

УДК 681.322

doi: 10.53816/20753608_2025_1_77

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АЗИМУТАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ
ПЛАТФОРМЫ ТРЕХОСНОГО ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА
ПО ИЗМЕРЕНИЮ УГЛА ПОВОРОТА ОДНОГО ИЗ ГИРОСКОПОВ
ПРИ КОЛЕБАНИЯХ ОСНОВАНИЯ И ОЦЕНКА
ЕЕ ТОЧНОСТНЫХ И ВРЕМЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК**

**A MATHEMATICAL MODEL OF THE AZIMUTHAL ORIENTATION
OF THE PLATFORM OF A THREE-AXIS GYRO STABILIZER
BY MEASURING THE ANGLE OF ROTATION OF ONE OF THE GYROSCOPES
DURING VIBRATIONS OF THE BASE AND EVALUATING ITS ACCURACY
AND TIME CHARACTERISTICS**

По представлению академика РАН В.Ю. Мелешко

И.А. Меделяев, В.А. Макаров, И.А. Сухих

Военная академия Ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого

I.A. Medelyaev, V.A. Makarov, I.A. Sukhikh

В статье раскрывается способ определения азимута базового направления в одном положении платформы трехосного гиросtabilизатора (ТГС) в условиях колебания основания, позволяющего сократить время азимутальной ориентации, не допустив снижения в точности определения азимута, его математическая модель и оценка ее точностных и временных характеристик.

Ключевые слова: трехосный гиросtabilизатор, гироскоп, азимутальная ориентация платформы ТГС, асинхронный двигатель, математическая модель, корректирующий контур.

The article reveals a method for determining the azimuth of the base direction in one position of the three-axis gyrostabilizer platform under conditions of base oscillation, which allows reducing the time of azimuth orientation without reducing the accuracy of azimuth determination, its mathematical model and an assessment of its accuracy and time characteristics.

Keywords: three-axis gyro stabilizer, gyroscope, azimuthal orientation platform TGPV, asynchronous motor, mathematical model, correcting contour.

Складывающаяся военно-политическая обстановка в мире продолжает приобретать критический (кризисный) характер. В разных регионах мира продолжают различные военные конфликты, в том числе специальная военная

операция на территории Украины. Как известно из определенных областей науки, время воздействия вероятного противника по районам размещения элементов стратегической инфраструктуры минимально уже сегодня. Данные

обстоятельства предъявляют дополнительные требования к повышению как боеготовности, так и к повышению боевых возможностей ядерных сил сдерживания. Повышение боеготовности и живучести летательных аппаратов (агрегатов) стратегических ядерных сил во многом зависит от возможностей совершенствования тактико-технических характеристик (ТТХ) системы прицеливания (СПр). Структура построения современных СПр и их характеристики в значительной мере определяются принятыми способами реализации базового направления (БН) и способами определения азимута БН. Результаты исследований [9, 10] показывают, что дальнейшие способы совершенствования СПр агрегатов, прежде всего, связываются с изменением способа реализации базового направления. Отличительной чертой таких систем является то, что в процессе азимутальной ориентации контрольного элемента, фиксирующего базовое направление, отсутствует жесткая связь с Землей.

В литературе описано довольно большое количество способов определения азимута. Из них можно выделить способ определения азимута платформы ТГС по отклонению угла поворота гироскопа от расчетного значения [5, 6]. Данный способ основан на принципе вращения корпуса гироскопа шаговым двигателем в сторону меридиана по расчетной программе, соответствующей месту испытаний, а азимут платформы определяется путем обработки информации о сигналах, снимаемых с датчика угла гироскопа. В данном способе отпадает необходимость в применении широкодиапазонного датчика угла поворота гироскопа и в следящей системе. Применение данного способа ограничивается использованием шагового двигателя, имеющего ряд значимых недостатков, основными из которых являются:

- низкая эффективность (мотор потребляет много энергии независимо от нагрузки);
- крутящий момент резко снижается при увеличении частоты вращения (крутящий момент обратно пропорционален скорости);
- низкая точность (1:200 при полном шаге, 1:2000 при микрошаге);
- склонность к резонансу (для устранения резонансных процессов требуется микрошаг);
- отсутствие обратной связи для контроля шагов; не может резко стартовать на высокой скорости (требуется плавный разгон);

– высокий нагрев двигателя в процессе работы; шаговый мотор не может моментально продолжить работу после перегрузки на валу;

– наличие шумов на средних и высоких скоростях и т.д.

На основании вышеуказанных недостатков предлагается новый способ азимутальной ориентации, позволяющий уменьшить присутствие дополнительных механизмов без ухудшения качества работы устройства. Данная задача решается следующим образом, что корпус одного из гироскопов системы стабилизации, используемого в режиме двухстепенного гирокомпаса, при измерениях вращают в сторону меридиана по расчетной программе асинхронным двигателем. Азимутальная ориентация платформы ТГС осуществляется при помощи обработки информации о сигналах, снимаемых с датчика угла гироскопа, при этом платформу ТГС приводят по азимуту к меридиану и держат в этом положении, в свою очередь один из гироскопов отключают от системы стабилизации платформы ТГС и используют в режиме двухстепенного гирокомпаса, горизонтирование и стабилизацию платформы ТГС относительно соответствующей оси стабилизации осуществляют акселерометром путем отключения его от датчика моментов гироскопа и подключения через усилитель системы стабилизации к двигателю стабилизации.

При использовании данного способа, в условиях колебания агрегата, двухстепенный гирокомпас необходимо установить на платформе ТГС. Чтобы не усложнять конструкцию платформы, целесообразно использовать для определения азимута один из гироскопов, ось чувствительности которого направлена на север (юг). При использовании в качестве построителя местного горизонта инерциальной навигационной системы полуаналитического типа данное условие выполняется автоматически [2, 3, 13].

На рис. 1 приведена схема трехосного гиростабилизатора инерциальной навигационной системы (ИНС) полуаналитического типа [1, 3, 13].

На данном рисунке обозначено:

$\Gamma_{x,y,z}$ — двухстепенные гироскопы соответственно восточного азимутального и северного (широтного) каналов ИНС с датчиками моментов $DM_{x,y,z}$ и углов $ДУ_{x,y,z}$ соответственно;

$ЧЭ_{x,z}$ — чувствительные элементы (акселерометры) относительно соответствующих осей;

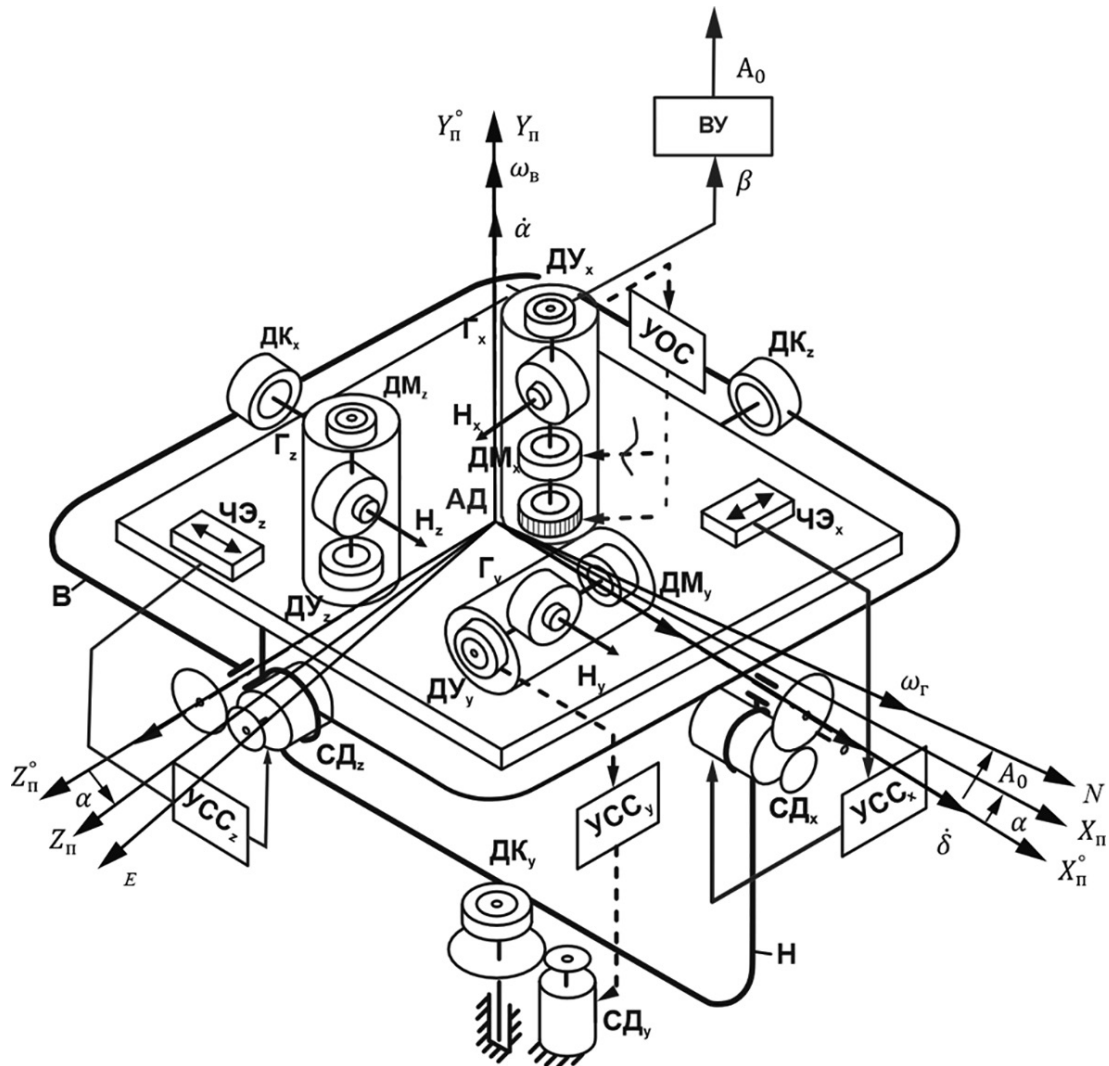


Рис. 1. Схема ТГС ИНС полуаналитического типа

АД — асинхронный двигатель;

ДК_{x,y,z} — датчики команд относительно соответствующих осей;

СД_{x,y,z}, УСС_{x,y,z} — стабилизационные двигатели и усилители систем стабилизации соответствующих осей;

H_x, H_y, H_z — кинетические моменты гироскопов;

$i_{упр}, i_{комп.}$ — управляющие и компенсационные токи, поступающие на датчики моментов соответствующих гироскопов;

ω_{Γ} — горизонтальная составляющая угловой скорости вращения Земли;

A — азимут оси X_{Π} платформы ТГС.

Предполагается, что при движении агрегата на датчики моментов Γ_y и Γ_x , подаются соответствующие управляющие и компенсационные токи:

$$i_{упр} = H_y \Omega_3 \sin B / K_{дму};$$

$$i_{комп.} = H_x \Omega_3 \cos B / K_{дмх},$$

где Ω_3 — угловая скорость вращения Земли;

B — широта местонахождения агрегата;

$K_{дм}$ — коэффициенты датчиков моментов гироскопов.

Таким образом, при остановке агрегата ось X_{Π} платформы ТГС всегда будет направлена примерно на север (с точностью до уходов, обусловленных в основном не компенсированием систематической составляющей угловой скорости дрейфа гироскопа Γ_y).

При определении азимута оси X_{Π} необходимо модернизировать платформу ТГС следующим образом:

– после отключения контура Шулера относительно оси X_{Π} горизонтирование платформы осуществляется после отключения контура стабилизации по сигналам с акселерометров. Платформа удерживается в этом положении (арретируется);

– после арретирования платформы гироблок Γ_x включается в режим датчика угловой скорости для отработки вредных моментов и определения начальных условий;

– в момент начала измерения азимута, компенсационный ток обратной связи снимается с датчика моментов и поступает на асинхронный двигатель, тем самым переводя гироблок Γ_x в режим гироскопа. Асинхронный двигатель осуществляет программный разворот корпуса гироблока в сторону меридиана;

– на основе измеряемого компенсационного тока можно судить о величине β , что позволяет

выделить постоянную составляющую динамического уравнения $H\omega \cos(A + \beta)$ в вычислительном устройстве (ОФК).

Данный способ отличается тем, что не используется широкодиапазонный датчик угла в гироскопе и реверсивный пьезоэлектрический двигатель. Повороты корпуса гироскопа в сторону меридиана на заранее определенные расчетные углы осуществляет асинхронный двигатель. Не требуется доработка существующих двухступенных гироскопов и платформы ТГС, что позволяет непосредственно использовать информацию о сигналах, снимаемых с датчика угла гироскопа, для осуществления азимутальной ориентации платформы ТГС.

Уравнение измерительной системы относительно оси X_{Π} платформы ТГС можно представить в виде [14, 15]:

$$\begin{cases} I_x \ddot{\delta}_x + \mu_x \dot{\delta}_x + H_1 \dot{\beta}_1 \cos \beta_1 = M_{\text{упр}} + M_x; \\ I_1 \ddot{\beta}_1 + f_1 \dot{\beta}_1 + K_{\text{дус}} \beta_1 = H_x \omega_{\Gamma} \cos(A + \beta_1) + H_x \omega_{\text{в}} \delta_z \cos \beta_1 + H_1 \omega_{\Gamma\text{к}}; \\ T_1^2 \ddot{U}_z + T_2^2 \dot{U}_z + U_z = -K_{z1} g \delta_x + K_{z2} W_i + W_a; \\ I_1 \ddot{\beta}_{1\text{изм}} + f_1 \dot{\beta}_{1\text{изм}} = H_x \omega_{\Gamma} \cos \beta_{1\text{изм}}; \\ A = A_0 + \omega_{\text{пл}} t, \end{cases} \quad (1)$$

где $K_{\text{дус}}$ — коэффициент обратной связи гироскопа в режиме горизонтирования платформы и $K_{\text{дус}} = 0$ в режиме измерения азимута платформы ТГС;

I_x, I_1 — моменты инерции платформы относительно оси X_{Π} от горизонта;

β_1 — угол поворота поплавка гироскопа;

δ_x — угол отклонения платформы ТГС относительно оси X_{Π} от горизонта;

U_z — сигнал на выходе акселерометра, на вход которого поступает сигнал от идеального позиционного акселерометра;

$M_{\text{упр}} = W_{\text{кк1}}(s) u_z$ — управляющий момент;

M_x — возмущающий момент, действующий на платформу ТГС относительно оси X_{Π} ;

μ_x, f_1 — коэффициенты демпфирования платформы ТГС и гироскопа Γ_x относительно соответствующих осей;

$\omega_{\Gamma\text{к}}$ — систематическая составляющая угловой скорости дрейфа измерительного гироскопа Γ_x ;

W_i — воздействующее на акселерометр ускорение агрегата вида:

$$\Delta \dot{W}_{\text{виб}} = -m_1 \Delta X_{\text{виб}} - m_2 \Delta V_{\text{виб}} - m_3 \Delta W_{\text{виб}} + w_{\text{в.б.ш.}};$$

A_0 — текущее значение азимута оси платформы X_{Π} в момент начала измерений;

$\omega_{\text{пл}}$ — некомпенсированная часть систематической составляющей угловой скорости дрейфа платформы относительно вертикальной оси, обусловленная вредным моментом гироскопа Γ_y , а также погрешностью управляющего тока $i_{\text{упр}}$.

При оценке точностных и временных характеристик разрабатываемой системы примем следующие допущения:

– акселерометры позиционные с коэффициентом $K_a = 1$;

– контур обратной связи системы горизонтирования представляет собой последовательное соединение интегратора и корректирующего контура, состоящего из усилительного, форсирующего и апериодического звеньев;

– на датчик гироскопа Γ_y подается управляющий ток $i_{\text{упр}}$, чтобы осуществить развязку измеряемого азимута оси X_{Π} от сдвигов основания агрегата, обусловленных различными причинами;

– измеряются сигналы на выходах датчика угла гироскопа и интегратора;

– из собственных погрешностей системы азимутальной ориентации учитываются случайные нормальные белые шумы датчика угла и интегратора, систематическая составляющая угловой скорости дрейфа гироскопа, а также случайный шум акселерометра (среднеквадратическое значение шума акселерометра $\sigma_a = 1$ мГал);

– в качестве внутренних ускорений учитывались наиболее мощные продольные и поперечные виброускорения агрегата, обусловленные совместной работой дизель-генератора и ходового двигателя, представленные формирующим фильтром:

$$\begin{cases} I_x \ddot{\delta}_x + \mu_x \dot{\delta}_x + H_1 \dot{\beta}_1 \cos \beta_1 = W_{\text{ккл}}(p) + M_x; \\ I_1 \ddot{\beta}_1 + f_1 \dot{\beta}_1 + K_{\text{дус}} \beta_1 = H_x \omega_r \cos(A + \beta_1) + H_x \delta_x + H_x \omega_{\text{гк}}; \\ U_z = a_z; \\ a_z = g \delta_x + \Delta W_i + W_a; \\ A = A_0 + \omega_{\text{пл}} t. \end{cases} \quad (3)$$

В процессе функционирования системы прицеливания агрегата при работе ходового двигателя (ХД) и дизель-генератора (ДГ) на чувствительный элемент (ЧЭ), в основном на акселерометр системы горизонтирования, воздействуют весьма мощные виброускорения. Поэтому необходимо не только использовать фильтрацию, но и подобрать такой корректирующий контур системы горизонтирования, который существенно подавил бы данные колебания в выходном информационном сигнале [4, 7, 8, 15].

Необходимо отметить, что параметры гироскопа (ГК) были выбраны ранее [11], исходя из обеспечения необходимой информативности выходного сигнала ГК, и их изменение нецелесообразно.

В [11] применялся корректирующий контур с интегро-пропорциональным звеном, который при использовании его в исследуемой системе не позволит подавить мощные высокочастотные возмущения от ХД и ДГ, вследствие наличия пропорционального звена, поэтому выберем корректирующий контур следующего вида — передаточная функция корректирующего контура в преобразованиях Лапласа (вход — сигнал на выходе интегратора U_z , выход —

$$\Delta \dot{X}_{\text{виб}} = \Delta V_{\text{виб}}; \quad (2)$$

$$\Delta \dot{V}_{\text{виб}} = \Delta W_{\text{виб}};$$

$$\Delta \dot{W}_{\text{виб}} = -m_1 \Delta X_{\text{виб}} - m_2 \Delta V_{\text{виб}} - m_3 \Delta W_{\text{виб}} + w_{\text{в.б.ш.}},$$

где m_1, m_2, m_3 — параметры формирующего фильтра, которые определены в работе [12].

С параметрами:

$$m_1 = 1,1370 \text{e}+008 \text{c}^{-3}; \quad m_2 = 2,2890 \text{e}+006 \text{c}^{-2};$$

$$m_3 = 351,4 \text{c}^{-1}; \quad C_{\text{б.ш.}} = 38,1 \text{м}^2 \text{c}^{-5}.$$

В данном случае, исходная математическая модель измерительного канала системы (2) представляется в виде:

собственно момент $M_{\text{дв}}$ двигателя стабилизации СД_х) [15]:

$$W_{\text{ккл}}(p) = \frac{K_k (T_1 p + 1)}{(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}, \quad (4)$$

где K_k, T_1, T_2, T_3 — подлежащие определению коэффициент усиления и постоянные времени корректирующего контура.

Передаточная функция не содержит пропорциональное звено, а интегральное звено, входящее в состав корректирующего контура, позволит подавить на выходе системы горизонтирования влияние данных возмущений [11, 16–18].

Используя специализированное программное обеспечение при значениях, входящих в исходное уравнение измерительного канала платформы ТГС система уравнений (3) ($I_x = 1600$ гсм²; $\mu_x = 2000$ гсмс; $H_x = 500$ гсмс; $I_1 = 0,4$ гсм²; $f_1 = 12$ гсмс; $K_{\text{дус}} = 1,8 \text{e}4$ гсм/Ма), были определены параметры корректирующего контура уравнение (4) нелинейной системы (3): $K_k = 0,5$ гсм/см/с; $T_1 = 3,2$ с; $T_2 = 2 \text{e}-4$ с; $T_3 = 5 \text{e}-3$ с.

На рис. 2 представлен вид переходного процесса угла отклонения платформы от плоскости

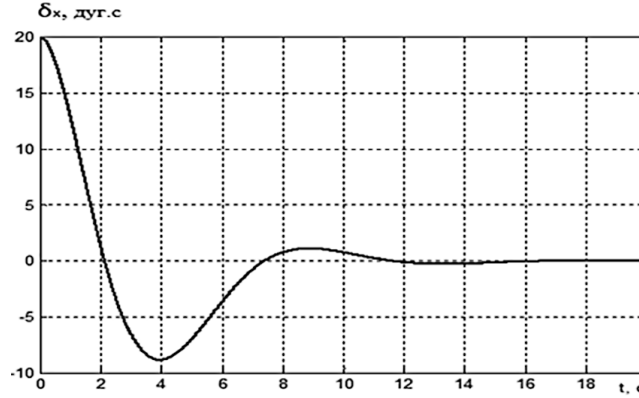


Рис. 2. Переходный процесс в системе горизонтирования платформы после отключения контура Шулера

горизонта относительно оси X_{Π} после отключения контура Шулера и включения системы горизонтирования платформы (гироскоп включен в режим датчика угловой скорости) на остановке агрегата до начала измерений азимута.

На рис. 2 представлено, как система горизонтирования противодействует изменению углового положения относительно горизонта платформы ТГС. Как видно на рис. 2 платформа в начальный момент времени отклоняется от горизонтального положения до 20 дуг. с. Для системы горизонтирования требуется порядка 12–16 секунд на создание компенсационного момента противодействующему возмущению и приведение объекта стабилизации в исходное положение относительно горизонта.

Уравнение номинального движения получается, если положить:

$$M_x = \omega_{гк} = \Delta W_i = A = K_{дус} = 0.$$

Линеаризуем систему (3) относительно номинального движения. Введем обозначения:

$$\begin{aligned} \Delta X_1 &= \Delta \delta_x; \Delta X_2 = \Delta \dot{\delta}_x; \Delta X_3 = \Delta M_{дв}; \\ \Delta X_4 &= \Delta \dot{M}_{дв}; \Delta X_5 = \Delta U_z; \Delta X_6 = \Delta \beta_1; \\ \Delta X_7 &= \Delta \dot{\beta}_1; \Delta X_8 = A; \Delta X_9 = \omega_{пл}; \\ \Delta X_{10} &= \omega_{гк}; \Delta X_{11} = \Delta X_{кi}; \Delta X_{12} = \Delta \dot{X}_{кi}; \\ \Delta X_{13} &= \Delta W_i; \Delta X_{14} = V_{акс}; \Delta X_{15} = \dot{V}_{акс}. \end{aligned}$$

Тогда, преобразовав систему уравнений (3), с учетом уравнения (4) корректирующего контура в форме Коши в приращениях относительно номинального режима, получим математи-

ческую модель азимутальной ориентации платформы трехосного гиростабилизатора по изменению угла поворота одного из гироскопов при колебаниях основания:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{X}_1 &= \Delta X_2; \\ \Delta \dot{X}_2 &= a_{22} \Delta X_2 + a_{23} \Delta X_3 + \\ &+ a_{26} \sin(\beta_{1н}) \Delta X_6 + a_{27} \cos(\beta_{1н}) \Delta X_7; \\ \Delta \dot{X}_3 &= \Delta X_4; \\ \Delta \dot{X}_4 &= a_{41} \Delta X_1 + a_{43} \Delta X_3 + a_{44} \Delta X_4 + \\ &+ a_{45} \Delta X_5 + a_{413} \Delta X_{13} + a_{415} \Delta X_{15}; \\ \Delta \dot{X}_5 &= a_{51} \Delta X_1 + X_{13} + \Delta X_{15}; \\ \Delta \dot{X}_6 &= \Delta X_7; \\ \Delta \dot{X}_7 &= a_{72} \cos(\beta_{1н}) \Delta X_2 + \\ &+ a_{76} \omega_{гк} \sin(\beta_{1н}) \Delta X_6 + a_{77} \Delta X_{77} + \\ &+ a_{76} \omega_{гк} \sin(\beta_{1н}) \Delta X_8 + a_{72} \Delta X_{10}; \\ \Delta \dot{X}_8 &= \Delta X_9; \Delta \dot{X}_9 = 0; \Delta \dot{X}_{10} = 0; \\ \Delta \dot{X}_{11} &= \Delta X_{12}; \Delta \dot{X}_{12} = \Delta X_{13}; \end{aligned} \quad (5)$$

$$\Delta \dot{X}_{13} = m_{1i} \Delta X_{11} + m_{2i} \Delta X_{12} + m_{3i} \Delta X_{13} + w_{ki};$$

$$\Delta \dot{X}_{14} = \Delta X_{15}; \Delta \dot{X}_{15} = m_{1a} \Delta X_{11} + m_{2a} \Delta X_{12} + w_a,$$

где

$$a_{22} = -\frac{f_1}{f_2}; a_{23} = -\frac{I}{I_x}; a_{26} = -\frac{H_x}{I_x};$$

$$a_{41} = \frac{K_k T_1 g}{T_1 T_2}; a_{43} = -\frac{I}{T_2 T_3};$$

Таблица

Среднеквадратические ошибки оценок искомых компонент вектора состояния

T, c	100	200	300	360
Виброускорения АПУ, обусловленные работой ХД+ДГ				
$\sigma_A, \text{ дуг.с}$	1,9	0,4	0,14	0,1
$\sigma_{гк}, \text{ дуг.с}$	8,6е-6	6,6е-6	3,9е-6	3е-6
$\sigma_{пл}, \text{ дуг.с}$	0,29	0,01	0,026	0,0010
Угол поворота поплавок гироскопа				
$\beta, \text{ дуг.град}$	10,2	20	29,3	34,5

$$a_{44} = -\frac{T_1 + T_2}{T_2 T_3}; a_{45} = \frac{K_k}{T_2 T_3};$$

$$a_{413} = -\frac{K_k T_1}{T_2 T_3}; a_{51} = g; a_{72} = \frac{H_x}{I_1}; a_{77} = -\frac{f_1}{I_x};$$

$\beta_{1n}(t)$ — номинальное значение угла отклонения поплавок ГК относительно его основания;

$w_{ki} (i = 1, 2, 3)$ — формирующие белые шумы колебаний АПУ;

w_a — формирующий белый шум акселерометра.

В таблице представлены численные значения погрешностей, соответствующие среднеквадратическим ошибкам оценок искомых компонент при совместной работе ходового двигателя и дизель-генератора агрегата.

Среднеквадратические ошибки искомых компонент вектора состояния, обусловленные работой дизель-генератора и ходового двигателя (формирующие фильтры вида (3) с параметрами, которые определены в работе [12]), меньше представленных в таблице ускорений. Проанализировав данные таблицы, можно сделать вывод, что при действии внутренних виброускорений азимут платформы ТГС можно получить с высокой точностью за 300–360 с.

Таким образом, предложенный способ определения азимута базового направления для систем прицеливания агрегатов с использованием двухступенного гироскопа, корпус гироскопа которого по азимуту поворачивается асинхронным двигателем на расчетные углы, а последующая обработка измеряемой информации осуществляется в вычислительном устройстве (с помощью ОФК) в одном положении платформы ТГС в условиях колебаний, действующих на систему прицеливания агрегата, позволит суще-

ственно сократить время азимутальной ориентации, не допустив снижения в точности определения азимута и не требует внесения изменений в действующую конструкцию платформы ТГС агрегата.

Разработана математическая модель (5) системы определения азимута базового направления для систем прицеливания агрегатов с учетом синтезированного корректирующего контура, а также продольных и поперечных вибраций ходового двигателя и дизель-генератора, воздействующих на систему прицеливания агрегатов [19].

Список источников

1. Доннел К.Ф. Инерциальная навигация: учебное пособие. М: Наука, 1969. 592 с.
2. Дьяконов В.М., Круглов В.В. Анализ, идентификация и моделирование систем: специальный справочник. СПб: Питер, 2002. 444 с.
3. Егупов Н.Д. и др. Методы классической и современной теории автоматического управления: учебник. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. 656 с.
4. Казаков И.Е. Статистическая теория систем управления в пространстве состояний: учеб. пособие. М.: Наука, 1975. 432 с.
5. Способ определения азимута платформы трехосного гиросtabilизатора по отклонению угла поворота от расчетного значения: пат. 2649063 Росс. Фед., заявл. № 2016148367, 09.12.16; опубл. 29.03.2018.
6. Способ определения азимута трехосного гиросtabilизатора по углу поворота гироскопа: пат. 2729515 Рос. Фед.; заявл. № 2020105889, 07.02.20; опубл. 07.08.20.
7. Камкин Е.Ф., Кулешов В.В., Макаров Д.В. Пути сокращения времени прицеливания

перспективного ПГРК: отчет о НИР «Расшифровщик-2008» (промежуточный). М.: ВА РВСН имени Петра Великого, 2009. 79 с.

8. Камкин Е.Ф., Кулешов В.В., Макаров Д.В. Предложения по разработке помехоустойчивой высокоточной подсистемы азимутальной коррекции СНН на основе модернизации СНН ПГРК «Тополь-М»: отчет о НИР «Расшифровщик-2010» (заключительный). М.: ВА РВСН имени Петра Великого, 2011. 102 с.

9. Камкин Е.Ф., Кулешов В.В., Макаров Д.В. Исследование путей повышения живучести перспективных ПГРК на основе построения систем прицеливания, наземной навигации и определения исходных геодезических данных, не требующих лифтирования АПНГК на грунт: отчет о НИР «Расшифровщик-2014» (промежуточный). М.: ВА РВСН имени Петра Великого, 2014. 88 с.

10. Камкин Е.Ф., Кулешов В.В., Макаров Д.В. Исследование путей повышения живучести перспективных ПГРК на основе построения систем прицеливания, наземной навигации и определения исходных геодезических данных, не требующих лифтирования АПНГК на грунт: отчет о НИР «Расшифровщик-2014» (заключительный). М.: ВА РВСН имени Петра Великого, 2014. 94 с.

11. Назаров Б.И., Хлебников Г.А. Гиростабилизаторы ракет: учеб. пособие. М.: Воениздат, 1975. 215 с.

12. Питтмана Д.В. Инерциальные системы управления: учеб. пособие. М.: Воениздат, 1964. 454 с.

13. Ривкин С.С. Статистическая оптимизация навигационных систем: учеб. пособие. Л.: «Судостроение», 1976. 280 с.

14. Сергеев М.А. Наземные гирокомпасы: учеб. пособие. Л.: Машиностроение, 1969. 231 с.

15. Черников С.А. Динамика систем гироскопической стабилизации: учеб. пособие. М.: СССР, 1967. 328 с.

16. Лысов А.Н., Лысова А.А. Теория гироскопических стабилизаторов: учеб. пособие. Челябинск: издательский центр ЮУрГУ, 2009. 117 с.

17. Серегин В.В. Прикладная теория и принципы построения гироскопических систем: учеб. пособие. СПб.: СПбГУ ИТМО, 2007. 78 с.

18. Журавлев В.Ф., Климов Д.М., Плотников П.К. К вопросу использования компьютерной механики в теории инерциальных навигационных систем // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2019. № 2. С. 48–62.

19. Грязев М.В., Смирнов В.А., Соловьев А.Э., Чуков А.Н. Навигационные системы перспективных комплексов артиллерийской разведки (выбор способа гирокомпасирования и оценка его погрешности) // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2016. № 1(116). С. 94–100.