

УДК 623.681.93

**ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОШИБОК ИЗМЕРИТЕЛЕЙ НА ТОЧНОСТЬ  
ФОРМИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАССОГЛАСОВАНИЯ ПРИ  
РАДИОЛОКАЦИОННО-СПУТНИКОВОМ МЕТОДЕ НАВЕДЕНИЯ  
РАКЕТ КЛАССА «ВОЗДУХ-ПОВЕРХНОСТЬ»**

А. Н. Детков, С. Ю. Трегубенков, А. И. Шуклин

ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем»,  
125319 г. Москва, ул. Викторенко, д. 7

Статья поступила в редакцию 2 сентября 2019 г.

**Аннотация.** Предложены алгоритмы траекторного управления ракеты класса «воздух-поверхность» на наземную цель в радиолокационно-спутниковой системе наведения. Показано, что в качестве неавтономных датчиков параметров собственного движения ракеты целесообразно использовать малогабаритный спутниковый угломер-интерферометр и псевдодифференциальный режим навигации по сигналам глобальной спутниковой радионавигационной системы. В рамках в радиолокационно-спутниковой системы наведения рассмотрены и исследованы вопросы чувствительности к точности измерений алгоритма самонаведения ракеты класса «воздух-поверхность» на наземную цель.

**Ключевые слова:** радиолокационно-спутниковая система наведения, ракеты класса «воздух-поверхность», наземные цели, самонаведение, алгоритм траекторного управления ракетой, спутниковый угломер-интерферометр, псевдодифференциальный режим.

**Abstract.** The required accuracy in determining the absolute coordinates of combat aircraft during the flight is units of meters. Various scenarios for the combat using air-to-surface missiles based on the technologies of the global radio-navigation satellite system – GLONASS / GPS (GNSS) are possible. The article solves the urgent task of synthesizing trajectory control algorithms that are the best in accuracy and economy for the radar-satellite guidance system of air-to-surface missiles. Only the data of GNSS receivers combined with a small-sized strapdown inertial

navigation system of medium accuracy are used as parameters of the rocket position in space (including components of speeds and angles). The accuracy of guidance systems operation depends a lot on the accuracy of estimation (measurement) of phase coordinates used in trajectory control. It must be emphasized that improving the accuracy of measurements is a laborious and expensive procedure. In this regard, the issue of the degree of influence of the errors of various information sensors on the accuracy of guidance is very relevant. This problem was solved in the article by studying the current sensitivity of the information-computer system of guiding the rocket to the accuracy of these sensors.

**Key words:** radar-satellite guidance system, air-to-surface missiles, ground targets, homing, missile trajectory control algorithm, satellite goniometer-interferometer, pseudo-differential mode.

## **Введение**

Анализ типичных навигационных задач, возникающих на различных этапах полёта боевых летательных аппаратов (ЛА), показывает, что для большинства этапов (таких, например, как полёт по заданному маршруту к объектам удара, преодоление ПВО противника, выход на объекты действий, применение средств поражения и др.) требуемая точность определения абсолютных координат ЛА составляет единицы метров. Точность определения скорости полёта составляют величины от нескольких десятков до единиц сантиметров в секунду. Представляется очевидным, что для обеспечения сформулированных требований управляемые ракеты класса «воздух-поверхность» (РВП) должны быть оснащены соответствующей высокоточной навигационной системой [1].

Возможны различные сценарии боевого применения РВП на основе технологий глобальной радионавигационной спутниковой системы (ГНСС) – ГЛОНАСС/GPS [2]. В частности, для преодоления указанных трудностей в ходе операции одновременно могут использоваться как бортовые, так и

наземные приёмники, позволяющие реализовать так называемые дифференциальные и относительные режимы навигации.

В этом случае данные с наземного приёмника-ответчика через спутниковый канал связи попадают на борт носителя оружия. Таким образом, на борту носителя перед пуском осуществляется захват цели радиолокационной головкой самонаведения (пассивной или активной) и уточнение положения цели путём ввода в информационно-вычислительную систему (ИВС) ракеты соответствующих целеуказаний и поправок по данным наземного приёмника.

*Цель работы:* обоснование алгоритмов траекторного управления наилучших по точности и экономичности для радиолокационно-спутниковой системы наведения (РССН) ракет класса «воздух-поверхность» при использовании в качестве параметров положения ракеты в пространстве (включая составляющие скоростей и углов) только данные приёмников ГНСС, совмещённые с малогабаритной бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС) средней точности.

## **1. Алгоритмы траекторного управления ракеты класса «воздух-поверхность» на наземную цель в РССН**

Активные радиолокационные головки самонаведения (РГС), как правило, используются для наведения на наземные (надводные) цели, обладающие хорошим радиолокационным контрастом. Такой радиолокационный контраст позволяет эффективно селектировать цели на фоне земной (водной) поверхности. В случае использования пассивных РГС определяются только пеленги на радиоизлучающие цели. К таким целям относятся как неподвижные объекты на земной поверхности, так и подвижные малоразмерные цели. Однако скорость хода даже быстроходных целей пренебрежимо мала по сравнению со скоростью полёта РВП, поэтому скоростью наземных целей, как правило, пренебрегают.

Наземные (надводные) цели, как правило, прикрываются достаточно сильной ПВО. Поэтому для обеспечения безопасности самолёта-носителя

дальность пуска РВП должна быть больше радиуса зоны ПВО. Такие большие расстояния ракета преодолевает с помощью маршевого двигателя при наличии большого запаса топлива.

Принимая во внимание необходимость значительной по массе боевой части, можно утверждать, что РВП должны иметь существенно большие размеры и массу по сравнению с ракетами класса «воздух-воздух». Это предопределяет для них значительно меньший диапазон боковых перегрузок, а соответственно и более жесткие требования к прямолинейности траектории наведения, что актуально и для повышения экономичности процесса управления, и для увеличения дальности пуска ракет.

Использование для наведения РВП большой дальности метода пропорционального наведения, основанного на учёте угловой скорости линии визирования, не оправдывает себя из-за плохой управляемости на начальных участках траектории, особенно при боковом ветре, и наличия начальных ошибок наведения [3, 4].

Прямой метод наведения, использующий угловые ошибки управления, также нецелесообразен из-за низкой точности наведения на конечном участке вследствие влияния ветра, что особенно проявляется при наведении на подвижные надводные цели. В связи с этим желательно получить алгоритм траекторного управления, в котором учитываются как ошибки наведения по углу, так и угловая скорость линии визирования. Такой закон будет одинаково эффективным как на больших, так и на малых расстояниях до цели. Необходимо подчеркнуть, что для РВП самонаведение на наземные цели выполняется обычно лишь в горизонтальной плоскости. В вертикальной плоскости полёт РВП включает три участка. На первом участке осуществляется программный набор высоты, на втором – полёт с постоянной высотой и на третьем – пикирование в режиме самонаведения [5].

В математическом плане задачу траекторного управления в РССН ракет класса «воздух-поверхность» можно сформулировать следующим образом. Пусть на ракете, центр масс которой находится в точке  $O_p$  – начале

невращающейся системы координат  $O_p X_g Y_g Z_g$ , (рис. 1) с помощью активной РГС решается задача определения координат цели, находящейся в точке  $O_u$ , или пеленгов цели, находящейся в точке  $O_u$  с помощью пассивной РГС. В общем случае в полярной системе координат это будут два угла и дальность. Полагая каналы управления независимыми, для простоты будем рассматривать горизонтальную плоскость. При её решении достаточно измерить угол  $\varepsilon$  между направлением на цель и невращающейся осью  $O_p X_g$  и дальность  $D$ . Эта задача соответствует самонаведению ракеты в одной плоскости [6].

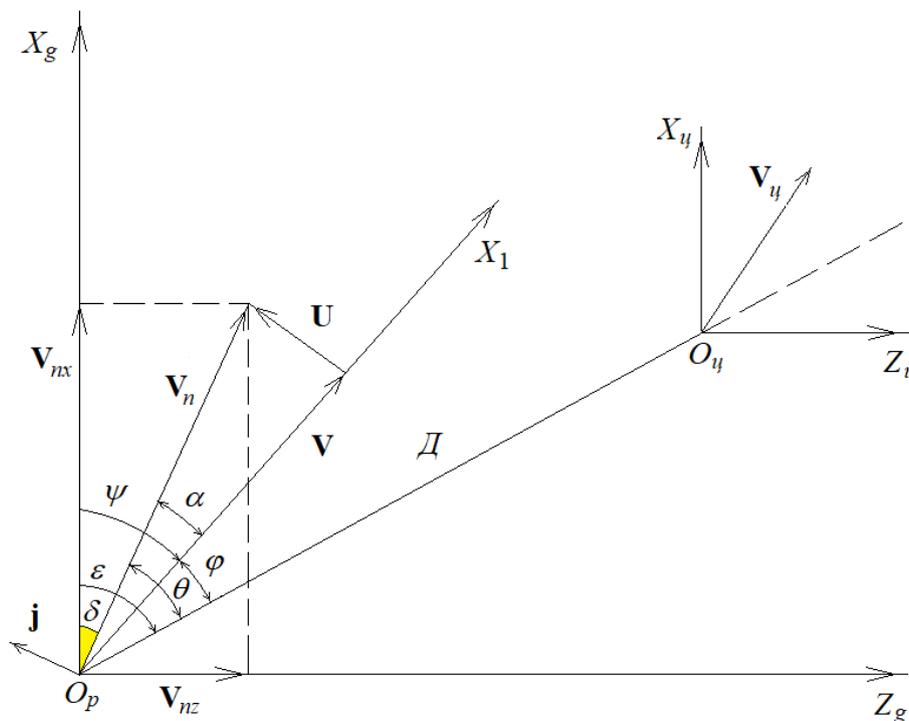


Рис. 1. Геометрические соотношения при самонаведении ракеты в РССН:  $\mathbf{V}$  – вектор воздушной скорости ракеты,  $\mathbf{V}_n$  – вектор путевой скорости ракеты с составляющими –  $V_{nx}$  и  $V_{nz}$ ,  $\mathbf{U}$  – вектор скорости ветра,  $\mathbf{V}_u$  – вектор скорости цели.

Для её решения требуется определять как минимум две координаты. Но измерение каждой из них производится с независимыми ошибками, поэтому каждый из измерителей можно рассматривать отдельно. Более того, в каждом

измерителе будем предполагать независимыми различные измерительные каналы.

Задача самонаведения решается разными способами. В простейшем случае необходимо и достаточно удерживать продольную ось  $O_p X_1$  ракеты в направлении на цель, так, чтобы угол  $\varphi$  – бортовой пеленг цели был равен нулю в течение всего времени полёта (прямое наведение). При подвижной цели ( $V_y \neq 0$ ) такой метод может оказаться непригодным из-за большой кривизны траектории ракеты.

Более приемлемыми для наведения на подвижные объекты являются методы, связанные с измерением производной угла  $\varepsilon$ , например метод параллельного сближения, характеризуемый тем, что производная  $d\varepsilon/dt$  в течение всего времени полёта должна быть равна нулю [3].

При самонаведении измерение дальности  $D$  до цели или её производной  $dD/dt = V_{c\dot{\phi}}$  требуется не всегда. Однако для успешного решения задачи измерения угловых координат необходимо селективировать полезный сигнал на фоне различного вида помех. При этом может применяться селекция как по дальности, так и по величине доплеровского сдвига частоты [6].

Изменения во времени угла  $\varphi$  обусловлены двумя причинами: относительным движением точек  $O_p$  и  $O_y$  и колебаниями продольной оси объекта  $O_p X_1$ . Из рис. 1 вытекает, что

$$\varphi = \varepsilon - \psi, \quad (1)$$

где  $\psi$  – угол рыскания.

Угловое положение ракеты относительно неподвижной цели определяется системой уравнений [5]

$$\begin{cases} \frac{d\varphi}{dt} = \omega + \frac{j}{V_{c\dot{\phi}}} + \sqrt{\frac{N_\phi}{2}} \xi_\phi \\ \frac{d\omega}{dt} = -\frac{2V_{c\dot{\phi}}}{D} \omega - \frac{j}{D} + \sqrt{\frac{N_\omega}{2}} \xi_\omega \end{cases}, \quad (2)$$

где  $\omega$  – угловая скорость линии визирования «ракета-цель» (ЛВ);  $j$  – модуль вектора бокового ускорения ракеты;  $D$  и  $V_{c\bar{o}} = dD/dt < 0$  – дальность до цели и скорость сближения с ней;  $\xi_\varphi$  и  $\xi_\omega$  – белые гауссовские шумы с нулевыми математическими ожиданиями и единичными интенсивностями, величины  $N_\varphi$  и  $N_\omega$  характеризуют флуктуации бортового пеленга  $\varphi$  и угловой скорости  $\omega$  линии визирования соответственно.

Полагая каналы управления независимыми, требуется синтезировать в рамках РССН алгоритм наведения ракеты «воздух-поверхность» в горизонтальной плоскости наилучший по точности и экономичности. Для этого необходимо найти требуемый сигнал управления  $j_T$ , оптимальный по минимуму функционала качества [5]

$$I = \mathbf{M} \left\{ \begin{bmatrix} \varphi_y - \varphi \\ 0 - \omega \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} q_\varphi & 0 \\ 0 & q_\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi_y - \varphi \\ 0 - \omega \end{bmatrix} + \int_0^t j^2 k_j d\tau \right\}, \quad (3)$$

где  $\varphi_y$  – угол упреждения, равный углу сноса  $\alpha$  за счёт скорости ветра;  $q_\varphi$  и  $q_\omega$  – штрафы за точность управления;  $k_j$  – штраф за значение сигнала управления  $j$ , под которым понимается боковое ускорение ракеты;  $\mathbf{M}\{\cdot\}$  – оператор усреднения по множеству реализаций.

Следует отметить, что соотношение (2) является разновидностью уравнения для случая, когда боковое ускорение цели равно нулю. Такая ситуация справедлива как для неподвижной цели, так и для малоподвижной цели, движущейся с постоянной скоростью.

Необходимо отметить, что при наличии ветра, направление и скорость которого характеризуются вектором  $\mathbf{U}$ , полёт к цели по прямой  $O_p O_u$  возможен в том случае, если требуемый бортовой пеленг  $\varphi_T$  будет равен углу упреждения  $\varphi_y$ . Вполне очевидно, что при полёте ракеты к цели по линии  $O_p O_u$  (под углом  $\varphi_T = \varphi_y$ ) угловая скорость линии визирования будет равна нулю, т.е.  $\omega_T = 0$ . Из этого следует, что в такой ситуации текущий промах

$h_T = D^2 \omega_T / V$  будет также равен нулю. Данное обстоятельство поясняет способность функционала (3) учитывать требования точности наведения.

При использовании математического аппарата статистической теории оптимального управления по методике [4] алгоритм траекторного управления ракетой при наведении на наземную цель в РССН имеет вид:

$$\Delta_T = j_T - j^* = \frac{q_\varphi}{k_j V_{c\delta}^*} (\varphi_y^* - \varphi^*) + \frac{q_\omega}{k_j D^*} \omega^* - j^*, \quad (4)$$

где знак «\*» обозначает оценку соответствующего параметра, полученную по результатам измерений.

Аналогично можно сформировать закон для наведения РВП в вертикальной плоскости на конечном участке траектории

$$\Delta_B = j_{BT} - j_B^* = -\frac{q_\varphi}{k_j V_{c\delta}^*} \varphi_B^* + \frac{q_\omega}{k_j D^*} \omega_B^* - j_B^*. \quad (5)$$

Индексы «в» учитывают в (5) принадлежность фазовых координат к вертикальной плоскости. Кроме того, было учтено отсутствие угла сноса в вертикальной плоскости.

Синтезированный алгоритм наведения, реализуя минимум функционала качества (3), позволяет получить систему самонаведения, совместно наилучшую как по точности управления, так и по его экономичности.

В состав информационно-вычислительной системы, реализующей алгоритм управления (4), (5), должны входить устройства формирования оценок дальности  $D$ , скорости сближения  $V_{c\delta}$ , угла сноса  $\alpha$ , бортовых пеленгов  $\varphi$  и  $\varphi_B$ , угловых скоростей  $\omega$  и  $\omega_B$  линии визирования и собственных ускорений  $j$  и  $j_B$ . При этом оценки  $D$ ,  $V_{c\delta}$ ,  $\varphi$ ,  $\varphi_B$  и  $\omega$ ,  $\omega_B$  могут быть сформированы в РГС, оценки  $j$  и  $j_B$  – путём обработки показаний акселерометров, а для получения оценок  $\varphi_y$  необходимо использовать бортовой спутниковый угломер-интерферометр, функционирующий как в дифференциальном (псевдо-дифференциальном [7]) режиме работы, так и в режиме подавления помех приёмникам ГНСС с антенными решётками [8, 9].

Система обработки спутникового интерферометра выполнена в виде комплексного расширенного фильтра Калмана [10], на выходе которого формируются оценки параметров ориентации и их производных.

Таким образом, бортовые неавтономные измерители параметров движения ракеты при радиолокационно-спутниковой системе наведения должны включать измерения следующих параметров:  $x, y, z$  – координаты ракеты в системе координат  $O_p X_g Y_g Z_g$ ;  $V_{nx}, V_{nz}, V_{ny}$  – составляющие вектора путевой скорости ракеты;  $\psi, \gamma, \vartheta$  – углы рыскания, крена и тангажа соответственно.

## **2. Чувствительность к точности измерений алгоритма самонаведения при РССН ракет класса «воздух-поверхность» на наземные цели**

В информационно-вычислительных системах наведения ракет на наземные цели могут использоваться различные алгоритмы траекторного управления с разными наборами измерителей и алгоритмами формирования оценок фазовых координат абсолютного и относительного движений цели и ракеты. Точность функционирования систем наведения во многом зависит от точности оценивания (измерения) фазовых координат, используемых при траекторном управлении. Необходимо подчеркнуть, что повышение точности измерений является трудоемкой и дорогостоящей процедурой. Вместе с тем, ошибки оценивания различных фазовых координат в различной степени влияют на точность формирования сигнала траекторного управления (параметра рассогласования), поскольку эти координаты учитываются в законе управления с различными весами.

В связи с этим весьма актуальным является вопрос о степени влияния ошибок различных датчиков информации на точность наведения. Решить эту задачу можно путем исследования текущей чувствительности ИВС к точности этих датчиков.

Для оценки чувствительности ИВС к точности используемых измерений употребительны различные методы и показатели [11, 12]. Рассмотрим подробнее наиболее простую методику оценивания текущей чувствительности ИВС по модели состояния. При этом в качестве показателя чувствительности

используем ошибку формирования параметра рассогласования, обусловленную погрешностями измерений (оценивания).

В общем случае алгоритмы траекторного управления строятся на формировании параметров рассогласования  $\Delta$ , которые являются нелинейными многомерными функциями фазовых координат [11]

$$\Delta = \Delta(\mathbf{X}), \quad (6)$$

где  $\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_N]^T$  – вектор фазовых координат;  $N$  – число фазовых координат, с помощью которых можно описать относительное и абсолютное движение ракеты и цели.

В реальных информационно-вычислительных системах ракеты формирование параметров рассогласования  $\Delta^*$  обусловлено погрешностями измерений (оценивания)

$$\Delta^* = \Delta(\mathbf{X}^*), \quad (7)$$

где  $\mathbf{X}^*$  – оценка вектора фазовых координат.

Допустим, что для  $\Delta = \Delta(\mathbf{X})$  существует разложение в ряд Тейлора относительно оценки  $\mathbf{X}^*$ :

$$\Delta(\mathbf{X}) = \Delta(\mathbf{X}^*) + \sum_{i=1}^N (x_i - x_i^*) \left. \frac{\partial \Delta}{\partial x_i} \right|_{x_i=x_i^*} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N (x_i - x_i^*) (x_j - x_j^*) \left. \frac{\partial^2 \Delta}{\partial x_i \partial x_j} \right|_{x_i=x_i^*} + \dots \quad (8)$$

Принимая во внимание сделанные допущения, и ограничившись линейными членами, из (8) получим

$$\Delta(\mathbf{X}) \cong \Delta(\mathbf{X}^*) + \sum_{i=1}^N (x_i - x_i^*) \left. \frac{\partial \Delta}{\partial x_i} \right|_{x_i=x_i^*}. \quad (9)$$

Перепишем (4) иначе

$$\Delta(\mathbf{X}) - \Delta(\mathbf{X}^*) = \sum_{i=1}^N (x_i - x_i^*) \left. \frac{\partial \Delta}{\partial x_i} \right|_{x_i=x_i^*} = \Delta_{\Delta}, \quad (10)$$

где  $\Delta_{\Delta}$  – погрешности формирования параметров рассогласования:

$$\Delta_{\Delta} = \sum_{i=1}^N (x_i - x_i^*) \frac{\partial \Delta}{\partial x_i} \Big|_{x_i=x_i^*} = \sum_{i=1}^N K_i \Delta x_i. \quad (11)$$

Здесь  $\Delta x_i = x_i - x_i^*$ ,  $i = \overline{1, N}$  – погрешности измерения (оценивания) компонент вектора фазовых координат;  $K_i$  – коэффициент чувствительности [3]

$$K_i = \frac{\partial \Delta}{\partial x_i} \Big|_{x_i=x_i^*}. \quad (12)$$

Учитывая наличие в погрешности измерения (оценивания) компонент вектора фазовых координат  $\Delta x_i$  динамических  $\Delta_{xi}^{(\partial)}$  и флуктуационных  $\Delta_{xi}^{(\phi)}$  составляющих

$$\Delta x_i = \Delta_{xi}^{(\partial)} + \Delta_{xi}^{(\phi)}, \quad i = \overline{1, N}, \quad (13)$$

выделим аналогичные компоненты  $\Delta_{\Delta}^{(\partial)}$  и  $\Delta_{\Delta}^{(\phi)}$  в погрешности формирования параметров рассогласования (6):

$$\Delta_{\Delta} = \Delta_{\Delta}^{(\partial)} + \Delta_{\Delta}^{(\phi)} = \sum_{i=1}^N K_i \Delta_{xi}^{(\partial)} + \sum_{i=1}^N K_i \Delta_{xi}^{(\phi)}. \quad (14)$$

В общем случае и динамические и флуктуационные погрешности представляют собой случайные процессы, обусловленные воздействием большого числа факторов. Поэтому на основании центральной предельной теоремы [13] можно считать, что погрешности измерения (оценивания) компонент вектора фазовых координат имеют нормальный закон распределения. Тогда статистические характеристики погрешностей параметров рассогласования полностью описываются математическим ожиданием  $m_{\Delta}$  и дисперсией  $D_{\Delta}$ :

$$m_{\Delta} = \sum_{i=1}^N K_i \mathbf{M}\{\Delta x_i\} = \sum_{i=1}^N K_i m_{\Delta x_i}, \quad D_{\Delta} = \sum_{i=1}^N K_i \mathbf{M}\left\{\left(\Delta x_i - m_{\Delta x_i}\right)^2\right\} = \sum_{i=1}^N K_i D_{\Delta x_i}, \quad (15)$$

где  $m_{\Delta x_i}$  – математическое ожидание погрешности измерения (оценивания)  $i$ -ой компоненты вектора фазовых координат  $\Delta x_i$ ;  $D_{\Delta x_i}$  – дисперсия погрешности измерения (оценивания)  $i$ -ой компоненты вектора фазовых координат  $\Delta x_i$ . При

получении (15) было учтено допущение о независимости ошибок  $\Delta x_i$ .

Если закон изменения динамических погрешностей  $\Delta_{xi}^{(\partial)}$  является детерминированным, то для оценки точности формирования параметра рассогласования пользуются установившимися значениями погрешностей [3]

$$\Delta_{\Delta y}^{(\partial)} = \sum_{i=1}^N K_i \Delta_{x_{iy}}^{(\partial)}, \quad (16)$$

полученным для установившихся значений  $\Delta_{x_{iy}}^{(\partial)}$ .

Необходимо отметить, что в соотношениях (13) – (15), которые и применяются для оценки чувствительности ИВС к точности измерителей, коэффициенты  $K_i$  обусловлены используемым алгоритмом траекторного управления, а значения погрешностей  $\Delta_{xi}^{(\partial)}$  и  $\Delta_{xi}^{(\phi)}$  рассчитываются в процессе анализа конкретных типов измерителей при конкретных законах (оценивания)  $i$ -ой компоненты вектора фазовых координат  $x_i$ .

Если динамические ошибки случайны, то чувствительность ИВС оценивается по формуле (10), в которой дисперсии погрешностей измерений фазовых координат определяются суммарным воздействием динамических и флуктуационных погрешностей.

При детерминированном характере изменения фазовых координат чувствительность ИВС можно оценить по предельно возможной погрешности формирования параметра рассогласования:

$$\Delta_{\Delta \max} = \Delta_{\Delta y}^{(\partial)} + 3\sqrt{D_{\Delta}}. \quad (17)$$

В дальнейшем при исследовании различных типов ИВС будем использовать именно такой случай. Кроме того, будем полагать, что флуктуационные погрешности измерений (оценивания) – независимые гауссовские процессы с нулевым математическим ожиданием.

Знание максимально допустимых ошибок оценивания фазовых координат позволяет в первом приближении обосновать требования к точностным характеристикам измерителей ИВС, при которых обеспечивается

заданная точность наведения ракеты.

Параметр рассогласования для исследуемого алгоритма самонаведения вычисляется по правилу [14]:

$$\Delta_{\Gamma} = j_{\Gamma} - j^* = \frac{q_{\varphi}}{k_j V_{c\bar{o}}^*} (\varphi_y^* - \varphi^*) + \frac{q_{\omega}}{k_j D^*} \omega^* - j^*. \quad (18)$$

Из (18) следует, что в вектор фазовых координат входят:  $x_1 = D$ ,  $x_2 = V_{c\bar{o}}$ ,  $x_3 = \varphi_y$ ,  $x_4 = \varphi$ ,  $x_5 = \omega$ ,  $x_6 = j$ ,  $N = 6$ . Учитывая эти обозначения, получим из (6) – (12) выражения погрешности формирования параметров рассогласования в РССН:

$$\Delta_{\Delta} = -\frac{q_{\omega} \omega^*}{k_j D^{*2}} \Delta D - \frac{q_{\varphi}}{k_j V_{c\bar{o}}^{*2}} (\varphi_y^* - \varphi^*) \Delta V_{c\bar{o}} + \frac{q_{\varphi}}{k_j V_{c\bar{o}}^*} \Delta \varphi_y - \frac{q_{\varphi}}{k_j V_{c\bar{o}}^*} \Delta \varphi + \frac{q_{\omega}}{k_j D^*} \Delta \omega - \Delta j. \quad (19)$$

Следует подчеркнуть, что выражение (19) нестрогое, так как коэффициенты при установившихся погрешностях измерений  $\Delta D$ ,  $\Delta V_{c\bar{o}}$ ,  $\Delta \varphi_y$ ,  $\Delta \varphi$ ,  $\Delta \omega$  и  $\Delta j$  являются функциями времени. Иначе говоря, это соотношение, анализируемое на основе принципе замороженных коэффициентов, справедливо лишь для каждого конкретного момента времени.

Дисперсия погрешности формирования параметров рассогласования имеет вид

$$D_{\Delta} = \left( \frac{q_{\omega}}{k_j D^{*2}} \omega^* \right)^2 D_D + \left( \frac{q_{\varphi}}{k_j V_{c\bar{o}}^{*2}} (\varphi_y^* - \varphi^*) \right)^2 D_{V_{c\bar{o}}} + \left( \frac{q_{\varphi}}{k_j V_{c\bar{o}}^*} \right)^2 D_{\varphi_y} + \left( \frac{q_{\varphi}}{k_j V_{c\bar{o}}^*} \right)^2 D_{\varphi} + \left( \frac{q_{\omega}}{k_j D^*} \right)^2 D_{\omega} + D_j, \quad (20)$$

где  $D_D$  – дисперсия погрешности определения дальности до наземной цели;

$D_{V_{c\bar{o}}}$  – дисперсия погрешности определения скорости сближения с наземной

целью;  $D_{\varphi_y}$  – дисперсия погрешности определения угла упреждения;  $D_{\varphi}$  –

дисперсия погрешности определения угла  $\varphi$ ;  $D_{\omega}$  – дисперсия погрешности

определения угловой скорости линии визирования  $\omega$ ;  $D_j$  – дисперсия погрешности определения бокового ускорения ракеты  $j$ .

В активных РГС дальность до наземной цели определяется с дисперсией погрешности –  $D_D^{APGC} \equiv D_D$ . В пассивных РГС дальность до наземной цели оценивается по целеуказаниям ИВС носителя перед пуском ракеты –  $D_D^{PPGC}(t_0) \equiv D_D^*$ .

Исходя из геометрии рис. 1 скорость сближения ракеты с наземной целью определяется как

$$V_{c\delta} = V_n \cos \theta = V_n \cos(\varepsilon - \delta) = V_n \cos\left(\varepsilon - \arctg \frac{V_{nz}}{V_{nx}}\right), \quad (21)$$

где  $\varepsilon$  – угол линии визирования на цель, определяемый с помощью РГС. С учётом (21) дисперсия погрешности определения скорость сближения ракеты с наземной целью  $D_{V_{c\delta}}$  по методике определения точности линий положения [15] имеет вид

$$D_{V_{c\delta}} = D_V \cos \theta^* = D_V \cos(\varepsilon^* - \delta^*), \quad (22)$$

где  $\theta^*$  – оценка угла  $\theta$  по результатам измерений углов  $\varepsilon$  и  $\delta$ .

Исходя из геометрии рис. 1 дисперсия погрешности определения угла упреждения – равного углу сноса – определяется как

$$D_{\varphi_y} = D_\alpha = D_\psi + D_\delta = D_\psi + \frac{D_V}{\left(V_{nx}^*\right)^2 + \left(V_{nz}^*\right)^2}, \quad (23)$$

где  $D_\alpha$  – дисперсия погрешности определения угла сноса;  $D_\psi$  – дисперсия погрешности определения угла рыскания;  $D_\delta$  – дисперсия погрешности определения угла  $\delta$ ;  $D_V$  – дисперсия погрешности определения путевой скорости;  $V_{nx}^*$  и  $V_{nz}^*$  – измеренные значения составляющих путевой скорости по координатам  $O_p X_g$  и  $O_p Z_g$  соответственно.

Дисперсия погрешности определения угла  $\varphi$  определяется из (1):

$$D_\varphi = D_\varepsilon + D_\psi, \quad (22)$$

где  $D_\varepsilon$  – дисперсия погрешности определения РГС направления линии визирования на цель.

Исходя из геометрии рис. 1 также следует, что угловая скорость линии визирования  $\omega$  определяется как

$$\omega = \frac{1}{D} V_n \sin \theta.$$

Тогда дисперсия погрешности определения угловая скорость линии визирования  $D_\omega$ :

$$D_\omega = \frac{1}{D^*} D_V \sin \theta^* = \frac{1}{D^*} D_V \sin(\varepsilon^* - \delta^*), \quad (23)$$

где  $D_V$  – дисперсия погрешности определения путевой скорости;  $D^*$  – оценка измерения дальности до наземной цели.

В (20) дисперсия погрешности бокового ускорения ракеты определяется точностью функционирования бортовых акселерометров ракеты.

Подставив (21) – (23) в (20) получим окончательное выражение для дисперсии погрешности формирования параметров рассогласования:

$$D_\Delta = \left( \frac{q_\omega}{k_j D^{*2}} \omega^* \right)^2 D_D + \left( \frac{q_\varphi}{k_j V_{c\delta}^{*2}} (\varphi_y^* - \varphi^*) \right)^2 \cos^2 \theta^* D_V + \\ + \left( \frac{q_\varphi}{k_j V_{c\delta}^*} \right)^2 \left( D_\varepsilon + 2D_\psi + \frac{D_V}{(V_{nx}^*)^2 + (V_{nz}^*)^2} \right) + \left( \frac{q_\omega}{k_j} \right)^2 \frac{\sin^2 \theta^*}{D^{*3}} D_V + D_j. \quad (24)$$

### 3. Исследование влияния ошибок измерителей на точность формирования параметров рассогласования в РСНН

При исследовании влияния ошибок измерителей на точность формирования параметров рассогласования в радиолокационных системах конечного наведения ракет «воздух-поверхность» с активной РГС использовались алгоритмы траекторного управления (4) – (5).

В процессе исследований были приняты следующие допущения:

- полёт ракеты проходил в условиях турбулентной атмосферы с СКО скорости ветра  $\sigma_{\Delta U} = 1,5$  м/с;

- абсолютное значение вектора путевой скорости ракеты принималось постоянным и равным 300 м/с;

- в качестве основного показателя эффективности функционирования алгоритмов траекторного управления был принят текущий промах;

- управление безынерционно, т.е. текущее боковое ускорение равно требуемому  $j = j_T$ ;

- скорость наземной цели равна нулю.

Исследования производились посредством имитационного моделирования во времени движения ракеты в земной неподвижной системе координат  $O_p X_g Y_g Z_g$  [16]. При этом требуемое ускорение ракеты в горизонтальной плоскости вычислялось в соответствии с (4), а текущий промах – после вычисления оценок параметров рассогласования (24).

Полагалось, что точка пуска (начала наведения) ракеты имеет координаты  $x_{p0} = 0$  м,  $z_{p0} = 0$  м, точка расположения цели имеет координаты  $x_{p0} = 13000$  м,  $z_{p0} = 7500$  м, т.е. дальность пуска ракеты составляла  $D_0 = 15000$  м.

Результаты исследований, приведённые на рисунках 2 – 6, были получены при следующих начальных условиях:  $\sigma_\varepsilon = 0,5$  град,  $\sigma_\psi = 0,2$  град,  $\sigma_\varepsilon = 0,5$  град,  $\sigma_{\Delta\varphi} = 1,0$  град,  $\sigma_\theta = 0,02$  град,  $\sigma_D = 3$  м,  $\sigma_V = 0,5$  м/с,  $\sigma_\omega = 0,06$  град/с,  $\sigma_J = 0,02$  м/с<sup>2</sup>. Все статистические характеристики получены путём усреднения результатов имитационного моделирования по 100 реализациям.

На рисунках 7 – 9 приведены результаты исследований влияния величин коэффициентов штрафов на функционирование алгоритма траекторного управления (4).

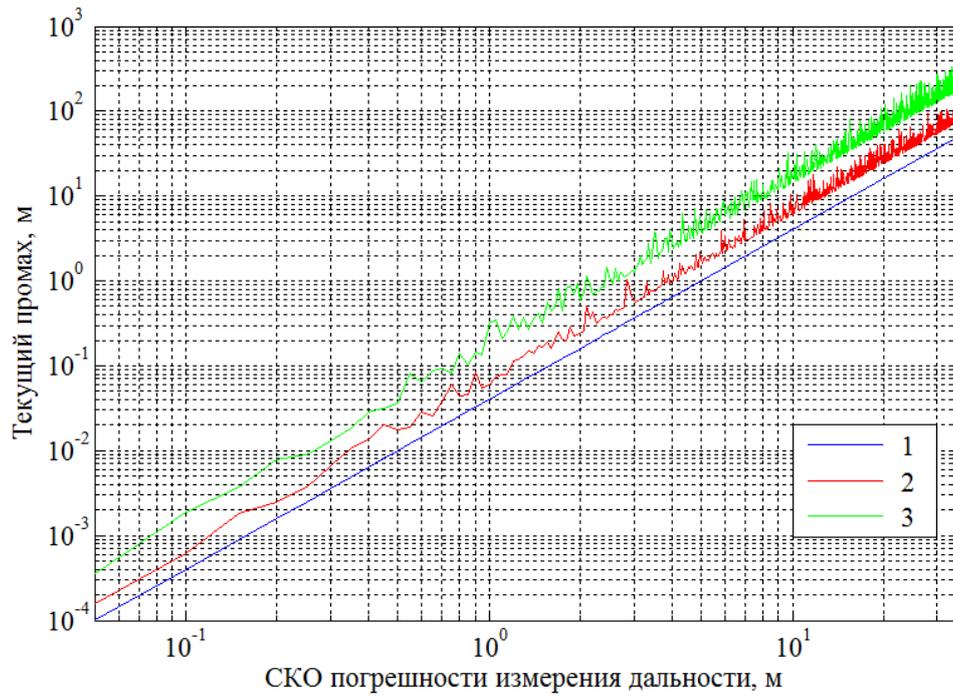


Рис. 2. Зависимость текущего промаха от СКО погрешности измерения дальности до цели. Цифрами обозначено: 1 –  $q_\varphi/k_j = 5 \cdot 10^4$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^4$ ; 2 –  $q_\varphi/k_j = 2 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 3 \cdot 10^4$ ; 3 –  $q_\varphi/k_j = 6 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ .

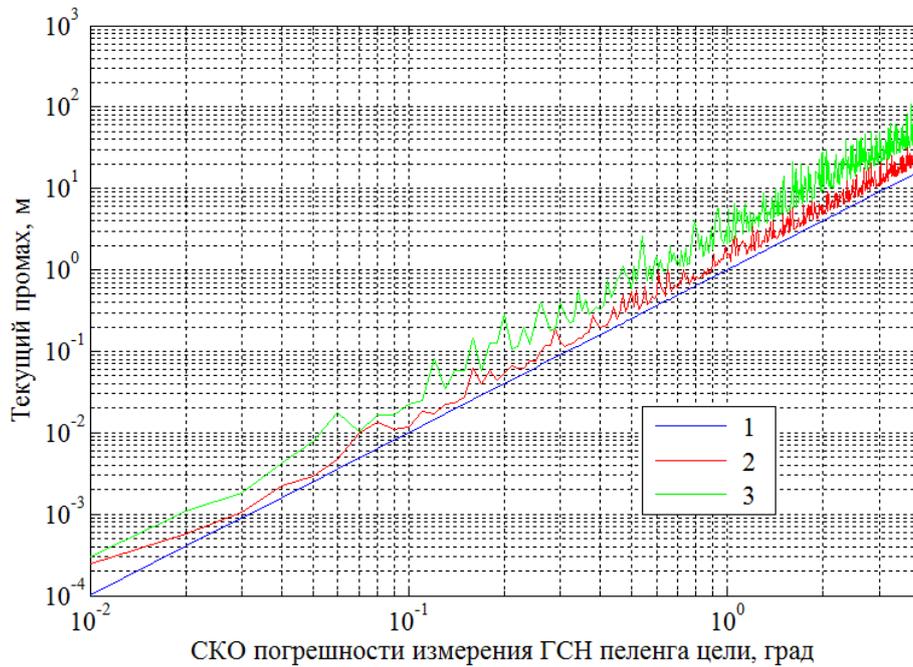


Рис. 3. Зависимость СКО погрешности параметров рассогласования от СКО погрешности измерения ГСН пеленга цели. Цифрами обозначено: 1 –  $q_\varphi/k_j = 5 \cdot 10^4$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^4$ ; 2 –  $q_\varphi/k_j = 2 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 3 \cdot 10^4$ ; 3 –  $q_\varphi/k_j = 6 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ .

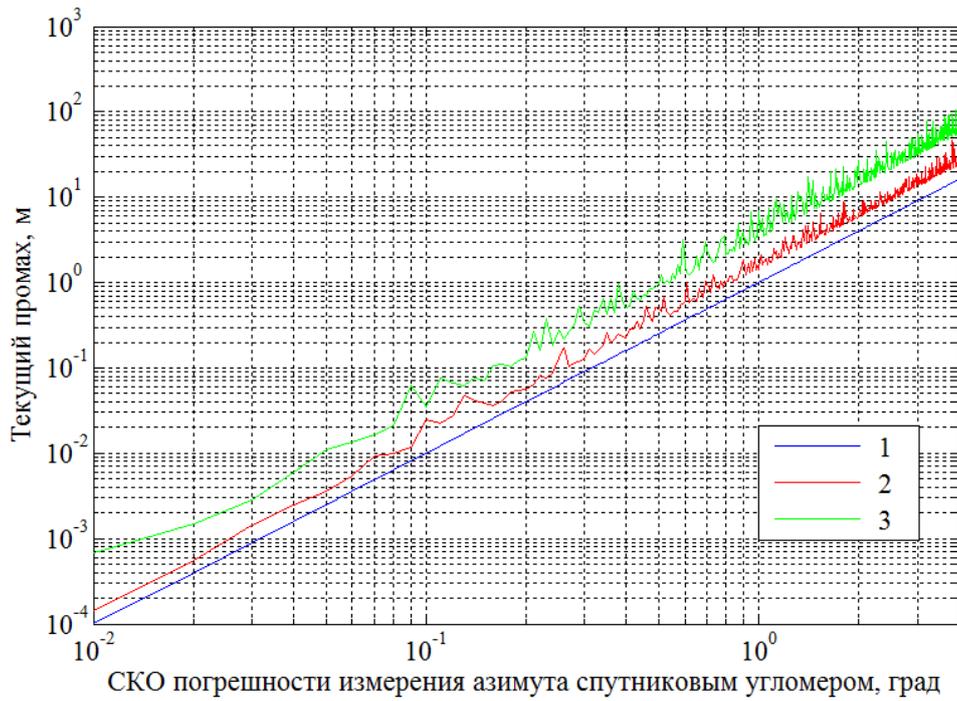


Рис. 4. Зависимость СКО погрешности параметров рассогласования от СКО погрешности измерения азимута спутниковым угломером. Цифрами обозначено: 1 –  $q_\varphi/k_j = 5 \cdot 10^4$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^4$ ; 2 –  $q_\varphi/k_j = 2 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 3 \cdot 10^4$ ; 3 –  $q_\varphi/k_j = 6 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ .

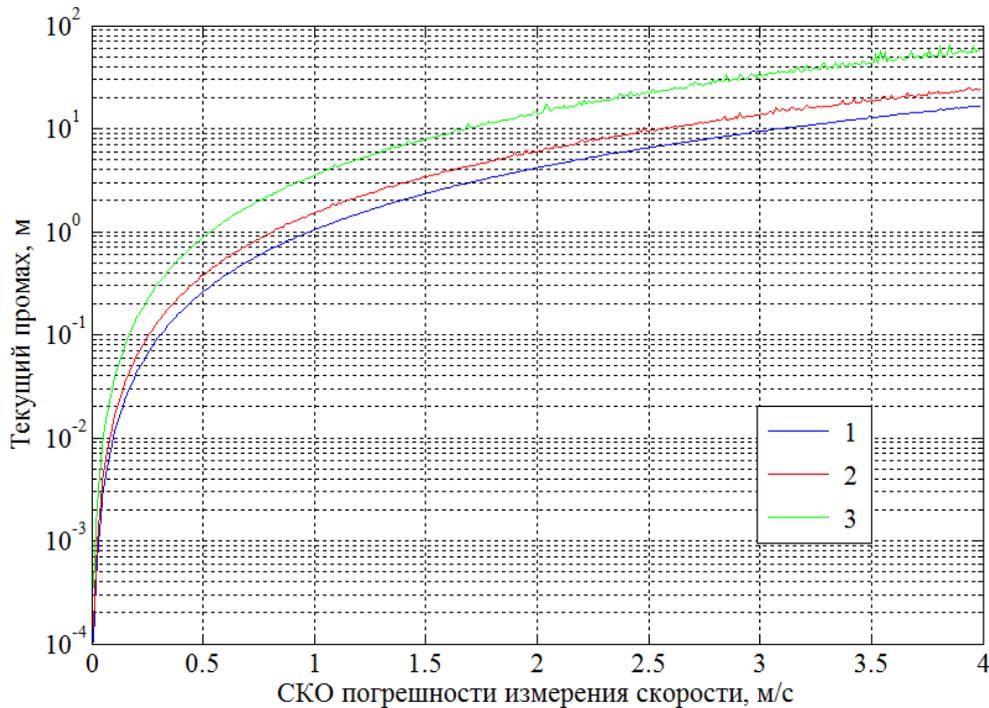


Рис. 5. Зависимость текущего промаха от СКО погрешности измерения скорости. Цифрами обозначено: 1 –  $q_\varphi/k_j = 5 \cdot 10^4$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^4$ ; 2 –  $q_\varphi/k_j = 2 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 3 \cdot 10^4$ ; 3 –  $q_\varphi/k_j = 6 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ .

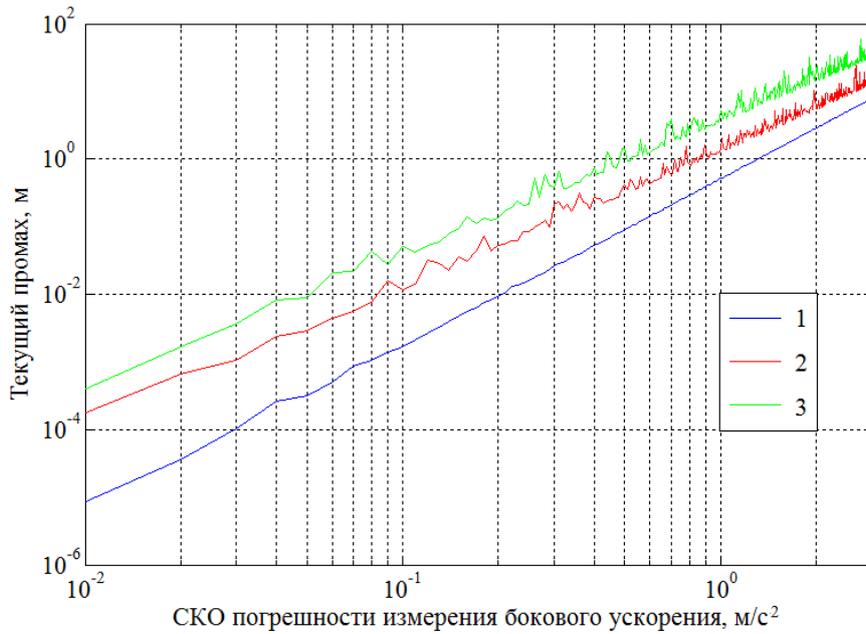


Рис. 6. Зависимость текущего промаха от СКО погрешности измерения бокового ускорения. Цифрами обозначено: 1 –  $q_\varphi/k_j = 5 \cdot 10^4$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^4$ ; 2 –  $q_\varphi/k_j = 2 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 3 \cdot 10^4$ ; 3 –  $q_\varphi/k_j = 6 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ .

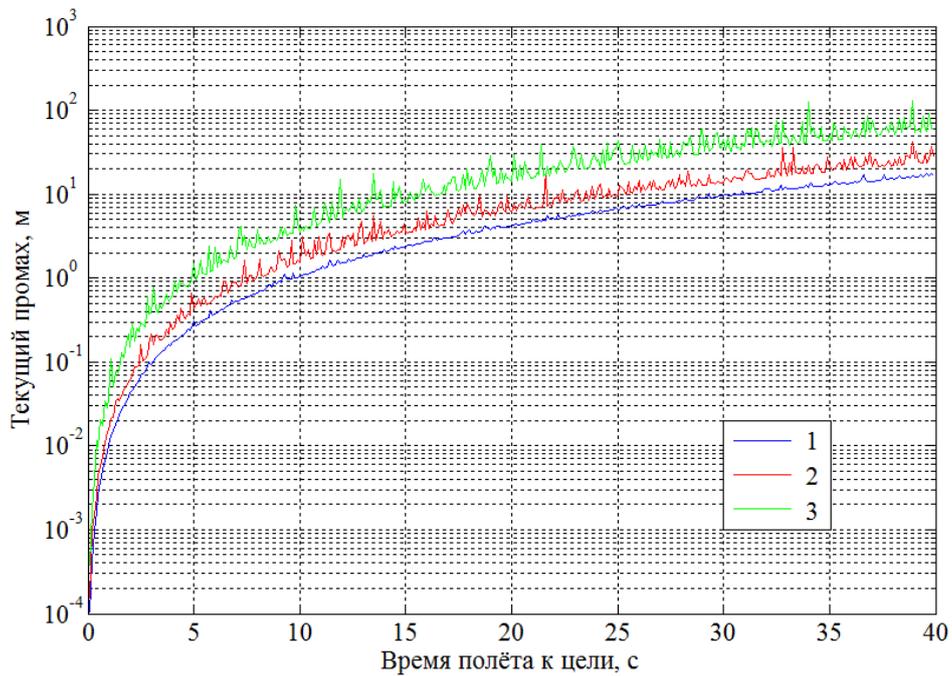


Рис. 7. Зависимость текущего промаха от времени полёта ракеты до цели. Цифрами обозначено: 1 –  $q_\varphi/k_j = 1 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 2 \cdot 10^4$ ; 2 –  $q_\varphi/k_j = 1 \cdot 10^6$ ,  $q_\omega/k_j = 2 \cdot 10^5$ ; 3 –  $q_\varphi/k_j = 1 \cdot 10^4$ ,  $q_\omega/k_j = 2 \cdot 10^3$ .

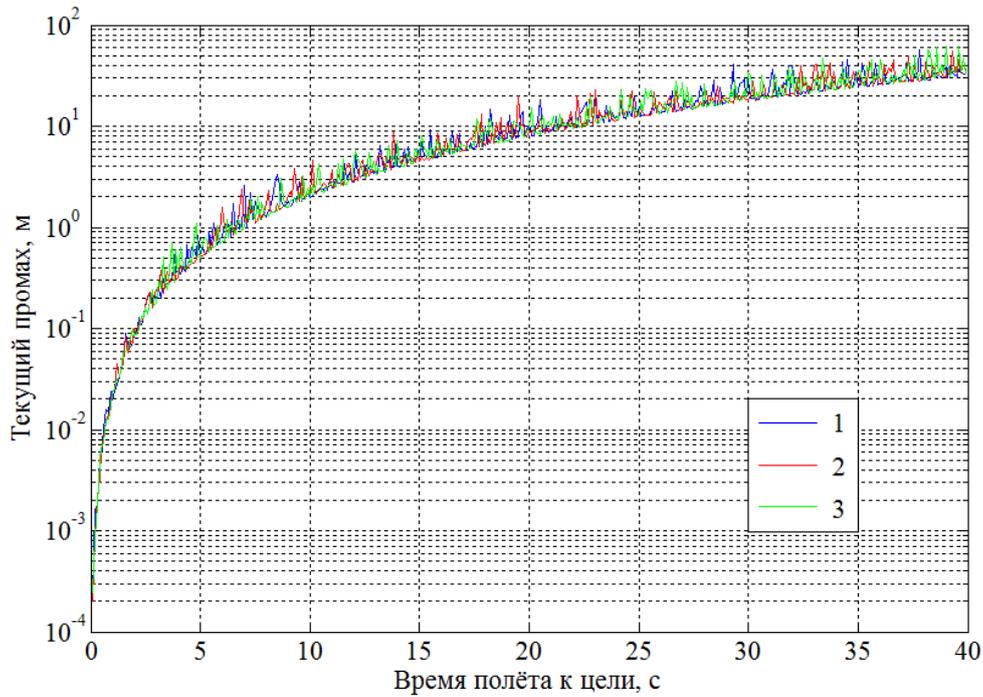


Рис. 8. Зависимость текущего промаха от времени полёта ракеты до цели. Цифрами обозначено: 1 –  $q_\varphi/k_j = 3 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^3$ ; 2 –  $q_\varphi/k_j = 3 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ ; 3 –  $q_\varphi/k_j = 3 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^7$ .

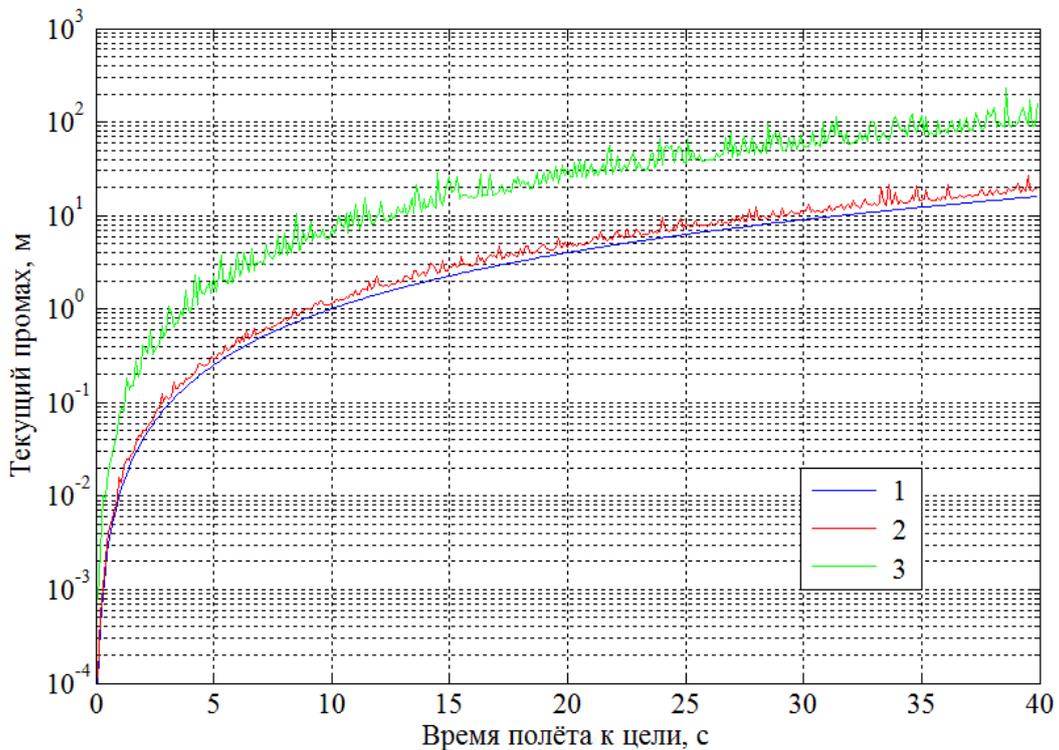


Рис. 9. Зависимость текущего промаха от времени полёта ракеты до цели. Цифрами обозначено: 1 –  $q_\varphi/k_j = 1 \cdot 10^4$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ ; 2 –  $q_\varphi/k_j = 1 \cdot 10^5$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ ; 3 –  $q_\varphi/k_j = 1 \cdot 10^6$ ,  $q_\omega/k_j = 1 \cdot 10^5$ .

## Заключение

Анализ результатов исследований позволяет сделать следующие выводы:

- чувствительность алгоритма самонаведения определяется условиями применения;
- суммарная ошибка формирования параметра рассогласования наиболее чувствительна к измеренным угломером РГС параметрам пеленга на цель и измеренным спутниковым угломером - интерферометром параметрам собственного пространственного положения ракеты;
- наиболее жесткие требования должны предъявляться к точности функционирования угломера РГС;
- перспективным направлением в радиолокационно-спутниковых системах конечного наведения является применение компактных навигационных антенных решёток и псевдодифференциального режима ГНСС, которые позволяют повысить точность определения пространственной ориентации ракеты, что повышает точность самонаведения ракет «воздух-поверхность» на наземные цели в целом.

## Литература

1. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Под ред. М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова. М.: Физматлит, 2003. – 280 с.
2. Современные и перспективные информационные ГНСС-технологии в задачах высокоточной навигации / Под ред. В.А. Бартенева, М.Н. Красильщикова. М.: Физматлит, 2014. – 192 с.
3. Максимов М.В., Горгонов Г.И. Радиоэлектронные системы самонаведения. М.: Радио и связь, 1982. – 304 с.
4. Максимов М.В., Меркулов В.И. Радиоэлектронные следящие системы (Синтез методами оптимального управления). М.: Радио и связь, 1990. – 256 с.

5. Авиационные системы радиопередачи / Под ред. В.И. Меркулова. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. – 424 с.
6. Защита от радиопомех / Под ред. М.В. Максимова. М.: Сов. радио, 1976. – 496 с.
7. Миронов М.А., Башаев А.В., Андреев С.Г., Важинский В.В. Псевдодифференциальный режим в спутниковых радионавигационных системах // Радиотехника. 2007. № 11. С. 59-63.
8. Ковита С.П., Немов А.В., Тюфтяков Д.Ю. Применение компактных навигационных антенных решеток для определения пространственной ориентации воздушных судов // Новости навигации, 2010. № 1. С. 18-26.
9. Харисов В.Н., Ефименко В.С., Оганесян А.А., Пастухов А.В., Павлов В.С., Головин П.М., Медведев П.В. Оценка характеристик подавления помех приёмникам ГНСС с антенными решетками в реальных условиях // Радиотехника. 2013. № 7. С. 132-136.
10. Детков А.Н. Статистическая цифровая фильтрация непрерывных случайных процессов при окрашенных шумах измерений // Известия РАН. Теория и системы управления, 1997, № 1. С. 59-64.
11. Авиационные системы радиопередачи. Т. 2. Радиоэлектронные системы самонаведения / Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. М.: Радиотехника, 2003. – 392 с.
12. Авиационные системы радиопередачи. Т.1. Принципы построения систем радиопередачи. Основы синтеза и анализа. / Под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. М.: Радиотехника, 2003. – 192 с.
13. Тихонов В.И. Статистическая радиотехника. М.: Радио и связь, 1982. – 605 с.
14. Меркулов В.И., Забелин И.В., Шуклин А.И., Трегубенков С.Ю. Исследование чувствительности к точности измерителей алгоритмов траекторного управления самолетом при наведении на наземную цель с адаптацией к режимам работы бортовой РЛС // Радиотехника. 2011. № 6. С. 117-120.

15. Ярлыков М.С. Статистическая теория радионавигации. М.: Радио и связь, 1985. – 344 с.
16. Стефанов В.А., Зайцев А.В., Кислицын Ю.Д., Трегубенков С.Ю. Интегрированная модульная база моделирования для создания, отработки, испытаний и сопровождения эксплуатации перспективных авиационных комплексов с высокоточными управляемыми средствами поражения класса "воздух-поверхность". Сб. докладов конференции «Авиационные системы в XXI веке». – М.: ФГУП «ГосНИИАС», 2017. С. 31-44.

**Для цитирования:**

А. Н. Детков, С. Ю. Трегубенков, А. И. Шуклин. Оценка влияния ошибок измерителей на точность формирования параметров рассогласования при радиолокационно-спутниковом методе наведения ракет класса «воздух-поверхность». Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2019. № 9. Режим доступа: <http://jre.cplire.ru/jre/sep19/3/text.pdf>  
DOI 10.30898/1684-1719.2019.9.3