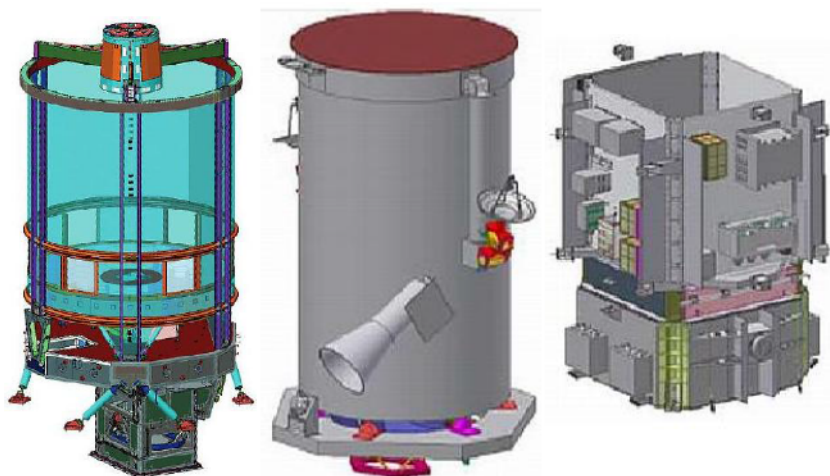


Рис. 15.15. Компоновка ЦА и отсеков КА «WorldView-2» (США) [36]

Можно видеть, что основным силовым элементом ОЭТК является мощный шпангоут, корпус телескопа установлен на силовой термостабилизированной платформе сотовой конструкции. Снизу к этой платформе крепится приборный отсек в форме прямоугольной коробки, её стенки представляют собой тепловые сотовые панели. Силовыми элементами сотовых панелей являются тепловые трубы. Приборы устанавливаются на внешней поверхности панелей. Внутренняя полость верхней части отсека не заполнена и предназначена для размещения фокального узла ОЭТК.

На рис. 15.16 показан момент установки СГП в специальном отсеке КА. Видно, что отсек имеет прямоугольную форму, коробчатого типа, стенки выполнены из трёхслойных композиционных панелей.

На рис. 15.17 представлена компоновочная схема КА «АИСТ-2Д», а на рис. 15.18 – его конструктивно-компоновочная схема [57].

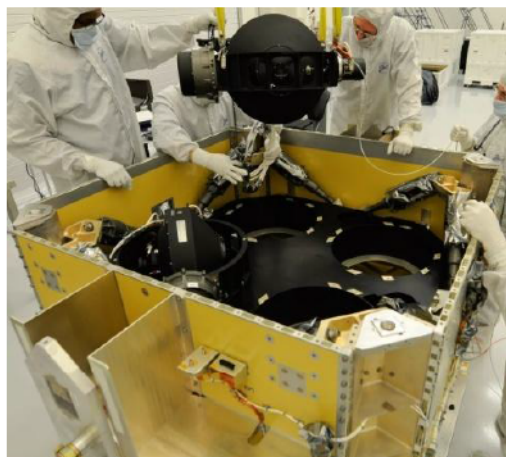


Рис. 15.16. Компоновка отсека СТК КА «WorldView-2» (США) [36]

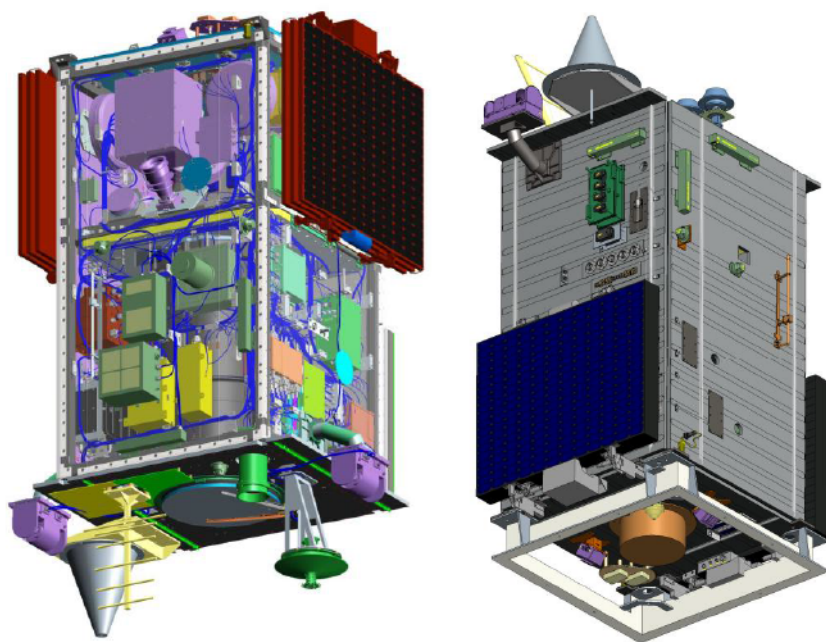


Рис. 15.17. Компоновка и схема корпуса КА «АИСТ-2Д»



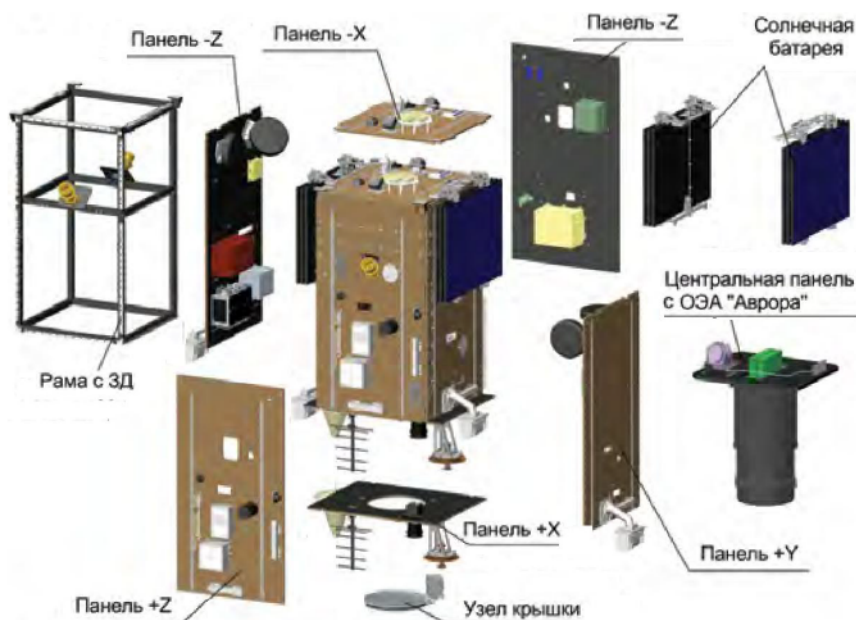


Рис. 15.18. Конструктивно-компоновочная схема КА «АИСТ-2Д»

При выборе компоновочной схемы КА большое внимание уделяется вопросам удобства монтажа приборов и доступа к ним при их обслуживании или замене. На рис. 15.19 представлен КА «ORS-1» (США) и его приборно-агрегатный отсек (в процессе сборки) [89].

Приборно-агрегатный отсек имеет форму шестигранной призмы, силовые элементы каркаса выполнены из профилей, стенки приборного отсека - силовые трёхслойные конструкции с тепловыми трубами. На стенках установлены приборы. Стенки раскладываются для проведения различного рода работ.

С точки зрения технологичности заслуживают внимания схемы КА ДЗЗ «DubaiSat-2» (ОАЭ) и КА ДЗЗ «KompSat-3A» (Ю. Корея).

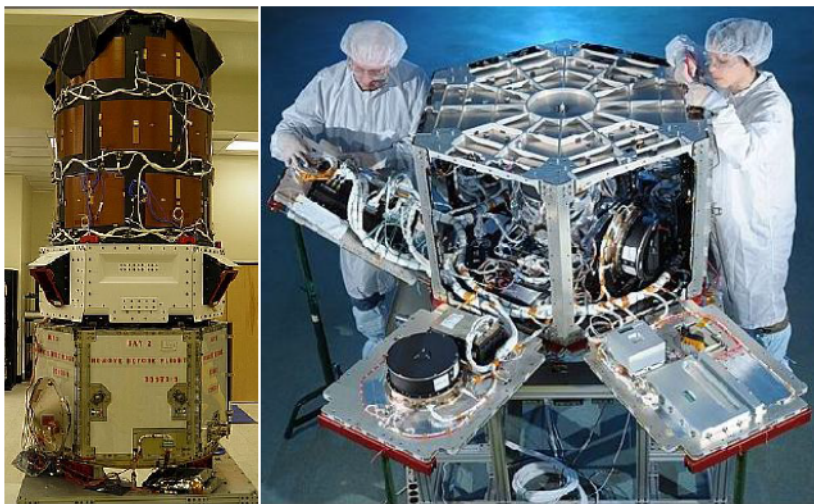


Рис. 15.19. КА «ORS-1» и его приборно-агрегатный отсек [103]

На рис. 15.20 представлены компоновочная схема КА «DubaiSat-2» и его корпус, который снабжён двумя ярусами створок откидных панелей с установленными на них приборами.

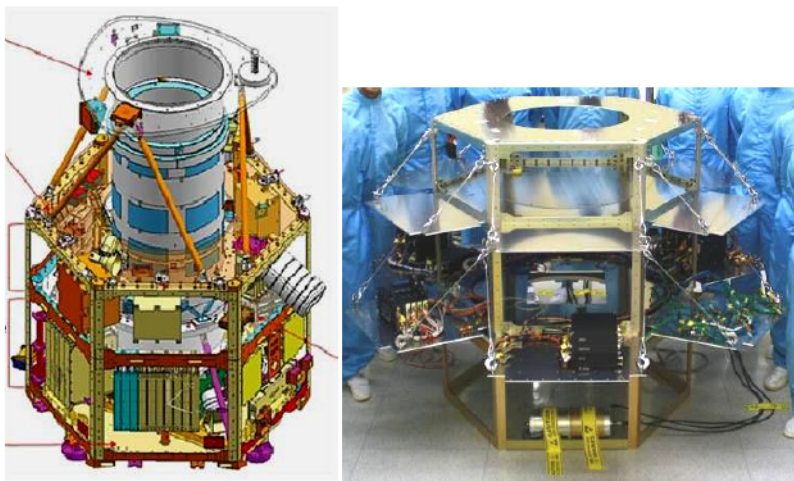


Рис. 15.20. КА ДЗЗ «DubaiSat-2» и его корпус [36]

На рис. 15.21 представлен КА ДЗЗ «KompSat-3A» [88]. Модель корпуса КА и компоновка приборов приведены на рис. 15.11.



Рис. 15.21. КА ДЗЗ «KompSat-3A» [88]

Существуют особые схемы КА, отличительной особенностью которых является отсутствие рамы корпуса. На рис. 15.22 слева показан КА ДЗЗ «EgyptSat-2KA» (Египет), созданный в РКК «Энергия» [104]. КА показан в процессе сборки. Роль корпуса КА выполняют раздвижные боковые створки, которые представляют собой силовые трёхслойные конструкции (по граням КА).



Рис. 15.22. КА «EgyptSat-2KA» (Египет)

На створках крепятся приборы, сами створки в нижней части имеют поворотные узлы, а в верхней – узлы крепления (замки) створок между собой. На рис. 15.22 вверху слева показан вид того же КА в рабочем положении с тремя развёрнутыми панелями СБ, которые в сложенном состоянии располагаются вдоль шестигранного корпуса КА.

На рис. 15.23 слева представлен макет проектируемого КА ДЗЗ «WorldView Legion» (США) с разрешением 0,31 м [85]. Особенностью этого КА является то, что, несмотря на большую массу и габариты, в нём отсутствуют конструкции цилиндрической формы. Это, по-видимому, связано с тем, что вопросы отвода тепловых потоков проще решаются с использованием плоских тепловых сотопанелей, в которых отсутствуют изогнутые тепловые трубы.

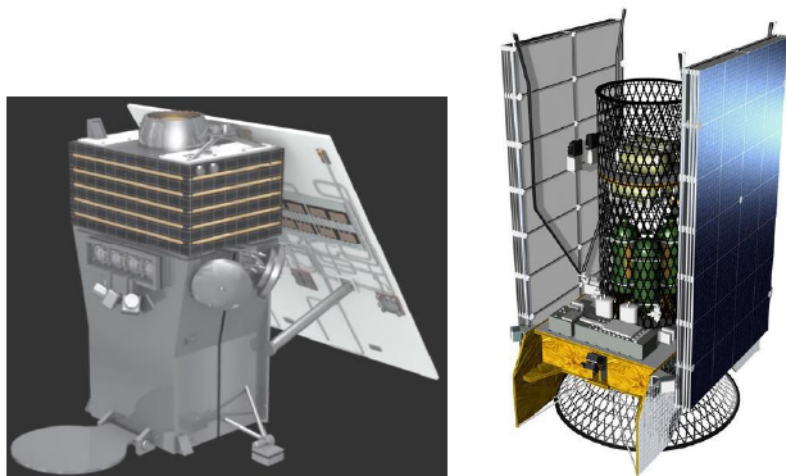


Рис. 15.23. Перспективные проекты КА ДЗЗ [85, 49]

На рис. 15.23 справа представлен проект КА с использованием конструктивно-силовой основы, выполненной в виде сетчатой конструкции, образованной посредством пересечения спиралеобразных и кольцевых элементов [49].



## 15.6. Схемы установок внешних устройств КА

На КА ДЗЗ многие приборы и устройства устанавливаются на внешней поверхности. На рис. 15.24 показана схема установки внешних устройств на КА ДЗЗ «Ресурс-П».

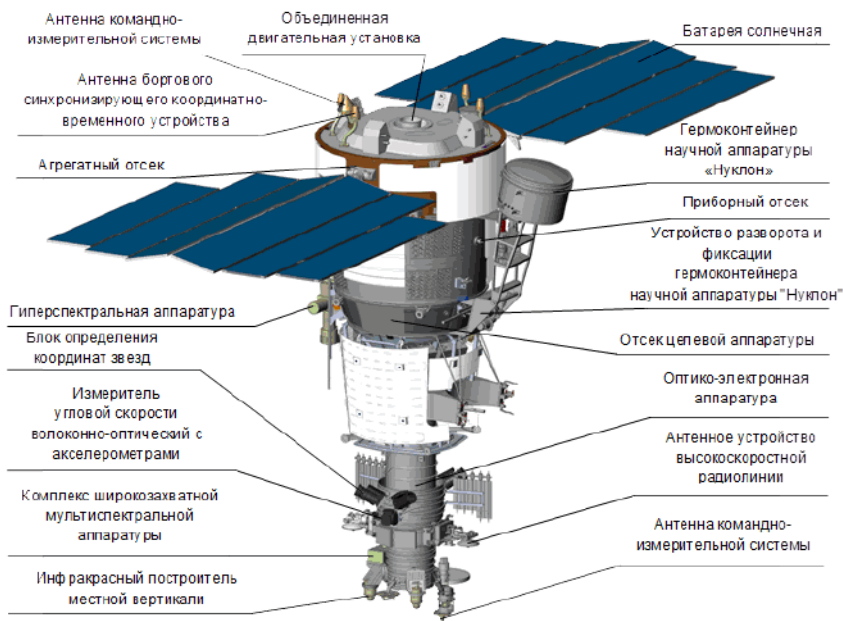


Рис. 15.24. Схема установки внешних устройств на КА ДЗЗ «Ресурс-П»

Схемы установки панелей СБ были показаны при обсуждении общих компоновочных схем КА (см. рис. 14.1, из которого видно, что СБ существенно влияют на проектный облик КА). Здесь отметим лишь несимметричную схему (рис. 15.25) установки панелей СБ (5 панелей) на шестиугольном корпусе КА ДЗЗ «WorldView-4», что связано с необходимостью установки звездных датчиков без затенения.

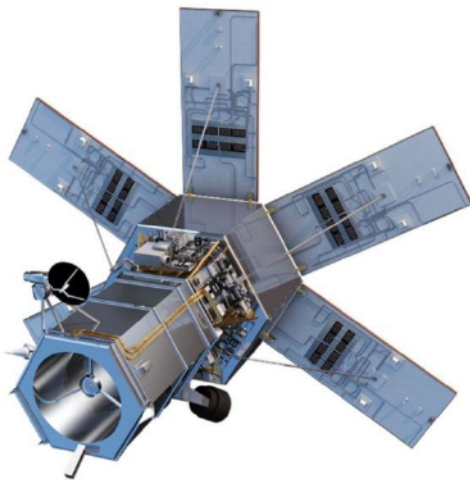


Рис. 15.25. Схема установки панелей СБ на КА ДЗЗ «WorldView-4»

На рис. 15.26 представлены блок датчика угловых скоростей (БДУС) и звёздные датчики (БОКЗ), устанавливаемые на КА «Ресурс-П».

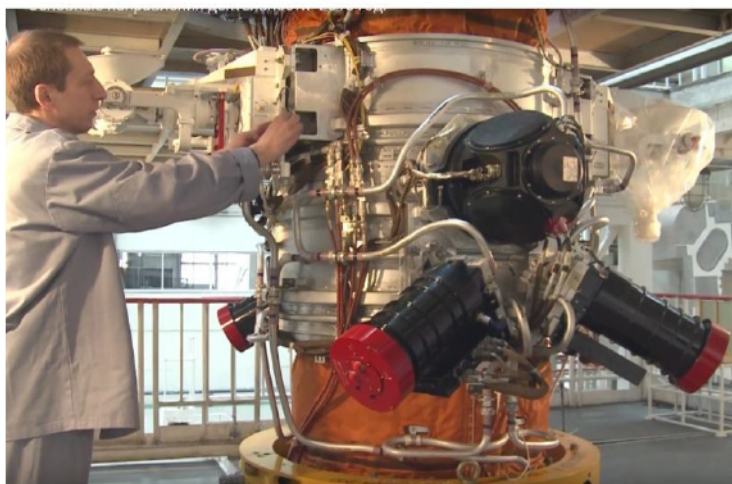


Рис. 15.26. Приборы БДУС и БОКЗ на корпусе КА ДЗЗ «Ресурс-П»



На рис. 15.27 представлена фотография внешних устройств того же КА, установленных вблизи крышки отсека ОЭТК. Видны два построителя инфракрасной вертикали (закрытые съёмными технологическими красными кожухами), антенна командной радиолинии, кронштейн для установки широкозахватной аппаратуры наблюдения и др.



Рис. 15.27. Внешние устройства КА ДЗЗ «Ресурс-П»  
вблизи крышки отсека ОЭТК

На рис. 15.28 представлена фотография тех же внешних устройств, но при другом ракурсе съёмки. Дополнительно видны устройства высокоскоростной радиолинии.

Схемы установок других внешних устройств бортовых обеспечивающих систем КА обсуждались в предыдущих разделах. Среди них были рассмотрены: звёздные координаторы; радиаторы-охладители; магнитные штанги системы сброса кинетического момента; антенны высокоскоростной радиолинии; оптические устройства МЛСПИ; инфракрасные построители местной вертикали; антенны системы навигации.

Более подробно выбор мест установки и ориентации внешних устройств КА ДЗЗ рассмотрен в [30].



Рис. 15.28. Внешние устройства КА ДЗЗ «Ресурс-П»  
вблизи отсека ОЭТК

### 15.7. Возможные многозвенные схемы КА ДЗЗ

На рис. 15.29 показана одна из возможных компоновочных схем КА в виде механизма, состоящего из двух звеньев. На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – приборно-агрегатный отсек; 2 – отсек аппаратуры наблюдения; 3 – узел поворота; 4 – оптическая ось. Ротор должен закрепляться неподвижно к одной части КА, а статор – к другой. Поворот отсека аппаратуры наблюдения относительно корпуса приборно-агрегатного отсека осуществляется с помощью СГК малой мощности. У таких схем имеются преимущества и недостатки.

Преимущества использования такой схемы заключаются в том, что для поворота отсека аппаратуры наблюдения необходим

существенно меньший управляющий момент, так как момент инерции отдельных звеньев КА меньше момента инерции КА с жестким корпусом. Следовательно, можно использовать силовой гироскопический комплекс с существенно меньшими массогабаритными и энергетическими характеристиками при сохранении угловой скорости поворота при перенацеливании.

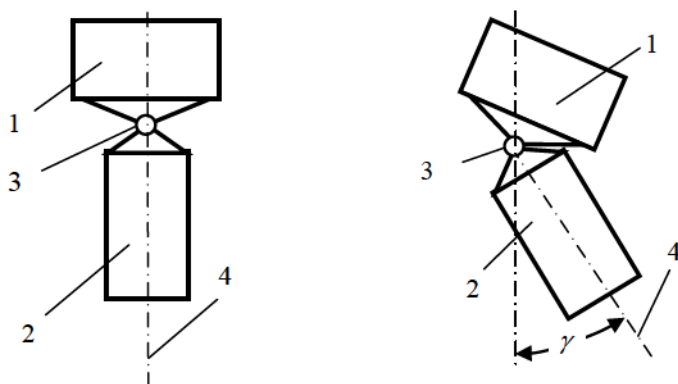


Рис. 15.29. Возможные схемы КА ДЗЗ  
с многозвенными механическими системами

Но можно пойти дальше и вообще отказаться от силового гироскопического комплекса, а поворот осуществлять с помощью более простых механических приводов по типу приводов поворота (качания) ракетных двигателей или с помощью электрического двигателя с шаровыми поверхностями ротора и статора.

Недостатки компоновки КА в виде многозвенного механизма заключаются в том, что поворот отдельных звеньев КА будет существенно влиять на поворот других его частей, и это обстоятельство следует учитывать при работе системы ориентации, поворотных антенн ВРЛ, звездных датчиков и др.

В принципе, можно создать конструктивно-компоновочную схему КА в виде нескольких механических звеньев, когда отдель-

ные элементы осуществляют необходимую ориентацию в пространстве. При этом возможно использование нескольких небольших по массогабаритным характеристикам и энергопотреблению силовых гироскопических комплексов (или маховиков), установленных на отдельных звеньях КА, как это схематично показано на рис. 15.30.

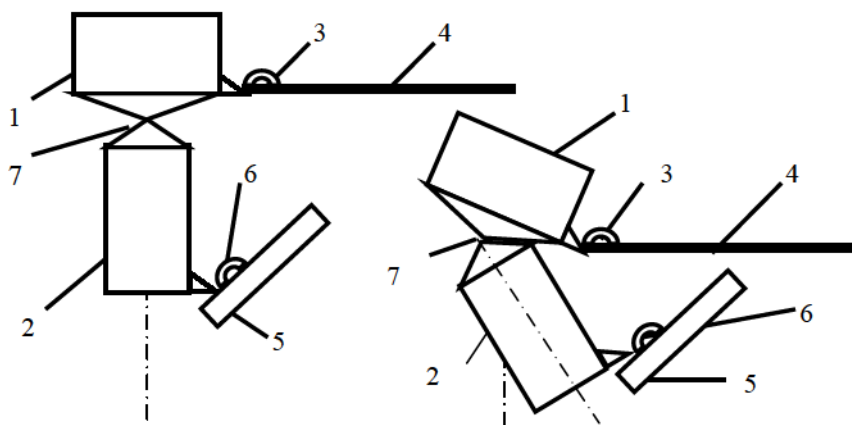


Рис.15.30. Возможные схемы КА наблюдения с многозвенными механическими системами

На этом рисунке приведены следующие обозначения: 1 - приборно-агрегатный отсек; 2 - отсек аппаратуры наблюдения; 3 - силовой гироскопический комплекс панели солнечной батареи; 4 - панель солнечной батареи; 5 - антенна (станции бокового обзора); 6 - СГК антенны; 7 - узел поворота.

При использовании СГК малой мощности, установленного на панели солнечной батареи (без использования механических приводов), можно добиться увеличения среднесуточного косинуса угла между нормалью к поверхности панелей СБ и направлением на Солнце (что влечет за собой увеличение мощности СЭП) при снижении моментов инерции приборно-агрегатного отсека.

### **15.8. Оценка массогабаритных характеристик конструкции КА в первом приближении**

Конструкция КА состоит из корпусов отсеков (целевой аппаратуры, приборного, агрегатного и т. п.), приборных рам, системы установки и отделения КА от носителя, кронштейнов крепления приборов и агрегатов, кронштейнов выносных элементов, механизмов раскрытия антенн и др.

На начальном этапе проектирования массу конструкции КА можно назначить по статистике или принять равной массе конструкции КА-прототипов. По статистике масса конструкции КА ДЗЗ составляет от 12 до 25 % от массы КА в целом, то есть

$$m_{\text{констр}} = (0,12 \dots 0,25) m_{\text{КА}}.$$

Моменты инерции конструкции КА определяются также с помощью метода «распределения» массы конструкции по поверхности КА в форме и габаритах приведенного цилиндра (с усредненными размерами по диаметру и длине КА).

На последующих этапах проектирования масса конструкции КА рассчитывается с учётом конструктивно-компоновочной схемы и расположения в ней отдельных элементов бортовых систем.

На этапе разработки твёрдотельных моделей сборки КА масса конструкции рассчитывается с помощью системы твёрдотельного моделирования в автоматическом режиме при вызове соответствующих инструментов.

## **16. МЕТОДИКА РАСЧЁТА ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА**

В настоящем разделе предлагается методика расчёта основных характеристик КА ДЗЗ по заданным целевым показателям космической системы наблюдения и формирования проектного облика КА. Суть методики заключается в формировании такой последовательности проектных решений, при которой обеспечивались бы выбор основных параметров и формирование проектного облика КА *с минимальным количеством итераций*.

Методика содержит этапы разработки проекта КА, выполняемых с применением как существующих в отрасли моделей, так и созданных новых проектных моделей для оценки целевых показателей, а также для оценки массогабаритных, энергетических характеристик массозатратных элементов целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем КА.

**Исходные данные:** линейное разрешение на местности, ширина полосы захвата, ширина полосы обзора, периодичность (час), производительность (объект/вит), оперативность (час), срок активного существования и др.

**Ограничения:** орбиты круговые, солнечно-синхронные, а также эллиптические в пределах высот менее 1000 км; ограничения по грузоподъёмности РН, ограничения по габаритам головного обтекателя.

### **16.1. Этапы реализации методики**

1. *Сбор и анализ статистических данных по КА и системам ДЗЗ заданного класса.* Этот этап необходим, во-первых, для учёта передовых проектных решений, имеющихся в



мире, и, во-вторых, для уточнения регрессионных зависимостей, которые следовало бы использовать в методическом и программном обеспечении с целью повышения степени адекватности используемых моделей (точность нахождения массогабаритных и энергетических характеристик КА зависит от точности используемых моделей). Статистика должна собираться как по характеристикам, так и по компоновочным схемам.

КА-аналог выбирают, как правило, с наиболее близкими характеристиками к проектируемому КА ДЗЗ.

**2. *Формирование орбит КА с учётом целевых показателей.*** Этот этап проводится по методике, изложенной в разделе 4, и содержит следующие подэтапы.

2.1. Выбор минимальной высоты орбиты из условий обеспечения заданной ширины полосы обзора.

2.2. Выбор параметров солнечно-синхронной орбиты.

2.3. Имитационное моделирование для оценки показателей периодичности и оперативности. При реализации данной части методики используется программное обеспечение для оценки периодичности и оперативности ЕФКАН, разработанного под руководством автора учебного пособия.

2.4. Согласование показателей периодичности и оперативности КА и системы зондирования Земли.

**3. *Выбор основных параметров аппаратуры оптического наблюдения.*** Этот этап проводится по методике, изложенной в разделе 7, и содержит следующие подэтапы.

3.1. Выбор оптической схемы аппаратуры наблюдения.

3.2. Выбор потребного диаметра зеркальной телескопической системы с экранированием.

3.3. Выбор соотношения фокусного расстояния и размера фотоприёмного элемента.

3.4. Расчёт габаритов оптической системы и выбор конструктивной схемы телескопа. Методика расчёта применительно к оптической схеме Ричи-Кретьена приведена в разделе 7. Методики расчёта для других схем можно найти в технической литературе.

3.5. Оценка массы оптической системы телескопа.

3.6. Определение максимального значения приведенного собственного момента инерции оптической системы (или максимального значения приведённого момента инерции КА).

**Примечание.** Если для полученных из расчёта параметров оптической системы имеются близкие по характеристикам существующие в отрасли системы, то целесообразно использовать их. Если таковых нет, то разрабатывают ТЗ на создание оптических систем с расчётными массогабаритными параметрами.

**4. Выбор элементов системы приёма, преобразования, хранения и передачи информации.** Этот этап проводится по методике, изложенной в разделе 9, и содержит следующие подэтапы.

4.1. Расчёт информационного потока в режиме стационарного сканирования земной поверхности.

4.2. Формирование фокальной плоскости (количество и расположение линеек ПЗС в зависимости от требуемых спектральных диапазонов).

4.3. Выбор параметров фотоприёмных устройств.

4.4. Выбор параметров запоминающих устройств.

4.5. Выбор параметров элементов бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии (или МЛСПИ).

**Примечание.** Массы элементов ФПУ, ЗУ, ВРЛ на начальных этапах проектирования КА ДЗЗ принимаются по изделиям-аналогам. На последующих этапах выбираются конкретные типы устройств с характеристиками, представленными на сайтах производителей. Если в прототипах не раскрыты данные по массе ФПУ, то их в первом приближении можно принять как долю от массы

оптического блока, например, в ОЭТК «Аврора» масса ФПУ равна 33 кг, что составляет 45% от массы оптического блока.

Мощность энергопотребления ФПУ на начальных этапах проектирования КА ДЗЗ также следует брать по изделиям-аналогам.

#### ***5. Выбор состава массозатратных элементов бортового комплекса управления и системы управления движением***

Выбор производится в соответствии с методикой, изложенной в разделе 10. На начальных этапах проектирования рассматриваются только массозатратные элементы бортовых систем. Для этого производится сбор и анализ статистики по данным системам, их составу (датчиков, приборов, исполнительных устройств и др.).

Если в составе КА используются заимствованные элементы бортовых систем, то массогабаритные, энергетические и другие характеристики считаются известными.

Если же существующие элементы (приборы) не подходят для разрабатываемого КА ДЗЗ, например, обладают недостаточной точностью или избыточной массой, то необходимо создавать новые. В этом случае проектанты КА ДЗЗ разрабатывают технические задания для разработки элементов (приборов) в организациях, специализирующихся по какому-либо направлению.

#### ***6. Обеспечение заданной производительности КА ДЗЗ. Методика расчёта изложена в разделе 11.***

6.1. Оценка среднего времени перенацеливания по заданным показателям производительности .

6.2. Расчёт требуемого значения среднего углового ускорения КА при перенацеливании.

6.3. Вычисляется требуемое среднее значение управляющего момента СГК.

6.4. Расчёт массогабаритных параметров силового гироскопического комплекса (или подбор марок двигателей маховиков по требуемому управляющему моменту).

6.5. Выбор СГК из существующих в отрасли (если таковые имеются в отрасли).

**7. Расчёт массогабаритных параметров комплексной двигательной установки.** На этом этапе, по сути, производится обеспечение срока активного существования КА по критерию запасов топлива в КДУ. Расчёт проводится по методике, изложенной в разделе 12.

7.1. Определение потребной характеристической скорости КА при выполнении динамических маневров с учётом изменения параметров орбит и затопления КА в акватории Мирового океана.

7.2. Выбор топлива и определение его запаса для сброса кинетического момента.

7.3. Расчёт массогабаритных характеристик КДУ.

**8. Расчёт массогабаритных параметров системы обеспечения теплового режима.** Исходными данными для расчёта являются: используемые средства (тепловые трубы, гидравлические насосы) и др. На первых этапах проектирования расчёт производится на основе теплового баланса КА по средним за виток показателям и без учёта конкретных внутренних тепловых потоков. Методика расчёта приведена в разделе 12.

8.1. Определяется масса пассивных средств СОТР, а именно масса матов экранно-вакуумной теплоизоляции.

8.2. Если внутренний тепловой баланс невозможно обеспечить с помощью тепловых труб, то используются активные средства (принудительная циркуляция охлаждающей жидкости). В этом случае на первых этапах проектирования производится расчёт потребной массы этого типа СОТР по упрощённым моделям.

8.3. Если отвод внутренних тепловых потоков можно обеспечить с помощью тепловых труб (при относительно малой мощности СЭП КА), то расчёт массы СОТР не производится (масса ТТ

включается в массу конструкции КА (например, в массу подкрепляющих элементов тепловых сотопанелей))

**9. *Расчёт основных параметров системы электропитания.***

Исходными данными для расчёта являются: среднесуточная электрическая мощность КА ДЗЗ, среднесуточное значение косинуса угла альфа СБ, время целевой работы КА в световом пятне. Методика расчёта приведена в разделе 14, модели заимствованы из [58].

**10. *Учёт параметров массогабаритных и энергетических параметров прочих элементов бортовых систем и резерва главного конструктора.*** В этой категории учитываются ранее неучтённые элементы бортовых систем, которые имеют небольшую относительную массу и габариты. Учёт производится на основе сбора и анализа статистики по данным устройствам. В первом приближении массу прочих элементов и резерв главного конструктора можно принять до 10 % от массы всех бортовых систем.

**11. *Расчёт предварительной сводки по массам, габаритам и энергопотреблению составных частей КА.*** Расчёт производится с помощью программного обеспечения «Sintez», разработанного под руководством автора настоящего учебного пособия. В программном обеспечении используются модели и алгоритмы, а также итерационная методика увязки проектных и целевых параметров, которая рассмотрена в подразделе 2.6. Результатом расчёта являются согласованные массогабаритные и энергетические характеристики КА ДЗЗ, которые можно использовать в качестве начального приближения проектного облика КА.

**12. *Выбор компоновочной схемы.*** Этот этап производится с учётом возможных компоновочных схем, которые обсуждались в разделе 15, а также с учётом расчёта габаритов составных частей КА. Выбор осуществляется по критериям: минимума массы, минимума моментов инерции, удобства при сборке и обслуживании и др.



12.1. Определяется базовая система координат и выбирается схема установки аппаратуры наблюдения в зависимости от её габаритов, наличия зеркала переотражения и ограничений, связанных с головным обтекателем РН.

12.2. Выбирается общая компоновка крупных отсеков КА (агрегатного, приборного, аппаратуры наблюдения и др.).

12.3. Выбирается силовая схема КА (наличие силовой термостабилизированной сотовой панели, рам крепления двигателей, рам крепления аппаратуры в районе бленды аппаратуры наблюдения, рам корпуса КА, расположение тепловых сотопанелей для крепления приборов и др.).

12.4. Определяются места установки крупногабаритных и массозатратных элементов (поворотные узлы СБ, панели СБ, SGK, аккумуляторные батареи, радиаторы охлаждения, ВРЛ, ВОГ, приборы ИКВ, антенны различного назначения и др.).

12.5. Проводится оценка массогабаритных характеристик конструкции космического аппарата (на первых этапах - по статистике).

**13. *Формирование моделей составных частей КА.*** Формированию моделей элементов предшествует построение библиотеки основных конструктивных элементов КА ДЗЗ. При построении библиотеки учитывается состав бортовых систем и их элементов с наибольшими массами и габаритами.

Модели создаются в параметризированной форме для облегчения перестройки моделей в случае изменения основных размеров. Отдельные элементы систем КА создаются в нескольких вариантах – это позволяет обеспечить гибкость процесса проектирования КА и способствует разработке КА ДЗЗ с массогабаритными и энергетическими характеристиками, близкими к оптимальным.

**14. *Разработка модели сборки КА.*** Разработка модели сборки КА производится в системе твёрдотельного моделирования с учётом существующих ограничений по габаритам и выбранных кри-



териев. В качестве ограничений могут быть заданы зоны размещения тех или иных элементов (например, приборов), зоны расположения навесных элементов с учётом их затенения (например, расположение БОКЗ), зона полезной нагрузки под головным обтекателем (для КА в целом).

**15. Уточнение массовой и габаритной сводки КА, расчёты на прочность и деформацию.** Уточнение производится средствами твёрдотельного моделирования. Отметим, что характеристики масс, полученные в системе твёрдотельного моделирования, могут отличаться от значений, полученных с помощью программы SinteZ. Это связано с тем, что толщина силовых элементов в некоторых местах задавалась по статистике (или конструктивно). Кроме того, в сборке КА прорисованы не все составляющие элементы.

На этом этапе уточняются центровочные и инерционные характеристики, осуществляются расчёты на прочность, деформацию, устойчивость, определяются вибрационные характеристики КА ДЗЗ средствами конечно-элементного моделирования.

Упрощённые расчёты на прочность и деформацию производятся в системе твёрдотельного моделирования, например, с помощью модулей Simulation или COSMOSWork системы SolidWorks. Затем расчёты производятся в системах типа NASTRAN, ANSYS и др.

**16. Уточнение мест установки и пространственной ориентации внешних устройств КА.** Уточнение производится по методике [30] с помощью программного обеспечения «Satellite», которое разработано под руководством автора настоящего учебного пособия. С помощью этого программного обеспечения можно на ранних стадиях проектирования рассчитывать показатели эффективности для выбора мест установки и ориентации:

- неподвижных панелей солнечных батарей;
- радиаторов охлаждения системы терморегулирования;

- антенных устройств высокоскоростной радиолинии для передачи целевой информации на наземные пункты приёма;

- оптических головок межспутниковой системы передачи информации для передачи целевой информации с борта КА на НППИ через спутник-ретранслятор;

- звёздных датчиков блока определения координат звёзд;

- приёмных антенн системы спутниковой навигации.

В качестве показателей эффективности для выбора мест установки и ориентации внешних устройств КА используются:

- для неподвижных панелей солнечных батарей (СБ) - среднесуточный косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности панели СБ с учётом параметров орбит;

- для радиаторов охлаждения (РО) - относительное среднесуточное время нахождения РО в тени с учётом формы РО в виде плоской панели, панели в виде части поверхности цилиндра и конуса;

- для антенных устройств ВРЛ – относительное время нахождения КА ДЗЗ и НППИ в условиях прямой радиовидимости с учётом ограничений по углам поворота антенн и их экранирования корпусом КА;

- для оптических головок МЛСПИ – относительное время нахождения КА ДЗЗ и спутника-ретранслятора в условиях прямой радиовидимости также с учётом экранирования корпусом КА;

- для звёздных датчиков БОКЗ - относительное среднесуточное время направления оптических осей датчиков на звёздное небо;

- для антенн системы спутниковой навигации – относительное время нахождения приёмных антенн ССН в условиях взаимной видимости (радиовидимости) не менее заданного ( $k$ ) количества навигационных спутников.

На рис. 16.1 представлены варианты модели КА для уточнения углов установки панелей СБ при полёте КА по солнечно-синхронной орбите с пересечением экватора в 10 ч местного времени.

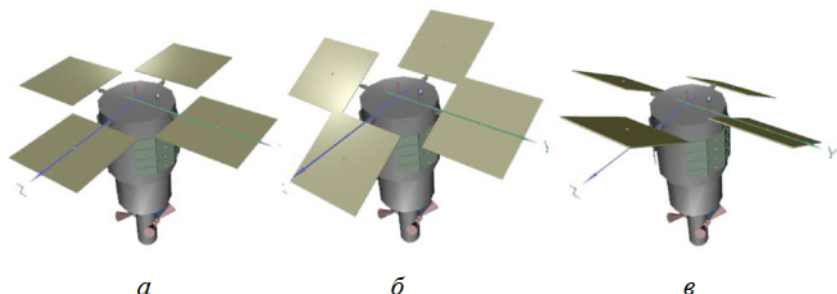


Рис. 16.1. Модели КА ДЗЗ для уточнения углов установки панелей СБ

**17. Оценка энергобаланса на борту КА ДЗЗ в динамике.**  
Проводится на основе имитационного моделирования орбитально-го движения и целевых разворотов КА [59].

В качестве примера на рис. 16.2 показано окно программы с результатами расчета энергобаланса за один виток полёта КА.

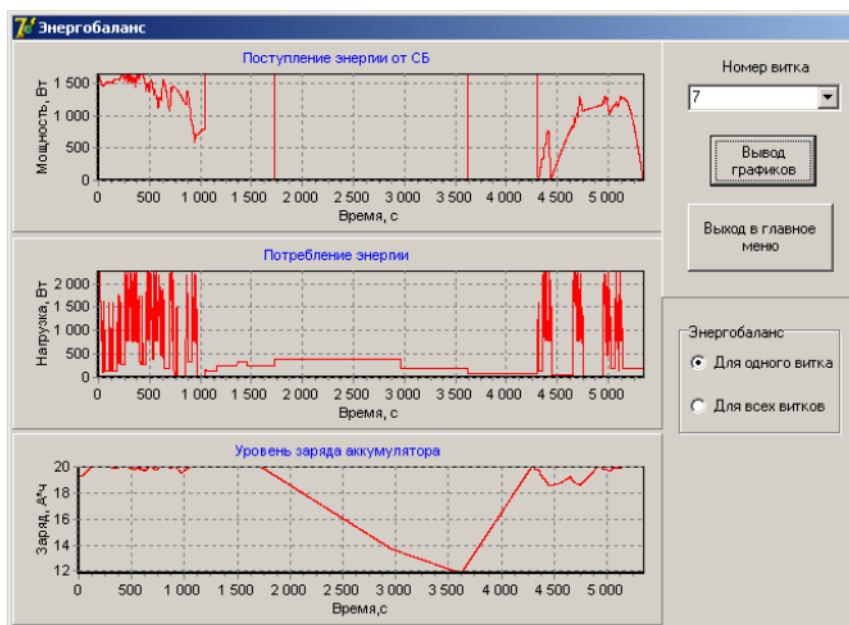


Рис. 16.2. Окно программы с результатами расчёта энергобаланса

18. *Приближённая оценка стоимости КА.* На начальных этапах проектирования оценка стоимости создания КА проводится на основе сбора и обработки статистических данных с учётом тенденции изменения стоимости по годам. В табл. 16.1 представлены собранные данные по стоимости некоторых КА ДЗЗ.

19. *Выбор ракеты-носителя.* Естественно, наиболее целесообразно использовать ракеты-носители (РН) собственного производства. Однако не у всех организаций, создающих КА ДЗЗ, есть свои ракеты. Поэтому в общем случае такой этап необходим.

Для выбора средств выведения сначала необходимо подобрать грузоподъёмность РН с учётом габаритных ограничений под ГО.

Таблица 16.1. Стоимость некоторых КА ДЗЗ и их систем

| Наименование системы (страна)       | Состав системы                            | Стоимость системы                       |
|-------------------------------------|-------------------------------------------|-----------------------------------------|
| SkyMed/COSMO (Италия)               | Три КА с ОЭА, четыре КА с PCA (по 600 кг) | 565 млн. €<br>(814 млн. \$)             |
| 3S-Spot (Франция)                   | Малые КА массой 500 кг                    | 565 млн. €<br>(814 млн. \$)             |
| Pleides (Франция)                   | Малые КА с PCA массой до 1 т              | 1 КА ~ 1 млрд. \$,<br>ОЭТК - 314 млн. € |
| SAR Lupe (Германия)                 | Малые КА с PCA                            | Стоимость<br>НИР - 1 млн. \$            |
| ISHTAR (Испания)                    | Один КА с ОЭА массой 450 кг               | 95 млн. €                               |
| David-Diamant (Израиль, Германия)   | Три КА массой по 180 кг                   | ЕС выделило<br>4,4 млн. \$              |
| TetraSAR (Германия, Великобритания) | Два КА с PCA массой по 2 т                | 640 млн. \$                             |
| Ikonos(США)                         | Два КА и три НППИ                         | 500 млн. \$                             |
| Resource                            | Четыре КА                                 | 400 млн. \$                             |
| GeoEye-1 (США)                      | Один КА                                   | 500 млн. \$                             |
| WorldView-2 (США)                   | Один КА                                   | 400 млн. \$                             |

Затем необходимо сравнить стоимость РН с учётом пусковых услуг РН и с учётом тенденции изменения стоимости по годам. Далее проводится выбор РН по критерию минимальной стоимости.

В табл. 16.2 в качестве примера приведены некоторые характеристики наиболее известных РН и данные о стоимости пусковых услуг, которые предоставляются их провайдерами [86].

Отметим, что эти данные меняются. Так, коммерческая стоимость производства РН «Протон» за десятилетие возросла в пять раз [87]. Согласно данным контрактов, в 2003 году стоимость производства РН «Протон-М» равнялась \$8 млн, а в контрактах 2011 года указана стоимость в \$40 млн. На 2013 год стоимость услуг по запуску ракеты-носителя «Протон-М» с космодрома Байконур (Казахстан) оценивается в \$80-100 млн.

Таблица 16.2. Данные о стоимости пусковых услуг [86]

| Ракета-носитель | Масса ПН, ПГСО, т | Удельная стоимость вывода, \$/кг | Стоимость пуска, млн. \$ | Плановая стоимость пуска, млн. \$ |
|-----------------|-------------------|----------------------------------|--------------------------|-----------------------------------|
| Союз-Фрегат     | 1,35              | 30                               | 40                       | 36                                |
| Delta-2 (7925)  | 1,9               | 27                               | 50                       | 35                                |
| Delta-4M+       | 5,7               | 20                               | 115                      | 96                                |
| CZ-3A           | 2,7               | 20,5                             | 55                       | 50                                |
| Ariane-5G       | 6,8               | 21                               | 140                      | 100                               |
| H-2A/2024       | 5                 | 14,6                             | 73                       | 37                                |
| GSLV MK1        | 1,9               | 18,2                             | 35                       | 32                                |
| Atlas-5         | 4,95              | 16,2                             | 80                       | 68                                |
| Союз-СТ         | 3                 | 15                               | 44                       | 40                                |
| GSLV MK2        | 2,6               | 5,4                              | 40                       | 35                                |
| Протон-М        | 5,5               | 12,7                             | 70                       | 50                                |
| Зенит-3SL       | 6                 | 12                               | 70                       | 56                                |
| Зенит-3SLE      | 3,9               | 10                               | 40                       | 35                                |

Стоимость запуска на РН «Союз-СТ» — около \$70 млн. Следует отметить, что такова стоимость запуска РН в "продвинутой комплектации" (с двигателем РД-0124 на второй ступени и с разгонным блоком), а стоимость изготовления самой ракеты типа «Союз-У» и «Союз-ФГ» составляет порядка \$20 млн.

В табл. 16.3 в качестве примера приведены некоторые характеристики РН лёгкого класса.

Таблица 16.3. Сравнение характеристик РН лёгкого класса

| РН          | Страна     | Стартовая масса, т | Масса ПН, т |     |     | Успешность пусков, % | Цена пуска, млн.\$ |
|-------------|------------|--------------------|-------------|-----|-----|----------------------|--------------------|
|             |            |                    | НОО         | ГПО | ГСО |                      |                    |
| «Днепр»     | РФ/Украина | 211                | 3,7         | -   | 2,3 | 94                   | 30,7               |
| «Рокот»     | Россия     | 107,5              | 2,1         | -   | 1,6 | 89                   | 22,5               |
| «Вега»      | Евросоюз   | 137                | 2,3         | -   | 1,6 | 100 (1 пуск)         | 42                 |
| «Циклон-4»  | Украина    | 193                | 5,5         | 1,6 | 3,7 | -                    | 23                 |
| «Союз-2.1в» | Россия     | 160                | 2,8         | -   | 1,4 | 100 (6 пусков)       | 22*                |

\*Экспертная оценка автора

**20. Разработка модели космической головной части и анимационной картины разделения.** На этом этапе производится установка КА на РН под ГО, а также разрабатывается анимационная картина отделения КА от РН и перевода его в рабочее положение.

**21. Техничко-экономическое обоснование разработки КА ДЗЗ.** Производится по методике [60].

## 16.2. Пример реализации методики<sup>5</sup>

Ниже приведены некоторые результаты реализации методики.

**Задание.** Выбрать основные проектные параметры и компоновочную схему КА ДЗЗ, обеспечивающего выполнение следующих целевых показателей:

- проекция пикселя на поверхность Земли – 0,4 м;
- оперативность – 3 ч;
- периодичность – 24 ч;
- производительность – 200 объектов/сут;

<sup>5</sup> Иллюстрации из выпускной квалификационной работы Д. А. Балиоза, выполненной под руководством проф. В.И.Куренкова



- ширина полосы захвата – 18 км;
- ширина полосы обзора – 1400 км.

### Выбор КА-аналога

В качестве КА-аналога был выбран один из совершенных в массовом отношении КА ДЗЗ сверхдетальной съёмки «WorldView-4» (ранее «GeoEye-2», США, запущен в 2016 г. [12]). Схема КА в рабочем положении показана на рис. 16.3, основные целевые и проектные характеристики представлены в табл. 1.1.

КА «WorldView-4» выведен ССО высотой 617 км. Спутник имеет высоту 5,3 м, диаметр 2,3 м, стартовая масса - 2485 кг (в том числе масса топлива - 450 кг), срок эксплуатации - 7 лет. Общая стоимость КА с учётом запуска и страхования составила \$835 млн.

Некоторые характеристики КА приведены в табл. 16.4.

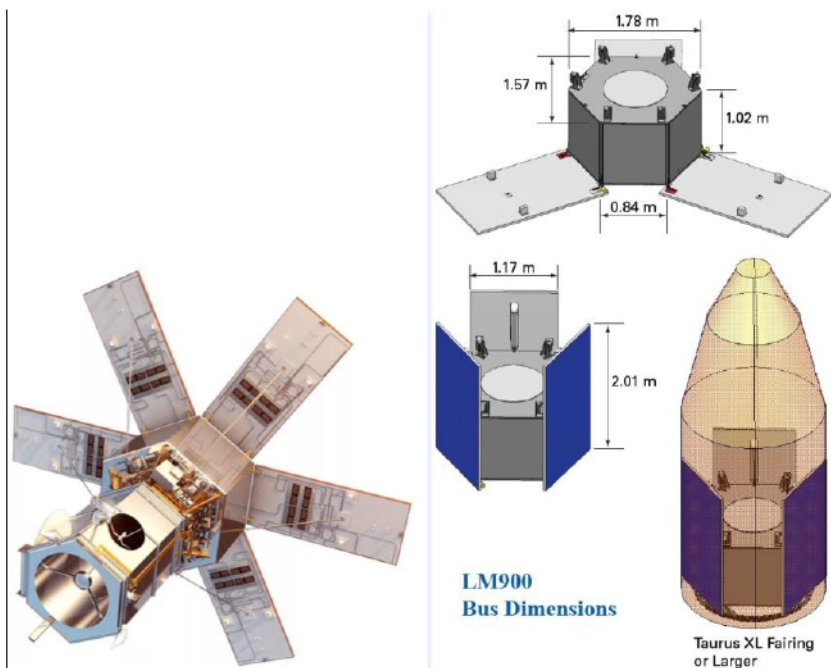


Рис. 16.3. Схема КА ДЗЗ «WorldView-4» [12, 89]

Таблица 16.4. Характеристики КА ДЗЗ «WorldView-4»

| Параметр                                                        | Значение           |
|-----------------------------------------------------------------|--------------------|
| <b>Спектральные характеристики</b>                              | <b>PAN + 4 MS</b>  |
| Пространственное разрешение GSD PAN (надир), м                  | 0,31               |
| Пространственное разрешение GSD MS (надир), м                   | 1,24               |
| Точность геопривязки (надир), м                                 | 3,5                |
| Ширина полосы захвата, км                                       | 13,1               |
| Средний период повторной съёмки на широте 40°, сут.             | 1,0                |
| Площадь съёмки при отклонении от надира до 30°, км <sup>2</sup> | 66,5×112 (5 полос) |
| Площадь стереосъёмки при отклонении до 30°, км <sup>2</sup>     | 26,6×112 (2 пары)  |
| <b>Исполнительные органы системы ориентации</b>                 | <b>CMG</b>         |
| Емкость бортового запоминающего устройства, Гбит                | 3200               |
| Скорость передачи данных, Мбит/с                                | 800                |

На рис. 16.4 приведена часть протокола расчёта массогабаритных и энергетических параметров КА в ПО «Sintez», а на рис. 16.5 – 16.12 - плакаты, иллюстрирующие разработку КА.

Протокол расчета:

|                                                                                       |          |
|---------------------------------------------------------------------------------------|----------|
| <b>Космический аппарат</b>                                                            |          |
| <b>Исходные данные</b>                                                                |          |
| Удлинение КА                                                                          | 2.700    |
| Коэффициент рациональности компоновки                                                 | 1.000    |
| Плотность заполнения приборных отсеков аппаратурой, %                                 | 70.000   |
| <b>Результаты</b>                                                                     |          |
| Масса КА, кг                                                                          | 1962.690 |
| Объем КА, м <sup>3</sup>                                                              | 11.510   |
| Средний диаметр КА, м                                                                 | 1.757    |
| Средняя длина, м                                                                      | 4.745    |
| Максимальное значение приведенного момента инерции КА, кг*м <sup>2</sup>              | 3563.533 |
| Потребная электрическая мощность КА, Вт                                               | 332.076  |
| <b>Целевая аппаратура</b>                                                             |          |
| <b>Результаты</b>                                                                     |          |
| Масса целевой аппаратуры, кг                                                          | 651.729  |
| Объем, занимаемый целевой аппаратурой, м <sup>3</sup>                                 | 4.983    |
| Момент инерции целевой аппаратуры КА, кг*м <sup>2</sup>                               | 1548.638 |
| Средняя мощность энергопотребления целевой аппаратуры, Вт                             | 3.259    |
| <b>Оптикоэлектронный комплекс</b>                                                     |          |
| <b>Исходные данные</b>                                                                |          |
| Высота орбиты, км                                                                     | 700.000  |
| Размер элемента линейки ПЭС, мм                                                       | 9.000    |
| Детальность (в надире), м                                                             | 0.800    |
| Коэффициент увеличения длины ОЗТК за счет использования зеркал и линзовых корректоров | 4.000    |
| Относительное отверстие (светосила)                                                   | 13.000   |
| Ширина полосы захвата, км                                                             | 18.000   |
| Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг                                            | 0.020    |
| Коэффициент рациональности компоновки                                                 | 1.300    |
| Коэффициент преломления диаметра конструкции отсека                                   | 1.200    |
| Коэффициент преломления длины конструкции отсека                                      | 1.200    |
| Тип КА                                                                                | типаемый |
| <b>Результаты</b>                                                                     |          |
| Фокусное расстояние, м                                                                | 15.750   |
| Длина ОЗТК, м                                                                         | 3.938    |
| Диаметр ОЗТК, м                                                                       | 1.212    |
| Диаметр корпуса спутника КА, м                                                        | 1.454    |

|                                                                      |         |
|----------------------------------------------------------------------|---------|
| Длина корпуса спутника КА, м                                         | 4.725   |
| Объем ОЗТК, м <sup>3</sup>                                           | 4.539   |
| Масса КА, кг                                                         | 518.694 |
| Максимальный приведенный момент инерции телескопа, кг*м <sup>2</sup> | 552.103 |
| Мощность энергопотребления, Вт                                       | 10.374  |
| Объем корпуса спутника КА                                            | 7.844   |
| <b>Система приема-передачи информации</b>                            |         |
| <b>Исходные данные</b>                                               |         |
| Удельная масса аппаратуры, кг/Мбит/с                                 | 0.200   |
| Удельная мощность энергопотребления, Вт/Мбит/с                       | 1.000   |
| Скорость передачи информации, Мбит/с                                 | 300.000 |
| Средняя плотность компоновки приборов, кг/м <sup>3</sup>             | 300.000 |
| <b>Результаты</b>                                                    |         |
| Масса СППЗ, кг                                                       | 60.000  |
| Объем аппаратуры СППЗ, м <sup>3</sup> , кг                           | 0.200   |
| Мощность аппаратуры СППЗ, Вт                                         | 60.000  |
| Момент инерции аппаратуры СППЗ, кг*м <sup>2</sup>                    | 124.159 |
| <b>Высокоскоростная радиосвязь</b>                                   |         |
| <b>Исходные данные</b>                                               |         |
| Скорость передачи информации, Мбит/с                                 | 300.000 |
| Удельная масса аппаратуры, кг/Мбит/с                                 | 0.200   |
| Удельная мощность энергопотребления, Вт/Мбит/с                       | 1.000   |
| Средняя плотность компоновки приборов, кг/м <sup>3</sup>             | 300.000 |
| <b>Результаты</b>                                                    |         |
| Масса ВРЛ, кг                                                        | 60.000  |
| Объем аппаратуры ВРЛ, м <sup>3</sup>                                 | 0.200   |
| Момент инерции аппаратуры ВРЛ, кг*м <sup>2</sup>                     | 124.159 |
| Мощность аппаратуры ВРЛ, Вт                                          | 60.000  |
| <b>Прочие элементы целевой аппаратуры</b>                            |         |
| <b>Исходные данные</b>                                               |         |
| Доля прочих элементов от массы целевой аппаратуры, %                 | 2.000   |
| Средняя плотность компоновки приборов, кг/м <sup>3</sup>             | 300.000 |
| Удельная мощность энергопотребления, Вт/кг                           | 0.250   |
| <b>Результаты</b>                                                    |         |
| Масса прочих элементов ЦА, кг                                        | 13.035  |
| Мощность прочих элементов ЦА, Вт                                     | 3.259   |
| Момент инерции прочих элементов ЦА, кг*м <sup>2</sup>                | 26.973  |
| Объем прочих элементов ЦА, м <sup>3</sup>                            | 0.043   |
| <b>Бортовой комплекс управления</b>                                  |         |
| <b>Результаты</b>                                                    |         |
| Масса БКУ, кг                                                        | 162.392 |
| Момент инерции БКУ, кг*м <sup>2</sup>                                | 211.881 |
| Объем, занимаемый аппаратурой и отсегами БКУ, м <sup>3</sup>         | 0.1410  |
| Средняя мощность энергопотребления БКУ, Вт                           | 162.425 |

Рис. 16.4. Часть протокола расчёта массогабаритных и энергетических характеристик КА

### Конструкция и бортовые приборы

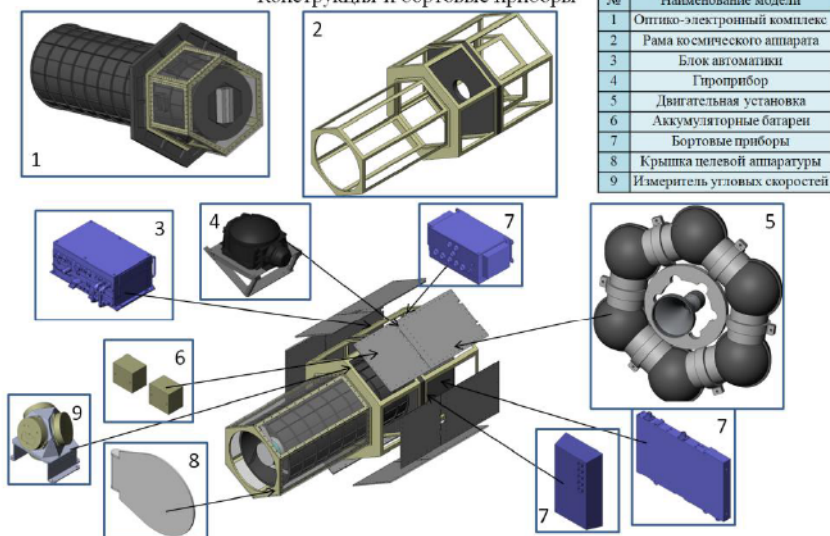


Рис. 16.5. Формирование твёрдотельных моделей КА (начало)

### Внешние элементы

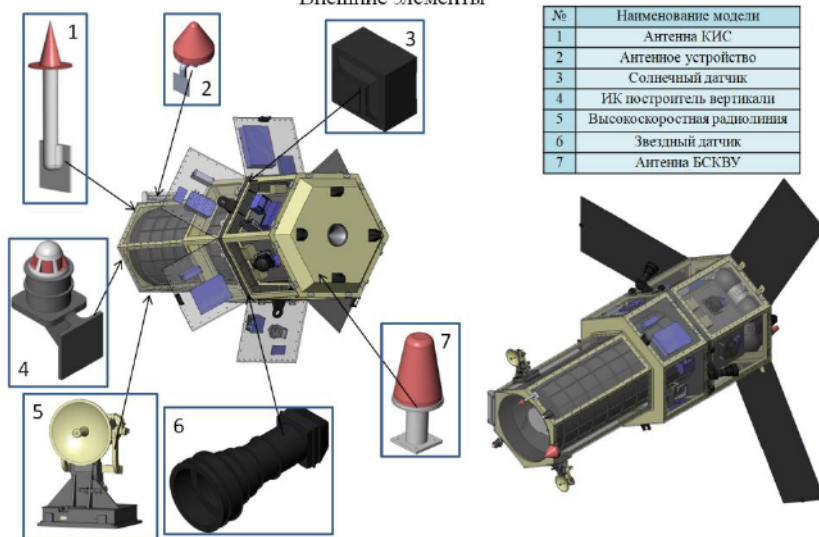


Рис. 16.5. Формирование твёрдотельных моделей КА (окончание)

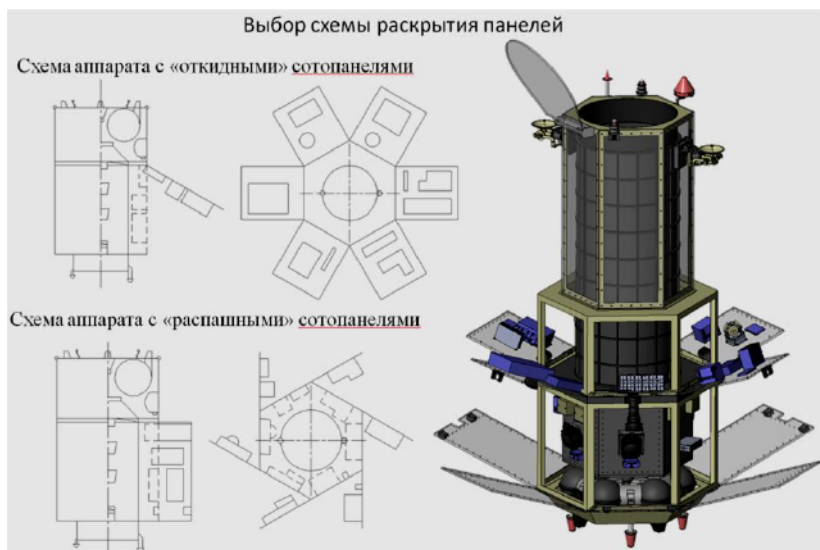
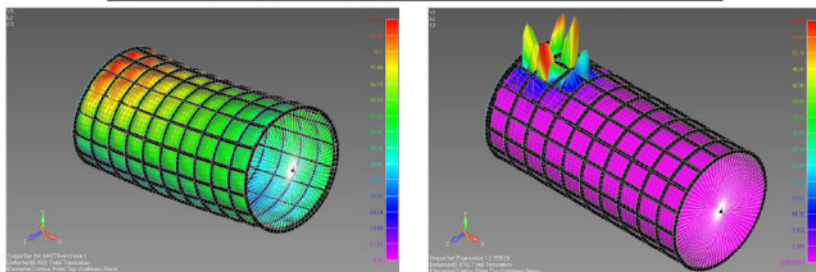


Рис. 16.6. Формирование проектного облика КА

| № | Случай <u>нагрузки</u>             | Продольное ( $n_x$ ) | Поперечное ( $n_y$ ) |
|---|------------------------------------|----------------------|----------------------|
| 1 | Максимальная поперечная перегрузка | 2                    | 1,5                  |
| 2 | Максимальная продольная перегрузка | 5                    | 0,5                  |



| Критерий прочности                                                   | Требуемое значение критерия прочности | Действующее значение критерия прочности | Коэффициент запаса |
|----------------------------------------------------------------------|---------------------------------------|-----------------------------------------|--------------------|
| Максимальное эквивалентное напряжение при продольной перегрузке, МПа | 240                                   | 87,21                                   | 2,75               |
| Максимальное эквивалентное напряжение при поперечной перегрузке, МПа | 240                                   | 168,8                                   | 1,42               |
| Коэффициент критической нагрузки при продольной перегрузке           | 1                                     | 2,36                                    | 2,36               |
| Коэффициент критической нагрузки при поперечной перегрузке           | 1                                     | 1,25                                    | 1,25               |

Рис. 16.7. Прочностные расчёты корпуса ОЭТК

## Габаритные размеры

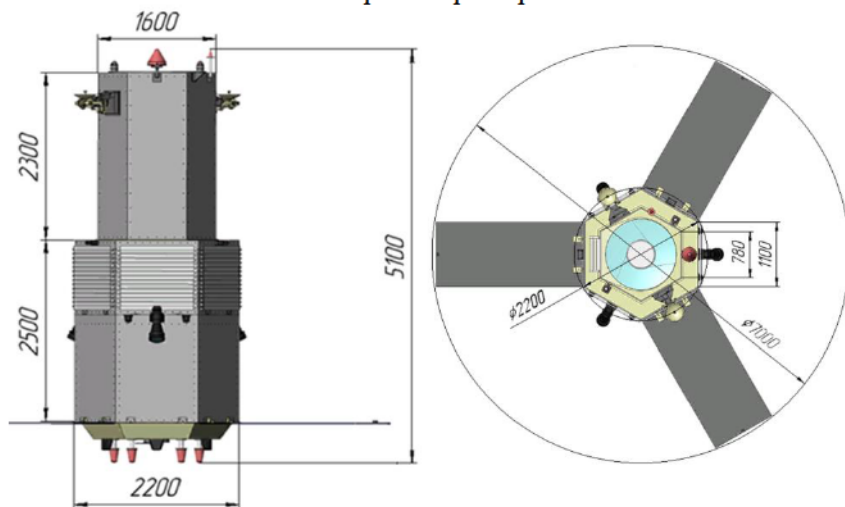
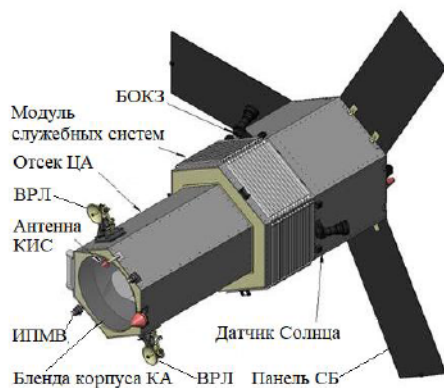


Рис. 16.8. Общий вид и габаритные размеры КА

## Внешний вид КА ДЗЗ и основные характеристики

### Основные элементы:



| Характеристики космического аппарата |           |
|--------------------------------------|-----------|
| Целевые:                             |           |
| Разрешение по местности, м           | 0,8       |
| Ширина полосы захвата, км            | 18        |
| Ширина полосы обзора, км             | 1400      |
| Оперативность доставки информации, ч | 3         |
| Периодичность съемки, ч              | 24        |
| Производительность съемки, об/сут    | 200       |
| Срок активного существования, лет    | 5         |
| Летно-технические:                   |           |
| Высота рабочей орбиты, км            | 700       |
| Наклонение орбиты, град              | 98,4      |
| Ракета-носитель:                     | Союз-2.1в |
| Проектные:                           |           |
| Масса космического аппарата, кг      | 1960      |
| Габариты космического аппарата:      |           |
| длина, м                             | 5         |
| диаметр с закрытыми СБ, м            | 2,2       |
| диаметр с раскрытыми СБ, м           | 3,5       |

Рис. 16.9. Общий вид и основные характеристики КА

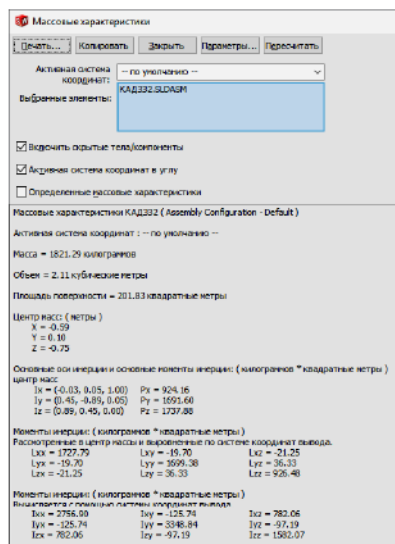


Рис. 16.10. Центровочные и инерционные характеристики, созданные в системе твёрдотельного моделирования

Для запуска выбрана ракета-носитель «Союз-2.1в» с блоком выведения «Волга»

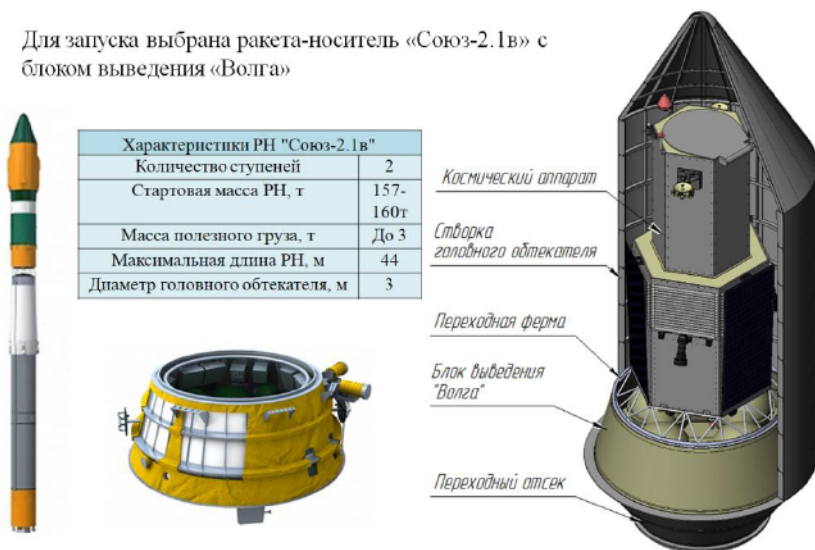


Рис. 16.11. Компоновка космической головной части



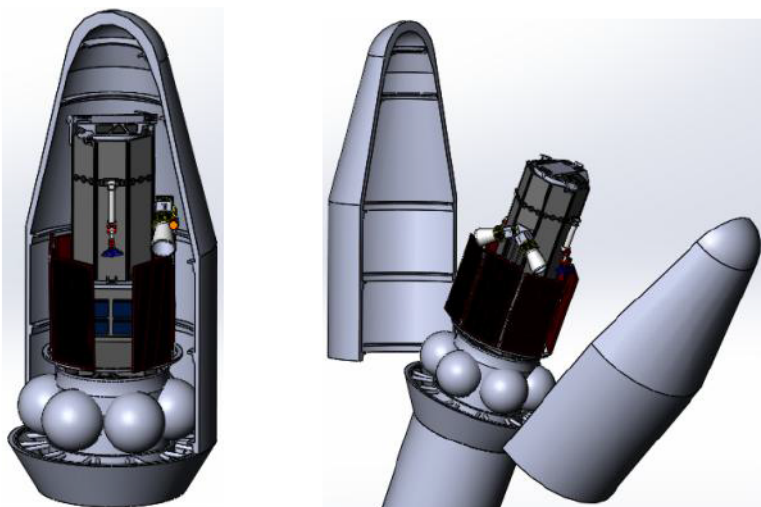


Рис. 16.12. Копия анимационной картины отделения КА от РН

### **Технико-экономическое обоснование разработки КА ДЗЗ**

Для анализа использована методика, представленная в [60].

*Самым общим технико-экономическим показателем* ракетно-космической техники является показатель «Затраты на создание» ( $C_{созд}$ ), который включает затраты на разработку ( $C_{разр}$ ) и затраты на штатную программу серийных изделий ( $C_{шт.пр}$ ), то есть

$$C_{созд} = C_{разр} + C_{шт.пр}.$$

В данном случае принимается, что разрабатывается фактически новое изделие.

*Расчёт стоимости изготовления опытного образца* производится по данным затрат на разработку аналога. В данном случае принимаются следующие затраты:

$$C_{оп.ан} = 5000 \text{ млн. руб.}$$

Стоимость изготовления опытного образца КА находится по формуле [60] с учётом коэффициента инфляции ( $K_{инф}$ ):

$$C_{оп.обр} = 1,5 K_{инф} C_{опыт.ан} = 1,5 \cdot 1,05 \cdot 5000,0 = 7875,0 \text{ млн. руб.}$$

Здесь числовой коэффициент 1,5 - это произведение коэффициента новизны ( $K_{нов}$ ) на коэффициент сложности ( $K_{сл}$ ).

**Стоимость разработки КА** производится суммированием затрат Головного сборочного завода на производство КА ( $C_{ГСЗ}$ ), затрат Головного разработчика на проектирование КА и другие виды работ ( $C_{ГР}$ ) и затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу до момента начала эксплуатации серийных изделий ( $C_{НК}$ ):

$$C_{разр} = C_{ГСЗ} + C_{ГР} + C_{НК}. \quad (16.1)$$

**Затраты Головного сборочного завода** рассчитываются как произведение стоимости изготовления опытного образца на некоторый коэффициент, то есть

$$C_{ГСЗ} = N_{ГСЗ} C_{оп.обр} = 2,0 \cdot 7875,0 = 15750,0 \text{ млн. руб.}$$

Здесь множитель  $N_{ГСЗ}$  - экспертное значение, определяющее увеличение затрат Головного сборочного завода на тот или иной вид работ. Значения  $N_{ГСЗ}$  назначаются с учётом степени близости к аналогу, конкретных различий проектируемого изделия с аналогом, опыта эксперта, мнения Головных институтов отрасли, Головного разработчика, Головного сборочного завода, предприятий-разработчиков и изготовителей наземных комплексов и комплектующих их систем. В настоящем анализе использованы значения  $N_{ГСЗ}$  на основе статистических данных [60].

**Затраты Головного разработчика** составляют примерно 10% от затрат Головного сборочного завода:

$$C_{ГР} = 0,1 C_{ГСЗ} = 0,1 \cdot 15750,0 = 1575,0 \text{ млн. руб.}$$

**Затраты на оборудование и все виды работ по наземному комплексу** (с учётом затрат на создание систем управления, кон-

троля, слежения, навигации, измерения, задействование и дооборудование судов в акватории Мирового океана, станций слежения, расположенных в различных районах земного шара, и т.п.) рассчитываются по формуле

$$C_{HK} = N_{HK} C_{от.обр} = 0,25 \cdot 7875,0 = 1968,75 \text{ млн. руб.},$$

где  $N_{HK}$  - коэффициент увеличения затрат от стоимости опытного образца.

**Стоимость разработки КА** рассчитываем по формуле (16.1):

$$C_{разр} = 15750,0 + 1575,0 + 1968,75 = 19293,75 \text{ млн. руб.}$$

**Стоимость изготовления первого серийного образца:**

$$C_1 = K_1 C_{от.обр} = 0,85 \cdot 7875,0 = 6693,75 \text{ млн. руб.},$$

где  $K_1$  - коэффициент снижения стоимости первого КА при серийном производстве [60].

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

В настоящем учебном пособии рассмотрены вопросы начального этапа проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Основное внимание уделено выбору основных характеристик и формированию проектного облика КА оптико-электронного наблюдения поверхности земли по заданным целевым показателям.

Изложена суть проектных работ, сформулированы общие задачи выбора основных характеристик. Предложен алгоритм согласования целевых показателей и проектных характеристик КА.

На основе разработанных или усовершенствованных проектных моделей и использования существующих в отрасли моделей создано программное обеспечение для оценки целевых показателей, массогабаритных характеристик целевой аппаратуры, бортовых обеспечивающих систем КА. Предложена методика выбора основных характеристик и проектного облика КА ДЗЗ по заданным целевым показателям.

Многие вопросы в этом учебном пособии не затрагивались из-за ограниченности объёма. Желающих более подробно изучить некоторые частные вопросы проектирования космических аппаратов ДЗЗ отсылаем к списку использованных источников, а также к многочисленным публикациям по данной теме.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Особенности конъюнктуры мирового рынка услуг дистанционно-го зондирования Земли и области их использования [Текст] / С.А. Бондарев, С.А. Вериго, В.В. Жогличева [и др.] // Экономика: вчера, сегодня, завтра. – 2019. – Т. 9, № 3А. – С. 304-314.

2. Цуканова, Г.И. Спецразделы прикладной оптики [Текст]: учеб.-метод. пособие / Г.И. Цуканова, А.В.Бахолдин; под ред. проф. А.А. Шехонина. – СПб.: ГУИТМО, 2008. – 77 с.

3. Синтез космического изображения с улучшенной разрешающей способностью на основе субпиксельного сканирования [Текст] / С.В. Блажевич, В.Н. Винтаев, Н.Н. Ушакова [и др.] // VII Всероссийская открытая ежегодная конференция. – М.: ИКИ РАН, 2009. – С. 18.

4. Блажевич, С. В. Повышение разрешения цифровых изображений с использованием субпиксельного сканирования [Текст] / С.В.Блажевич, Е. С. Селютина. – Белгород: БелГУ. Научно-издательский центр «Аспект»: <http://na-journal.ru/1-2013-tehnicheskie-nauki/215-povysheniya-razresheniya-cifrovyyh-izobrazhenij-s-ispolzovaniem-subpikselnogo-skanirovaniya>.

5. Бахолдин, А.В. Теория и методы проектирования оптических систем [Текст]: учеб. пособие / А.В.Бахолдин, Г.Э.Романова, Г.И.Цуканова; под ред. проф. А.Н.Шехонина. – СПб.: НИУ ИТМО, 2011. – 104 с.

6. Маламед, Е. Р. Конструирование оптических приборов космического базирования [Текст]: учеб. пособие / Е. Р. Малоед. - СПб.: СПбГИТМО(ТУ), 2002. – 291 с.

7. Бакланов, А. И. Системы наблюдения и мониторинга [Текст]: учеб. пособие / А. И. Бакланов. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009. – 234 с.

8. Соболев, И. Лунная Ladee [Текст] / И. Соболев // Новости космонавтики. – 2013. – Т. 23, № 11. – С. 31 - 37.

9. Основы синтеза систем летательных аппаратов. [Текст] / А. А. Лебедев, Г. Г. Аджимамудов, В. Н. Баранов [и др.]. – 2-е изд., доп. и перераб. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 444 с.

10. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление [Текст] / В. В. Мальшев, М. Н. Красильщиков, В. Т. Бобронников [и др.]; под ред. В. В. Мальшева. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 568 с.

11. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 296 с.

12. Кучейко, А. Пятый спутник сверхдетального наблюдения. Пополнение в группировке DigitalGlobe [Текст] / А. Кучейко // Новости космонавтики. – 2017. – Т. 27, № 01 (408). – С. 38-42.

13. Соллогуб, А.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА [Текст] / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

14. Батраков, А.С. Математическая модель для прогнозирования линейного разрешения космических оптико-электронных систем дистанционного зондирования [Текст] / А.С.Батраков, А.Ю.Анатольев // Оптический журнал. – 2000. – Т. 67, № 7. – С. 92-99.

15. Концептуальная и аналитическая модели ведения оптико-электронной съёмки с априорной экспонетрией на борту космического аппарата [Текст] / А.Н.Григорьев, Е.А.Дулин, Д.С.Коршунов [и др.] // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2017. – Т. 14, № 3. – С. 129-138.

16. Синтез информационного тракта при планировании целевого функционирования космических систем наблюдения по критериям качества [Текст] / В.В.Дарнопых, В.В.Ефанов, К.А.Занин [и др.] – Известия РАН. Теория и системы управления. – 2010. – № 4. – С. 100-107.

17. Матиясевич, Л. М. Введение в космическую фотографию [Текст] / Л. М. Матиясевич. – М.: Недра, 1989. – 149 с.

18 Бакланов, А.И. Возможности модернизации космического комплекса на базе КА «АИСТ-2Д» [Текст] / А.И. Бакланов, М.В. Ключников // Сб. материалов IV Всероссийской НТК «Актуальные проблемы РКТ» (IV Козловские чтения) (14–18 сент. 2015 г., Самара, АО «РКЦ «Прогресс»). – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2015. – Т. 1. – С. 303-310.



19. Замечания АО «РКЦ «Прогресс» к статье «О предельном инструментальном разрешении космического аппарата «Ресурс-П» (№ 1, 2, 3)» автора К. Н. Свиридова (журнал «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы». 2017. Т. 4. Вып. 2. С. 20-28) // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2018. – Т. 5. Вып. 1. – С. 48-51.

20. Справочник по расчету самолета на прочность [Текст] / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров [и др.] – М.: Оборонгиз, 1954. – 708 с.

21. Бороздин, В. Н. Гирроскопические приборы и устройства систем управления: учеб. пособие для вузов [Текст] / В. Н. Бороздин. – М.: Машиностроение, 1990. – 272 с.

22. Белов, Ю.В. Системы управления космическими аппаратами [Текст]: учеб. пособие / Ю. В. Белов, Б. А. Титов. - Самара: Самар. авиац. ин-т, 1992. – 115 с.

23. Петрищев, В.Ф. Элементы теории гироскопа и его применение для управления космическими аппаратами [Текст]: учеб. пособие / В.П.Петрищев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2004. – 68 с.

24. 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.: МО, 1969. – 693 с.

25. EOPortal Directory. Sharing, Earth, Observation, Resources. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/deimos-2>

26. EOPortal Directory. Sharing, Earth, Observation, Resources. DubaiSat-2 <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/dubaisat-2>

27. Spaceflight101.com. Space News and Beyond. Dubaisat-2 <http://spaceflight101.com/spacecraft/dubaisat-2/>

28. Заказнов, Н.П. Теория оптических систем[Текст]: учебник для студентов приборостроительных специальностей вузов / Н.П.Заказнов, С.И.Кирюшин, В.Н.Кузичев. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 448 с.

29. Проектирование оптических систем [Текст] / Э. Бетенски, Р. Хопкинс, З. Шенон [и др.]; под ред. Р. Шеннона, Дж. Вайанта; пер. с англ. И. В. Пейсахсона. – М.: Мир, 1983. – 430 с.

30. Шилов, Л. Б. Методика выбора мест установки и пространственной ориентации внешних устройств КА ДЗЗ [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук / Л. Б. Шилов; научный руководитель д-р техн. наук., проф. В. И. Куренков. – Самара: Самарский национальный исследовательский университет, 2016. – 16 с.

31. Новый МКА позволит получать космические снимки в стереоформате. Самарский университет. Официальный сайт <https://ssau.ru/news/15061-novyy-mka-pozvolit-poluchat-kosmicheskie-snimki-v-stereoformate>

32. 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.

33. Афанасьев, И. Deimos-2 [Текст] / И. Афанасьев, А. Кучейко // Новости космонавтики. – 2014. – Т. 24, № 8. – С. 25-27.

34. Аппаратура высокого разрешения перспективного КА «Ресурс-ПМ» [Текст] / А.И. Бакланов, И.А. Горбунов, А.С.Забиякин [и др.] // Сб. материалов IV Всероссийской НТК «Актуальные проблемы РКТ» (IV Козловские чтения) (14–18 сент. 2015 г., Самара, АО «РКЦ «Прогресс»). – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2015. – Т. 1. – С. 170-175.

35. NASA Spaceflight.com. Forums NASA Shuttle Specific Sections. Endeavour (Post-STs-134, T&R). LIVE: STs-118 - Flight Day 6 - EVA-2. <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=9322.0>

36. EOPortal Directoiy. Sharing, Earth, Observation, Resources. WorldView-2 <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/worldview-2>

37. Метеор-М № 1. Академик. dic.academic.ru <https://dic.academic.ru/dic.nsf/ruwiki/1388566>

38. Как это делается: Солнечные батареи для космоса <http://www.zelife.ru/7952-howsolar/>

39. Сенцов, Ю. И. Зависимость веса КА дистанционного зондирования Земли от пространственного разрешения съёмочной аппаратуры [Текст] / Ю. И. Сенцов, М. В. Хмельщиков // Вестник НПО им. С.А.Лавочкина. – 2015. – № 2(28). – С. 81-88.

40. Бакланов, А.И. К вопросу о пространственном разрешении и точности привязки изображений космических систем наблюдения высокого разрешения [Текст] / А.И.Бакланов // Геоматика. – 2010. – № 3. – С. 25-30.

41. Кучеров, А.С. Построение моделей для проектной оценки массы бортовой аппаратуры КА с использованием кластерного анализа [Текст] / А.С. Кучеров, В.И. Куренков // Сб. материалов VI Всероссийской НТК «Актуальные проблемы РКТ» (VI Козловские чтения) (30 сент. – 3 окт. 2019 г., Самара, АО «РКЦ «Прогресс»). – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. – Т. 2. – С. 139 - 148.

42. Куренков, В. И. Методика построения регрессионных моделей для оценки масс элементов космических аппаратов с использованием кластерного анализа / В. И. Куренков, А. С. Кучеров, А. А. Якишик. Известия СНЦ РАН. – 2018. – №1. – С.45-53.

43. Kuchеров, A. Use of Cluster Analysis for Development of Star Tracker Mass Statistical Model [Text] / A. Kuchеров, Kurenkov. V. // Procedia Engineering. – 2017. – Vol. 185. – P. 227-230.

44. <http://sk.ru/foundation/space/b/scnews/archive/2014/06/30/kosmicheskiiy-eksperiment-kachka-vklyuchen-v-programmu-eksperimentov-na-nks.aspx>

45. Официальный сайт НПО Автоматики. <https://npoa.ru/about/>

46. Официальный сайт «Ракетно-космические системы» <http://russianspacesystems.ru/bussines/cosmostroy/bortovaya-apparatura/>

47. Бесплатформенный инерциальный блок с автономной самокалибровкой [Текст] / А.А. Волынцев, Л.З. Новиков, А.В. Соловьёв [и др.] // Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения) (30 сент. – 03 окт. 2019 г., г. Самара); под общ. ред. Р.Н. Ахметова. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. – Т. 1. – С. 253-256.

48. Стратилатов, Н.Р. Проект малого космического аппарата ДЗЗ для стереоскопической съемки на базе платформы опытно-технологического малого КА «АИСТ-2Д» [Текст] / Н.Р. Стратилатов, С.С. Раубе, А.В. Никитин // Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения), (30 сент. – 03 окт. 2019 г., г. Самара); под общ. ред. Р.Н. Ахметова. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. – Т. 1. – С. 336-339.

49. Расчет параметров размеростабильных к действию температур сетчатых композитных конструкций космических аппаратов [Текст] / Н.Р. Стратилатов, А.С. Нонин, Н.А. Петрищев [и др.] // Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения), (30 сент. – 03 окт. 2019 г., г. Самара); под общ. ред. Р.Н. Ахметова. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. – Т. 1. – С. 240-250.

50. Андрюшин, Е.О. Модернизация комплекса управляющих двигателей-маховиков для космического аппарата «Бион-М» № 2 [Текст] / Е.О. Андрюшин, С.Н. Виштал, А.С. Аверченков // Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения), (30 сент. – 03 окт. 2019 г., г. Самара); под общ. ред. Р.Н. Ахметова. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. – Т. 1. – С. 275-279.

51. Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [Текст] / В.И. Куренков, В.В. Салмин, А.Г. Прохоров. – Самара: СГАУ, 2007. – 160 с.

52. Гонин, Г. Б. Космические съемки Земли [Текст] / Г. Б. Гонин. – Л.: Недра, 1989. – 252 с.

53. Архипов, С. А. Многоспектральная оптико\_электронная аппаратура «ГЕОТОН» космического аппарата «РЕСУРС-П» [Текст] / С. А. Архипов, А. И. Бакланов, В. В. Герасименко // Исследование земли из космоса. – 2014. – № 2. – С. 44–54.

54. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков; под ред. А. Н. Кирилина. – Самара: СГАУ, 2011. – 458 с.

55. Толяренко, Н. В. Основы проектирования орбитальных станций [Текст]: учеб. пособие / Н. В. Толяренко. – М.: МАИ, 1994. – 64 с.

56. Салмин, В.В. Расчёт проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий [Текст] / В.В.Салмин, А.С.Четвериков, М.Ю.Гоголев. – Самара: Изд-во Самарского университета. 2019. – 196 с.

57. Опытнo-технологический малый КА «АИСТ-2Д» [Текст] / Редакционный совет: А.Н.Кирилин, Р.Н.Ахметов, Е.В.Шахматов, С.И.Ткаченко. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.

58. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст] / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, В. Ф. Агарков [и др.]; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.

59. Куренков, В. И. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учетом энергобаланса [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

60. Советкин, Ю.А. Методика расчёта технико-экономических показателей разработки и создания изделий авиации и ракетно-космической техники [Текст]: учеб. пособие / Ю.А.Советкин, О.Г.Зиновьева. – Самара: СГАУ, 2011. – 40 с.

61. Космическое аппаратостроение [Текст]: научно-технические исследования и практические разработки АО «РКЦ «Прогресс» / А.Н.Кирилин, Г.П.Аншаков, Р.Н.Ахметов [и др.]. – 2-е изд. – Самара: АО «РКЦ «Прогресс», 2017. – 376 с.

62. Белоконов, В.М. Основы теории полёта летательных аппаратов [Текст]: конспект лекций / В.М.Белоконов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 77 с.

63. КА ДЗЗ WorldView-4. eoPortal Directory [Электронный ресурс] / <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/worldview-4>

64. Перспективные направления разработок силовых гироскопических комплексов для высокодинамичных космических аппаратов [Текст] / А.Р.Мкртычян, Н.И.Башкеев, Д.И.Акашев [и др.] // Сб. материалов III Всероссийской НТК «Актуальные проблемы РКТ» (III Козловские чтения) (16–20 сент. 2013 г., Самара, АО «РКЦ «Прогресс»). – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2013. – С. 232-235.

65. О формировании требований по размещению навигационного прибора на базе бесплатформенного инерциального блока в составе ракеты-носителя «Союз-2» / Л.Н.Бельский, Н.И.Вертовых, В.М.Кутовой [и др.] // Сб. материалов III Всероссийской НТК «Актуальные проблемы



РКТ» (III Козловские чтения) (16–20 сент. 2013 г., Самара, АО «РКЦ «Прогресс»). – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2013. – С. 91–94.

66. Космическая оптоэлектронная съемка поверхности Земли с высоким разрешением [Текст]: Справочно-аналитическое издание / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2004. – 76 с.

67. Ортенберг, Ф. С. Методы инфракрасного зондирования Земли из космоса [Текст] / Ф.С.Ортенберг. - М.: Знание, 1987. – 64 с.

68. Оптико-электронные системы для дистанционного зондирования Земли [Текст] / А.М.Аронов, В.А.Данилов, В.О.Никифоров [и др.] // Сб. материалов 3-й военно-научной конференции космических войск (Санкт-Петербург, 23 января 2007 г.) - СПб.: Военно-космическая академия им. А.Ф.Можайского, 2007.

69. Сикорук, Л.Л. Телескопы для любителей астрономии. [Текст] / Л.Л.Сикорук. – 2-е изд., переработ. и доп. // - М.: Наука, 1990. – 368 с.

70. Савицкий, А. М. Оптические системы объективов для малых космических аппаратов [Текст] / А. М. Савицкий, М. Н. Сокольский // Оптический журнал. – 2009, 76, 10. – С. 83 - 88.

71. Отдельные вопросы создания СТК для систем ориентации мало-размерных КА ДЗЗ [Текст] / А. Р. Мкртычян, Н.И. Башкеев, Д.И. Акашев [и др.] // Тез. докл. 4-й международной НТК «Актуальные проблемы создания космических систем ДЗЗ». – М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016. – 220 с.

72. Проблемы создания систем управления движением КА разработки АО «РКЦ «Прогресс» / Ю.В.Белов, Р.Г.Заялова, Н.А.Куроедов [и др.]; под ред. А.Н.Кирилина. – Самара: Изд-во АО «РКЦ «Прогресс», 2015. –188 с.

73. Фаворин, М.В. Моменты инерции тел [Текст]: справочник / М. В. Фаворин; под ред. М. М. Гернета. – 2-е изд., перераб. – М.: Машиностроение. 1987.

74. Родионов, С.А. Основы оптики [Текст] конспект лекций / С.А.Родионов. – СПб.: СПб ГИТМО (ТО), 2000. – 167 с.

75. Pleiades-HR (High-Resolution Optical Imaging Constellation of CNES) <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/pleiades>

76. Автоматизированная система многовариантной постановки и решения проектных задач [Текст] / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, В.И. Куренков [и др.] // Тез. докл. 3-й междунар. конф. «Научные и технологи-



ческие эксперименты на автоматических КА и малых спутниках» (9-11 сент. 2014 г., Самара, СГАУ) - Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2014. – С. 258-259.

77. Методические основы разработки проблемно-ориентированной системы выбора основных проектных параметров космических аппаратов [Текст] / Н.Р.Стратилатов, В. И. Куренков, А. С. Кучеров, А. А. Якишик // Сб. материалов IV Всерос. НТК «Актуальные проблемы РКТ» (IV Козловские чтения) (14–18 сент. 2015 г., Самара, АО «РКЦ «Прогресс»). – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2015. – Т. 1. – С. 84-94.

78. Кучеров, А.С. Решение альтернативных проектных задач с использованием проблемно-ориентированных систем автоматизированного проектирования [Текст] / А.С.Кучеров, В.И.Куренков, А.А.Якишик // Сб. научных трудов XVII Всероссийского семинара «Управление движением и навигация ЛА» (Самара, 18-20 июня 2015, СГАУ). – Самара: Изд-во СГАУ, 2015. – Ч. 1. – С. 145-148.

79. Стратилатов, Н.Р. Методические основы разработки проблемно-ориентированной системы выбора основных проектных параметров КА [Текст] / Н. Р. Стратилатов, В. И. Куренков, А. С. Кучеров [и др.] // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2016. – Т. 15, № 2. – С. 68-79.

80. Афанасьев, И. Второй старт «Союза» из Куру [Текст] / И. Афанасьев // Новости космонавтики. – 2012. – Т. 22, № 02 (349). – С 30-31.

81. Официальный сайт АО «НПП «Квант» (г. Москва) <http://npp-kvant.ru/>

82. Официальный сайт АО «Сатурн» (г. Краснодар) [http://www.saturn.kuban.ru/r\\_energo\\_24.html](http://www.saturn.kuban.ru/r_energo_24.html)

83. Лукс, А.Л. Анализ основных расчетных и экспериментальных теплофизических характеристик аммиачных тепловых труб повышенной тепловой проводимости из алюминиевых сплавов [Текст] / А.Л.Лукс, А.Г.Матвеев // Вестник СамГУ. –2008. –№ 3 (62). – С. 331-357.

84. Официальный сайт НПО им. С.А.Лавочкина <https://www.laspace.ru/company/products/heatpipes/>

85. [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/worldview-legion.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/worldview-legion.htm)

86. Чёрная, О.А. Цена на запуск РН, как один из центральных факторов международной конкурентоспособности [Текст] / О.А.Чёрная (Днеп-

ровский национальный университет) // Вестник Донецкого университета. Серия В: Экономика и право. – 2007. – Вып. 2. – С. 219-227.

87. Коммерческая стоимость производства РН “Протон” за десятилетие возросла в разы [Текст] // Новости космонавтики от 13.03.2013 <http://novosti-kosmonavтики.ru/news/>.

88. Афанасьев, И. Двухсистемный корейский обзорный аппарат [Текст] / И. Афанасьев // Новости космонавтики. – 2015. – Т. 25, № 5 (388). – С. 45 - 47.

89. Spaceflight101.com. Space News and Beyond. WorldView-4 Satellite <http://spaceflight101.com/worldview-4/>

90. Иллюстративные материалы к результатам сравнительного анализа характеристик и материалов наблюдения российского КК ДЗЗ «Ресурс-П» №1 и зарубежных аналогов с использованием системы валидации / Официальный сайт Роскосмоса [https://www.roscosmos.ru/media/files/docs/2014/resurs\\_p.pdf](https://www.roscosmos.ru/media/files/docs/2014/resurs_p.pdf)

91. Рынок ДЗЗ в мире: прошлое, настоящее, будущее / Геопространственное агентство Иннотер. Сайт <https://innoter.com/articles/rynok-dzz-v-mire-proshloe-nastoyashchee-budushchee/>

92. Высокоточная геодезическая привязка изображений земной поверхности от КА «Ресурс-П» [Текст] / Р. Н. Ахметов, В. В. Еремеев, А. Е. Кузнецов [и др.] // Исследование земли из космоса. – 2017.,– № 1. – С. 44–53.

93. Савицкий, А. М. Принципы построения оптических систем термостабилизированных телескопов ДЗЗ [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук // А.М.Савицкий; научный руководитель д-р техн. наук., проф. М.Н.Сокольский. – СПб.: Ун-т ИТМО, 2012. – 22 с.

94. Сахно, И. Эра лазерной связи приближается: детали от создателя технологии [Текст] / И. Сахно // Mediasat: <http://mediasat.info/2016/02/26/era-lazernoj-svyazi-priblizhaetsya/>

95. Кирилин, А.Н. Основные результаты и планы ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» по созданию космических средств ДЗЗ социально - экономического назначения [Текст] / А.Н.Кирилин, Р.Н.Ахметов, Г.П. Аншаков // Вопросы электромеханики. – 2008. – Т. 105. – С.40-48.

96. Космические платформы. Сайт НПО им. С.А.Лавочкина <https://www.laspace.ru/company/products/platforms/index.php>

97. Космические аппараты типа Ресурс-П. Российские космические системы. <http://russianspacesystems.ru/bussines/dzz/resurs-p/>

98. Неронский, Л.Б. Перспективы развития методов и систем радиолокационного наблюдения космического базирования [Электронный ресурс] / Л. Б. Неронский // Журнал радиоэлектроники. 2011. № 11. <http://jre.cplire.ru/mac/nov11/14/text.html>

99. Запуск российского спутника ДЗЗ "Кондор" запланирован на 27 июня [Электронный ресурс]: <https://mapgroup.com.ua/news/270-zapusk-sputnika-dzz-kondor-zaplanirovan-na-27-iyunya> ]

100. Обзор космических аппаратов Кондор [Электронный ресурс] / Spaceflight 101.com. Space News and Beyond/ 28 октября 2020 г. <https://spaceflight101.com/spacecraft/kondor/>

101. Канопус-В. Википедия [Электронный ресурс]: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%BF%D1%83%D1%81-%D0%92>

102. Лазерная связь в космосе - Laser communication in space Лазерная связь в космосе [Электронный ресурс] - [https://ru.qaz.wiki/wiki/Laser\\_communication\\_in\\_space](https://ru.qaz.wiki/wiki/Laser_communication_in_space)

103. Афанасьев, И. Реальный спутник для настоящего комбата [Текст] / И. Афанасьев // Новости космонавтики. – 2011. № 8. – С. 48-51.

104. Знаев, Я. Египетский наблюдатель [Текст] / Я. Знаев // Новости космонавтики. – 2014. – Т. 24? №06 (377). – С. 47-50.

105. Современные ракетные двигатели. Электродуговые двигатели [Электронный ресурс] <http://wmpt.narod.ru/y2.htm>

106. Хаббл (телескоп). [Электронный ресурс] <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A5%D0%B0%D0%B1%D0%B1%D0%B1%D0%82%D0%B5%D0%BB%D0%B5%D1%81%D0%BA%D0%BE%D0%BF>

107. Джеймс Уэбб (телескоп). [Электронный ресурс] <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%94%D0%B6%D0%B5%D0%B9%D0%BC%D1%81%D0%A3%D1%8D%D0%B1%D0%B1%D0%B1%D0%82%D0%B5%D0%BB%D0%B5%D1%81%D0%BA%D0%BE%D0%BF>

Учебное издание

*Куренков Владимир Иванович*

**ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ  
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ  
ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ.**

**Расчёт основных характеристик  
и формирование проектного облика**

*Учебное пособие*

Редактор Т. К. Кретинина  
Компьютерная вёрстка В. И. Куренкова

Подписано в печать 11.12.2020 г. Формат 60×84 1/16.  
Бумага офсетная. Печ. л. 29,0.  
Тираж 100 экз. Заказ .

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)  
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

---

Издательство Самарского университета.  
443086, Самара, Московское шоссе, 34.