

## ВЛИЯНИЕ ОШИБОК ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПАРАМЕТРЫ СЪЕМКИ РАДИОЛОКАТОРОМ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ

А. П. Панеева, Н. А. Голов

*Проведена оценка влияния ошибок измерения координат, определения углов ориентации космического аппарата радиолокационного наблюдения на ширину полосы захвата, положение границ кадра, разрешение на местности, точность координатной привязки и спектр доплеровских частот. Сформированы требования к системам навигации, ориентации и бортовым комплексам управления с учетом требований к параметрам радиолокационной съемки.*

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, радиолокатор с синтезированной апертурой, ошибки положения космического аппарата.

### Введение

В настоящее время все более востребованным становится оперативное радиолокационное наблюдение из космоса как единственный инструмент глобального всепогодного мониторинга. Сочетание требований по разрешающей способности, оперативности наблюдения и физические ограничения при реализации радиолокационной аппаратуры определяют переход от единичных и сравнительно тяжелых космических аппаратов (КА) к группировкам малых и средних аппаратов радиолокационного наблюдения [1].

Одной из важных задач при системном проектировании КА является определение требований к системам бортового комплекса управления (БКУ) с точки зрения влияния ошибок определения местоположения, ориентации и параметров движения КА на характеристики целевой аппаратуры.

Данная задача является достаточно актуальной, например, в работе [2] рассматриваются некоторые аспекты влияния неточности установки максимума луча диаграммы направленности антенны (ДНА) радиолокатора с синтезированием апертуры антенны (РСА) на качество синтезирования радиолокационных изображений (РЛИ). В [3] формулируются требования к характеристикам данных от бортовой навигационной системы для радиолокатора, работающего в режиме синтезирования апертуры антенны при боковом обзоре с использованием непрерывного линейно-частотно-модулированного зондирующего сигнала. В рамках данной статьи решается задача определения величины допустимых ошибок определения параметров положения КА при учете требований к параметрам радиолокационной съемки РСА.

### Исходные положения и постановка задачи

Положение КА задается радиус-вектором  $r_s$ , а ори-

ентация – углами крена  $\nu$ , тангажа  $\beta$  и рысканья  $\psi$ , как показано на рис. 1, где также обозначены:  $S$  – центр масс КА; векторы  $s_1, s_2, s_3$ , определяющие систему координат, связанную с аппаратом;  $\gamma$  – угол визирования (УВ);  $E$  – центр масс Земли;  $O$  – точка пересечения радиус-вектора КА с поверхностью Земли;  $T$  – центральная точка кадра.

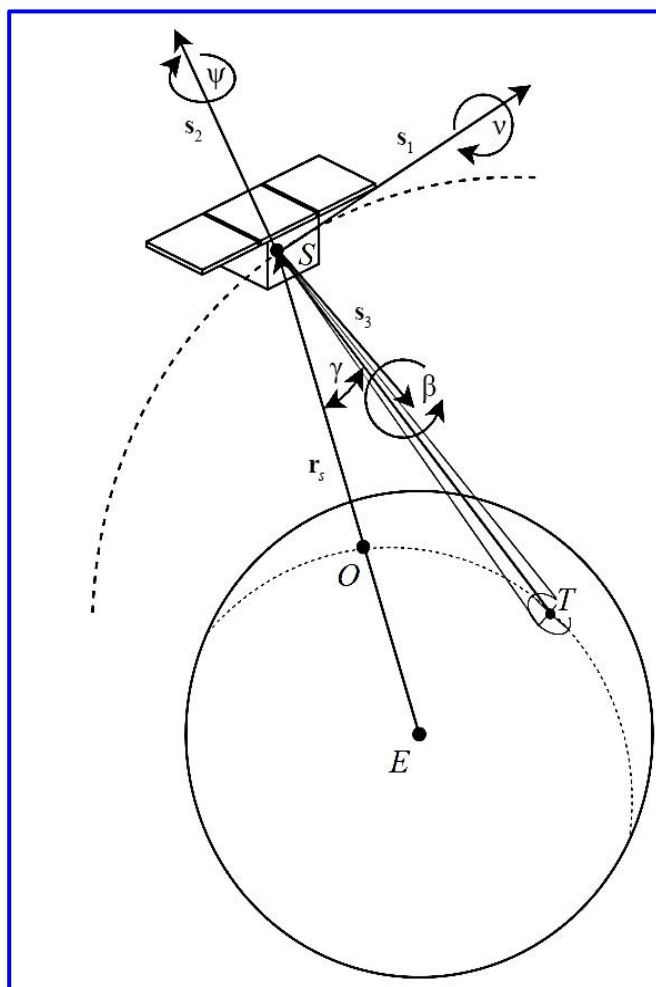


Рис. 1. Положение космического аппарата

Принимается, что антенна радиолокатора жестко связана с платформой КА, следовательно, ошибки определения положения аппарата также приводят к ошибке пространственного положения ДНА.

Для расчетов используется сферическая модель Земли, которая обуславливает погрешность измерения параметров съемки не более 1% [4].

Модель движения КА должна учитывать нестабильность положения КА на орбите, вызываемую неточностью работы БКУ, неоднородностью гравитационного поля Земли, возмущающими воздействиями других объектов Солнечной системы и рядом иных факторов. Это приводит к изменению параметров съемки РСА: размеров снимаемого кадра вдоль  $\Delta X$  и поперек  $\Delta Y$  линии пути, разрешений по азимуту  $\rho_x$  и углу места  $\rho_y$ , положения границ кадра, спектра доплеровских частот, точности координатной привязки РЛИ. Далее детально рассматривается влияние различных ошибок на указанные параметры.

### Влияние ошибки измерения координат носителя радиолокатора с синтезированием апертуры антенны на положение границ кадра

В данной постановке задачи ошибка в измерении положения КА по высоте орбиты – это ошибка в измерении текущих координат вдоль оси  $s_2$ , ошибка вдоль линии пути – ошибка в измерении текущих координат по оси  $s_1$ , а ошибка поперек линии пути – ошибка в измерении текущих координат относительно оси  $s_3$ . При этом рассматривается влияние ошибки измерения положения КА (без учета ошибок в ориентации КА) на смещение границ кадра.

Для расчетов необходимо перейти от плоскости  $SOT$  (рис. 2) к плоскости  $SHT$ . Переход выполняется, чтобы представить поверхность снимаемого кадра плоскостью для упрощения дальнейших расчетов. В точке  $T$  строится касательная, перпендикуляр к которой из точки  $S$  определяет скорректированную высоту  $SH$ :

$$SH = R \sin(\angle STH) = R \sin\left(\alpha - \frac{\pi}{2}\right) = \quad (1)$$

$$= R \sin\left(\alpha \cos\left(\frac{R^2 + R_e^2 - R_s^2}{2RR_e}\right) - \frac{\pi}{2}\right),$$

где  $R$  – наклонная дальность;  $R_s$  – модуль радиус-вектора КА;  $R_e$  – радиус Земли.

Для нахождения наклонной дальности используется выражение:

$$R = \frac{2R_s \cos(\gamma) - \sqrt{(-2R_s \cos(\gamma))^2 - 4(R_s^2 - R_e^2)}}{2}. \quad (2)$$

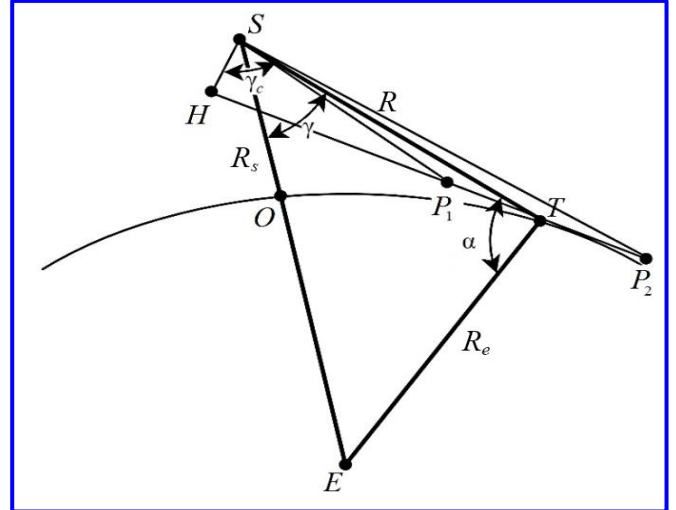


Рис. 2. Переход к плоскости кадра

При этом скорректированное значение угла визирования определяется соотношением:

$$\gamma_c = \frac{\pi}{2} - \angle STH. \quad (3)$$

Переходя к плоскости кадра, можно определить положение точки ближней границы кадра  $P_1$  и дальней границы кадра  $P_2$ .

Положение границ кадра при известной номинальной высоте орбиты КА  $SH$ , значении угла визирования  $\gamma_c$  и ширине ДНА  $\Delta\theta$  с учетом ошибки определения положения КА по высоте орбиты  $\Delta h$  определяется следующими соотношениями:

$$SP_1^{\Delta h} = \frac{SH \pm \Delta h}{\cos\left(\gamma_c - \frac{\Delta\theta}{2}\right)}; \quad HP_2^{\Delta h} = \frac{SH \pm \Delta h}{\cos\left(\gamma_c - \frac{\Delta\theta}{2}\right)}; \quad (4)$$

$$HP_1^{\Delta h} = \sqrt{SP_1^2 - (SH \pm \Delta h)^2}; \quad HP_2^{\Delta h} = \sqrt{SP_2^2 - (SH \pm \Delta h)^2}. \quad (5)$$

При этом ошибка положения ближней и дальней границ кадра определяется выражениями:

$$\Delta P_1 = |HP_1^{\Delta h} - HP_1^{\Delta h=0}|; \quad (6)$$

$$\Delta P_2 = |HP_2^{\Delta h} - HP_2^{\Delta h=0}|. \quad (7)$$

Зависимость смещения положения кадра для различных ошибок по высоте, вдоль и поперек линии пути показана на рис. 3.

Из результатов, представленных на рис. 3, видно, что ошибки положения границ кадра можно считать незначительными по сравнению с общим размером кадра порядка нескольких километров, а ошибки положения КА вдоль и поперек линии пути зависят только от взаимного расположения КА и наблюдаемой местности и не зависят от угла визирования.

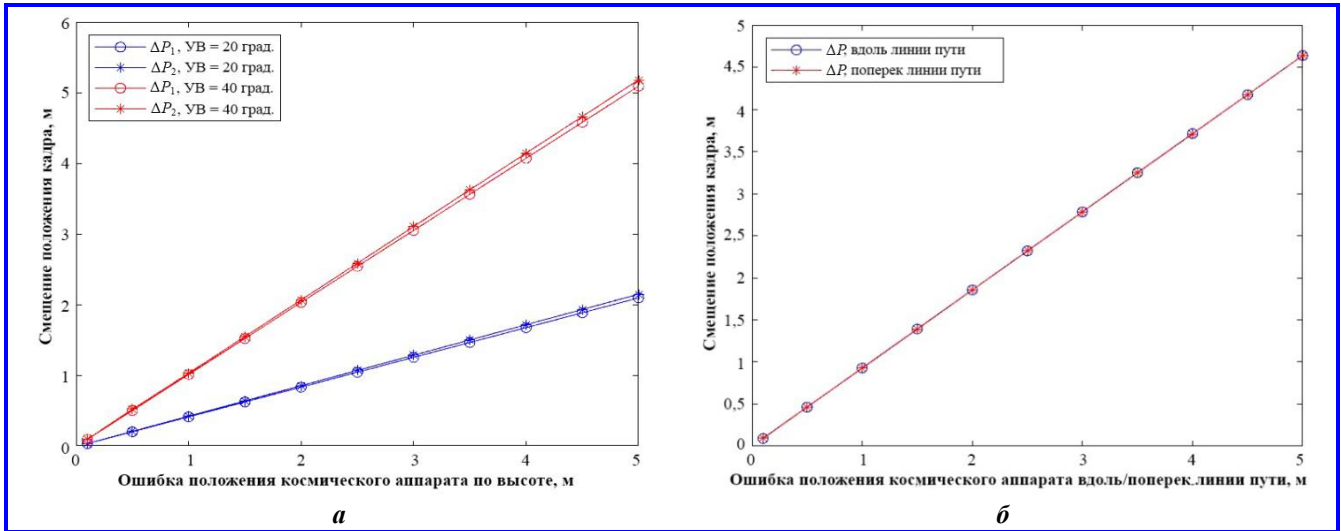


Рис. 3. Зависимость смещения положения кадра: *а* – от ошибки положения космического аппарата по высоте; *б* – от ошибки положения космического аппарата вдоль/поперек линии пути

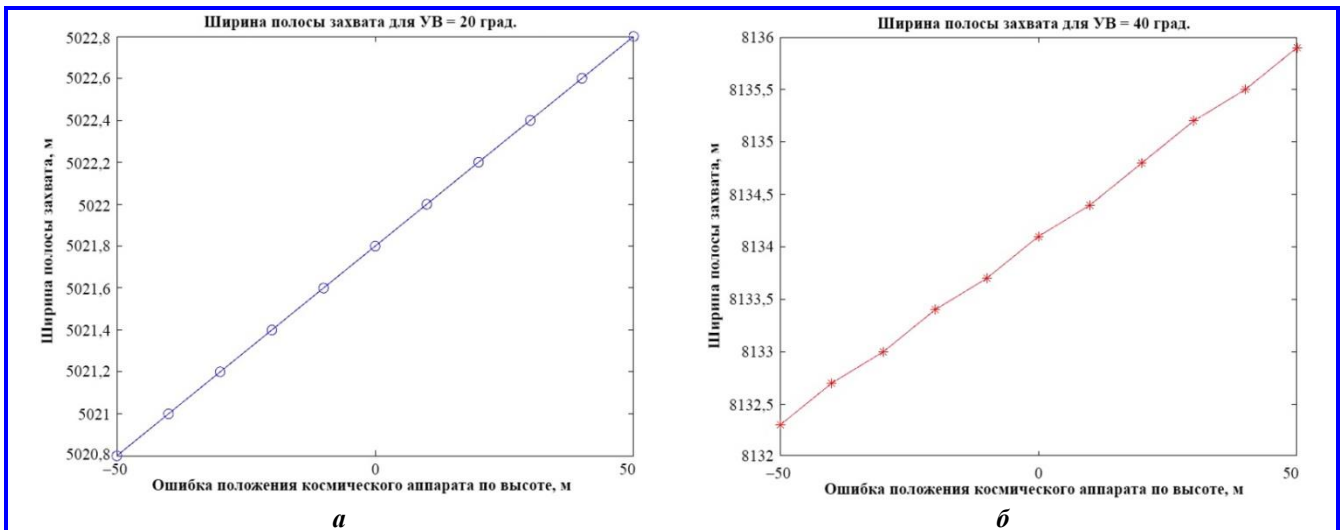


Рис. 4. Зависимость ширины полосы захвата для угла визирования от ошибки положения космического аппарата по высоте: *а* – 20 градусов; *б* – 40 градусов

**Влияние ошибки положения по высоте на ширину полосы захвата и разрешение на местности**

При оценке влияния ошибок на ширину полосы захвата (рис. 4) принимается номинальная высота орбиты 500 км, а ширина ДНА – 0,5 градуса.

Ошибка по высоте обуславливает ошибку в определении наклонной дальности до снимаемой сцены, что приводит к изменению разрешения на местности.

Разрешение вдоль линии пути зависит от углового размера участка траектории, на котором производится синтез апертуры  $\beta$  [4]:

$$\left| \rho_x = \frac{\lambda}{4 \sin\left(\frac{\beta}{2}\right)} \right. \quad (8)$$

Угловой размер  $\beta$  зависит от длины синтезированной апертуры  $L_a$  и наклонной дальности:

$$\beta = \frac{L_a}{R} = \frac{v_{sat} t_{снт}}{R}, \quad (9)$$

где  $v_{sat}$  – орбитальная скорость КА во время синтезирования апертуры;  $t_{снт}$  – время синтеза.

Разрешение поперек линии пути зависит от полосы сигнала  $B$  и угла визирования  $\gamma_c$  [4]:

$$\rho_y = \frac{c}{2B \sin(\gamma_c)}. \quad (10)$$

В качестве исходных данных для расчета принимаются: время синтезирования – 3 с, скорость

аппарата – 7612 м/с и полоса сигнала – 450 МГц.

В результате получается зависимость разрешения на местности от ошибки по высоте, приведенная на рис. 5.

Из результатов, представленных на рис. 5, следует, что зависимость разрешения на местности от ошибки по высоте выражена слабо, при этом значение разрешения изменяется на сотые доли метра при ошибке по высоте около 300 м.

**Влияние ошибки в углах ориентации космического аппарата на положение границы кадра**

Ориентация КА в пространстве определяется углами крена, тангажа и рыскания. С возникновением ошибки ориентации КА кадр съемки смещается, возникает ошибка положения границ кадра и изменяется значение углов визирования и скоса.

При возникновении ошибки в значении угла крена изменяется значение угла визирования  $\gamma$ , при этом угол скоса остается неизменным:

$$SP_1 = \frac{SH}{\cos\left(\gamma \pm \Delta\epsilon_\gamma - \frac{\Delta\theta}{2}\right)}; SP_2 = \frac{SH}{\cos\left(\gamma \pm \Delta\epsilon_\gamma - \frac{\Delta\theta}{2}\right)}; \quad (11)$$

$$HP_1 = \sqrt{SP_1^2 - SH^2}; HP_2 = \sqrt{SP_2^2 - SH^2}. \quad (12)$$

В формулах (11) – (12) вводится ошибка угла визирования  $\Delta\epsilon_\gamma$ , которая может быть как положительная, так и отрицательная в зависимости от направления крена КА (крен влево – ошибка положительная, крен вправо – отрицательная).

Угол крена  $v$  отсчитывается от вектора  $s_2$  в плоскости, определяемой векторами  $s_2$  и  $s_3$ , и рассчитывается по формуле:

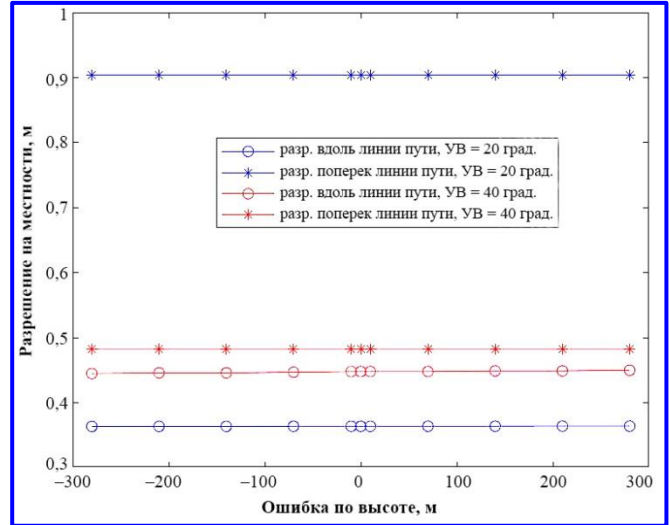
$$v = \Delta\epsilon_\gamma. \quad (13)$$

При отсутствии ошибки  $\Delta\epsilon_\gamma$  угол крена равен нулю. Отклонение вектора  $s_2$  в плоскости, определяемой векторами  $s_2$  и  $s_3$ , задает значение угла отклонения линии визирования, то есть  $\Delta\epsilon_\gamma$ .

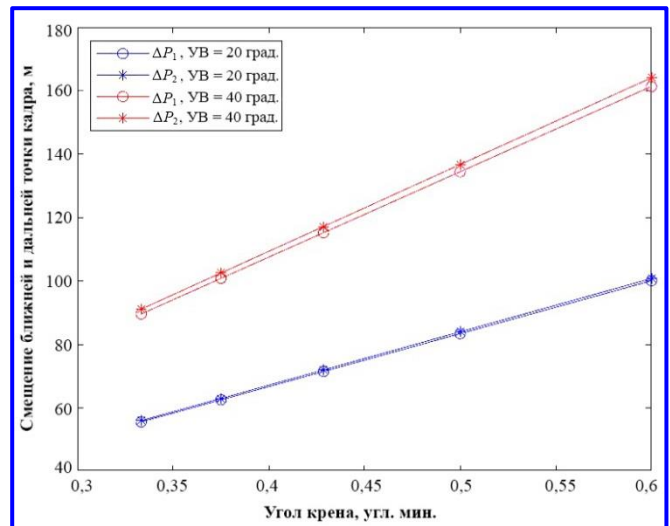
Смещения границ кадра относительно исходного положения вычисляются по формулам:

$$\Delta P_1 = |HP_1^{v=0} - HP_1^{v \neq 0}|; \quad (14)$$

$$\Delta P_2 = |HP_2^{v=0} - HP_2^{v \neq 0}|. \quad (15)$$



**Рис. 5. Зависимость разрешения на местности от ошибки по высоте космического аппарата**



**Рис. 6. Зависимость смещения точек кадра от угла крена**

Задавая в качестве исходных параметров высоту орбиты, равную 500 км, ширину ДНА – 0,5 градуса и значение угла визирования – 20 и 40 град., могут быть построены зависимости величины смещения от угла крена (рис. 6).

В данном случае при расчетах варьировался только один рассматриваемый угол, остальные углы, определяющие ошибку ориентации КА, фиксировались и принимались равными нулю.

При возникновении ошибки в значении угла тангажа  $\Delta\epsilon_\beta$  угол визирования не изменяется, и при условии осесимметричности ДНА можно считать, что смещения кадра не происходит.

При возникновении ошибки в значении угла рыскания  $\Delta\epsilon_\psi$  происходит угловое смещение снимаемого кадра, при этом смещение кадра возникает

как вдоль, так и поперек линии пути, также изменяется угол скоса, но угол визирования остается неизменным (рис. 7).

Угол рыскания  $\psi$  отсчитывается от вектора  $s_1$  в плоскости, параллельной касательной плоскости к зондируемой поверхности, по формуле:

$$\psi = \Delta\epsilon_\psi. \quad (16)$$

При отсутствии ошибки  $\Delta\epsilon_\psi$  угол рыскания равен нулю. Так как векторы  $s_1$  и  $s_3$  перпендикулярны друг другу, то отклонение вектора  $s_1$  определяет значение угла скоса  $\psi$ , то есть  $\Delta\epsilon_\psi$ .

Одновременным варьированием значений  $\Delta\epsilon_\gamma$  и  $\Delta\epsilon_\psi$  можно оценить ошибки ориентации осей КА и антенны, что позволяет рассчитать смещение границ кадра при максимальной суммарной допустимой ошибке (рис. 8). В качестве ориентировочного значения для расчёта на основе данных о имеющихся системах дистанционного зондирования Земли [5] принято 300 м.

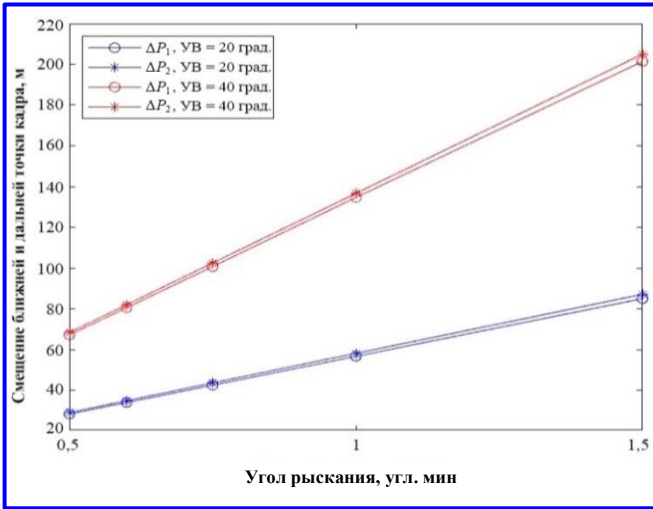


Рис. 7. Зависимость смещения точек кадра от угла рыскания

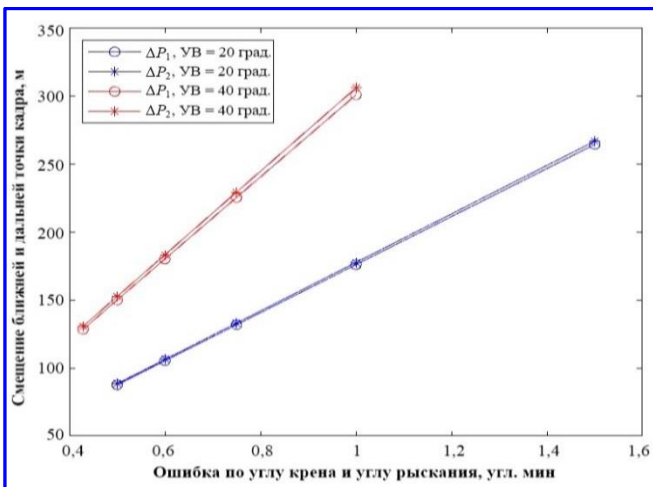


Рис. 8. Зависимость смещения точек кадра от ошибки по углу крена и углу рыскания

Проведенные расчеты показывают, что для того, чтобы суммарная ошибка смещения кадра не превышала 300 м, необходимо обеспечить точность ориентации КА менее угловой минуты.

### Влияние ошибки ориентации на спектр доплеровских частот

Ширина спектра принимаемого сигнала влияет на значение частоты повторения импульсов, которая, в свою очередь, влияет на выбор окон приема импульсов, режимы работы усилительных каскадов приемопередающих модулей, неоднозначность принимаемых сигналов по дальности.

При ошибках ориентации возникает изменение спектра доплеровских частот, принимаемых от зондируемой сцены. Ошибку в ориентации можно разложить как ошибку ориентации по тангажу, крену и рысканию. Следовательно, ошибку по доплеровскому спектру можно вычислить следующим образом [6]:

$$\Delta F_{dop} = \left| -\frac{2}{\lambda} (l_1 + l_2 + l_3 + l_4 + l_5) \right|, \quad (17)$$

$$l_1 = (-R_{s_1} \sin(\gamma) - R_{sat} \omega_{sat} \cos(\gamma) \times \sin(\theta) + \omega_e R_{sat} \cos(\gamma) (\cos(\theta) \cos(\alpha) \times \sin(\alpha_1) + \sin(\theta) \cos(\alpha_1))) \sin(\theta) \Delta\epsilon_\beta;$$

$$l_2 = -(R_{sat} \omega_{sat} \sin(\gamma) \cos(\theta) + \omega_e R_{sat} \times \sin(\gamma) (\sin(\theta) \cos(\alpha) \sin(\alpha_1) - \cos(\theta) \times \cos(\alpha_1))) \text{ctg}(\gamma) \cos(\theta) \Delta\epsilon_\beta;$$

$$l_3 = (-R_{s_1} \sin(\gamma) - R_{sat} \omega_{sat} \cos(\gamma) \times \sin(\theta) + \omega_e R_{sat} \cos(\gamma) (\cos(\theta) \cos(\alpha) \times \sin(\alpha_1) + \sin(\theta) \cos(\alpha_1))) \cos(\theta) \Delta\epsilon_\gamma;$$

$$l_4 = (R_{sat} \omega_{sat} \sin(\gamma) \cos(\theta) + \omega_e R_{sat} \sin(\gamma) \times (\sin(\theta) \cos(\alpha) \sin(\alpha_1) - \cos(\theta) \times \cos(\alpha_1))) \text{ctg}(\gamma) \sin(\theta) \Delta\epsilon_\gamma;$$

$$l_5 = -(R_{sat} \omega_{sat} \sin(\gamma) \cos(\theta) + \omega_e R_{sat} \times \sin(\gamma) (\sin(\theta) \cos(\alpha) \sin(\alpha_1) - \cos(\theta) \cos(\alpha_1))) \Delta\epsilon_\psi;$$

$$R_{sat} = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos(\alpha-\omega)}; \quad (18)$$

$$R_{s_1} = e \sin(\alpha-\omega) \sqrt{\frac{G_e}{a(1-e^2)}}, \quad (19)$$

где  $R_{s_1}$  – производная уравнения орбиты;  $e$  – эксцентриситет;  $\alpha$  – угол широты;  $\omega$  – угол перигея;  $G_e$  –



произведение гравитационной постоянной Земли и ее массы;  $a$  – большая полуось орбиты;  $R_{sat}$  – уравнение орбиты;  $\omega_{sat}$  – угловая скорость КА;  $\theta$  – угол скоса;  $\omega_e$  – угловая скорость вращения Земли;  $\alpha_1$  – наклонение орбиты.

С учетом приведенных соотношений, задав в качестве исходных параметров значения, указанные в табл. 1, можно определить величину ошибки по частоте Доплера (табл. 2) для углов визирования 20 и 40 градусов.

Из табл. 2 следует, что для того, чтобы ошибка по спектру принимаемых частот была менее 109 Гц, необходимо, чтобы при угле визирования 20 градусов обеспечивалась среднеквадратическое отклонение (СКО) ориентации КА по трем осям не более 0,01 град. (0,6 угл. мин), а при угле визирования 40 градусов для ошибки – не более 119 Гц, СКО также должна быть не более 0,01 град. (0,6 угл. мин).

При ошибке порядка 100 Гц аналогичная ошибка возникает для частоты повторения импульсов, следовательно, ошибка для периода повторения импульсов составит порядка 0,01 с.

**Влияние ошибки в измерениях координат и скорости на точность координатной привязки радиолокационных изображений**

Оценить влияние ошибок определения орбиты КА и высоты рельефа на ошибки привязки РЛИ  $\Delta R_T = (\Delta x_T, \Delta y_T)^T$  можно с использованием соотношения [7]:

$$\begin{aligned} R_{КА} &= (\Delta x_{КА}, \Delta y_{КА}, \Delta z_{КА})^T; \\ \Delta V &= (\Delta v_x, \Delta v_y, \Delta v_z)^T; \\ h &= R_e + \Delta h_e, \end{aligned} \quad (20)$$

где  $\Delta R_{КА}$ ,  $\Delta V$ ,  $\Delta h_e$  – ошибки определения орбиты КА, его скорости и высоты рельефа;  $\Delta x_{КА}$ ,  $\Delta y_{КА}$ ,  $\Delta z_{КА}$ ,  $\Delta v_x$ ,  $\Delta v_y$ ,  $\Delta v_z$ ,  $\Delta h_e$  – случайные величины, заданные нормальными функциями распределения.

Для анализа влияния ошибок погрешность знания положения и векторы скорости КА задаются независимыми случайными величинами с нормальным распределением и нулевым математическим ожиданием:

$$\begin{aligned} \Delta h_e &= N(0, \sigma_h), \quad \Delta x_{КА} = N(0, \sigma_x); \\ \Delta y_{КА} &= N(0, \sigma_y), \quad \Delta z_{КА} = N(0, \sigma_z); \end{aligned} \quad (21)$$

$$\Delta v_x = N(0, \sigma_{vx}), \quad \Delta v_y = N(0, \sigma_{vy}), \quad \Delta v_z = N(0, \sigma_{vz}), \quad (22)$$

где  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $\sigma_z$  – СКО положения КА;  $\sigma_{vx}$ ,  $\sigma_{vy}$ ,  $\sigma_{vz}$  –

СКО скорости КА;  $\sigma_h$  – СКО высоты рельефа.

Отклонение вдоль путевой скорости  $\Delta x_T$  и отклонение по нормали к трассе КА  $\Delta y_T$  находятся по следующим формулам:

$$\Delta x_T = \Delta x_{КА} + \frac{\Delta v_y}{|V|} R_e \sin(\varphi); \quad (23)$$

$$\Delta y_T = \Delta y + \Delta h \operatorname{tg}(z)^{-1} - \Delta R_{КА} \operatorname{tg}(z)^{-1}; \quad (24)$$

$$\varphi = \arccos\left(\frac{R_s^2 + h^2 - R^2}{2R_s + h}\right), \quad (25)$$

где  $V$  – вектор скорости КА;  $\varphi$  – центральный угол положения точки съемки относительно КА;  $z = \gamma + \varphi$  – зенитный угол;  $\gamma$  – угол визирования.

В качестве примера для сравнения результатов расчета на рис. 9 приведены множества реализаций ошибок координатной привязки при  $\sigma_{xyz} = \sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = 5$  м,  $\sigma_h = 10$  м,  $\sigma_{vxyz} = \sigma_{vx} = \sigma_{vy} = \sigma_{vz} = 0,05$  м/с и угла визирования 20 градусов. При этом СКО координатной привязки составило  $\sigma_{xT} = 4,84$  м и  $\sigma_{yT} = 28,17$  м, соответственно.

Таблица 1

**Исходные данные для расчета максимальной ошибки по спектру**

Большая полуось орбиты, км	6900
Эксцентриситет	0
Угол визирования, град.	20 и 40
Угол скоса, град.	0
Наклонение орбиты, град.	80
Угол широты, град.	0
Угол перигея, град.	0

Таблица 2

**Ошибка по частоте Доплера для углов визирования 20 и 40 градусов**

		Ошибка по крену			
		-0,01	0	0,01	
Ошибка по тангажу	-0,01	102,89 (114,59)	108,13 (118,85)	113,36 (123,12)	Ошибка по рысканию
	0	5,23 (4,27)	0 (0)	5,23 (4,27)	
	0,01	113,36 (123,12)	108,13 (118,85)	102,89 (114,59)	

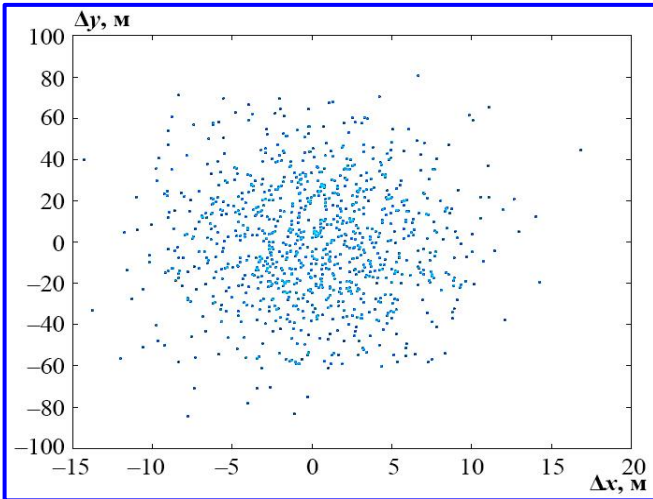


Рис. 9. Множество реализаций ошибок координатной привязки

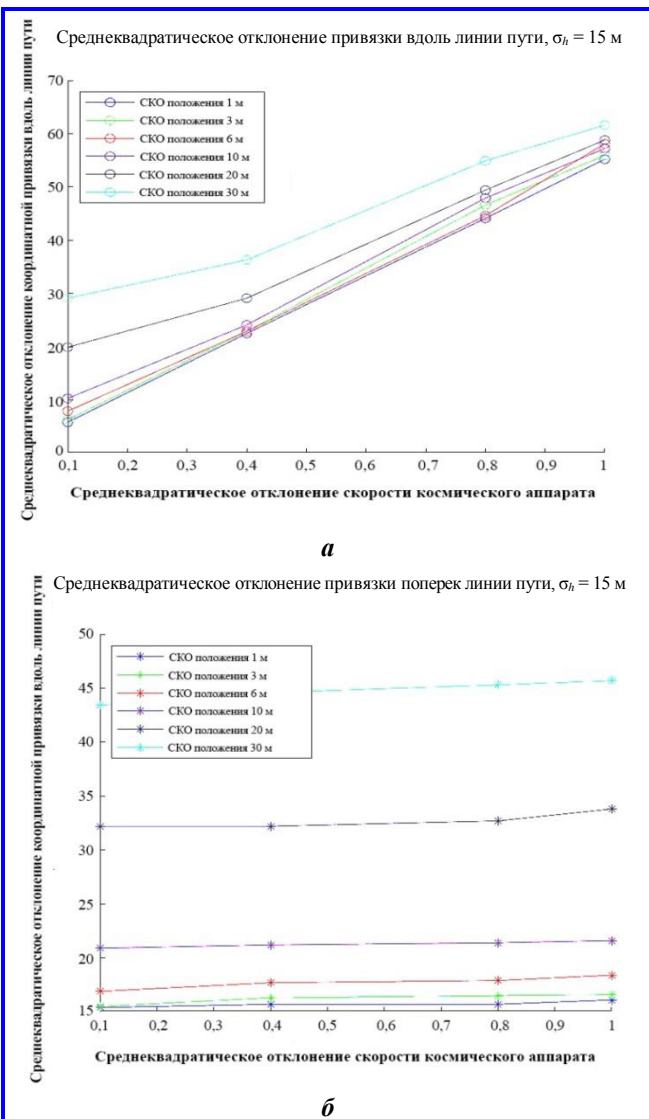


Рис. 10. Среднеквадратическое отклонение координатной привязки: а – вдоль; б – поперек линии пути при фиксированной ошибке по высоте, равной 15 м

На рис. 10 представлены результаты расчета СКО координатной привязки для угла визирования 40 градусов и  $\sigma_h = 15$  м для различных ошибок положения КА и его скорости движения.

**Заключение**

В данной статье приведены соотношения для расчета влияния ошибок определения положения КА на характеристики радиолокационного наблюдения. Представлены результаты моделирования и расчетов, которые позволяют оценить допустимые величины этих ошибок при выполнении требований к характеристикам целевой аппаратуры:

- при отклонении КА от номинальной орбиты по высоте, вдоль, поперек линии пути на величину не более 5 м, смещение кадра вдоль и поперек линии пути не превышает 5 м, при этом ошибки определения линейного отклонения КА от номинальной орбиты считаются незначительными, так как мало влияют на смещение кадра;

- при обеспечении точности ориентации КА менее угловой минуты необходимо, чтобы суммарная ошибка смещения кадра не превышала 300 м, при этом ошибки определения ориентации КА относительно снимаемой сцены являются значительными, поскольку сильно влияют на смещение кадра;

- максимальное СКО координатной привязки вдоль линии пути не должно превышать величину порядка 70 м, а поперек линии пути – 50 м, при этом также необходимо обеспечить СКО по высоте не более 15 м, СКО по скорости не более 1 м/с и СКО определения положения КА не более 30 м при угле визирования 40 градусов.

Для реализации режимов высокоточного радиолокационного наблюдения, особенно на малых КА, необходимо предъявление высоких требований к БКУ, системам ориентации, стабилизации и навигации, а также использование специальных алгоритмов обработки, компенсирующих влияние рассматриваемых ошибок на характеристики радиолокационной съемки.

**Литература**

1. Перспективные технологии создания космического комплекса радиолокационного зондирования Земли на базе малых космических аппаратов и ракет-носителей легкого класса / Н. А. Голов, В. А. Усачев, В. В. Корянов [и др.] // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2019. – № 5(89). – С. 9.
2. Костров, В. В. Влияния неточности позиционирования луча антенны РСА космического базирования на доплеровский сдвиг / В. В. Костров, А. В. Ракин // Современные технологии в науке и образовании – СТНО-2023: Сборник трудов VI международного научно-технического форума : в 10-ти томах ; под общ. ред. О. В. Миловзорова. – Рязань : Рязанский государственный радиотехнический университет им. В. Ф. Уткина, 2023. – Т. 1. – С. 65–71.

3. Каменский, К. В. Влияние траекторных нестабильностей и характеристик бортовой навигационной системы на качество радиолокационного изображения при синтезировании апертуры / К. В. Каменский. – DOI : 10.34759/trd-2022-125-14 // Труды МАИ. – 2022. – № 125. – URL : <https://trudymai.ru/published.php?ID=168186>.
4. Верба, В. С. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / В. С. Верба, Л. Б. Неронский, И. Г. Осипов [и др.]. – Москва : Радиотехника, 2010. – 680 с.
5. Руководство пользователя данными дистанционного зондирования Земли, получаемыми космической системой «Кондор-ФКА» : Версия 1. – [Текст : электронный]. – Москва : Госкорпорация «Роскосмос», АО «ВПК «НПО машиностроения», 2023. – 112 с. – URL : <https://www.roscosmos.ru/media/files/2023/2023.02.17.rukovodstvo.pol.zovatela.kondor-fka.dla.saita.pdf>.
6. Zhang, X. Attitude Control Accuracy Allocation for the Spaceborne SAR / X. Zhang. – DOI : 10.1109/CIE-Radar.2011.6159684 // Proceedings of 2011 IEEE CIE International Conference on Radar. – 2012. – URL : <https://ieeexplore.ieee.org/document/6159684/authors#authors>.
7. Занин, К. А. Основы математического моделирования информационного тракта космических радиолокаторов с синтезированной апертурой : учебное пособие / К. А. Занин. – Москва : Изд-во МАИ, 2015. – 148 с.

Поступила в редакцию 23.08.2024

*Александра Павловна Панеева, студент, т. +7 (925) 836-80-87, e-mail: pap191075@student.bmstu.ru.*  
*Николай Александрович Голов, начальник отдела центра перспективных междисциплинарных исследований, т. 8 (499) 263-64-24, e-mail: golov@bmstu.ru. (МГТУ им. Н. Э. Баумана).*

## THE EFFECT OF ERRORS IN DETERMINING THE LOCATION OF THE SPACECRAFT ON THE PARAMETERS OF REMOTE SENSING BY A SYNTHETIC APERTURE RADAR

A. P. Paneeva, N. A. Golov

*The influence of errors in measuring coordinates, determining the orientation angles of the radar surveillance spacecraft on the width of the capture band, the position of the frame boundaries, the resolution on the ground, the accuracy of the coordinate reference and the Doppler frequency spectrum was evaluated. The requirements for navigation, orientation and on-board control systems have been formed, taking into account the requirements for radar survey parameters.*

**Key words:** Earth's remote sensing, synthetic aperture radar, errors in determining the location of the spacecraft.

### References

1. Promising technologies for creating a space complex for radar sensing of the Earth based on small spacecraft and light-class launch vehicles / N. A. Golov, V. A. Usachev, V. V. Koryanov [et al.] // Engineering Journal: Science and Innovation. – 2019. – № 5(89). – P. 9.
2. Kostrov, V. V. The influence of inaccuracy of positioning the beam of the space-based radar antenna on the Doppler shift / V. V. Kostrov, A. V. Rakitin // Modern technologies in science and education – STNO-2023 : Proceedings of the VI International Scientific and Technical Forum : in 10 volumes ; Under the general editorship of O. V. Milovzorov. – Ryazan : Ryazan State Radio Engineering University named after V. F. Utkin, 2023. – Vol. 1. – P. 65–71.
3. Kamensky, K. V. The influence of trajectory instabilities and characteristics of the on-board navigation system on the quality of radar images during aperture synthesis / K. V. Kamensky. – DOI : 10.34759/trd-2022-125-14 // Proceedings of MAI. – 2022. – No. 125. – URL : <https://trudymai.ru/published.php?ID=168186>.
4. Willow, V. S. Radar systems of space-based earth survey / V. S. Verba, L. B. Neronsky, I. G. Osipov [et al.]. – Moscow : Radio Engineering, 2010. – 680 p.
5. User's Guide to Earth remote sensing data received by the space system «Condor-FKA» : Version 1. – [Electronic text]. – Moscow : Roscosmos State Corporation, JSC MIC NPO Mashino-Stroeniya, 2023. – 112 p. – URL : <https://www.roscosmos.ru/media/files/2023/2023.02.17.rukovodstvo.pol.zovatela.kondor-fka.dla.saita.pdf>.
6. Zhang, X. Attitude Control Accuracy Allocation for the Spaceborne SAR / X. Zhang. – DOI : 10.1109/CIE-Radar.2011.6159684 // Proceedings of 2011 IEEE CIE International Conference on Radar. – 2012. – URL : <https://ieeexplore.ieee.org/document/6159684/authors#authors>.
7. Zанин, К. А. Fundamentals of mathematical modeling of the information path of space radars with synthesized aperture : a textbook / K. A. Zанин. – Moscow : Publishing House of MAI, 2015. – 148 p.

*Aleksandra Pavlovna Paneeva, student, t. +7 (925) 836-80-87, e-mail: pap191075@student.bmstu.ru.*  
*Nikolai Aleksandrovich Golov, head of the department of the center for advanced interdisciplinary research, t. 8 (499) 263-64-24, e-mail: golov@bmstu.ru. (Bauman Moscow State Technical University).*