

тельную установку (ЭРДУ), преимуществом которой является низкий удельный расход массы рабочего тела по сравнению с химической двигательной установкой.

Для получения космических снимков со сверхвысоким пространственным разрешением подходит оптико-электронная аппаратура с поворотным зеркалом, с наклоном к оптической оси главного зеркала. Используя такую оптическую схему, можно уменьшить площадь сечения миделя телескопа и КА при ориентации в режиме съёмки. Примером являются американские КА ДЗЗ серии «КН» (КН-7, КН-8, КН-9).

Проектный анализ показывает, что для оптико-электронной аппаратуры (с поворотным зеркалом перенацеливания) можно сформировать КА для получения космических снимков сверхвысокого разрешения с круговой орбиты высотой порядка 300 км. Масса такого КА будет порядка 1000 кг. Для поддержания рабочей орбиты в течение нескольких лет подойдет ЭРДУ с силой тяги не более 20 мН.

Библиографический список

1. Бакланов, А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения / А.И. Бакланов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы – 2018. –Т. 5. – Выпуск 3. – С. 17–28.

УДК 629.78 (075)

Куренков В.И.

МОДЕЛИ ДЛЯ ПРИБЛИЖЁННОЙ ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОЙ СЪЁМКЕ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

На качество изображений, полученных с космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в реальных условиях эксплуатации большое влияние кроме качества оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) оказывают характеристики точности выполнения операций

системой управления движением (СУД) по угловой ориентации и стабилизации угловой скорости КА. Снижение качества снимков при недостаточных характеристиках точности СУД проявляется в виде смещения элементов («смазов») изображения.

Целью исследования является разработка проектных моделей для оценки характеристик необходимой точности системы управления движением космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли, которые можно использовать на начальных этапах разработки КА.

На рис. 1 представлены схемы появления поперечных и продольных смещений изображения (НП – направление полёта). Слева представлена схема для определения скорости движения изображения V_3 в фокальной плоскости (без тангажного замедления или ускорения).

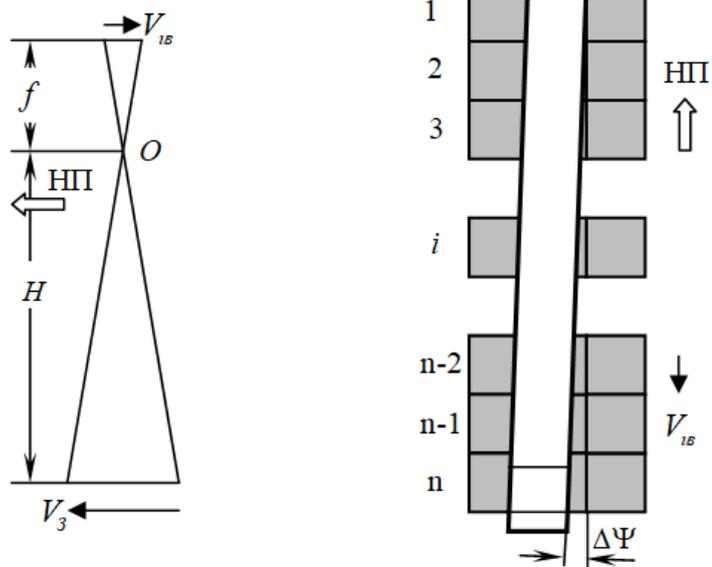


Рис. 1. Схемы формирования поперечных и продольных смазов изображения

В результате накопления ошибок при движении изображения происходит его смещение (для определённости на рисунке – в левую сторону и вниз). Справа на рис. 1 представлены часть вертикальных столбцов фотоприёмной матрицы ПЗС, работающей в режиме временной задержки и накопления (ВЗН) заряда (тёмного цвета с количеством строк n) и наклонная полоса, соответствующая направлению «бега» изображения в фокальной плоскости (белого цвета).

Получим формулу для расчёта скорости движения изображения в фокальной плоскости оптической системы.

Из геометрических соотношений (рис. 1) следует:

$$V_{Из} = V_3 f/H, \quad (1)$$

где f – фокусное расстояние оптической системы;

H – высота полёта КА;

V_3 – скорость подспутниковой точки по поверхности Земли.

Из геометрических соотношений также нетрудно получить, что скорость подспутниковой точки V_3 на поверхности Земли будет ниже орбитальной скорости КА ($V_{КА}$), в $R_3/(R_3 + H)$ раз [1], то есть

$$V_3 = \frac{R_3}{R_3 + H} V_{КА}, \quad (2)$$

где R_3 – радиус Земли;

Орбитальную скорость КА можно определить по известной формуле [2]

$$V_{КА} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}}, \quad (3)$$

где V_I – первая космическая скорость (7910 м/с);

Подставляя (3) в (2), получаем формулу для расчёта скорости движения подспутниковой точки

$$V_3 = V_I \frac{R_3}{R_3 + H} \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}}. \quad (4)$$

Подставляя (4) в (1), получим формулу для расчёта скорости движения изображения

$$V_{Из} = V_3 \frac{f}{H} = V_I \frac{R_3}{R_3 + H} \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}}. \quad (5)$$

Время экспозиции фоточувствительного элемента прямо пропорционально линейному размеру проекции пикселя на поверхность Земли ($L_{П}$) и обратно пропорционально скорости движения подспутниковой точки КА:

$$\tau_{экс} = L_{П}/V_3. \quad (6)$$

Как показала практика эксплуатации КА ДЗЗ, смещения изображения (смазы), не превышающие 1/3 пикселя, не приводят к недопустимым потерям качества информации. Поэтому будем ориентироваться на это значение смещения и использовать его в качестве исходных данных при расчёте потребной точности. На-

пример, 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_{ψ} ;

- погрешности стабилизации изделия по каналам тангажа S_{θ} и крена S_{γ} (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_{ψ} , нетрудно получить, рассматривая схему, представленную на рис. 1 справа:

$$\Delta\psi \approx \frac{S_{\psi}}{n \cdot l_{эл}} = \frac{k_{\psi} \cdot l_{эл}}{n \cdot l_{эл}} = \frac{k_{\psi}}{n}, \quad (7)$$

где k_{ψ} – коэффициент допустимой доли смещения элемента изображения от размера фотоприёмного элемента.

Погрешность стабилизации угловой скорости КА 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:

$$\tau = \frac{l_{эл} n}{V_{из}}. \quad (8)$$

Допустимое отклонение угловой скорости изделия по каналу крена, соответствующее *поперечному* смещению изображения S_{γ} , равно отношению допус-

тимой величины смаза в единицу времени к фокусному расстоянию системы

$$\Delta\omega_\gamma = \frac{S_\gamma}{\tau f} = \frac{k_\gamma l_{\text{эл}}}{\tau f},$$

где k_γ – коэффициент допустимой доли смещения элемента изображения от размера фотоприёмного элемента.

Учитывая (8), приходим к выражению для оценки допустимой погрешности стабилизации угловой скорости изделия по каналу крена:

$$\Delta\omega_\gamma = \frac{k_\gamma V_{\text{из}}}{n f}. \quad (9)$$

Погрешность стабилизации угловой скорости КА по каналу тангажа

Допустимое отклонение угловой скорости изделия по каналу тангажа, соответствующее допустимому *продольному* смещению изображения S_g , равно отношению этого смещения в единицу времени к фокусному расстоянию оптической системы, то есть

$$\Delta\omega_g = \frac{S_g}{\tau f} = \frac{k_g l_{\text{эл}}}{\tau f},$$

где k_g – коэффициент допустимой доли продольного смещения элемента изображения от размера фотоприёмного элемента.

Учитывая (8), приходим к выражению

$$\Delta\omega_g = \frac{k_g V_{\text{из}}}{n f}. \quad (10)$$

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

$$\Delta\omega_V = \frac{S_V}{\tau f} = \frac{k_V l_{\text{эл}}}{\tau f},$$

где k_V – коэффициент допустимой доли продольного смещения элемента изображения от размера фотоприёмного элемента.

Учитывая (8), приходим к выражению

$$\Delta\omega_V = \frac{k_V V_{из}}{n f}. \quad (11)$$

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 (5)). 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 надиром 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 из-за изменения высоты возвышенностей составит

$$\Delta\omega_H = \frac{V_{из} - V'_{из}}{f} = \frac{\Delta V_{из}}{f} = \frac{k_H V_{из}}{f}, \quad (12)$$

где k_H – ошибка в определении расстояния от КА до объекта съёмки.

Определение допустимых составляющих смаза изображения

Суммарное значение поперечного смаза можно найти по формуле

$$S_{попер} = \sqrt{S_{\psi}^2 + S_{\gamma}^2}. \quad (13)$$

Аналогично можно найти значение суммарного продольного смаза:

$$S_{прод} = \sqrt{S_g^2 + S_V^2}. \quad (14)$$

Результирующее значение смаза от поперечного и продольного смещений изображения можно представить в виде

$$S_{рез} = \sqrt{S_{попер}^2 + S_{прод}^2} = \sqrt{S_{танг}^2 + S_V^2 + S_{рыск}^2 + S_{крен}^2}. \quad (15)$$

Если принять допущение, что «вклады» составляющих в результирующее значение смаза примерно одинаковые, а допустимый результирующий смаз равен 1/3 пикселя, то нетрудно получить допустимые смазы по отдельным составляющим:

$$S_{танг} = S_V = S_{рыск} = S_{крен} \approx 0,17. \quad (16)$$

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, допустимый результирующий сдвиг элемента изображения – 1/3 от линейного размера пикселя. Допустимые коэффициенты смазов по отдельным составляющим принять в соответствии с (16).

Решение. По формулам (4) и (5) рассчитываем скорость подспутниковой точки на поверхности Земли и скорость бега изображения в фокальной плоскости:

$$V_3 = V_1 \frac{R_3}{R_3 + H} \sqrt{\frac{R_3}{R_3 + H}} = 7910 \frac{6371}{6371 + 475} \sqrt{\frac{6371}{6371 + 475}} = 7101 \text{ м/с};$$

$$V_{из} = V_3 \frac{f}{H} = 7101 \frac{4}{475 \cdot 10^3} = 0,060 \text{ м/с} = 60 \text{ мм/с}.$$

По формуле (7) 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 (9) получаем допустимую погрешность стабилизации угловой скорости изделия по каналу крена:

$$\Delta\omega_\gamma = \frac{k_\gamma V_{из}}{n f} = \frac{0,17 \cdot 0,06}{192 \cdot 4} = 0,0000133 \text{ рад/с} = 2,74 \text{ угл.с/с}.$$

По формуле (10) получаем допустимую погрешность стабилизации угловой скорости изделия по каналу тангажа:

$$\Delta\omega_\theta = \frac{k_\theta V_{из}}{n f} = \frac{0,17 \cdot 0,06}{192 \cdot 4} = 0,0000133 \text{ рад/с} = 2,74 \text{ угл.с/с}.$$

По формуле (11) получаем допустимую погрешность стабилизации скорости движения изображения:

$$\omega_V = \frac{k_V V_{из}}{n f} = \frac{0,17 \cdot 0,06}{192 \cdot 4} = 0,0000133 \text{ рад/с} = 2,74 \text{ угл.с/с}.$$

По формуле (12) получаем погрешность стабилизации скорости движения изображения (из-за изменения высоты съёмки):

$$\Delta\omega_H = \frac{k_H V_{из}}{f} = \frac{0,0015 \cdot 0,06}{4} = 0,0000225 \text{ рад/с} = 4,6 \text{ угл.с/с}.$$

Из полученных значений $\Delta\omega_\gamma$ и $\Delta\omega_H$ выбираем минимальное, то есть: 2,74 угл.с/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.

Таким образом, в настоящей статье предложены проектные модели для оценок характеристик необходимой точности системы управления движением космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли, которые можно использовать на начальных этапах разработки КА.

Библиографический список

1. Бакланов, А. И. Системы наблюдения и мониторинга: учебное пособие / А.И. Бакланов. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009. – 234 с.
2. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учебное пособие / В.И. Куренков; под ред. А.Н. Кирилина. – Самара: СГАУ, 2011. – 458 с.

УДК 629.787

*Лукьянов С.В., Ковалёв В.В., Иванов Д.П.,
Галинсога Х., Бай В., Цай Ш.*

ВЫБОР НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СПУТНИКА ЮПИТЕРА – КАЛЛИСТО

В опубликованных в 2003 году результатах исследования под названием «Human Outer Planets Exploration» [1], проведённого группой учёных из НАСА, в качестве одной из целей для пилотируемого полёта рассматривается Каллисто – один из галилеевых спутников Юпитера. За счёт своей удалённости от Юпитера и нахождения вне его радиационных поясов, Каллисто является привлекательным местом для высадки космонавтов.

Целью проектируемого космического аппарата (КА) является определение пригодности условий на поверхности Каллисто для нахождения на ней человека.

Космический аппарат представляет собой совокупность трёх модулей: одного орбитального и двух спускаемых, совершающих посадку в двух различных