**МЕХАНИКА
ТВЕРДОГО ТЕЛА
№ 6 • 1983**

УДК 531.383

О НАБЛЮДАЕМОСТИ В ЗАДАЧЕ КОРРЕКЦИИ ГИРОГОРИЗОНТКОМПАСА

ВАВИЛОВ С. М.

Задача коррекции гирогоризонткомпаса обсуждается с точки зрения наблюдаемости. При этом используется известная аналогия, существующая между гирогоризонткомпасом и инерциальной навигационной системой.

1. Чувствительный элемент гирогоризонткомпаса (сферический маятник с двумя гироскопами, объединенными при помощи зубчатых секторов и связанными пружиной) реализует компасный трехгранник $Mz_1z_2z_3(Mz)$, оси которого Mz_2 и Mz_3 направлены вдоль суммарного кинетического момента гироскопов и вдоль линии маятниковости соответственно.

Прецессионные уравнения движения гиросферы в проекциях на Mz при условии, что момент $N(\varepsilon)$, развиваемый пружиной, выбран следующим образом $N(\varepsilon)=-(4B^2/mlR)\sin\varepsilon\cos\varepsilon$, имеют вид [1]:

$$-\omega_3'2B\cos\varepsilon=M_1,\quad (2B\cos\varepsilon)^{\boldsymbol{\cdot}}=M_2,\quad \omega_2'2B\cos\varepsilon=M_3,\quad \omega_2'=2B\cos\varepsilon/mlR \tag{1.1}$$

Здесь $\boldsymbol{\omega}'=(\omega_1',\ \omega_2',\ \omega_3')^*$ — абсолютная угловая скорость трехгранника Mz в проекциях на его оси ($*$ — символ транспонирования), 2ε — угол разведения гироскопов, B — величина кинетического момента каждого из гироскопов, m — масса гиросферы, l — смещение ее центра масс по оси Mz_3, M_i — проекции моментов силы тяжести и силы инерции на оси Mz, R — радиус земной сферы. Вводя вектор удельной силы $\mathbf{f}=g\mathbf{r}/R+\mathbf{r}^{\boldsymbol{\cdot}\boldsymbol{\cdot}}$, где $\mathbf{r}$ — радиус-вектор точки M в инерциальной системе координат $O\xi_1\xi_2\xi_3(O\xi)$ с началом в центре Земли, запишем уравнения (1.1) в виде

$$\omega_1'=0,\quad R\omega_2'^{\boldsymbol{\cdot}}=f_1,\quad R\omega_2'\omega_3'=f_2 \tag{1.2}$$

Эти уравнения по форме совпадают с уравнениями движения горизонтируемой платформы с двумя ньютонометрами [2], ось Mz_1 которой связана с приборной скоростью $\mathbf{v}'=(\omega_2'R,\ -\omega_1'R,\ 0)^*$. Указанная аналогия в поведении приборов позволяет сформулировать и решать задачу коррекции гирогоризонткомпаса методами, применяемыми в теории корректируемых инерциальных навигационных систем [3].

2. Как гирогоризонткомпас, так и система инерциальной навигации (1.2) моделируют движение трехгранника Дарбу $Mx_1x_2x_3(Mx)$, связанного с вертикалью и вектором абсолютной скорости точки подвеса. Если в начальный момент движения величина абсолютной скорости точки подвеса $v(0)$ равна $v'(0)$, а Mz совпадает с Mx, то они совпадают в течение всего времени движения и $v(t)=v'(t)$.

Но вследствие начальных погрешностей, а также возмущений, возникающих из-за неидеальности конструкции прибора, трехгранники Mz и Mx не совпадают. Ориентацию первого относительно второго можно определить при помощи вектора малого поворота $\alpha=(\alpha_1,\ \alpha_2,\ \alpha_3)^*$, заданного проекциями на Mx, при этом α_3 — азимутальная ошибка, а α_1 и α_2 — ошибки построения вертикали.

Упомянутые выше возмущения в общем случае сводятся к погрешности Δ_2 в угловой скорости ω_2', к моменту $mlR\Delta M_3$ вокруг оси Mz_3 и к моменту силы $\Delta\mathbf{f}=(\Delta f_1,\ \Delta f_2,\ 0)^*$, приложенной к центру тяжести гиросферы [4]. Ограничимся рассмотрением тех погрешностей, которые возникают, когда вследствие перекосов и дебалансов оси кожухов не параллельны, центр тяжести каждого гироскопа смещен с оси вращения кожуха, а кинетические моменты не ортогональны осям вращения кожухов. Тогда можно показать [4], что с точностью до малых более высокого порядка

$$\Delta_2=-\omega_3\Delta,\quad \Delta M_3=-\omega_2^{\bullet}\Delta,\quad \Delta\mathfrak{f}=0 \tag{2.1}$$

где Δ — малый угол между вектором суммарного кинетического момента гироскопов и его проекцией на приборный горизонт.

Введем матрицы ориентации A_z и A_x трехгранников Mz и Mx относительно $O\xi$, удовлетворяющие уравнениям Пуассона

$$A_z^{\bullet}=\omega^{\wedge\prime\prime}A_z \tag{2.2}$$

$$A_x^{\bullet}=\omega^{\wedge}A_x \tag{2.3}$$

где $\boldsymbol{\omega}=(\omega_1,\ \omega_2,\ \omega_3)^*$ — абсолютная угловая скорость трехгранника Mx, $\boldsymbol{\omega}''=(\omega_1',\ \omega_2'+\Delta_2,\ \omega_3')^*$ (проекции на оси соответствующих трехгранников), символом $^\wedge$ отмечена кососимметрическая матрица, поставленная в соответствие вектору, обозначенному той же буквой

$$\omega^{\wedge}=\begin{Vmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{Vmatrix}$$

Матрицы A_z и A_x связаны соотношением (где E — единичная матрица)

$$A_z=(E+\alpha^{\wedge})A_x \tag{2.4}$$

Вводя малые компоненты $\Delta\omega_i=\omega_i'-\omega_i$ ($i=1,\ 2,\ 3$) вектора $\Delta\boldsymbol{\omega}$ и пренебрегая величинами выше первого порядка малости, из (2.2)—(2.4) получим первую группу уравнений ошибок

$$\begin{aligned} \alpha_1^{\bullet}&=\omega_3\alpha_2-\omega_2\alpha_3+\Delta\omega_1 \\ \alpha_2^{\bullet}&=-\omega_3\alpha_1+\Delta\omega_2+\Delta_2 \\ \alpha_3^{\bullet}&=\omega_2\alpha_1+\Delta\omega_3 \end{aligned} \tag{2.5}$$

Вторую группу уравнений ошибок получим, переписав (1.2) в проекциях на Mx, учитывая ΔM_3:

$$\begin{gathered} \omega_2\Delta\omega_1=\Delta M_3;\qquad \Delta\omega_2^{\bullet}=(\omega_2^2-g/R)\alpha_2+\omega_3\omega_2\alpha_3 \\ \omega_3\Delta\omega_2+\omega_2\Delta\omega_3=(g\,/\,R-\omega_2^2)\alpha_1-\omega_2^{\bullet}\alpha_3 \end{gathered} \tag{2.6}$$

Введем безразмерные величины, сохранив прежние обозначения для угловых скоростей, $\omega_2=\omega_2\,/\,\omega_2^\circ$, $\omega_3=\omega_3\,/\,\omega_3^\circ$, $\Delta\omega_i=\Delta\omega_i\,/\,\omega_0$, $\tau=\omega_0 t$, $\mu=\omega_2^\circ\,/\,\omega_0$, $\lambda=\omega_3^\circ\,/\,\omega_0$, $\omega_0^2=g\,/\,R$, где ω_2°, ω_3° — соответствующие характерные значения, и преобразуем (2.5), (2.6), принимая во внимание (2.1):

$$\begin{gathered} \alpha_1^{\bullet}=\lambda\omega_3\alpha_2-\mu\omega_2\alpha_3-(\omega_2^{\bullet}\,/\,\omega_2)\Delta \\ \alpha_2^{\bullet}=-\lambda\omega_3\alpha_1+\Delta\omega_2-\lambda\omega_3\Delta,\quad (\mu\omega_2\alpha_3)^{\bullet}=\alpha_1-\lambda\omega_3\Delta\omega_2 \\ \Delta\omega_2^{\bullet}=-(1-\mu^2\omega_2^2)\alpha_2+\lambda\omega_3(\mu\omega_2\alpha_3) \end{gathered} \tag{2.7}$$

$$\alpha_3^{\bullet}=\mu\omega_2\alpha_1+\Delta\omega_3,\quad \Delta\omega_1=-(\omega_2^{\bullet}\,/\,\omega_2)\Delta \tag{2.8}$$

Уравнения (2.7) при $\Delta=0$ совпадают с уравнениями малых колебаний гирогоризонткомпаса, полученными в [1], если сделать замену $\alpha_1\to\beta$, $\alpha_2\to\gamma$, $\alpha_3\to\alpha$, $\Delta\omega_2\to\delta 2B\sin\sigma\,/\,ml\sqrt{gR}$.

В последнем уравнении (2.7) пренебрегаем членом $\mu^2\omega_2^2\alpha_2$, так как μ^2 не превышает 0,01 при движении точки M со скоростью, не превышающей скорость звука.

Далее будем предполагать Δ постоянным на интервале коррекции. Обозначим

$$B_1=\begin{Vmatrix}0 & 0 & -1 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 1\\ 1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & -1 & 0 & 0\end{Vmatrix},\quad B_2=\begin{Vmatrix}0 & 1 & 0 & 0\\ -1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & -1\\ 0 & 0 & 1 & 0\end{Vmatrix}$$

$$B=B_1+\lambda\omega_3B_2,\ \ \mathbf{b}=(-\omega_2^{\cdot}/\omega_2,\ -\lambda\omega_3,\ 0,\ 0)^*$$
$$\mathbf{x}=(\alpha_1,\ \alpha_2,\ \mu\omega_2\alpha_3,\ \Delta\omega_2)^*$$

и перепишем (2.7) в векторной форме

$$\mathbf{x}^{\cdot}=B\mathbf{x}+\mathbf{b}\Delta,\ \ \Delta^{\cdot}=0 \tag{2.9}$$

3. Будем считать, что для коррекции гирогоризонткомпаса привлекается дополнительная информация о компонентах относительной скорости V_1, V_2 в осях Mz, поставляемая доплеровским лагом с постоянной погрешностью 0,1 м/с.

Пусть также есть возможность измерять угол разведения гироскопов, т. е. имеется информация об ω_2', вырабатываемая самим гирогоризонткомпасом. Погрешностью измерения угла пренебрежем по сравнению с ошибкой измерения скорости.

Задачу оценивания вектора $\mathbf{x}$ и Δ при помощи данной информации назовем задачей коррекции гирогоризонткомпаса и для ее решения предварительно представим информацию в стандартной форме.

Перепишем соотношение $\mathbf{v}=\mathbf{V}+\mathbf{w}$, где $\mathbf{V}$ — относительная, а $\mathbf{w}$ — переносная скорости точки M, в проекциях на Mx, используя равенства $\mathbf{V}_x=(E-\alpha^{\wedge})\mathbf{V}_z$, $R\omega_2=R(\omega_2'-\Delta\omega_2)$:

$$\begin{gathered}R(\omega_2'-\Delta\omega_2)=V_1-V_2\alpha_3+Ru\cos\varphi\cos\varkappa\\ 0=V_2+V_1\alpha_3-Ru\cos\varphi\sin\varkappa,\ \ 0=V_3-V_1\alpha_2+V_2\alpha_1\end{gathered} \tag{3.1}$$

Здесь V_i — проекции на оси Mz, u — угловая скорость вращения Земли, $\varkappa$ — азимутальный угол, отсчитываемый от направления на восток до оси Mx_1 в положительном направлении, φ — широта места. Исключая $\varkappa$ из первых двух уравнений (3.1), положив $\omega_2^{\circ}=u$, $\mu_1=V^{\circ}/v^{\circ}$ и переходя к безразмерным величинам, найдем

$$0{,}5\mu[\mu_1^2V^2-\cos^2\varphi+(\omega_2')^2-2\mu_1\omega_2'V_1]=-\mu_1V_2x_3+(v-\mu_1V_1)x_4 \tag{3.2}$$

Широту φ можно счислять интегрируя уравнения (2.3):

$$\sin\varphi=\sin\varphi(0)+\mu\mu_1\int\limits_0^{\tau}V_2\omega_2'\,d\tau+\mu_1z \tag{3.3}$$

При этом ошибка счисления широты z удовлетворяет уравнению

$$z^{\cdot}=V_1x_3-V_2x_4 \tag{3.4}$$

Подставляя (3.3) в (3.2), получим необходимое нам измерение

$$\begin{gathered}\sigma=0{,}5\left[\mu_1^2V^2+\left(\sin\varphi(0)+\mu\mu_1\int\limits_0^{\tau}V_2\omega_2'\,d\tau\right)^2-1+(\omega_2')^2-\right.\\ \left.-2\mu_1\omega_2'V_1\right]=-\mu_1V_2x_3+(v-\mu_1V_1)x_4-\mu\mu_1\sin\varphi z\end{gathered} \tag{3.5}$$

Вводя векторы $\mathbf{h}_1(\tau)=(0,\ 0,\ -\mu_1V_2,\ v-\mu_1V_1)^*$ и $\mathbf{h}_2(\tau)=(0,0,\ V_1,\ -V_2)^*$, сформулируем задачу оценивания в стандартной форме: требуется оценить

x, z и Δ, подчиняющиеся уравнениям

$$\mathbf{x}^{\cdot}=B\mathbf{x}+\mathbf{b}\Delta\ ,\ z^{\cdot}=\mathbf{h}_2{}^{*}\mathbf{x},\ \ \Delta^{\cdot}=0 \tag{3.6}$$

при помощи измерения

$$\sigma=\mathbf{h}_1{}^{*}\mathbf{x}-\mu\mu_1\sin\varphi z \tag{3.7}$$

4. Для решения поставленной задачи необходимо в первую очередь исследовать наблюдаемость системы (3.6), (3.7). Однако отсутствие информации об $\omega_2{}^{\cdot}$ и ω_3, входящих в матрицу состояния, требует дополнительных предположений о траектории точки M. Особый интерес представляет рассмотрение стационарных движений — движения по ортодромии и циркуляции, совершаемых с постоянной относительной скоростью. В этих ситуациях появляется возможность оценивать вектор состояния простым способом при помощи стационарных асимптотических фильтров [5], предварительно учитывая уровень ошибок в измерении и его влияние на наблюдаемость отдельных переменных.

4.1. Рассмотрим равномерное движение точки M в плоскости ортодромии, проходящей через ось $O\xi_1$. Обозначим ϑ — угол наклона плоскости ортодромии к плоскости экватора, ψ — полярный угол в плоскости ортодромии. Произведя необходимые вычисления, найдем

$$\begin{gathered}
v^2=(\mu_1V+\cos\vartheta)^2+(\sin\vartheta\cos\psi)^2\\
\omega_3=\sin\varphi(1+\mu_1V_1/v)\\
V_1=V(\mu_1V+\cos\vartheta)/v,\quad V_2=V\sin\vartheta\cos\psi/v\\
V_1{}^{\cdot}=\mu\mu_1\sin\varphi V_1V_2/v,\quad V_2{}^{\cdot}=-\mu\mu_1\sin\varphi V_1{}^2/v,\quad v^{\cdot}=-\mu\mu_1\sin\varphi V_2,\quad \lambda=\mu
\end{gathered} \tag{4.1}$$

Для удобства исследования введем новые переменные

$$\mathbf{y}=G_1\mathbf{x},\qquad \mathbf{z}=G_2\mathbf{x},\qquad G_i=\|\mathbf{h}_i,\ B_1{}^{*}\mathbf{h}_i,\ -B_2{}^{*}\mathbf{h}_i,\ B_2{}^{*}B_1{}^{*}\mathbf{h}_i\|^{*} \tag{4.2}$$

Используя формулы (4.1), получим систему уравнений для $\mathbf{y}$, $\mathbf{z}$, z, Δ:

$$\begin{gathered}
\mathbf{y}^{\cdot}=(B_2+\mu\sin\varphi B_1)\mathbf{y}+\mu\sin\varphi(\mu_1\mathbf{z}+\mathbf{b}_1\Delta)\\
\mathbf{z}^{\cdot}=(B_2+\mu\sin\varphi B_1)\mathbf{z}+\mu\sin\varphi\mathbf{b}_2\Delta\\
z^{\cdot}=z_1,\quad \Delta^{\cdot}=0
\end{gathered} \tag{4.3}$$

$$\sigma=y_1-\mu\mu_1\sin\varphi z \tag{4.4}$$

$$\mathbf{b}_1=(0,\ v-\mu_1{}^2V^2/v,\ 0,\ 2\mu_1V_2)^{*},\quad \mathbf{b}_2=(0,\ -V_2,\ 0,\ -V_1-\mu_1V^2/v)^{*}$$

Система (4.3), (4.4) стационарна на интервале коррекции $\tau\in(0,\ 1)$ с точностью $\mu^2\mu_1$.

Будем предполагать, что характерное значение ошибок гирогоризонткомпаса $x^{\circ}\sim1{,}5\cdot10^{-3}$ рад, или пять угловых минут. Тогда для погрешности $\Delta\sigma$ в измерении (3.5), связанной с неточностью информации п. 3, получим

$$\Delta\sigma\sim0{,}1\mu x^{\circ} \tag{4.5}$$

Разберем вначале случай движения корабля, т. е. $V^{\circ}\sim15$ м/с, $\mu_1\sim0{,}03$. Согласно (4.5), второе слагаемое в правой части (4.4) имеет порядок ошибки измерения, поэтому его следует отбросить. В уравнениях (4.3) также пренебрежем членами порядка $\mu\mu_1$. В результате придем к системе уравнений только для $\mathbf{y}$ и Δ

$$\mathbf{y}^{\cdot}=(B_2+\mu\sin\varphi B_1)\mathbf{y}+\mu\sin\varphi\mathbf{b}_1\Delta,\qquad \Delta^{\cdot}=0,\qquad \sigma=y_1 \tag{4.6}$$

При анализе наблюдаемости системы (4.6) воспользуемся понятием о мере наблюдаемости для стационарных систем [6]. Результаты такого анализа следующие: на единичном интервале коррекции $\tau\in(0,\ 1)$ переменные y_1 и y_2 наблюдаемы с мерой единица и точность их оценки порядка $\Delta\sigma$; переменные y_3, y_4 и Δ наблюдаемы с мерой $\mu\sin\varphi$ и, следовательно, точность их оценки порядка $\Delta\sigma/\mu \sin\varphi \sim 0{,}1x^\circ$. Последнее легко проверить, если оценивание осуществляется при помощи стационарного асимптотического фильтра [5]. В этом случае коэффициенты усиления в уравнениях для оценок последних трех переменных будут пропорциональны величине $1/\mu \sin\varphi$.

Оценку вектора x получим при помощи преобразования, обратного к (4.2), $\det G_1 \neq 0$.

Хорошо наблюдаемые переменные y_1 и y_2 представляют собой проекции двумерных векторов соответственно $(x_3, x_4)^*$ и $(x_1, x_2)^*$ на северное направление, а слабо наблюдаемые y_3 и y_4 — проекции тех же векторов на восточное направление. Поскольку для корабля в умеренных широтах скоростная девиация имеет порядок μ_1, то в исходных переменных хорошо наблюдаются x_2, x_4 и слабо — x_1, x_3.

В случае движения самолета ($\mu_1 \sim 1$) наблюдаемыми являются следующие комбинации:

$$\begin{gathered} s_1 = y_1 - \mu \sin\varphi z, \quad s_2 = y_2 - \mu \sin\varphi (2y_3 - z_1) \\ s_3 = -y_1 + \mu \sin\varphi (3y_4 + 2z_2 + b_{12}\Delta) \\ s_4 = y_3 - z_1 = -vx_3, \quad s_5 = y_4 + z_2 = vx_1 \end{gathered} \tag{4.7}$$

которые с точностью до μ^2 удовлетворяют системе уравнений с матрицей

$$\mathbf{s}^\cdot = D\mathbf{s}, \quad \sigma = s_1 \tag{4.8}$$

$$D = \begin{Vmatrix} 0 & 1 & 0 & \mu \sin\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 2\mu \sin\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{Vmatrix}$$

При этом на единичном интервале коррекции s_1, s_2, s_3 наблюдаемы с мерой 1, а s_4 и s_5 — с мерой $\mu \sin\varphi$. Однако исходные переменные x_2 и x_4 из-за наличия в измерении слагаемого $\mu \sin\varphi z$ восстанавливаются из (4.7) с точностью до этого слагаемого, а Δ не восстанавливается.

4.2. Рассмотрим циркуляцию точки M с постоянной скоростью. Как для корабля период циркуляции, так и для самолетов период виража при крене 15—30° составляет 6—8 мин, поэтому отношение $\lambda_1 = \omega_0/\Omega$ частоты Шулера к угловой скорости циркуляции имеет порядок 0,1.

Обозначим ψ_1 — полярный угол в плоскости циркуляции, $\tau_1 = \Omega t = \tau/\lambda_1$, тогда $\psi_1 = \tau_1 + \psi_1(0)$. С точностью $\lambda_1\mu\mu_1$ имеем

$$\begin{gathered} v^2 = \mu_1^2 V^2 + \cos^2\varphi - 2\mu_1 \cos\varphi \cos\psi_1, \quad \omega_3 = \mu_1 V_1/v \\ V_1 = V(\mu_1 V - \cos\varphi \sin\psi_1)/v, \quad V_2 = V \cos\varphi \cos\psi_1/v \\ V_1^\cdot = -V_2 + \mu_1 V_1 V_2/v, \quad V_2^\cdot = V_1 - \mu_1 V_1^2/v, \quad v^\cdot = -\mu_1 V_2 \end{gathered} \tag{4.9}$$

Здесь и далее производные берутся по времени τ_1. Интегрирование в (3.3) ведется теперь также по времени τ_1, поэтому второе слагаемое в измерении (3.7) имеет вид $\lambda_1\mu\mu_1 \sin\varphi z$ и в силу (4.5) не превышает ошибку измерения, если скорость точки M не превосходит самолетную.

В переменных (4.2) система (3.6), (3.7) примет вид

$$\mathbf{y}^\cdot = \lambda_1 B_2 \mathbf{y} + \mu_1 \mathbf{d}\Delta, \quad \Delta^\cdot = 0, \quad \sigma = y_1 \tag{4.10}$$

$$\mathbf{d} = (0, V_1 - \mu_1 V^2/v, 0, V_2)^* \tag{4.11}$$

В случае циркуляции корабля перепишем (4.10), опустив уравнения для ненаблюдаемых переменных y_3 и y_4, вводя дополнительные переменные $p_1 = d_2\Delta$, $p_2 = d_4\Delta$ и пренебрегая членами порядка μ_1^2

$$y_1^\cdot = \lambda_1 y_2, \quad p_1^\cdot = -p_2, \quad y_2^\cdot = -\lambda_1 y_1 + \mu_1 p_1, \quad p_2^\cdot = p_1, \quad \sigma = y_1$$

Система (4.11) стационарна и наблюдаема, однако при $\tau_1 \in (0, 1)$ p_1 и p_2 наблюдаются с мерой $\lambda_1\mu_1$, поэтому для их оценивания необходим интервал времени $\tau_1 \in (0, 1/\lambda_1)$, что составляет два периода циркуляции.

В случае виража самолета переменные y_1, y_2 и Δ наблюдаемы, но система (4.10) не сводится к стационарной, что вынуждает применять более сложные алгоритмы оценивания, чем в случае циркуляции корабля.

Отметим, что задача коррекции гирогоризонткомпаса рассматривается здесь в рамках информационного подхода. Основным этапом такого подхода является анализ наблюдаемости, который позволяет выявить принципиальные возможности использования той или иной информации, оценить предельную точность коррекции и выделить класс приемлемых алгоритмов для оценивания наблюдаемых переменных.

При наличии соответствующих возможностей в конструкции гирогоризонткомпаса коррекцию можно также осуществлять вводя корректирующие моменты, которые, основываясь на результатах исследования наблюдаемости, легко выбрать так, чтобы обеспечить необходимое качество переходных процессов в замкнутой системе.

Автор благодарит Н. А. Парусникова и Ю. К. Жбанова за постановку задачи и помощь в работе над статьей.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Ишлинский А. Ю.* К теории гирогоризонткомпаса.– ПММ, 1956, т. 20, вып. 4, с. 487–499.
2. *Девянин Е. А.* Механика инерциальных навигационных систем.– Науч. тр. Ин-та механики МГУ, 1973, № 29, с. 18–41.
3. *Парусников Н. А.* Задача коррекции в инерциальной навигации.– Науч. тр. Ин-та механики МГУ, 1973, № 29, с. 42–70.
4. *Жбанов Ю. К.* К теории гирогоризонткомпаса.– ПММ, 1962, т. 26, вып. 6, с. 1130–1135.
5. *Андреев Ю. Н.* Управление конечномерными линейными объектами. М.: Наука, 1976. 424 с.
6. *Парусников Н. А., Каленова В. И., Морозов В. М., Шакотько А. Г.* О мере наблюдаемости.– В кн.: Некоторые вопросы навигации и управления. М.: Изд-во МГУ, 1980, с. 29–37.

Москва

Поступила в редакцию
23.IV.1982