

ЕДИН АЛГОРИТЪМ ЗА СЪВМЕСТНО ИЗПОЛЗВАНЕ НА ИНФОРМАЦИЯТА ОТ ИКВ И GPS

А. Н. МАДЖАРОВ

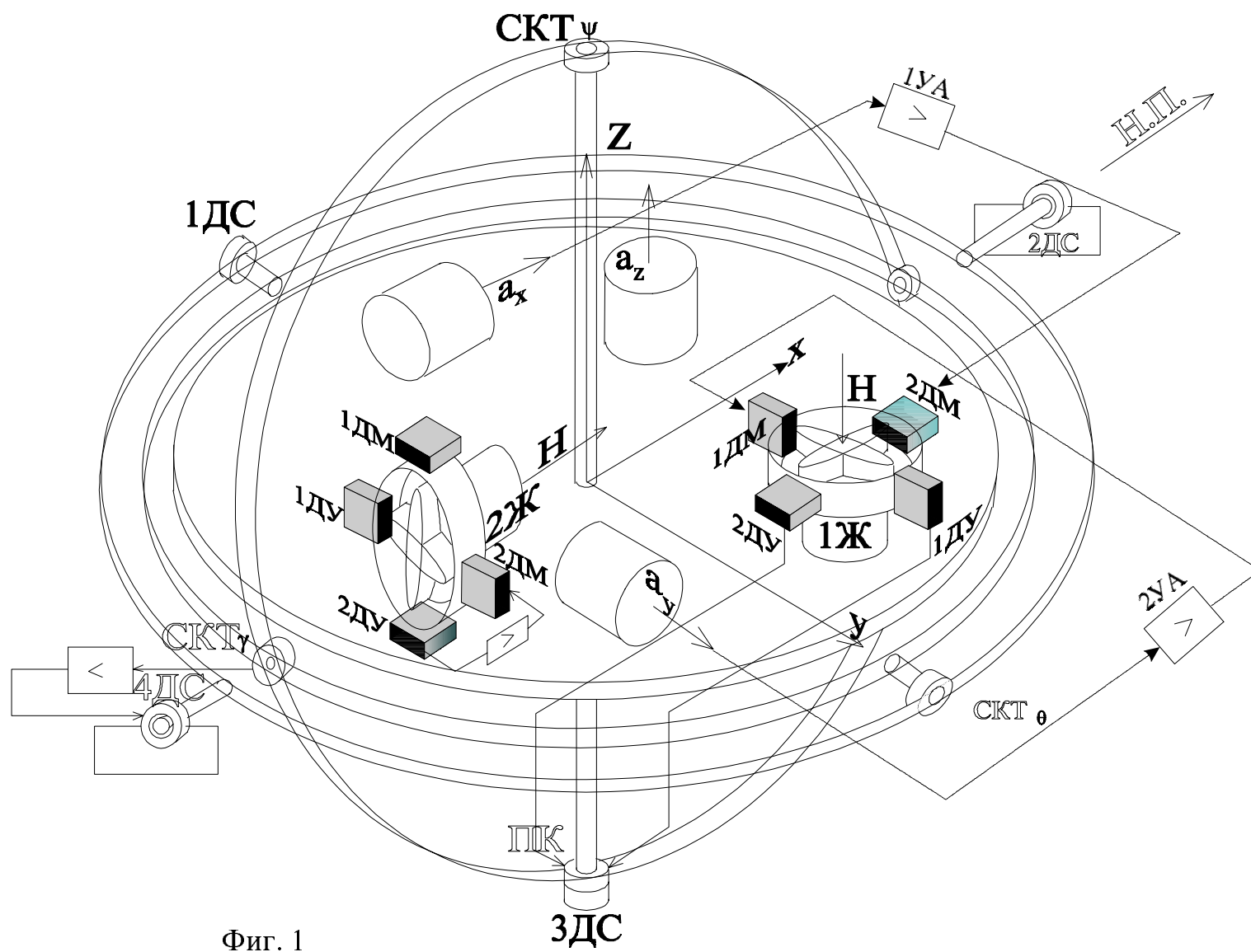
Обект на настоящето разглеждане е изходната информация от два основни елемента на навигационен измервателен комплекс: инерциална курсовертикала (ИКВ) с жироостабилизирана платформа и радиотехническо навигационно средство, обработващо сигнали от глобална навигационна система (GPS). Инерциални жироостабилизирани платформи, независимо от използвания метод за стабилизация, се използват в авиационните ИК В основно за определяне пространственото положение на самолета - ъглите на курс, крен и тангаж. Съществуват отделни радиотехнически устройства за определяне на местоположение и скорости на самолета. Приемникът на сигналите от GPS дава на изхода си информация както за местоположение, така и за пътни скорости.

Целта е по изходната информация от тези два типа първични навигационни източници да се получи филтър за високочестотните показания от радиосистемата и корекция в измерванията на инерциалната система.

1. Инерциална курсовертикала (ИКВ)

За разлика от инерциалните навигационни системи, в ИК В се използват опростени алгоритми за управление на жироостабилизираната платформа в полет. Това са алгоритми за поддържане на жироостабилизираната платформа в хоризонтално положение, за да се отчитат спрямо нея ъглите на курс, крен и тангаж. В тях се изчисляват хоризонталните проекции на абсолютните линейни скорости V_{ξ} , V_{η} на самолета. Като изходна информация от ИК В тези скорости имат второстепенен характер, именно заради съдържащата се в тях методическа грешка.

На фигура 1 е показана кинематичната схема [6] на ИКВ индикаторен тип, работеща по време на полет в режим интегрална корекция.



Фиг. 1

Акселерометрите, включващи датчиците 1А, 2А и усилвателите 1УА и 2УА, измерват проекциите на абсолютното ускорение a_x^*, a_y^* на центъра на маса на самолета върху осите x и y на платформата. Хоризонталните проекции на абсолютната линейна скорост се записват във вида:

$$V_\xi \approx V_x^* = V_{\xi 0} + \int_0^t a_x^* dt, \quad V_\eta \approx V_y^* = V_{\eta 0} + \int_0^t a_y^* dt, \quad (1)$$

където: - $V_{\xi 0}, V_{\eta 0}$ - са начални стойности на хоризонталните проекции на абсолютната линейна скорост за съответната точка от земната повърхност в момента на излитане;

- V_x^*, V_y^* са измерените в полет от ИК В хоризонтални проекции на абсолютната линейна скорост на самолета.

В режим на интегрална корекция платформата е несмущавана от ускорителното движение на самолета, защото се поддържа в хоризонта от сигнали, пропорционални на хоризонталните проекции $\omega_\xi^a, \omega_\eta^a$ на абсолютната ъглова скорост на самолета (по осите ξ и η):

$$\omega_\xi^a = -\frac{V_\eta}{R} \approx \Omega_{\xi 0} - \frac{1}{R_0} \int_0^t a_y^* dt, \quad \omega_\eta^a = \frac{V_\xi}{R} \approx \Omega_{\eta 0} + \frac{1}{R_0} \int_0^t a_x^* dt, \quad (2)$$

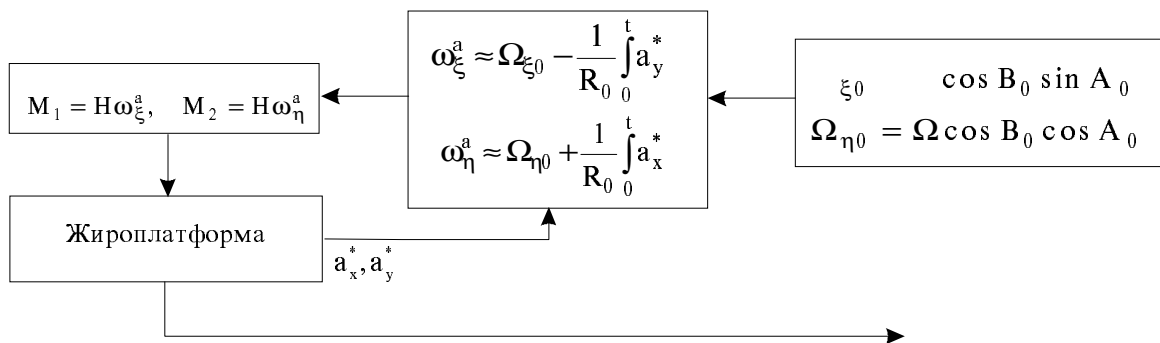
където R_0 и $\Omega_{\xi 0}, \Omega_{\eta 0}$ са съответно радиусът на земната сфера и

хоризонталните проекции на ъгловата скорост $\vec{\Omega}$ на денонощно въртене на Земята в точката на излитане. За да се изпълни условието на Шулер за несмущаемост, коефициентът на пропорционалност се взема равен на кинетичния момент H на жироскопа 1Ж (фиг. 1). Интегрална корекция на платформата се осъществява като на датчиците на момента 1ДМ и 2ДМ на свободния жироскоп 1Ж (жирофлекс) се подават сигнали:

$$M_1 = H\omega_\xi^a, \quad M_2 = H\omega_\eta^a. \quad (3)$$

Под действието на моментите (3) този жирофлекс прецесира, докато направлението на кинетичния му момент $\vec{H}$ застане перпендикулярно на хоризонта (ξ, η). При индикаторен тип жиростабилизация [2], отделни следящи системи (на фиг. 1 не са показани) завъртат платформата, докато застане перпендикулярно на $\vec{H}$. Така, жиростабилизираната платформа от фиг. 1 се поддържа хоризонтална с точността на приближените формули (2) и (3). Това приближение определя и методическата грешка при измерване на ъглите на курс ψ , крен γ и тангаж ϑ . По същество, те се снемат като ъгли в карданното окачване на жироплатформата, а тя не е строго перпендикулярна нито на геоцентрическата, нито на геодезическата вертикала.

На фиг. 2 е показана обща блок-схема за управление на жиростабилизирана платформа в режим на интегрална корекция.



Фиг. 2

2. Информация получавана от GPS

Радионавигационните системи от типа NAVSTAR и ГЛОНАСС използват спътници, движещи се в околоземното пространство и отдалечени от Земята на разстояние около 20 000 km.

От измерени отдалечения на спътници до потребител се изчисляват три негови геоцентрически декартови координати (X,Y,Z), чрез решаване на система от три алгебрически уравнения. След това е възможно [1], да се определят геодезическата ширина B_p , дължина L_p и височина h_p на потребителя над земния елипсоид. В приемника на потребителя се използва референц-елипсоид, привързан към локална геодезическа система и задаван от голяма полуос a и малка полуос b . С отчитане на височината h_p , двата радиуса на кривина на елипсоида ще бъдат:

$$Q = a\xi^3(1 - e^2) + h_p, \quad G = a\xi + h_p, \quad (4)$$

$$\xi = (1 - e^2 \sin^2 B_p)^{-1/2}, \quad e^2 = (a^2 - b^2) / a^2.$$

Модула на пътната скорост на потребител се определя от доплеровско изместване на носещата честота на сигнала от ИСЗ, предизвикано от движението му. Приемниците позволяват от последователни показания за местоположение да се определи и пътен ъгъл D^p , отчитан спрямо истинския географски север. Хоризонталните проекции на измерваната пътна скорост ще са равни на:

$$W_\xi^p = W^p \sin(D^p - A), \quad W_\eta^p = W^p \cos(D^p - A), \quad (5)$$

където A е ъгъл на азимута и се отчита от истинския север до остта η на опорен навигационен базис $\xi\eta\zeta$ [4]. Остта ζ е насочена по геодезическата вертикала.

3. Математически модели, допълнително използвани в предлагания алгоритъм

Модел на грешките на ИКВ

Инерциалните курсовертикали имат методически и инструментални грешки, описани в [1] във вида:

$$V_x^* = V_{\xi'} + \Delta V_{\xi'}, \quad V_y^* = V_{\eta'} + \Delta V_{\eta'}, \quad (6)$$

където: - $\Delta V_{\xi'}$, $\Delta V_{\eta'}$ са общите грешки в измерването на хоризонталните проекции $V_{\xi'}$, $V_{\eta'}$ на абсолютната линейна скорост; ξ' , η' са хоризонтални проекции на измервателните оси x, y на двата акселерометъра. Тази обща грешка довежда до погрешно ъглово положение на платформата в полет на ъгли α, β, γ до положение $ху\zeta$ [4], спрямо $\xi\eta\zeta$ (хоризонта и направлението в него η). Именно методическите грешки на ИК В, поради опростеното управление с приближените формули (2) и (3) довеждат до това, че жироостабилизираната платформа не застава перпендикулярно нито на геоцентрическата, нито на геодезическата вертикала. Тяхното изчисляване и компенсиране е възможно само при наличието на допълнителна информация.

Методическите грешки на ИК В имат детерминиран характер и са добре изучени. В [2] е даден **алгоритъм за изчисляване на геодезически координати с корекция на ъгли и скорости**. Предназначен е да обработва изходните измервания на ИК В с компенсиране на методическите грешки. Този алгоритъм отчита, че осите ξ и η са допирателни на повърхнината на референц-елипсоида, но не участва в обратната връзка за управление на жироплатформата и има вида:

- 1) интегриране показанията на хоризонталните акселерометри

$$\dot{V}_x^* = a_x^*; V_x^*(t=0) = V_{x0}^*; \quad \dot{V}_y^* = a_y^*; V_y^*(t=0) = V_{y0}^*; \quad (7)$$

- 2) управляващи моменти за платформата (жирофлекса 1Ж от фиг.1)

$$M_1 = (H^* V_y^*) / R_0; \quad M_2 = (H^* V_x^*) / R_0; \quad (8)$$

- 3) изчисляване на методически грешки

$$\begin{aligned} R_0 &= a + \Delta R_0; \quad H^* = H + \Delta H; \\ \chi_1 &= \Delta H / H, \quad \chi_2 = a^{-1}(\Delta R_0 - h^p); \\ \chi_3 &= e^2(-0,5 \sin^2 B + \cos^2 A \cos^2 B); \\ \chi_4 &= e^2(-0,5 \sin^2 B + \sin^2 A \cos^2 B); \\ \chi_5 &= 0,5e^2 \sin 2B \cos^2 B; \end{aligned} \quad (9)$$

- 3) изчисляване на коригиращи стойности за ъгли и скорости

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -\hat{\gamma} \frac{\hat{V}_\eta}{a} + \hat{\beta} \frac{\hat{V}_\xi}{a} + \omega_3^B, \quad \alpha_{(t0)} = \alpha_0; \\ \dot{\beta} &= -\hat{\alpha} \frac{\hat{V}_\xi}{a} - \frac{\Delta \hat{V}_\eta}{a} + \frac{\hat{V}_\eta}{a} (-\chi_1 + \chi_2 + \chi_3) - \chi_5 \frac{\hat{V}_\xi}{a} + \omega_1^B, \quad \hat{\beta}_{(t0)} = \hat{\beta}_0; \\ \dot{\gamma} &= \hat{\alpha} \frac{\hat{V}_\eta}{a} - \frac{\Delta \hat{V}_\xi}{a} + \frac{\hat{V}_\xi}{a} (-\chi_1 + \chi_2 + \chi_4) - \chi_5 \frac{\hat{V}_\eta}{a} + \omega_2^B, \quad \hat{\gamma}_{(t0)} = \hat{\gamma}_0; \\ \Delta \hat{V}_\xi &= \hat{\gamma} a_z^* + \hat{\omega}_\eta^a \hat{V}_\xi - \hat{g}_\xi + \hat{\alpha} a_y^* + a_x^B, \quad \Delta \hat{V}_{\xi(t=0)} = \Delta \hat{V}_{\xi0}; \end{aligned} \quad (10)$$

$$\Delta \hat{V}_\eta = \hat{\beta} a_z^* - \hat{\omega}_\xi^a \hat{V}_\xi - \hat{g}_\eta - \hat{\alpha} a_x^* + a_y^B, \quad \Delta \hat{V}_{\eta(t=0)} = \Delta \hat{V}_{\eta 0}$$

4) алгоритъм за изчисляване на геодезически координати и скорости

$$\begin{aligned} \hat{V}_\xi &= V_x^* - \Delta \hat{V}_\xi, \quad \hat{V}_\eta = V_y^* - \Delta \hat{V}_\eta; \\ \dot{B} &= Q^{-1}(-\hat{V}_\xi \sin A + \hat{V}_\eta \cos A), \quad B(t=0) = B_0 \\ \dot{L} &= (G \cos B)^{-1}(\hat{V}_\xi \cos A + \hat{V}_\eta \sin A) - \Omega, \quad L(t=0) = L_0 \\ \dot{A} &= G^{-1}(\hat{V}_\xi \cos A + \hat{V}_\eta \sin A) \operatorname{tg} B, \quad A(t=0) = A_0, \end{aligned} \quad (11)$$

където входни величини са:

- $V_x^*, V_y^*, a_x^*, a_y^*$ - измервания постъпващи от ИКВ;
- инструментални грешки на първичните инерциални измерители:
 ω_1^B, ω_2^B - дрейф на вертикалния жирокоп 1Ж, ω_3^B - дрейф на курсовия жирокоп 2Ж, a_x^B, a_y^B - инструментални грешки на акселерометрите;
- g_ξ, g_η - са проекции на относителната гравитационна сила и се уточняват в модел на гравитационното поле на Земята;

Модел на грешките на първични инерциални измерители

В първо приближение, като стойности за $\omega_1^B, \omega_2^B, \omega_3^B, a_x^B, a_y^B$ обикновено се вземат константи. Уточняват се при начално ориентиране на жироплатформата в режим на точно установяване от работата на ИКВ [6]. Практиката е показала, че са валидни за период поне от една седмица. Във второ приближение [2], може да се разглеждат като случайни процеси със параметри, уточнени при моделиране или експериментално.

Модел на гравитационното поле на Земята

Тъй като за модел на формата на Земята се приема елипсоид с голяма полуос a , то в [2] са уточнени проекциите на вектора на относителната гравитационна сила по осите $\xi\eta\zeta$ на опорния навигационен базис:

$$g_\xi = 0,5g(e^2 - q) \sin 2\varphi \sin A, \quad g_\eta = -0,5g(e^2 - q) \sin 2\varphi \cos A, \quad g_\zeta = g, \quad (12)$$

където: A е ъгъл между географския север и остта η ;
 $g_e^T = 9,78049 \text{ m/s}^2$ - относителна сила на теглото на Екватора;
 $g = g_e^T + a\Omega^2 = 9,8144 \text{ m/s}^2$ - относителна гравитационна сила на Екватора;
 $q = a\Omega^2 / g_e^T = 0,00346775$. Уточнението (12) е необходимо, тъй като изчисленията се провеждат при условие, че остта ζ е насочена по геодезическата вертикала. На борда на самолет тези проекции е невъзможно да бъдат измервани.

Модел на полета

За въвеждане на стойност за V_{ζ} в този алгоритъм е необходимо предварително да се моделира движението на самолета по планиран маршрут. С необходима за практиката точност това се извършва в инженерно-штурмански разчет. За теоретични и прецизни практически изследвания може да се използва моделиране на полета на самолета като материална точка от [1]. Моделът от [3] отчита и формата на Земята като ротационен елипсоид. Вертикалната скорост на самолета се изчислява и в някои режими на работа на GPS приемник.

4. Основание за съгласуване на измерванията получавани от ИКВ и GPS

Първото основно уравнение [2] на инерциалната навигация $\vec{W} = \vec{V} - \vec{\Omega} \times \vec{R}$ може да се представи по осите $\xi\eta\zeta$ на опорен навигационен базис (когато ζ е по направление на геодезическата вертикала) в скаларен вид:

$$W_{\xi} = V_{\xi} - G\Omega_{\eta}, \quad W_{\eta} = V_{\eta} + G\Omega_{\xi}, \quad W_{\zeta} = V_{\zeta}. \quad (13)$$

За изчисляване на геодезически координати в инерциалната навигация се използват равенства (11). За да постигнем поставената цел за филтрация на показанията от двата навигационни датчика е необходимо да построим уравнения на връзките. По местоположение уравненията ще бъдат:

$$0 = B_p - B; \quad 0 = L_p - L. \quad (14)$$

По скорост, на основание равенства (13), е в сила връзката:

$$\begin{aligned} 0 &= V_{\xi} - W_{\xi}^p - G\Omega_{\eta}, \\ 0 &= V_{\eta} - W_{\eta}^p + G\Omega_{\xi}. \end{aligned} \quad (15)$$

За изчисляване на проекциите (2) на абсолютната ъглова скорост на самолета при свободни в азимута оси ξ, η са валидни равенствата:

$$\begin{aligned} \omega_{\xi}^a &= -\frac{V_{\eta}}{a} \left(1 + \chi_3 - \frac{h}{a}\right) + \chi_5 \frac{V_{\xi}}{a}, \\ \omega_{\eta}^a &= \frac{V_{\xi}}{a} \left(1 + \chi_4 - \frac{h}{a}\right) - \chi_5 \frac{V_{\eta}}{a}, \\ \omega_{\zeta}^a &= 0. \end{aligned} \quad (16)$$

Те позволяват, ако са налице оценки за влизащите в тях величини да осъществим управления на жироплатформата в полет от вида (3). Но в този случай платформата ще бъде поддържана перпендикулярна на геодезическата вертикала, а не само несмущаема от ускорителни движения на самолета.

5. Структура на предлагания алгоритъм

Предлагания алгоритъм за филтрация на показанията от GPS и корекция на ИКВ има следния вид:

$$\begin{aligned}
 \hat{V}_\xi &= V_x^* - \Delta \hat{V}_\xi, & \hat{V}_\eta &= V_y^* - \Delta \hat{V}_\eta; \\
 \xi &= (1 - e^2 \sin^2 \hat{B}_p)^{-1/2}, & e^2 &= (a^2 - b^2) / a^2, \\
 \chi_2 &= a^{-1}(\Delta R_0 - h^p); \\
 \chi_3 &= e^2(-0,5 \sin^2 \hat{B} + \cos^2 \hat{A} \cos^2 \hat{B}); \\
 \chi_4 &= e^2(-0,5 \sin^2 \hat{B} + \sin^2 \hat{A} \cos^2 \hat{B}); \\
 \chi_5 &= 0,5e^2 \sin 2\hat{B} \cos^2 \hat{B}; \\
 \dot{\hat{\alpha}} &= -\hat{\gamma} \frac{\hat{V}_\eta}{a} + \hat{\beta} \frac{\hat{V}_\xi}{a} + \omega_3^B, & \alpha_{(t_0)} &= \alpha_0; \\
 \dot{\hat{\beta}} &= -\hat{\alpha} \frac{\hat{V}_\xi}{a} - \frac{\Delta \hat{V}_\eta}{a} + \frac{\hat{V}_\eta}{a}(-\chi_1 + \chi_2 + \chi_3) - \chi_5 \frac{\hat{V}_\xi}{a} + \omega_1^B, & \hat{\beta}_{(t_0)} &= \hat{\beta}_0; \\
 \dot{\hat{\gamma}} &= \hat{\alpha} \frac{\hat{V}_\eta}{a} - \frac{\Delta \hat{V}_\xi}{a} + \frac{\hat{V}_\xi}{a}(-\chi_1 + \chi_2 + \chi_4) - \chi_5 \frac{\hat{V}_\eta}{a} + \omega_2^B, & \hat{\gamma}_{(t_0)} &= \hat{\gamma}_0; \\
 Q &= a\xi^3(1 - e^2) + h_p, & G &= a\xi + h_p, \\
 \Delta \hat{V}_\xi &= \hat{\gamma}a_z^* + \hat{\omega}_\eta^a \hat{V}_\xi - \hat{g}_\xi + \hat{\alpha}a_y^* + a_x^B + \\
 &\quad + K_1[V_x^* - \Delta \hat{V}_\xi - W_\xi^p - G\Omega \cos \hat{B} \cos(\hat{A} - \hat{\alpha})], \\
 \Delta \hat{V}_{\xi(t=0)} &= \Delta \hat{V}_{\xi 0}; \\
 \Delta \hat{V}_\eta &= \hat{\beta}a_z^* - \hat{\omega}_\xi^a \hat{V}_\eta - \hat{g}_\eta - \hat{\alpha}a_x^* + a_y^B + \\
 &\quad + K_2[V_y^* - \Delta \hat{V}_\eta - W_\eta^p - G\Omega \cos \hat{B} \sin(\hat{A} - \hat{\alpha})] \\
 \Delta \hat{V}_{\eta(t=0)} &= \Delta \hat{V}_{\eta 0}; \\
 \dot{\hat{B}} &= Q^{-1}(-\hat{V}_\xi \sin \hat{A} + \hat{V}_\eta \cos \hat{A}) + K_3(B_p - \hat{B}), & \hat{B}(t=0) &= B_0; \\
 \dot{\hat{L}} &= (G \cos \hat{B})^{-1}(\hat{V}_\xi \cos \hat{A} + \hat{V}_\eta \sin \hat{A}) - \Omega + K_4(L_p - \hat{L}), & L(t=0) &= L_0; \\
 \dot{\hat{A}} &= G^{-1}(\hat{V}_\xi \cos \hat{A} + \hat{V}_\eta \sin \hat{A}) \operatorname{tg} \hat{B}, & \hat{A}(t=0) &= 0,
 \end{aligned}$$

където: - χ_1 - нестабилност на скоростта на въртене на ротора на жирофлекс 1Ж;

$$\begin{aligned}
 -g_\xi &= 0,5g(e^2 - q) \sin 2\varphi \sin A, & g_\eta &= -0,5g(e^2 - q) \sin 2\varphi \cos A, \\
 \varphi &= B(1 - 0,5e^2 \sin 2B) - \text{от равенства (12)}.
 \end{aligned}$$

Структурата на алгоритъма е показана на фиг. 3.

6. Изводи и предложения за използване

Получения алгоритъм обработва изходните стойности от инерциална курсовертикала и потребителски приемник на GPS. На пистата, преди излитане, показанията на радиоприемника по скорост силно флукуират. Налага се те да не се използват или да се филтрират. В полет, по време на маньовър, приемника може да загуби съзвездieto от спътници за продължително време. Алгоритъмът ще продължи да работи по запомнени стойности в чисто инерциален режим.

Като изходни величини се получават оценки на геодезическата ширина и дължина, което е неприемливо за работата на инерциална курсовертикала в автономен режим. Получените на изхода на алгоритъма оценки за погрешното ъглово положение на жироплатформата позволяват да се коригират показанията за курс, крен и тангаж:

$\psi' = \psi^* - \hat{\alpha}$, $\gamma' = \gamma^* - \hat{\beta}$, $\vartheta' = \vartheta^* - \hat{\gamma}$, снемани като ъгли в карданното окачване. Предлага се на изхода на алгоритъма да се използват равенства (16) за да се застави жироплатформата да прецесира с абсолютните ъглови скорости на репер $\xi\eta\zeta$ ортогонален на земната повърхност. По този начин ИК В ще получи не само несмущаема от ускорителните движения на самолета платформа, но и напълно отстранени методически грешки. Това ще я доближи по точност до инерциалните системи.

Алгоритъмът е приложим за евтини навигационни датчици от среден клас. В него подлежат на уточнение коефициентите К на филтъра. Това е трудоемка задача за самостоятелни изследвания, поради нелинейния и нестационарен характер на системата диференциални уравнения (16).

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационные приборы и навигационные системы. /Под ред. Бабича О. А. М.: ВВИА, 1981. 645с.
2. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах. Москва, Машиностроение, 1991, 512 стр.
3. Маджаров А. Н. Моделирование движение самолета по заданной траектории. В сб.: Научно- методические материалы “ Авиационные приборы и навигационные системы летательных аппаратов”. - М.: ВВИА, 1990, стр. 117-120.
4. Маджаров А. Н. Определяне на взаимното ъглово положение на два подвижни ортогонални базиса. В сб.: Научни трудове ВВВУ, бр. 56, 1993, стр. 77-81.
5. Александров И. Космическая радионавигационная система НАВСТАР. сп. “ Зарубежное военное обозрение”, 1995 г., кн. 5, стр. 52-63.
6. Руководство по технической эксплуатации изделия Ц-050. Част 2.