

УДК 629.7.05

ИЗПОЛЗВАНЕ НА МОДЕЛ НА ГРАВИТАЦИОННО ПОЛЕ В УРАВНЕНИЯТА НА ИНЕРЦИАЛНАТА НАВИГАЦИЯ

А. Н. МАДЖАРОВ

Автономният инерциален метод за определяне на скорости и местоположение на подвижен обект се основава на използването на информация за два вектора: $\vec{g}$ на относителната гравитационна сила и $\vec{\Omega}$ на ъгловата скорост на денонощно въртене на Земята. Чувствителни елементи са инерциални датчици: акселерометри и жирокопи. В тази работа, обект на изследване са стойностите на $\vec{g}$, присъстващи в показанията на акселерометрите. Това е априорна информация, уточнявана в полет по текущата геодезическа ширина B и височина над елипсоида h . Целта е да се покаже, как при въвеждане на $\vec{g}(B, h)$ в уравненията на инерциалната навигация е възможно да се отделят постоянно действащи съставлящи. В обичайните навигационни алгоритми те имат характер на методически грешки, като някои от тях са по-малки от инструменталните грешки на акселерометрите. Отчитането им в навигационната задача е необходимо за постигане на високи точности, сравними с тези на глобалните радионавигационни системи. Възможно е само при наличие на високо чувствителни акселерометри.

Същност на проблема

Както е известно, абсолютното ускорение на движеща се точка в подвижна координатна система е алгебрична сума от три ускорения: преносно, относително и кориолисово. При движение в околоземното пространство преносно е центробежното ускорение в резултат от денонощното въртене на Земята. Силата на инерцията, възникваща от това ускорение, заедно с притегателната сила на гравитационното поле на Земята образуват силата на тежестта. Съществен е фактът, че акселерометрите реагират на движение на техния корпус в абсолютното инерциално пространство (относно звездите). По тази причина са наричани и нютонметри.

Векторът $\vec{g}$ не може да се измерва в полет. Вместо него с акселерометри се измерва привидното ускорение $\vec{a}$, явяващо се разликата между пълното

ускорение $\vec{\omega}$ и $\vec{g}$: $\vec{a} = \vec{\omega} - \vec{g}$. Абсолютното ускорение $\vec{\omega}(t)$ е производната от вектора на абсолютната скорост $\vec{V}(t)$:

$$\vec{\omega}(t) = \frac{d}{dt} \vec{V}(t), \quad (1)$$

В подвижната координатната система $\xi\eta\zeta$, първа форма за показания на акселерометри е:

$$\vec{a} = \vec{\omega} - \vec{g} = \dot{\vec{V}} + \vec{\omega}^a \vec{V} - \vec{g}. \quad (2)$$

В нея $\vec{g}(B, h)$ присъства непосредствено. Съществува и друга втора форма на уравнението за представяне на показанията на акселерометри, като в нея явно участват проекциите W_x, W_y, W_z на вектора $\vec{W}$ на пътната скорост, а не проекциите V_x, V_y, V_z на вектора $\vec{V}$. За пълното ускорение [1] от теорията на инерциалната навигация е известно представянето:

$$\vec{\omega} = \dot{\vec{W}} + \vec{\omega} \times \vec{W} + 2\vec{\Omega} \times \vec{W} + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{R}) \quad (3)$$

където: $\dot{\vec{W}} + \vec{\omega} \times \vec{W}$ е относителното ускорение, $2\vec{\Omega} \times \vec{W}$ е кориолисовото, $\vec{f} = -\vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{R})$ е преносното (центробежно) ускорение. В тази форма на представяне, $\vec{R}$ е разстоянието от центъра на маса на Земята до центъра на маса на самолета или вектор на местоположение, $\vec{W}$ е вектор на пътната скорост. Относителното ускорение е представено в две събираеми. Първото $\dot{\vec{W}}$ е производната на пътната скорост, разглеждана в подвижна спрямо Земята координатна система. Като такава е възприет опорния навигационен базис с оси $\xi\eta\zeta$ и относителната му ъглова скорост $\vec{\omega}$ може да бъде изчислявана абсолютно точно, без методически грешки, с отчитане на геометричната форма на Земята като ротационен елипсоид. Второто събираемо $\vec{\omega} \times \vec{W}$ по същество отчита кривината на траекторията на самолета в пространството.

Векторното равенство:

$$\dot{\vec{W}} = \vec{a} - \vec{\omega} \times \vec{W} - 2\vec{\Omega} \times \vec{W} + \vec{g} - \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{R}) \quad (4)$$

се използва за изчисляване на проекциите на земната скорост. Видно е отделянето от показанията на акселерометрите на относителното и кориолисово ускорение като детерминирани съставлящи (ефект на Eötvös). Като относителна сила на теглото (за единица маса) се приема:

$$\vec{g}^T = \vec{g} + \vec{f} = \vec{g} - \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{R}). \quad (5)$$

За изчисляване стойност на $\vec{g}^T$ се използва възприет стандартен модел за $\vec{g}(B, h)$. Центробежното ускорение се добавя, след изчисляване, при известно местоположение $\vec{R}$ [2].

Общоприети формули [1] (Москва, 1971, Асамблея на Международния съюз по геофизика и геодезия) за нормално гравитационно поле са:

$$g_2 = -0,5(e^2 - q)\left(\frac{a}{R}\right)^4 \sin 2\varphi, \quad q = \frac{a\Omega^2}{g_e^T} = 0.00346775, \quad (6)$$

$$g_3 = -g_e^T \left(\frac{a}{R}\right)^2 \left[1 - 0,5e^2 + \frac{3}{2}q + \frac{1}{2}(e^2 - q)(1 - 3\sin^2 \varphi) \left(\frac{a}{R}\right)^2 \right], \quad (7)$$

$$g_n^T = -978,0318(1 + 0,0053024\sin^2 \varphi - 59.10^{-7} \sin^2 2\varphi). \quad (8)$$

Тяхната точност е $\pm 20\text{mGal}$ и са валидни за нивото на ротационния елипсоид.

Отчитане на хоризонталните съставлящи на гравитационното поле в първо приближение

При полет на малки височини е допустимо [1] до първи порядък спрямо e^2 за нормални стойности на гравитационното привличане да се вземат:

$$\text{северна } g_N = 0.5g_e^T q \sin 2B = a\Omega^2 \sin B \cos B \quad (9)$$

$$\text{и вертикална } g_n = g_3 = -g_e^T \left[1 + q - 2\frac{h}{a} + \frac{1}{2}(3q - e^2) \sin^2 B \right] \quad (10)$$

съставляща на вектора $\vec{g}$, в които $g_e^T = 9.780318\text{m/s}^2$ е максималната стойност на теглото на Екватора. Те задават интензивността на гравитационното поле на Земята във функция на геодезическата ширина B и височината h над елипсоида. Използване на геоида за нулева повърхност е неудобно поради сложния му аналитичен вид. В авиацията е възприето първото му приближение като ротационен елипсоид. По определение това е повърхнина към която силата на тежестта е нормална във всяка нейна точка. За нулевата повърхност силата на тежестта е прието да се счита:

$$g_n^T = -g_e^T \left[1 - 2(h/a) + \beta \sin^2 \varphi \right]. \quad (11)$$

като функция от геоцентрическата ширина φ .

В първо приближение, с отчитане на разликата $\mu = B - \varphi \approx 0.5e^2 \sin 2\varphi \approx 0.5e^2 \sin 2B$ между геоцентрическата и геодезическата ширина B , за разстоянието от точка на референц-елипсоида до центъра на Земята се взема $R = a(1 - 0.5e^2 \sin^2 \varphi) \approx a(1 - 0.5e^2 \sin^2 B)$ и силата на тежестта за нулева височина е [1]:

$$g_n^T = -g_e^T (1 + \beta \sin^2 B), \quad \beta = \frac{5}{2}q - \frac{e^2}{2} = \left(\frac{2}{2} + \frac{3}{2}\right)q - \frac{e^2}{2}. \quad (12)$$

Ако сравним възприетите стандартни представяния (12) за теглото и (10) за гравитационното привличане:

$$g_n = -g_e^T \left[1 + (q - q \sin^2 B) - 2\frac{h}{a} + \frac{1}{2}(5q - e^2) \sin^2 B \right] \quad (13)$$

става ясно, че северната $g_N = a\Omega^2 \sin B \cos B$ проекция и съставлящата $-g_e^T (q - q \sin^2 B) = -g_e^T q \cos^2 B = -a\Omega^2 \cos^2 B$ във вертикалната проекция на гравитационния модел (9), (12) отчитат центростремително ускорение. Такива стойности на центростремително ускорение съществуват в точките на сфера с радиус a .

При полет на височина h над ротационен елипсоид радиусът на първа вертикала е $G = a\xi + h$. За него центробежното ускорение от въртенето на Земята е:

$$\vec{f} = -\vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ G \end{pmatrix}) = \begin{pmatrix} 0 \\ -\Omega^2 G \cos B \sin B \\ \Omega^2 G \cos B \cos B \end{pmatrix}. \quad (14)$$

От (9), (10) и (14) за стандартна стойност на ускорението на свободно падане от височина h се получава:

$$\vec{g}^T = \begin{pmatrix} g_E^T \\ g_N^T \\ g_n^T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ \Omega^2 (a - a\xi - h) \cos B \sin B \\ -g_e^T (1 - 2\frac{h}{a} + \beta \sin^2 B) - \Omega^2 (a - a\xi - h) \cos^2 B \end{pmatrix}, \quad (15)$$

като проекциите му върху опорния навигационен базис могат да се представят съгласно приетите обозначения:

$$\begin{aligned} \vec{g}^T &= \begin{pmatrix} g_\xi^T \\ g_\eta^T \\ g_\zeta^T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -g_N^T \sin A \\ g_N^T \cos A \\ g_n^T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\Omega^2 (a - a\xi - h) \sin A \cos B \sin B \\ \Omega^2 (a - a\xi - h) \cos A \cos B \sin B \\ g_n^T \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} \Omega^2 (a - a\xi - h) u_{13} u_{33} \\ \Omega^2 (a - a\xi - h) u_{23} u_{33} \\ -g_e^T (1 - 2\frac{h}{a} + \beta u_{33}) - \Omega^2 (a - a\xi - h) (1 - u_{33}^2) \end{pmatrix}, \quad (16) \end{aligned}$$

Този модел следва да се използва в уравненията на инерциалната навигация (4),(5). Точността му съответства на първата степен на приближение в прехода между сфера и ротационен елипсоид. В него от особена важност е отчитането на радиуса на кривина на меридианната елипса. Чрез него частично се компенсира ефект на Eötvös, проявяващ се от несферичността на Земята.

Неустойчивост на вертикалния канал в инерциална система

Общозвешно е [1], че инерциални системи с включен вертикален канал са неустойчиви. Нека височината над елипсоида се изчислява по (11) и:

$$\ddot{h} = \dot{W}_\zeta = a_\zeta - (\omega_\xi + 2\Omega u_{13}) W_\eta + (\omega_\eta + 2\Omega u_{23}) W_\xi + g_n^T; \quad (17)$$

$$W_{\zeta}(t_0) = W_{\zeta}(0).$$

Вертикална скорост може да се получава чрез интегриране на $\mu = a_{\zeta} - (\omega_{\xi} + 2\Omega u_{13})W_{\eta} + (\omega_{\eta} + 2\Omega u_{23})W_{\xi} + g_n^T$ или чрез диференциране на $h(t)$, постъпваща от барометричен висотомер или от GPS. Необходимо е да обърнем внимание на факта, че вертикалната скорост участва в показанията на хоризонталните акселерометри като съставлява в центробежните и кориолисови ускорения (4) от въртенето на Земята и линейното преместване на самолета спрямо нея. В този смисъл грешката Δh при определяне на височината при интегриране на $\dot{W}_{\zeta} = \mu$ ще бъде:

$$\Delta \ddot{h} = \frac{\partial \mu}{\partial h} \Delta h = 2 \frac{g_e^T}{a} \Delta h = 2\nu^2 \Delta h, \quad \nu^2 = g_e^T / a, \quad (18)$$

където $\nu^{-1} = 807[s]$ е честота на Шулер, определяща колебания с период $T_{\nu} = 2\pi\nu^{-1} = 84.56$ минути.

Уравнение (18) има неустойчиви решения: $\Delta h(t_0) \neq 0$, $\Delta W_{\zeta}(t_0) \neq 0$,

$$\Delta h(t) = 0,5 \Delta h(t_0) \left\{ \exp[\sqrt{2}\nu(t-t_0)] + \exp[-\sqrt{2}\nu(t-t_0)] \right\},$$

$$\Delta W_{\zeta}(t) = \dot{\Delta h}(t) = 0,5\sqrt{2}\nu \Delta h(t_0) \left\{ \exp[\sqrt{2}\nu(t-t_0)] - \exp[-\sqrt{2}\nu(t-t_0)] \right\},$$

и доказва, че определянето на височината само по показанията на вертикалния акселерометър е неустойчиво. В същото време показва, че за време до $(t-t_0) < 9,5$ минути, когато $\sqrt{2}\nu(t-t_0) < 1$ грешката Δh практически не се изменя и може да не се обръща внимание на показаната неустойчивост. От уравнение (18) се вижда още, че скоростта на нарастване на грешката при измерване на вертикалната скорост зависи от производната по височина на g_n^T (за нормално гравитационно поле:

$2 \frac{g_e^T}{a} = 0.3066774 mGal/m$). Този коефициент се използва и в геофизиката за изчисляване на гравитационните аномалии в свободен въздух (аномалии на Фай): $\Delta g_n(h) = g_{n(h=0)} - 0,3086774h$ [mGal/m].

Да разгледаме стойността на абсолютната вертикална скорост V_{ζ} , възникваща при движение с постоянна височина над елипсоида. За нея е валидно:

$$V_{\zeta} = \dot{R} = -0,5ae^2 2\dot{B} \sin B \cos B \approx 0,5W_N e^2 \sin 2\varphi. \quad (19)$$

При скорост $W=300m/s$, $\varphi=45^\circ$ стойността е $-1m/s$. В този случай членовете $R^{-1}V_{\xi}V_{\zeta}$ и $R^{-1}V_{\eta}V_{\zeta}$ в хоризонталните канали на (2) имат порядък $10^{-4}m/s^2 \approx 10^{-5}g \approx 10mGal$. В автономен режим неустойчивостта от вертикалния канал се пренася в хоризонталните.

Изчисляване на абсолютно ускорение на обект по информация за пътна скорост, измервана от радионавигационна система

Методът на измерване в GPS дава проекции на $\vec{W}$. Налага се тяхното преобразуване в $\vec{V}$ и от там в $\vec{\omega}$. Преобразуването става с отчитане на инерционни поправки (ефект на Eötvös) и налага изчисляване на проекции $\vec{\omega}^a$ на абсолютна ъглова скорост на подвижен навигационен базис.

Векторът $\vec{\omega}^a = \vec{\Omega} + \vec{\omega}$ отчита денонощното въртене на Земята с $\vec{\Omega}$ и движението на $\xi\eta\zeta$ спрямо нея с $\vec{\omega}$. За абсолютното ускорение съществуват няколко еквивалентни форми (2),(3), всяка от които има своето конкретно приложение. За да се покаже еквивалентността им се използва диференциране на $\vec{V} = \vec{W} + \vec{\Omega} \times \vec{R}$ в следната последователност от преобразувания:

$$\begin{aligned}\vec{\omega} &= \frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega}^a \times \vec{V} = \frac{d\vec{W}}{dt} + \frac{d\vec{\Omega}}{dt} \times \vec{R} + \vec{\Omega} \times \vec{W} + \vec{\omega}^a \times \vec{V} = \\ &= \frac{d\vec{W}}{dt} - \vec{\omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{R} + \vec{\Omega} \times \vec{W} + \vec{\omega}^a \times \vec{V} =\end{aligned}\quad (20)$$

$$\begin{aligned}&= \frac{d\vec{W}}{dt} - \vec{\omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{R} + \vec{\Omega} \times \vec{W} + \vec{\omega} \times \vec{W} + \vec{\omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{R} + \\ &\quad + \vec{\Omega} \times \vec{W} + \vec{\Omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{R} = \\ &= \frac{d\vec{W}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{W} + 2\vec{\Omega} \times \vec{W} + \vec{\Omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{R}.\end{aligned}\quad (21)$$

При представяне на абсолютната скорост в проекции по $\xi\eta\zeta$:

$$\begin{aligned}V_\xi &= W_\xi + (a\xi + h)\Omega u_{23}, \\ V_\eta &= W_\eta - (a\xi + h)\Omega u_{13}, \\ V_\zeta &= W_\zeta,\end{aligned}\quad (22)$$

а абсолютното ускорение е:

$$\begin{aligned}\varpi_\xi &= \dot{W}_\xi + (a\dot{\xi} + \dot{h})\Omega u_{23} + (a\xi + h)\Omega \dot{u}_{23} + \omega_\eta^a V_\zeta - \omega_\zeta^a V_\eta, \\ \varpi_\eta &= \dot{W}_\eta - (a\dot{\xi} + \dot{h})\Omega u_{13} - (a\xi + h)\Omega \dot{u}_{13} - \omega_\xi^a V_\zeta + \omega_\zeta^a V_\xi, \\ \varpi_\zeta &= \dot{W}_\zeta + \omega_\xi^a V_\eta - \omega_\eta^a V_\xi.\end{aligned}\quad (23)$$

След трудоемки преобразувания се доказват тъждествата:

$$\begin{aligned}a\dot{\xi}\Omega u_{23} + (a\xi + h)\Omega \dot{u}_{23} &= -\Omega u_{33}W_\eta, \\ -a\dot{\xi}\Omega u_{13} - (a\xi + h)\Omega \dot{u}_{13} &= \Omega u_{33}W_\xi.\end{aligned}\quad (24)$$

Това са хоризонтални проекции на част от кориолисовото ускорение, възникващи при отчитане на несферичността на Земята. Тяхното участие във формата (20) се вижда след представяне на векторите в скаларен вид:

$$\vec{\Omega} \times \vec{W} = \begin{pmatrix} W_{\zeta} \Omega u_{23} \\ -W_{\xi} \Omega u_{13} \\ -\Omega(W_{\xi} u_{23} - W_{\eta} u_{13}) \end{pmatrix}, \quad (25)$$

$$-\vec{\omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{R} = \begin{pmatrix} a\dot{\xi} \Omega u_{23} + (a\xi + h)\Omega \dot{u}_{23\eta} \\ -a\dot{\xi} \Omega u_{13} - (a\xi + h)\Omega \dot{u}_{13} \\ \Omega(W_{\xi} u_{23} - W_{\eta} u_{13}) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\Omega u_{33} W_{\eta} \\ \Omega u_{33} W_{\xi} \\ \Omega(W_{\xi} u_{23} - W_{\eta} u_{13}) \end{pmatrix}.$$

Окончателният извод е, че в (21) и (23) напълно се отчита кориолисовото ускорение, независимо под каква форма се пресмята абсолютното ускорение. Не е така обаче с отчитане на центростремителното ускорение $\vec{\Omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{R}$, когато се въвежда височината над референц-елипсоид, т.е. $\vec{R}$ се взема по геодезическата вертикала и има модул $a\xi + h$, а за моделно гравитационното поле се вземат проекциите (9), (10):

$$\vec{g} = \begin{pmatrix} g_{\xi} \\ g_{\eta} \\ g_{\zeta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a\Omega^2 u_{13} u_{33} \\ a\Omega^2 u_{23} u_{33} \\ -g_e^T [1 + q - 2\frac{h}{a} + 0.5(3q - e^2)u_{33}^2] \end{pmatrix}. \quad (26)$$

В този случай, в проекциите на абсолютното ускорение съществуват инерционни съставлящи, зависещи от височината над елипсоида:

$$\begin{aligned} \varpi_{\xi} &= \dot{W}_{\xi} + (\omega_{\eta} + 2\Omega u_{23})W_{\zeta} - (\omega_{\zeta} + 2\Omega u_{33})W_{\eta} + \Omega^2(a\xi + h)u_{13}u_{33}, \\ \varpi_{\eta} &= \dot{W}_{\eta} - (\omega_{\xi} + 2\Omega u_{13})W_{\zeta} + (\omega_{\zeta} + 2\Omega u_{33})W_{\xi} + \Omega^2(a\xi + h)u_{23}u_{33}, \\ \varpi_{\zeta} &= \dot{W}_{\zeta} + (\omega_{\xi} + 2\Omega u_{13})W_{\eta} - (\omega_{\eta} + 2\Omega u_{23})W_{\xi} - \Omega^2(a\xi + h)(1 - u_{33}^2). \end{aligned} \quad (27)$$

Компенсиране е възможно да се извърши, когато за вертикална съставляща на гравитационното поле се взема (13), по начина показан в (16).

Изводи

Въпреки еквивалентността на двете форми на представяне на основните уравнения на инерциалната навигация не се гарантира напълно компенсиране на постоянно действащи съставлящи в показанията на акселерометрите. Във втората форма, инерционната съставляща от въртенето на Земята се увеличава с изкачване във височина.

Намерен е начин за нейното приблизително компенсиране, при използване на опростен модел за гравитационното поле.

В Таблици 1 и 2 са нанесени стойностите на инерционните съставлящи, които се добавят към хоризонталните и вертикалната съставляща на гравитационното привличане, за да получим проекциите на ускорението на свободно падане (16). За геодезическите ширини от таблиците стойностите на $\Omega^2 a \cos B \sin B$ и $\Omega^2 a \cos^2 B$ са:

B[deg]	15	30	45	60	75
$\Omega^2 a \cos B \sin B \text{ [m/s}^2\text{]}$	8479	14686	16958	14686	8479
$\Omega^2 a \cos^2 B \text{ [m/s}^2\text{]}$	31644	25437	16958	8479	2272

което позволява да се прецени намаляването на относителната грешка, след въведените корекции. При друг използван модел на представяне на гравитационното поле е необходимо да се търси и друг, адекватен начин за въвеждане на корекции в хоризонталните канали.

Неустойчивостта на вертикалния канал е невъзможно да се отстрани, но е възможно да бъде намалена скоростта на нарастване на грешката по височина, с подходящо подбиране на модел на гравитационно поле. Този модел, трябва да е съобразен и с възможността за компенсиране на инерционните съставлящи във височина.

Таблица 1 $\Omega^2 (a - a\xi - h) \cos B \sin B \text{ [m/s}^2\text{]}$

B[deg]	h[m]0	50	100	150	200	250	300
15	-1.90	-1.96	-2.03	-2.10	-2.17	-2.23	-2.30
30	-12.30	-12.42	-12.53	-12.64	-12.76	-12.88	-12.99
45	-28.45	-28.58	-28.71	-28.85	-28.98	-29.11	-29.25
60	-37.00	-37.11	-37.23	-37.35	-37.46	-37.58	-37.69
75	-26.60	-26.67	-26.73	-26.80	-26.87	-26.93	-27.00

Таблица 2 $\Omega^2 (a - a\xi - h) \cos^2 B \text{ [m/s}^2\text{]}$

B[deg]	h[m]0	50	100	150	200	250	300
15	-7.1	-7.3	-7.6	-7.8	-8.09	-8.34	-8.59
30	-21.31	-21.51	-21.71	-21.91	-22.11	-22.31	-22.51
45	-28.45	-28.58	-28.71	-28.85	-28.98	-29.11	-29.25
60	-21.36	-21.43	-21.5	-21.56	-21.63	-21.7	-21.76
75	-7.1277	-7.14	-7.16	-7.18	-7.199	-7.22	-7.234

ЛИТЕРАТУРА

1. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах. Москва, Машиностроение, 1991, 512 стр.
2. Маджаров А. Н. Точно изчисляване на силата на тежестта във височина. Научни трудове на ВВВУ "Г. Бенковски", бр. 61, 1999, стр.

УДК 629.7.05

**ИЗПОЛЗВАНЕ НА МОДЕЛ НА ГРАВИТАЦИОННО ПОЛЕ В
УРАВНЕНИЯТА НА ИНЕРЦИАЛНАТА НАВИГАЦИЯ**

А. Н. МАДЖАРОВ

Изследва се влиянието на стандартен модел на гравитационно поле в двата основни варианта на уравнения на инерциалната навигация.

УДК 629.7.05

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МОДЕЛИ ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ В
УРАВНЕНИЯХ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ**

А. Н. МАДЖАРОВ

Изследуется влияния стандартной модели гравитационного поля в двух основных формах уравнения инерциальной навигации.

UDC 629.7.05

**USING GRAVITATIONAL FIELD MODEL IN THE INERTIAL
NAVIGATION EQUATIONS**

A. N. Madjarov

The present study investigates the influence of a standard model of a gravitational field in the two basic variants of inertial navigation equations.