

Актуальность разработки имитационной математической модели (ММ) процесса исследований точностных характеристик радиолокационных систем сопровождения воздушных целей обусловлена необходимостью получения и анализа статистических оценок точности бортовой системы сопровождения целей радиолокационного типа (не только по составляющим вектора дальности, но и по составляющим векторов относительной скорости и ускорения воздушной цели) на основе использования известных характеристик шумов эталонных средств измерений и каналов сопровождения исследуемой РССЦ [1, 2]. В состав ММ процесса исследований точностных характеристик РССЦ входят: 1. ММ пространственного движения двух самолетов – летательного аппарата (ЛА) с исследуемой РССЦ и самолета-цели в системе координат (СК) $OxgYgZg$. 2. ММ эталонных средств измерений. 3. ММ датчиков параметров полета (ДПП) носителя. 4. ММ прицельной системы (ПС), в состав которой входят ММ РССЦ и алгоритм определения составляющих вектора ускорения цели по параметрам, определяемым с помощью исследуемой РССЦ (ОПДЦ). 5. Алгоритм определения статистических оценок точности РССЦ. Математическая модель процесса исследований точностных характеристик РССЦ имеет модульную структуру [3]. ММ пространственного движения двух ЛА включает в себя две идентичные модели и достаточно полно представлена в работе [1]: - ММ ЛА с исследуемой РССЦ в земной СК $OxgYgZg$; - ММ самолета-цели в земной СК $OxgYgZg$. В данной статье рассмотрены: - ММ погрешностей гироинерциальной системы; - ММ РССЦ; - выполнена оценка точности определения эталонных значений составляющих векторов относительной скорости и ускорения воздушной цели. В ходе летных исследований точностных характеристик РССЦ гироинерциальные системы (ГИС) должны использоваться в качестве эталонных средств высокоточного измерения углов, а также составляющих векторов скорости и ускорения ЛА в земной СК. При моделировании процесса исследований точностных характеристик РССЦ, в целях достижения условий наиболее близких к реальным, целесообразно учитывать ошибки измерения ГИС параметров движения ЛА. При этом степень приближения к реальному процессу измерений зависит от полноты описания математической модели погрешностей ГИС. ММ погрешностей ГИС описывается в виде системы известных уравнений [3] и включает в себя: - уравнения погрешностей акселерометров; - уравнения дрейфов гироскопов; - уравнения погрешностей определения углов, а также составляющих вектора скорости ЛА. В модели погрешностей ГИС использовались характеристики акселерометров и гироскопов, установленных на гироинерциальной системе типа Ц-080 [4]. Ошибки определения гироинерциальной системой составляющих вектора ускорения ЛА $Djxg, Djyg, Djzg$ как случайные процессы представляются с помощью соотношений [4]: где $\sigma_{jx}, \sigma_{jy}, \sigma_{jz}$ – среднеквадратические значения постоянной, линейной и тепловой погрешностей акселерометра; $\sigma_{j1}, \sigma_{j2}, \sigma_{j3}$ – случайные независимые величины, распределенные по нормальному закону с математическим

ожиданием 0 и с дисперсией 1; $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – детерминированные значения составляющих вектора ускорения; T – постоянная времени нагрева; θ_0 – начальное отклонение температуры акселерометра от номинального значения. Модель погрешностей акселерометров не учитывает их динамических запаздываний. Такой подход возможен потому, что ускорения самолета как функции времени «проходят» через акселерометры практически без искажений за счет того, что собственные частоты акселерометров очень высоки – 1000 рад/с. При моделировании погрешностей акселерометров использовались следующие значения величин $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, T$ [2]: м/с², с, с, с. Математическая модель дрейфов гироскопов, распложенных по осям гироинерциальной системы, представляется в виде суммы постоянной и флуктуационной составляющих [4]: $\delta\omega_i = \epsilon_i + \dot{\omega}_i$, где ϵ_i – случайные независимые числа, распределенные по нормальному закону с математическим ожиданием 0 и дисперсией 1; ϵ_i – среднеквадратические значения постоянного дрейфа гироскопов; $\dot{\omega}_i$ – случайные стационарные процессы с корреляционной функцией вида: $R(\tau) = \sigma^2 \exp(-|\tau|/\tau_c)$. Случайные процессы описываются дифференциальными уравнениями вида [4]: $\dot{\omega}_i = -\omega_i/\tau_c + \dot{\omega}_i$, где τ_c – радиусы корреляции флуктуационной составляющей гироскопов; $\dot{\omega}_i$ – гауссовский белый шум единичной интенсивности. В ММ дрейфов гироскопов значения параметров гироскопов ϵ_i, τ_c и величин $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ принимались следующими [4]: $\epsilon_i = 0.01, 0.01, 0.01$, $\tau_c = 100, 100, 100$. Погрешность ГИС в определении угла курса ЛА выражается формульной зависимостью: $\delta\alpha = \delta\alpha_{ор} + \delta\alpha_{раз}$, (1) где $\delta\alpha_{ор}$ – ошибка ориентации платформы по курсу; $\delta\alpha_{раз}$ – погрешность определения угла разворота гироплатформы в азимуте относительно меридиана. Для ГИС Ц-080 за 1 ч полета При этом значение погрешности возрастает практически по линейному закону [4]. В этом случае за 6 мин полета будет равно Поэтому в уравнении (1) величиной пренебрежем в силу ее малости. Погрешности определения ГИС составляющих вектора скорости ЛА в земной СК и углов представляются в виде [4]: $\delta V = \delta V_{др} + \delta V_{ус}$, (2) где $\delta V_{др}$ – скорости дрейфов гироскопов по крену и тангажу; $\delta V_{ус}$ – скорость дрейфа курсового гироскопа; V_x, V_y, V_z – значения составляющих вектора скорости ЛА, измеренные гироинерциальной системой; a_x, a_y, a_z – значения составляющих вектора ускорения ЛА, измеренные гироинерциальной системой. В системе уравнений (2) – представляется в виде: $\delta V = R^{-1} \delta \omega + \delta V_{ус}$, где R – радиус земли; h – высота полета ЛА. При моделировании погрешностей ГИС использовались характеристики гироскопов и акселерометров, установленных на гироинерциальной системе типа Ц-080. По результатам проведенного численного эксперимента была выполнена идентификация: 1. По точности формирования дрейфов гироскопов, которая определялась степенью совпадения параметров и вида корреляционных функций дрейфов гироскопов, полученных по результатам их математического моделирования с характеристиками корреляционных функций, которые использовались в модели для формирования указанных «уходов» гироскопов [4]. 2. По степени совпадения характера погрешностей ГИС типа Ц-080, полученных в ходе летного эксперимента и путем математического моделирования. При

моделировании погрешностей гироскопической системы ЛА совершал прямолинейный горизонтальный полет на высоте 1 км со скоростью 250 м/с, что соответствовало условиям летных испытаний ГИС типа Ц-080 [4].

Корреляционные функции дрейфов гироскопов, полученных по результатам их математического моделирования, имеют экспоненциальный характер и их параметры отличаются от характеристик корреляционных функций, используемых при моделировании «уходов» гироскопов, на достаточно малую величину, лежащую в пределах 5–7 %: Анализ графиков (см. рис. 1, 2) показывает, что погрешность в воспроизведении ошибок ГИС не превышает 5 %, что является довольно высоким показателем. Таким образом, можно сделать вывод, что изложенная выше ММ погрешностей ГИС может быть использована в ходе дальнейших исследований по определению точностных характеристик повышенной достоверности РССЦ для формирования реально измеренных гироскопическими системами обоих самолетов значений углов и составляющих векторов скорости и ускорения в земной стабилизированной СК. ММ исследуемой РССЦ включает в себя: - блок формирования детерминированных значений модуля дальности D_d и угловых координат $\gamma_{ду}$, γ_{dz} самолета-цели (блок № 1) (см. рис. 3); - блок формирования детерминированных значений скорости сближения с целью, а также составляющих угловой скорости линии визирования цели ω_{dxD} , $\omega_{дуD}$, ω_{dzD} (блок № 2); - блок формирования погрешностей РССЦ (блок № 3); - блок определения составляющих угловой скорости линии визирования, составляющих векторов относительной скорости ($V_{р}$) и дальности самолета-цели, измеряемых исследуемой РССЦ (блок № 4). Рис. 1 – Погрешность определения величины $V_{р}$ Рис. 2 – Погрешность определения величины C выхода ММ пространственного движения двух ЛА в блок № 2 (см. рис. 3) передаются: - детерминированные значения составляющих вектора скорости самолета-цели в СК $Ox_gY_gZ_g$ ($W_{дцxg}$, $W_{дцyг}$, $W_{дцzг}$); - детерминированные значения параметров движения ЛА с исследуемой РССЦ ($W_{дхg}$, $W_{дyг}$, $W_{дzг}$, ω_{dx1} , ω_{dz1} , $\omega_{ду1}$, $\omega_{д}$, $\omega_{иd}$, $\omega_{гd}$). В этот же блок передаются детерминированные значения величин модуля дальности D_d и угловых координат $\gamma_{ду}$, γ_{dz} цели. Получение модельных (детерминированных) значений величин ω_{dxD} , $\omega_{дуD}$, ω_{dzD} организуется следующим образом. Рис. 3 – Структурная схема ММ РССЦ На первом этапе находятся детерминированные значения проекций вектора относительной скорости в СК $Ox_gY_gZ_g$: Затем получаем «модельные» значения составляющих вектора относительной скорости цели в связанной системе координат ЛА с исследуемой РССЦ $Ox_1Y_1Z_1$: $V_{р1} = M \cdot V_{р}$, где M – матрица перехода из СК $Ox_gY_gZ_g$ в СК $Ox_1Y_1Z_1$. Детерминированные значения проекций вектора относительной скорости цели на оси дальномерной системы координат $Ox_DY_DZ_D$ определяем на основании известных соотношений [5]: $\omega_{dxD} = \omega_{dx1} \cos \gamma_{ду1} - \omega_{ду1} \sin \gamma_{ду1}$, где ω_{dx1} , $\omega_{ду1}$ – «модельные значения» угловых координат цели. Детерминированные значения составляющих угловой скорости линии визирования цели ω_{dxD} , $\omega_{дуD}$,

w_{dzD} находим по следующим формульным зависимостям [5]: , где производная угла определяется следующим соотношением: . Ошибки измерений РССЦ составляющих угловой скорости линии визирования цели , а также скорости сближения с целью и составляющих вектора дальности цели на основании работ [5, 6] определяются выражениями: , где – среднеквадратические отклонения ошибок соответственно; – параметры экспоненциальных корреляционных функций ошибок соответственно; – случайные независимые величины, распределенные по нормальному закону с математическим ожиданием 0 и дисперсией 1. Для ССЦ радиолокационного типа точность измерения параметров движения цели во многом обуславливается дальностью до цели. Вследствие этого характеристики экспоненциальных корреляционных функций (, , , , , ,) ошибок измерений РССЦ () принимают различные значения в зависимости от дальности до цели [5, 6]. Вектор фазовых координат параметров движения цели (,), измеряемых исследуемой РССЦ, формируется как сумма детерминированных значений этих параметров () и ошибок измерений: . Следует отметить, что точность формирования моделируемых ошибок РССЦ во многом определяет достоверность точностных характеристик РССЦ, получаемых в ходе исследований методом имитационного моделирования. На основании выше указанного был проведен численный эксперимент по идентификации точности формирования ошибок , , которая определялась степенью совпадения параметров , , , , , , , , , , и вида корреляционных функций погрешностей РССЦ, полученных по результатам их математического моделирования. Анализ полученных результатов [4] показывает, что корреляционные функции ошибок , , полученные по результатам математического моделирования, имеют экспоненциальный вид и их параметры отличаются от соответствующих характеристик корреляционных функций, используемых для моделирования погрешностей на малую величину, находящуюся в пределах 7 %. На основании этого можно сделать вывод о том, что ошибки РССЦ в модели сформированы достаточно точно. Параметры движения цели (дальность D , угловые координаты α и β , составляющие угловой скорости линии визирования $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$, а также составляющие вектора относительной скорости цели v_x , v_y), измеряемые исследуемой РССЦ, используются в алгоритме определения параметров движения воздушной цели (ОПДЦ) [4] для определения составляющих вектора ускорения цели . Указанный алгоритм описывается следующими зависимостями: , (3) где \hat{v}_x , \hat{v}_y – экстраполированные значения оценок проекций вектора скорости цели на оси СК OX_DY_DZ_D; \hat{a}_x , \hat{a}_y – значения оценок проекций вектора скорости цели на оси СК OX_DY_DZ_D; \hat{a}_{xx} , \hat{a}_{yy} – значения оценок проекций вектора ускорения цели на оси СК OX_DY_DZ_D. Измеренные значения составляющих вектора скорости цели v_x , v_y в СК OX_DY_DZ_D находятся из уравнений: , где \hat{v}_x , \hat{v}_y – измеренные значения составляющих вектора воздушной скорости ЛА с исследуемой РССЦ в СК OX_DY_DZ_D. Значение модуля вектора воздушной скорости ЛА с исследуемой РССЦ в СК OX_DY_DZ_D

определяется как: \mathbf{A} , где \mathbf{A} – матрица перехода из скоростной СК в СК OX1Y1Z1; – матрица перехода из СК OX1Y1Z1 в СК OXDYDZD. Экстраполированные значения проекций вектора скорости цели определяются по формулам [5, 6]: $\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z$. При первом входе в алгоритм ОПДЦ производится обнуление начальных условий: $\mathbf{V}_x = \mathbf{V}_y = \mathbf{V}_z = 0$. Входящие в систему уравнений (3) коэффициенты в зависимости от дальности до цели принимают следующие значения: – при $R < R_0$; – при $R > R_0$. Коэффициенты KV_x и KJ_x приняты постоянными: $KV_x = 1,2$ и $KJ_x = 0,08$. Значения составляющих векторов дальности и относительной скорости цели, сформированные в ММ РСЦ, а также составляющие вектора ускорения цели $(\mathbf{a}_x, \mathbf{a}_y, \mathbf{a}_z)$, полученные алгоритмически, с выхода ММ ПС поступают в алгоритм определения точностных характеристик РСЦ [1]. Выходными параметрами данного алгоритма являются точностные характеристики повышенной достоверности радиолокационных систем сопровождения воздушных целей не только по составляющим вектора дальности (R, θ, φ) , но и по составляющим векторов относительной скорости и ускорения цели. Особое значение приобретает точность по определению эталонных значений составляющих векторов относительной скорости $(\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z)$ и ускорения $(\mathbf{a}_x, \mathbf{a}_y, \mathbf{a}_z)$ цели, от которой зависит точность и достоверность оценок исследуемых характеристик. Эталонные значения составляющих векторов скорости и ускорения цели определяются на основании измерений гироскопических систем самолета-цели и летательного аппарата с исследуемой РСЦ. В векторно-матричной форме величины $\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z, \mathbf{a}_x, \mathbf{a}_y, \mathbf{a}_z$ в дальномерной системе координат определяются по следующим зависимостям: $\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z, \mathbf{a}_x, \mathbf{a}_y, \mathbf{a}_z$, где \mathbf{A} – матрица перехода из земной системы координат в связанную систему координат ЛА с исследуемой РСЦ; \mathbf{B} – матрица перехода из связанной системы координат ЛА с исследуемой РСЦ в дальномерную систему координат. Использование \mathbf{A}, \mathbf{B} вносит дополнительные погрешности в определение эталонных значений величин $\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z, \mathbf{a}_x, \mathbf{a}_y, \mathbf{a}_z$. Вследствие этого возникает необходимость в оценке точности их определения. Объекты прямых измерений, представляющие собой величины, связанные известной зависимостью, являются косвенными. На основании вышеуказанного, результаты косвенных измерений эталонных назначений составляющих векторов относительной скорости $(\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z)$ и ускорения $(\mathbf{a}_x, \mathbf{a}_y, \mathbf{a}_z)$ цели могут быть представлены в виде функциональной зависимости [6]: $y = f(x)$, (4) где y – результат косвенного измерения; x – результат прямого измерения. В этом случае среднеквадратические погрешности определения эталонных значений величин $\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z, \mathbf{a}_x, \mathbf{a}_y, \mathbf{a}_z$ могут быть определены по следующей формуле [6]: $\sigma_y = \sigma_x \cdot |f'(x)|$, (5) где $f'(x)$ – частная производная функции f по аргументу x ; σ_x – среднеквадратическая погрешность ошибки прямого измерения параметра x . Формула (5) учитывает возможную компенсацию погрешностей функции, происходящих от отдельных аргументов. Исследования по оценке точности определения эталонных значений составляющих векторов относительной скорости $(\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z)$ и ускорения $(\mathbf{a}_x, \mathbf{a}_y, \mathbf{a}_z)$,

$j_{\text{эцzD}}$) цели осуществлялись поэтапно. На первом этапе был выполнен численный эксперимент по определению точности получения эталонных значений составляющих вектора относительной скорости цели. В модели ЛА с исследуемой радиолокационной системой сопровождения воздушных целей и самолет-цель совершали прямолинейный горизонтальный равномерный полет при следующих условиях: - $V=250$ м/с; - $V_{\text{ц}}=270$ м/с; - $U_{\text{г}}=U_{\text{цг}}=1000$ м. Дальность между ЛА с исследуемой радиолокационной системой сопровождения воздушных целей и самолетом-целью составляла 4000 м. Время полета t было равным 7 мин. С использованием формульных зависимостей (4) и (5) расчетным путем были определены среднеквадратические погрешности определения эталонных значений величин $V_{\text{цx}}$, $V_{\text{цy}}$, $V_{\text{цz}}$, которые составили соответственно: - ; - ; - . На втором этапе была проведена оценка точности определения эталонных значений составляющих вектора ускорения цели ($j_{\text{эцxD}}$, $j_{\text{эцyD}}$, $j_{\text{эцzD}}$). При этом ЛА с исследуемой радиолокационной системой сопровождения воздушных целей совершал прямолинейный горизонтальный полет на высоте 1000 м со скоростью $V=250$ м/с, а самолет-цель на высоте 1000 м совершал прямолинейное горизонтальное равноускоренное движение с ускорением 15 м/с². Начальная скорость самолета-цели составила 250 м/с. Начальная дальность между ЛА с исследуемой радиолокационной системой сопровождения воздушных целей и самолетом-целью составляла 4000 м. Среднеквадратические погрешности определения эталонных значений составляющих вектора ускорения цели составили: - ; - ; - . Анализ результатов проведенного численного эксперимента по оценке точности получения в дальномерной системе координат эталонных значений составляющих векторов относительной скорости ($V_{\text{цx}}$, $V_{\text{цy}}$, $V_{\text{цz}}$) и ускорения ($j_{\text{эцxD}}$, $j_{\text{эцyD}}$, $j_{\text{эцzD}}$) цели показывает, что среднеквадратические погрешности $V_{\text{цx}}$, $V_{\text{цy}}$, $V_{\text{цz}}$ не превосходят 1 м/с, среднеквадратические погрешности $j_{\text{эцxD}}$, $j_{\text{эцyD}}$, $j_{\text{эцzD}}$ имеют второй порядок малости. Это позволяет сделать вывод о том, что предложенная математическая модель процесса исследований точностных характеристик РССЦ может быть использована для получения статистических оценок точности радиолокационных станций по составляющим векторов относительной скорости и ускорения воздушной цели.