

Пупков Е.А.

ВЫБОР МИНИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЗОНДИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАННОЙ ШИРИНЫ ПОЛОСЫ ОБЗОРА

Существует несколько методических подходов к формированию проектного облика космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на основе: эвристического подхода; совершенствования прототипов; совершенствования состава целевой аппаратуры; компоновки КА «вокруг» оптико-электронного телескопического комплекса; установки аппаратуры наблюдения, высокоточных оптических приборов и чувствительных датчиков на термостабилизированной платформе и др.

Особого внимания заслуживает методический подход к формированию проектного облика КА ДЗЗ на основе выбора основных характеристик по заданным целевым показателям, так как именно такой подход позволяет спроектировать КА с наиболее сбалансированными характеристиками, поскольку полученные значения массогабаритных, инерционных, энергетических и других проектных параметров КА позволяют обеспечить реализацию устройств, с заданными целевыми характеристиками (без избытка или недостатка).

Одним из элементов реализации такого подхода является выбор параметров орбиты, который производится из условия обеспечения заданных показателей периодичности и оперативности космической системы наблюдения, а также из условия обеспечения заданных значений ширины полосы обзора и ширины полосы захвата КА ДЗЗ. В данном исследовании ограничимся только вопросом выбора минимальной высоты орбиты КА, исходя из заданной ширины полосы обзора, так как методика оценки показателей периодичности и оперативности, а также других целевых показателей рассматривается, например, в работах [1–3].

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.

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. Параметры орбиты можно рассчитать по соотношениям [62].

Минимальная высота круговой орбиты H_{\min} без учёта кривизны поверхности Земли в зависимости от заданного значения ширины полосы обзора L и максимального значения угла отклонения оптической оси наблюдения от надира γ_{\max} определяется из геометрических соотношений (рис. 1) по зависимости: $H_{\min} = \frac{L}{2 \operatorname{tg}(\gamma_{\max})}$.

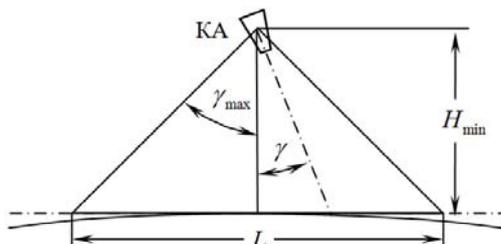


Рис. 1. Схема для определения минимальной высоты орбиты без учёта кривизны поверхности Земли

Как правило, угол γ_{\max} задаётся, и по статистике составляет от 40° до 65° .

Более точный расчёт высоты минимальной орбиты можно обеспечить, учитывая кривизну поверхности Земли. Расчётная схема представлена на рис. 2.

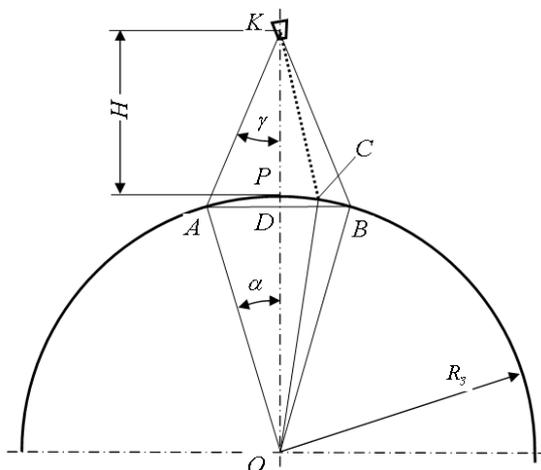


Рис. 2. Схема для определения минимальной высоты орбиты с учётом кривизны поверхности Земли

На схеме показано сечение Земли, плоскость которого проходит через центр Земли O , через спутник K и подспутниковую точку P . Точки A и B соответствуют границе зоны обзора KA ($AB=L$). Угол полураствора этого конуса γ_{\max} задается при проектировании KA из условий обеспечения достаточного качества снимка. Угол α представляет собой

центральный угол Земли, соответствующий текущему значению угла γ . R_3 - средний радиус Земли.

Сначала получим зависимость центрального угла Земли α от угла отклонения оптической оси КА от надира γ (при заданной высоте орбиты H).

Выразим отрезок AD через радиус Земли и угол α :

$$AD = AO \cdot \sin \alpha = R_3 \cdot \sin \alpha. \quad (1)$$

Свяжем тот же отрезок AD с углом γ , проделав математические выкладки в следующей последовательности:

$$\begin{aligned} DP &= R_3 - R_3 \cdot \cos \alpha; \\ KD &= PK + DP = H + R_3 - R_3 \cdot \cos \alpha; \\ AD &= KD \cdot \operatorname{tg} \gamma = [H + R_3 - R_3 \cos \alpha] \operatorname{tg} \gamma. \end{aligned} \quad (2)$$

Из выражений (1) и (2) получаем следующее уравнение:

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

Разрешим это уравнение относительно угла α . Для этого сначала разделим обе части уравнения на величину радиуса Земли и представим это выражение в виде

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

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

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

Используя табличные формулы тригонометрии

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

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

Левая часть уравнения представляет собой преобразование синуса суммы углов α и γ , поэтому можно записать

$$\sin(\alpha + \gamma) = \frac{H + R_3}{R_3} \sin \gamma. \quad (3)$$

Откуда получаем значение искомого угла

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{H + R_3}{R_3} \sin \gamma\right) - \gamma. \quad (4)$$

Таким образом, получена связь между углами α и γ .

Угол α связан с шириной полосы обзора L соотношением $\alpha = L/(2R_3)$.

Подставляя это выражение в уравнение (3) и решая его относительно H , получаем

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

В таблице 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 1 – Результаты расчёта минимальной высоты орбиты КА

Ширина полосы обзора, км	400	600	800	1000	1200	1400
H , без учёта кривизны, км	200	300	400	500	600	700
H , с учётом кривизны, км	196,8	292,8	387,2	479,8	570,9	660,2
Максимальная ошибка, %	1,62	2,46	3,31	4,21	5,10	6,03

Выводы

Разработана аналитическая модель для расчёта минимальной высоты круговой орбиты с учётом кривизны поверхности Земли. Модель «плоской» поверхности Земли приводит к некоторому завышению потребной минимальной высоты орбиты КА. Причём, ошибка возрастает при увеличении высоты орбиты.

Библиографический список

1. 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.
2. 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.
3. Куренков, В.И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие [Текст] / В.И. Куренков, В.В. Салмин, Б.А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 296 с.