

## ТРЕБОВАНИЯ К ПОСТРОЕНИЮ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Р. В. Белый, А. С. Мовляв

*Современное проектирование космических аппаратов оптического наблюдения – сложный и многокритериальный процесс, от которого зависит выбор того или иного технологического решения и формирование технического облика космического аппарата в целом. Рассматриваются вопросы выбора орбитальных параметров при проектировании космических систем дистанционного зондирования Земли. От выбора этих параметров напрямую зависит качество, эффективность и производительность космической системы наблюдения. Изложены требования к линейному разрешению на местности и критерию его выбора при проектировании оптической системы. Приведен математический аппарат, который подробно описывает взаимосвязи между высотой орбиты и ключевыми характеристиками спутника наблюдения. Произведено моделирование нескольких космических систем, состоящих из различного количества аппаратов. Обоснован выбор солнечно-синхронных орбит для оптических спутников дистанционного зондирования Земли. Приведен пример и алгоритм расчета наклона такой орбиты для заданной высоты. В заключение даны рекомендации для построения систем, состоящих из большого количества малых космических аппаратов для рационального распределения сеансов связи зоны радиовидимости пункта приема передачи.*

*Ключевые слова:* космические аппараты дистанционного зондирования Земли, баллистическое построение, вероятность распознавания, требования к линейному разрешению на местности.

### Введение

Проектирование космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли и формирование его технического облика сложный процесс. При этом построение орбитальной группировки является одной из первостепенных задач. От выбора баллистических параметров зависят ключевые характеристики космических аппаратов, такие как: полоса обзора, полоса захвата, линейное разрешение на местности, длительность сеанса связи с пунктом приема информации и др.

Заказчик имеет представление о нюансах планирования, требованиях потребителей, касающихся качества и количества информации, а также о возможностях и количестве наземных комплексов приема информации. Завод-изготовитель в свою очередь осведомлен о новых разработках смежных организаций в сфере приборостроения и целевых оптических систем. Проектирование единичных спутников требует менее детального предварительного моделирования в сравнении с космическими системами, состоящими из двух и более космических аппаратов. Поэтому разработка программного обеспечения для предварительного моделирования будущей орбитальной группировки включающего, как существующие системы, находящиеся в эксплуатации у заказчика, так и перспективные, является актуальной задачей.

Цель моделирования – выдать актуальные выполнимые требования для последующего согласования. Моделирование должно учитывать особенности приращения спутников, распределение их ресурса, состо-

яние и перспективы развития сети пунктов приема информации, циклограмму работы группировки в целом, требования по периодичности наблюдения тех или иных территорий.

В данной статье описаны математические закономерности, которые позволяют провести моделирование будущей системы и с большой достоверностью описать технический облик будущего космического аппарата.

### Вероятность распознавания объекта по изображению как показатель качества видовых наблюдений

При построении орбитальной группировки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли основное требование предъявляется к разрешающей способности оптико-электронной системы, от которой зависит выполнение задач наблюдения. Баллистическое построение орбитальной группировки предполагает предварительную оценку качества распознавания объекта наблюдения. Поскольку детерминированность объекта и условий восприятия сравнительно высока, для ориентировочных оценок используют критерии Джонсона.

Согласно этим критериям постулируется определенная эквивалентность решений задач восприятия образа объекта и качества воспроизведения на изображении штриховых мир. Входным параметром здесь является отношение характерного пространственного размера объекта видового наблюдения к линейному размеру пространственного разрешения на изображении, по которому осуществляется

распознавание данного объекта. Основные геометрические характеристики объектов, которые могут наблюдаться в процессе космического мониторинга, априорно известны практически для всех существенных ситуаций. Поэтому, рассмотрев, исходя из свойств аппаратуры и планируемых условий наблюдения, пространственное разрешение, можно заранее оценить результат по одному из основных показателей качества видовой съемки – вероятности распознавания объекта. Критерии Джонсона представлены в таблице.

Уровень видения	Число разрешаемых элементов на минимальный размер объекта
Обнаружение	1,5 ... 3
Определение ориентации и формы	2,4 ... 3,6
Классификация (специалист различает класс объекта)	7,6 ... 9,6
Опознавание (специалист в пределах своих априорных знаний устанавливает вид или тип объекта)	12,6 ... 13,1

Критерии Джонсона подтверждены экспериментально. Отмечается, что уровень 13 ... 26 полупериодов (элементов пространственного разрешения) на минимальный размер объекта при уровне сигнал/шум лучше 0,5 достаточен для решения любой задачи опознавания.

Известны простые математические соотношения, позволяющие связать вероятность распознавания объекта  $P$ , его размер  $L$  и пространственное разрешение на местности  $l$  [1 – 3]:

$$P = 1 - \exp\left(-k \frac{L}{l}\right) \quad (1)$$

или

$$P = \exp\left(-b \frac{l^2}{S_n}\right). \quad (2)$$

Коэффициенты  $k$  в формуле (1) и  $b$  в формуле (2) зависят от формы объекта и контраста объект/фон на снимке. Для приближенного решения оценочных задач можно принять значение коэффициента  $k$ , как  $k = (0,3 \dots 0,5)C$ , где  $C$  – контраст.

Коэффициент  $b$  может быть оценен из соотношения:

$$b = \frac{Pr \tilde{R}}{S_n}, \quad (3)$$

где  $Pr$  – периметр, рассчитываемый по контуру объекта,

$$\tilde{R} = \frac{Rr}{2}, \quad (4)$$

где  $R, r$  – радиусы, описанной вокруг контура и вписанной в контур объекта окружностей;  $S_n$  – площадь объекта.

Отметим, что вероятность распознавания, оцениваемая по упрощенным состояниям (1) и (2), повышается при увеличении размера объекта  $L$ , а также при уменьшении значения элемента пространственного разрешения на местности  $l$ . Напротив, при достаточно малом  $L$  или значительном  $\Delta$ , экспоненциальные зависимости (1), (2) дадут практически нулевую вероятность распознавания [4].

### Выбор баллистического построения системы видовой наблюдения

С целью определения необходимого количества спутников в орбитальной группировке дистанционного зондирования Земли, расчета параметров рабочих орбит, количества ее плоскостей и характеристик оптико-электронной аппаратуры необходимо провести соответствующие расчеты.

От параметров рабочей орбиты спутников наблюдения зависят многие факторы, определяющие качество решения задач космической системы наблюдения.

Требуемая детальность наблюдения обеспечивается разрешающей способностью аппаратуры, зависящей от типа и качества фокусирующей системы и приемника излучений, в соответствии с выражением:

$$l = \frac{H}{fr_{ан}}, \quad (5)$$

где  $l$  – требуемое разрешение на местности оптической аппаратуры наблюдения, мм;  $r_{ан}$  – разрешающая способность аппаратуры, линий/мм;  $f$  – фокусное расстояние оптической системы, мм;  $H$  – высота наблюдения с КА, км.

В качестве приемников в большинстве современных оптико-электронных систем используют приборы с зарядовой связью. Разрешающая способность оптико-электронной аппаратуры  $r_{ан}$  зависит от размера элементарного приемника информации  $l_s$ , в соответствии с выражением:

$$r_{ан} = \frac{1}{l_s}. \quad (6)$$

Современные технологии позволяют создавать матрицы или линейки прибора с зарядовой связью (ПЗС) с размером элементарного приемника информации  $l_3 = 15 \dots 7$  мкм, что соответствует  $r_{\text{эл}} = 60 \dots 140$  лин/мм. Возможностям фотопленок это уступает, но ПЗС позволяют получать изображение в виде набора электронных кодированных сигналов, которые можно накапливать в бортовом запоминающем устройстве, либо немедленно передавать по линиям радиосвязи. Это определяет главное преимущество оптико-электронных систем – оперативность доставки информации [5].

Космические системы наблюдения в оптическом диапазоне ограничены в выборе рабочей высоты полета  $H$  над земной поверхностью (высоты, с которой производится съемка), с одной стороны, высота не должна быть большой, так как это приводит к ухудшению детальности наблюдения, с другой стороны.

Из формулы (5) следует, что для сохранения заданных малых значений разрешающей способности на местности при увеличении высоты полета необходимо либо существенно улучшать качество аппаратуры наблюдения, либо увеличить габариты оптической системы.

С другой стороны, уменьшению высоты препятствует возрастание сопротивления атмосферы, что негативно отражается на сроке активного существования (на высоте менее 90 км практически ни один спутник не может совершить полный виток вокруг Земли), так и необходимость соблюдать требования по обзорности (возможности наблюдать одновременно район площадью, не менее заданной).

Для подавляющего большинства спутников оптико-электронного наблюдения выбирают круговые орбиты, которые обеспечивают одинаковую высоту, с которой проводятся наблюдения, а, следовательно, для одной и той же целевой аппаратуры – одинаковую обзорность и разрешение космических снимков.

Характеристики целевой аппаратуры и требования к оперативности, в первую очередь периодичность обзора одного и того же района земной поверхности, задают высоту орбиты космического аппарата. Зная высоту орбиты  $H$ , можно легко найти период обращения спутника  $T$ :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad (7)$$

где  $\mu = 3,986 \cdot 10^5$  [км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>] – гравитационная постоянная Земли;  $a$  – большая полуось орбиты, км;

$$a = H + R_3, \quad (8)$$

где  $R_3 = 6371$  км – радиус Земли, км.

Угол наклоения орбиты  $i$  обеспечивает обзор земной поверхности в необходимом диапазоне значений максимальной широты  $\varphi$  (широтном поясе  $\pm \varphi_{\text{max}}$ ).

От угла наклоения плоскости орбиты зависит изменение прямого восхождения долготы восходящего узла. Для орбиты с прямым наклоением ( $i < 90^\circ$ ) прецессия прямого восхождения идет в сторону, обратную угловому движению плоскости терминатора (граница светового пятна) [6]. Для орбит с обратным наклоением ( $i > 90^\circ$ ) прецессия прямого восхождения сонаправлена с угловым движением плоскости терминатора (то есть, они имеют один знак изменения значений), поэтому можно подобрать такое  $i$  для заданной высоты орбиты космического аппарата, чтобы выполнялось условие солнечной синхронности (рис. 1). Это дает практически постоянное значение зенитного угла Солнца над определенной точкой Земли (имеет зависимость зенитного угла от времени года). Следовательно, будут постоянными и условия освещения земной поверхности по трассе космического аппарата. Сохраняются неизменными размеры теней объектов, уровень и спектральные характеристики освещения местности. Все это существенно облегчает сравнение снимков и выявление возникших за период съемки изменений объектов интереса [6 – 8].

Эта орбита характеризуется постоянным углом между плоскостью солнечно-синхронной орбиты и направлением на Солнце.

Такие условия соблюдаются только для определенного диапазона высот орбит и наклоений – как правило, это высоты 400 – 700 км и наклонение  $i$  должно быть порядка 97 – 98,5°.

Наклонение солнечно-синхронной орбиты, в первом приближении, можно определить выражением [9]:

$$i = \arccos \left( -4,77348 \cdot 10^{-15} a^{\frac{7}{2}} \right). \quad (9)$$

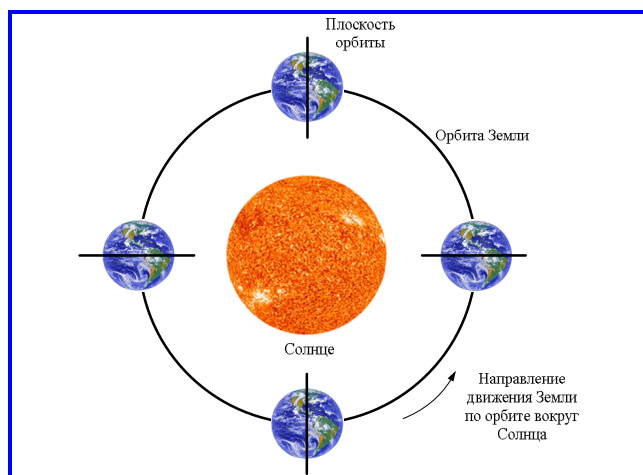


Рис. 1. Солнечно-синхронная орбита

Эксцентриситет определяет форму орбиты и выбирается по следующим целевым характеристикам: размеры и расположение (географические координаты) районов обслуживания; продолжительность сеанса обслуживания; длительность активного функционирования спутника.

Определить эксцентриситет можно при помощи следующего выражения:

$$e = \frac{H}{2R_3 + H}. \quad (10)$$

Требуемое число  $N$  космических аппаратов в орбитальной группировке дистанционного зондирования Земли при глобальном обзоре земной поверхности определяется выражением:

$$N \geq \frac{T_{\pi} R_3}{t_{\text{обз}} \Delta D}, \quad (11)$$

где  $t_{\text{обз}}$  – требуемая периодичность обзора района наблюдения;  $\Delta D$  – ширина полосы обзора земной поверхности одним спутником:

$$\Delta D = 111\beta; \beta = \arccos\left(\frac{R_3}{a} \cos \varepsilon\right) - \varepsilon, \quad (12)$$

где  $\beta$  – угловой радиус зоны обзора космического аппарата, измеренный относительно центра Земли;

$\varepsilon = \arcsin\left(\frac{l}{l_{\text{троб}}}\right)$  – минимальный угол зрения на границе зоны обзора КА.

Отклонение оптической оси в плоскости крена на угол  $\gamma$  представлено на рис. 2.

При обзоре ограниченных по площади районов Земли требуемое количество спутников в орбитальной группировке будет определяться выражением:

$$N \geq \frac{T\pi R_3 \cos B_0 \sin i}{t_{\text{обз}} \Delta D}, \quad (13)$$

где  $B_0$  – средняя широта района ведения наблюдения;  $i$  – наклонение плоскости орбиты КА наблюдения.

Из (13) определяем периодичность обзора  $t_{\text{обз}}$  заданных районов земной поверхности при известном количестве  $N$  космических аппаратов в орбитальной группировке:

$$t_{\text{обз}} \geq \frac{T\pi R_3 \cos B_0 \sin i}{N \Delta D}. \quad (14)$$

Размещение космических аппаратов в нескольких плоскостях обеспечивает наилучшие характеристики по качеству распознавания и идентификации по классификатору объектов интереса.

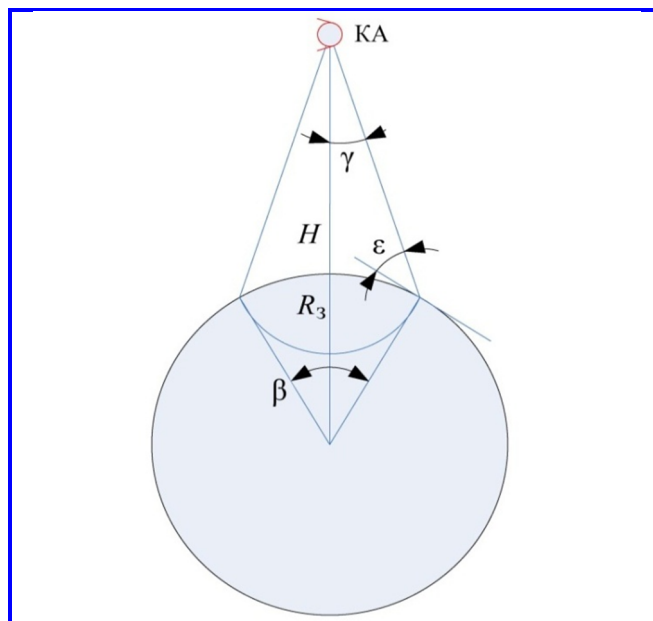


Рис. 2. Отклонение оптической оси

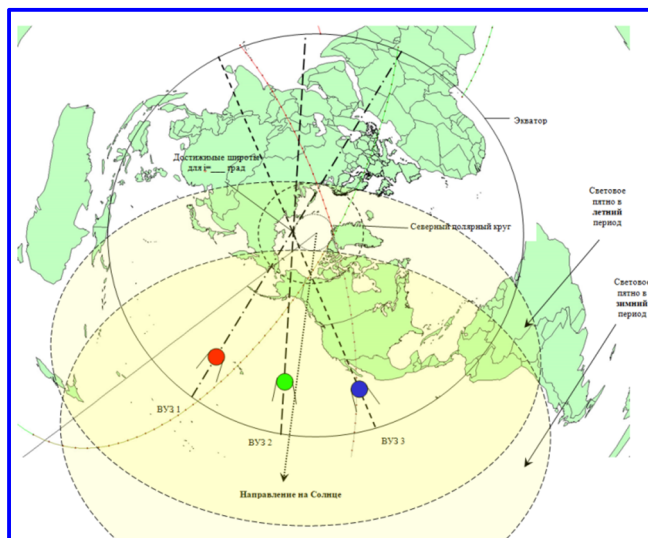


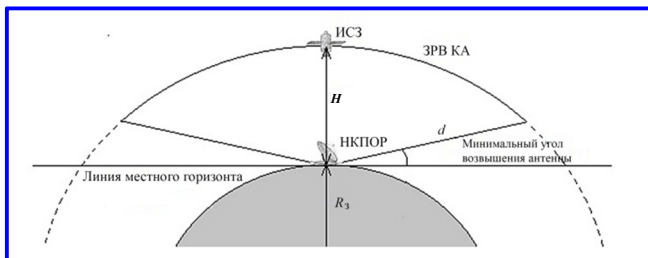
Рис. 3. Скриншот программного комплекса для трех спутников

Несколько спутников в одной плоскости обеспечивают равномерное покрытие без пропусков любого района земной поверхности (рис. 3).

Равномерное расположение космических аппаратов в нескольких плоскостях обеспечивает размеренность сеансов без наложения при сбросе целевой информации [10].

### Определение зоны радиовидимости пункта приема информации

Условия наблюдения спутником пункта приема информации, прежде всего, определяются высотой его орбиты. Большинство космических радиолиний работает в X-диапазоне, вследствие чего проведение сеансов связи оказывается возможным только



**Рис. 4. Схема зоны радиовидимости (ЗРВ КА) пункта приема информации (НКПОР): ИСЗ – искусственный спутник Земли**

в течение времени пребывания спутника в зоне его прямой видимости. Зоной радиовидимости пункта приема информации принято считать всю часть околоземного пространства, видимую из пункта при углах возвышения над линией местного горизонта более  $5^\circ$ . В этой зоне обеспечивается устойчивая радиосвязь наземных и бортовых радиосредств и заданная точность траекторных измерений.

Из геометрических построений, показанных на рис. 4, следует, что расстояние  $d$  (иногда это расстояние называют радиусом зоны радиовидимости) определяется выражением:

$$d = \sqrt{(R_3 + H)^2 - R_3^2 \cos^2 \varepsilon_{\min}} - R_3 \sin \varepsilon_{\min}, \quad (15)$$

где  $\varepsilon_{\min}$  – угол места, соответствующий границе зоны радиовидимости.

Для диапазона высот орбиты КА от 250 до 1000 км, в пределах которого находятся орбиты большинства спутников наблюдения, радиусы зон радиовидимости пункта приема при  $\varepsilon_{\min} = 5^\circ$  будут в пределах от 1000 до 3000 км. Максимальная продолжительность сеанса связи с низкоорбитальным спутником наблюдения достигает 5 ... 13 мин в зависимости от высоты орбиты.

### Заключение

На основе описанных выше взаимосвязей был создан комплекс баллистического обеспечения, который позволяет осуществлять предварительное моделирование до восьми спутников. Комплекс позволяет наглядно оценить по заданным для каждого спутника баллистическим параметрам: зону обзора спутника и полосу захвата, нахождение спутника на освещенных или теневых участках, рассчитать время сеанса связи с пунктом приема информации, показать наложение сеансов для нескольких аппаратов, рассчитать периодичность наблюдения для разных широт и произвести примерный расчет производительности системы за период времени до 3 дней.

В ходе моделирования было выявлено, что наиболее целесообразным способом примене-

ния космических аппаратов дистанционного зондирования Земли является их функционирование в составе космических систем от 3-х до 8-ми спутников. Большое влияние на производительность космической системы оказывают параметры запуска и баллистические характеристики космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, поэтому при проектировании перспективных спутников наблюдения особое внимание нужно обратить на рациональное построение орбитальной группировки, учитывая такие факторы, как зона интересов будущих наблюдений, а также расположение пунктов приема информации. Математический аппарат, представленный в данной статье, поможет выбрать оптимальные баллистические параметры на стадии проектирования и рассчитывается для каждой системы индивидуально. Так, например, космическая система дистанционного зондирования Земли, состоящая всего из 2-х спутников, должна быть построена таким образом, чтобы плоскости их орбит были разнесены на угол около  $90^\circ$ . Это обеспечивает непрерывность ведения наблюдения исходя из условий освещенности районов наблюдения. Если предполагается запуск малых космических аппаратов в количестве больше от 4-х до 8-ми, то нужно отталкиваться при построении орбитальной группировки от расположения пунктов приема информации для предотвращения наложения сеансов связи. При этом, если пункт приема информации находится в диапазоне широт от  $65^\circ$  ю. ш. до  $65^\circ$  с. ш., а высота орбиты спутников не превышает 600 км, то оптимальным является расположение спутников в двух плоскостях по четыре спутника с разнесением на одинаковый фазовый угол.

В результате работы был создан алгоритм выбора оптимальных баллистических параметров моделируемой космической системы на основе ключевого критерия проектирования, а именно оптимизация производительности системы. Математическая модель выбора расчетных параметров является универсальной, и при должной доработке применение подобного программного обеспечения позволит заказчикам на ранних стадиях определять технический облик будущей орбитальной группировки и принимать взвешенные решения при согласовании технических заданий и технических предложений.

### Литература

1. Методика расчета вероятности распознавания изображения человеком-оператором / Ю. С. Гулина, В. Я. Колячкин // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Приборостроение». – 2012. – № 1. – С. 100 – 107.
2. Башмаков А. И. Интеллектуальные информационные технологии / А. И. Башмаков. – Москва : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. – 304 с.
3. Методы проектирования оптико-электронных комплексов космических аппаратов / К. А. Занин // Проектирова-

ние автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. – Москва : Издательство МАИ-Принт, 2013. – С. 261 – 335.

4. Обработка изображений и идентификация объектов в системах технического зрения / Р. Х. Садыхов, А. А. Дудкин // Искусственный интеллект. – 2005. – № 3. – С. 670 – 679.

5. Макаренко Д. М., Потюпкин А. Ю. Современное состояние и перспективы развития космических систем / Д. М. Макаренко, А. Ю. Потюпкин. – Москва : ВА РВСН, 2005. – 117 с.

6. Методика формирования устойчивых около круговых солнечно-синхронных орбит при длительных сроках существования космического аппарата / Д. Ю. Виноградов, Е. А. Давыдов // Инженерный журнал : Наука и инновации. – № 6. – 2017. – С. 1 – 15.

7. Расчет движения космического аппарата на околокруговой орбите по данным TLE по упрощенной модели

SGP / В. А. Чагина, Д. А. Гришко, В. И. Майорова // Наука и Образование: научное издание МГТУ им. Н. Э. Баумана : электронный журнал. – 2016. – № 01. – С. 52 – 66. – DOI : 10.7463/0116.0830533.

8. Применение метода оптимальной фильтрации измерений для уточнения и прогнозирования орбит космических аппаратов / А. И. Назаренко // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. – 2012. – № 2. – С. 38 – 43.

9. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли / А. А. Чернов, Г. М. Чернявский // Лекции и упражнения. – Москва : Радио и связь, 2004. – 202 с.

10. Анализ пространственно-временных характеристик при решении задачи периодического наблюдения системой КА / С. А. Власов, А. В. Кульвиц, Д. А. Мосин // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2010. – № 645. – Т. 2. – С. 72 – 75.

Поступила в редакцию 15.06.2021

**Руслан Владимирович Белый**, аспирант, e-mail: whiterus77@gmail.com, т. 8 (901) 511-33-00. (ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»).

**Алексей Станиславович Мовляв**, кандидат технических наук, главный специалист, e-mail: a.movlyav@yandex.ru, т. 8 (903) 724-53-76. (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

## REQUIREMENTS FOR THE CONSTRUCTION OF AN ORBITAL CONSTELLATION IN THE DESIGN OF REMOTE SENSING SATELLITE

R. V. Belyy, A. S. Movlyav

*Modern design of spacecraft for optical observation is a complex and multi-criteria process, on which the choice of a particular technological solution and its technical appearance as a whole depends. The article is devoted to the selection of orbital parameters in the design of space systems for Earth remote sensing. The choice of these parameters directly affects the quality, efficiency and performance of the space observation system. Requirements for linear resolution on the ground and its choice when designing an optical system are stated. A mathematical apparatus is provided that describes in detail between the bit height and the key characteristics of the observation satellite. Simulation of several space systems consisting of a different number of vehicles has been carried out. The choice of sun-synchronous orbits for optical satellite sounding of the Earth has been substantiated. An example and an algorithm for calculating the inclination of such an orbit for a given altitude are given. In conclusion, recommendations are given for the construction of systems consisting of a large number of small spacecraft for the optimal allocation of the resources of the sessions of the radio visibility zone of the transmission receiving point. The authors hope that this work will help take into account all the influences of orbital alignment in the early stages of design.*

**Key words:** remote sensing spacecraft, recognition probability, ballistic parameters, requirements for linear resolution on the ground.

### References

1. Technique for calculation of probability of image recognition by human operator / Iu. S. Gulina, V. Ia. Koliachkin // Bulletin of Bauman Moscow State University. «Instrument engineering» series. – 2012. – No. 1. – Pp. 100 – 107.
2. Bashmakov A. I. Intellectual information technologies / A. I. Bashmakov. – Moscow : Publishing House of Bauman Moscow State University, 2005. – P. 304.
3. Methods of design of optoelectronic systems for spacecrafts / K. A. Zanin // Design of automatic spacecrafts for fundamental scientific researches. Moscow : MAI-Print Publishing House, 2013. – Pp. 261 – 335.
4. Processing of images and identifications of objects in computer vision systems / R. Kh. Sadykhov, A. A. Dudkin // Artificial intelligence. 2005. – No. 3. – Pp. 670 – 679.
5. Makarenko D. M., Potiupkin A. Iu. Current state and prospects of development of space systems / D. M. Makarenko, A. Iu. Potiupkin. Moscow : The Military Academy of Strategic Rocket Troops, 2005. – P.117.
6. Techniques of shaping steady near-circular solar-synchronous orbits for the long-term existence of the spacecraft / D. Iu. Vinogradov, E. A. Davydov // Engineering Journal: Science and Innovation. No. 6. – 2017. – Pp. 1 – 15.

7. Calculation of spacecraft motion in near-circular orbit using TLE data in the simplified SGP model / V. A. Chagina, D. A. Grishko, V. I. Maiorova // Science and Education: Scientific Series of Bauman Moscow State University: e-magazine. – 2016. – No. 01. – Pp. 52 – 66. – DOI : 10.7463/0116.0830533.
8. Application of method of optimum measurements filtering for determination and prediction of spacecrafts orbits / A. I. Nazarenko // Vestnik Journal of Lavochkin Scientific and Production Association. 2012. – No. 2. – Pp. 38 – 43.
9. Orbits of Earth remote sensing satellites / A. A. Chernov, G. M. Cherniavskii // Lectures and Exercises. Moscow : Radio and communication, 2004. – P. 202.
10. The analysis of spatiotemporal characteristics for the task of periodic monitoring by SC system / S. A. Vlasov, A. V. Kulvits, D. A. Mosin // Proceedings of Mozhaysky Military Space Academy. – 2010. – No. 645. – Vol. 2. – Pp. 72 – 75.

**Ruslan Vladimirovich Belyi**, Ph. D. Student, e-mail: whiterus77@gmail.com, tel.: +7 (901) 511-33-00.  
(Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education  
«Moscow Aviation Institute (National Research University)»).

**Aleksei Stanislavovich Movlyav**, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.), Chief Specialist,  
e-mail: a.movlyav@yandex.ru, tel.: +7 (903) 724-53-76.  
(JC «VNIIEМ Corporation»).