PŘIHLÁŠKA VYNÁLEZU

zveřejněná podle § 31 zákona č. 527/1990 Sb.

(21) Číslo dokumentu:
2001 - 2604

(13) Druh dokumentu: **A3**

(51) Int. Cl.[7]:
G 05 D 1/08

(19) ČESKÁ REPUBLIKA

ÚŘAD PRŮMYSLOVÉHO VLASTNICTVÍ

(22) Přihlášeno: **12.01.2000**

(32) Datum podání prioritní přihlášky: **18.01.1999**

(31) Číslo prioritní přihlášky: **1999/99000113**

(33) Země priority: **SE**

(40) Datum zveřejnění přihlášky vynálezu: **14.11.2001**
(Věstník č. 11/2001)

(86) PCT číslo: **PCT/SE00/00034**

(87) PCT číslo zveřejnění: **WO00/42482**

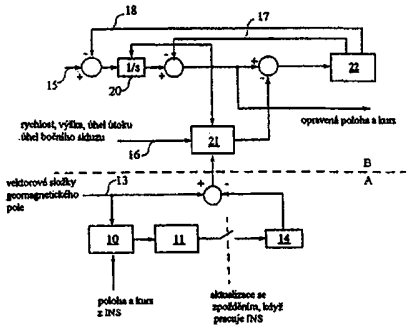
(71) Přihlašovatel:
SAAB AB, Linköping, SE;

(72) Původce:
Adebjörk Peter, Linköping, SE;
Nordlund Per-Johan, Linköping, SE;
Carlsson Carl-Olof, Linköping, SE;

(74) Zástupce:
Hakr Tomáš Ing., Přístavní 24, Praha 7, 17000;

(54) Název přihlášky vynálezu:

Kontrolní systém pro indikaci kursu a polohy v letadle



(57) Anotace:

Kurs letadla se vypočítá z údajů magnetického snímače kursu. Když je kurs dostupný (kontrolní kurs), poloha se vypočítá porovnáním signálů úhlové rychlosti ze směrových setrvačníků (2) v letovém řídícím systému letadla, informace z leteckých údajů (výšky, rychlosti, úhlu útoku) a rovněž informace o kursu (kontrolním kursu). Když není kurs dostupný, vypočítají se poloha a kurs v jednom provedení pomocí Kalmanových filtrů (11, 22) porovnáním signálů úhlové rychlosti ze směrových setrvačníků v řídícím systému letadla, informace z leteckých údajů (výšky, rychlosti, úhlu útoku a úhlu bočního skluzu) a z údajů magnetického snímače kursu, umístěného v letadle.

CZ 2001 - 2604 A3

PV 2001 - 2604

24.07.01

179718/TH

Kontrolní systém pro indikaci kursu a polohy v letadle

Oblast techniky

Vynález se týká systémové funkce, provádějící zobrazení kursu a polohy na displeji v letadle, například na displeji umístěném ve výši očí (head-up display - HUD), v případě poruchy některého zařízení pro normální zobrazení polohy. Tato systémová funkce, která se anglicky nazývá Attitude and Heading Reference System (referenční systém polohy a kursu), a má zkratku AHRS, s odkazem na své iniciály, doplňuje normální zobrazení kursu a polohy. Toto zobrazení je určeno, aby pomohlo pilotovi opravit chybné polohy a tak usnadnit návrat k přistání na základnu.

Dosavadní stav techniky

Aby se neztratilo zobrazení polohy a kursu v letadle v případě poruchy normálně používaného systému inerciální navigace (INS), je vyžadován kontrolní systém. Při dobré viditelnosti může pilot letět za použití horizontu, jako referenční hodnoty, ale s velkou nejistotou, pokud jde o kurs. Při špatném počasí, při letu v mracích a v noci, když není horizont viditelný, může být pilot snadno dezorientován, a tak může dostat letadlo a sama sebe do nebezpečné situace.

Systémy AHRS vypočítávají, nezávisle na normálních systémech, úhly polohy (sklon a výkrut) a kurs. Takový systém průběžně zobrazuje pilotovi polohu letadla na displeji v pilotním prostoru. Potřeba kontrolního systému pro polohu tak může být značná, protože letadlo nesmí bez něj letět.

Kontrolní systémy typu jednotky AHRS jsou v současnosti běžně dostupné. Taková jednotka obsahuje, mezi jiným, směrové setrvačníky, které měří změny úhlu sklonu, výkrutu a vybočení letadla. Také obsahuje měřiče zrychlení a magnetický snímač. Měřiče zrychlení se používají ke stanovení horizontální roviny. Magnetické snímače se používají k docílení severního magnetického pólu. Tento typ systému AHRS ve formě hardware je nákladný a zahrnuje instalaci těžkého, objemného zařízení v letadle. K překonání těchto nevýhod se v tomto popise navrhuje syntetický systém AHRS, používající existující snímače v letadle, které nejsou normálně určené k výpočtům podle AHRS, a které mají částečně proto výrazně nižší výkon, proti snímačům typu, obsaženého v jednotce AHRS.

Úhly se počítají pomocí existujících snímačů v letadle. Cílem je použít existující gyroskopické signály úhlové rychlosti a podpořit je výpočty, založenými na ostatních prvotních údajích v letadle, které jsou k dispozici. Směrové setrvačníky pro úhlovou rychlost se normálně používají v řídících systémech a obvykle mají podstatně vyšší kolísání než směrové setrvačníky používané pro navigaci.

Podstata vynálezu

Podle jednoho aspektu vynálezu je vytvořen způsob syntetického výpočtu kontrolní polohy a kontrolního kursu pomocí existujících údajů v letadle, jak je vyznačeno v nárocích.

Byly vyvinuty různé typy provedení. V jednom provedení je kurs letadla k dispozici a v jiném provedení se kurs vypočítá na základě magnetického snímače kursu. Když je kurs k dispozici, mohou být výpočty podstatně omezeny.

Když je kurs k dispozici (kontrolní kurs), vypočítá se poloha porovnáním signálů úhlové rychlosti z směrových setrvačníků v systému řízení letu letadla, informace z leteckých údajů (výšky, rychlosti, úhlu útoku) a informace o poloze (kontrolní poloze).

Když není kurs k dispozici, vypočítá se poloha a kurs podle jednoho provedení pomocí Kalmanových filtrů, porovnáním signálů úhlové rychlosti ze směrových setrvačníků v systému řízení letadla, informace z leteckých údajů (výšky, rychlosti, úhlu útoku a úhlu bočního skluzu) a rovněž informace z existujícího magnetického snímače kursu v letadle.

Výhodou syntetického systému AHRS podle tohoto aspektu vynálezu je, že pracuje podstatně levněji než běžný systém AHRS, založený na svých snímačích, jestliže mohou být použity existující snímače v letadle. Tento systém také šetří prostor a váhu v letadle.

Přehled obrázků na výkrese

Vynález bude blíže osvětlen pomocí výkresu, kde na obr. 1 je schematicky znázorněn diagram funkce systému AHRS, v němž je k dispozici kurs, na obr. 2 je znázorněn princip vyrovnávání polohy letadla na displeji umístěném ve výši očí, a to vlevo bez vyrovnávání a vpravo s vyrovnáváním, na obr. 3 je znázorněn blokový diagram kontrolního systému, jak pro polohu, tak pro kurs, na obr. 4 jsou ve třech zobrazeních znázorněny poloha a kurs letadla a osy souřadnicového systému rámu trupu letadla, a rovněž úhel útoku a úhel bočního skluzu a na obr. 5 je znázorněno, jak chyby nulového bodu a chyby měřítka ovlivňují naměřenou hodnotu.

Příklady provedení vynálezu

Dále bude popsáno několik provedení podle obrázků. Způsob podle vynálezu je vytvořen pro syntetický výpočet polohy a kursu pomocí existujících údajů v letadle, jak je vyznačeno v nárocích.

V jednodušším provedení je k dispozici kurs letadla. V jiném provedení se kurs vypočítává, v tomto případě na základě magnetického snímače kursu.

Výpočet AHRS, když je známý kurs

Signály úhlové rychlosti ze tří směrových setrvačníků 2, pevně namontovaných rámu trupu letadla, se používají ke stanovení orientace letadla vzhledem k referenčnímu souřadnicovému systému N (navigační rám). Směrové setrvačníky 2 měří úhlové rychlosti kolem tří souřadnicových os x, y, z rámu trupu. Tyto úhlové rychlosti jsou normálně označeny ω_x nebo p (otáčení kolem osy x), ω_y nebo q (otáčení kolem osy y) a ω_z nebo r (otáčení kolem osy z). Nastavení mezi souřadnicovým systémem B (B -body) rámu trupu a souřadnicovým systémem N je dáno Eulerovými úhly θ, ϕ a ψ. Když je však kurs znám, přicházejí v úvahu pouze úhly θ a ϕ. Za předpokladu, že souřadnicový systém N je inerciální systém, a je orientován tak, že osa z je rovnoběžná s vektorem g směřujícím k zemi, může být znázorněno, že

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_y \cos\phi - \omega_z \sin\phi \\ \omega_x + \tan\theta(\omega_y \sin\phi + \omega_z \cos\phi) \end{bmatrix} \qquad (1)$$

Kdyby byly směrové setrvačníky 2 ideální, byly by počáteční hodnoty Φ_0 a θ_0 bezchybné, a kdyby použitý integrační způsob byl přesný, mohly by být úhly polohy získány vyřešením rovnice (1). Avšak v praxi není splněna žádná z těchto předběžných podmínek, a místo toho chyby snímačů atd. způsobují, že se řešení odchyluje a poměrně brzy se stává nepoužitelné.

Chyby snímačů, mezi jiným ve formě chyb nulového bodu, nevyrovnaného upevnění a kolísání vyvolaných zrychlením, vytváří hlavní zdroje chyb. Ve vodorovném letu je chyba nulového bodu zdrojem chyb, který dominuje v nárůstu chyb.

Následkem nepřesností snímačů a neurčitosti počátečních hodnot poskytuje rovnice (1) odhad derivace úhlu výkrutu a sklonu podle:

$$\dot{\hat{\varphi}} = \begin{bmatrix} \dot{\hat{\theta}} \\ \dot{\hat{\phi}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_y \cos\hat{\phi} - \omega_z \sin\hat{\phi} \\ \omega_x + \tan\hat{\theta}(\omega_y \sin\hat{\phi} + \omega_z \cos\hat{\phi}) \end{bmatrix} \qquad (2)$$

Rozdíl mezi očekávaným $\hat{\varphi}_{AHRS}$ (vypočteným pomocí funkce AHRS) a „skutečným" (z leteckých údajů, prvotních vypočtených údajů) úhlů polohy vytváří odhad chyby polohy:

$$\Delta\bar{\varphi} = \hat{\varphi}_{AHRS} - \bar{\varphi}_{ref} \qquad (3)$$

Viz dole, co se týká použití $\Delta\bar{\varphi}$.

Nakonec jsou úhly polohy dány jako:

$$\hat{\varphi}_{AHRS} = \int_t \left(\dot{\hat{\varphi}}\right) dt + \hat{\varphi}_0 - lim(\Delta\bar{\varphi}) \qquad (4)$$

kde $\hat{\varphi}_0$ vytváří odhadnuté počáteční hodnoty.

Výpočet $\overline{\varphi}_{ref}$

Vzorec $\theta_{ref} = \arcsin(\dot{h}/v_t) + (\alpha * \cos\phi)$ se používá, když výpočet θ_{ref} . $\dot{h}$ je signál výšky filtrovaný horní propustí, přičemž v_t je skutečná rychlost letu.

Vzorec $\phi_{ref} = \arctan(v_t * (\dot{\psi})/g)$ se používá, když výpočet ϕ_{ref} . ψ je signálem kursu (kontrolní kurs) filtrovaný horní propustí.

Oprava nulového bodu úhlové rychlosti směrových setrvačníků

Chyby nulového bodu úhlové rychlosti směrových setrvačníků 2 jsou silně závislé na teplotě. Může trvat 20 až 30 minut, než směrové setrvačníky dosáhnou provozní teploty. To znamená, že porucha INS krátce po startu by mohla způsobit velké chyby nulového bodu, jestliže by let pokračoval. Také však zabere určitý čas, než směrové setrvačníky 2 dosáhnou napětí potřebného ke startu letadla, což znamená, že při zahájení letu bylo dosaženo částečné stabilizace teploty. Také se předpokládá, že může proběhnout přistání během krátké doby, v případě poruchy INS během startu. Pro minimalizování chyby nulového bodu úhlové rychlosti směrových setrvačníků 2 se oprava nulového bodu úhlové rychlosti směrových setrvačníků 2 provádí pomocí software. To zahrnuje porovnávání signálů ω (p, q, r) úhlové rychlosti z směrových setrvačníků 2 s odpovídajícím signálem z INS, viz rovnici (5), generováním rozdílu ve 4a. Rozdíl se filtruje dolní propustí ve filtru 5 a připočte se ke gyroskopickým signálům úhlové rychlosti v diferenčním generátoru 4b, kde signál ω_k, který vyznačuje opravené signály chyby nulového bodu, se používá místo ω ve výpočtech AHRS. To se provádí průběžně, dokud INS pracuje. V případě poruchy INS se nejnovější oprava nulového bodu použijí pro zbytek letu.

$$\omega_{TNS} = \begin{bmatrix} p_{TNS} \\ q_{TNS} \\ r_{TNS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_{TNS} - \dot{\psi}_{TNS} \sin\theta_{TNS} \\ \dot{\theta}_{TNS} \cos\phi_{TNS} + \dot{\psi}_{TNS} \cos\theta_{TNS} \sin\phi_{TNS} \\ -\dot{\theta}_{TNS} \sin\phi_{TNS} + \dot{\psi}_{TNS} \cos\theta_{TNS} \cos\phi_{TNS} \end{bmatrix} \quad (5)$$

Na obr. 1 je znázorněn blokový diagram provedení funkce AHRS s opravou nulového bodu úhlové rychlosti směrových setrvačníků. Tento obr. 1 podává schematický přehled funkce AHRS. Oprava nulového bodu úhlové rychlosti směrových setrvačníků se provádí jednotkami uvnitř oblasti D, vyznačené čárkovaně.

ψ_{TNS}, θ_{TNS} a ϕ_{TNS} se filtrují v horní propusti k získání $\dot{\psi}_{TNS}, \dot{\theta}_{TNS}$ a $\dot{\phi}_{TNS}$. Jsou použity v rovnici (5), která dává ω_{TNS} (p_{TNS}, q_{TNS}, r_{TNS}) v prvním bloku 1.ω (p, q, r), které se získají jako signály ze směrových setrvačníků 2, a jsou filtrovány dolní propustí filtrem 3 dolní propusti, před vytvořením rozdílu ve 4a. Diferenční signál mezi signály ω_{TNS} (p_{TNS}, q_{TNS}, r_{TNS}) a signály ω (p, q, r) je filtrován dolní propustí s dlouhodobou konstantou, ve filtru 5 dolní propusti, to znamená, že střední hodnota je generována během dlouhé doby. Filtr 5 se spouští při vzletové rotaci s kratší časovou konstantou. Po výpadku výkonu síly se filtr 5 spustí okamžitě.

V bloku 7 se vypočítá $\dot{\hat{\vec{\varphi}}}$, načež se provádí integrace podle rovnice (4) v integrátoru 8, k níž se připočtou počáteční podmínky $\vec{\varphi}_0$. V diferenčním generátoru 9a se připočte signál $\Delta\vec{\varphi}$, ale odpojí se pomocí vypínače 9b, za určitých přechodových podmínek, jako například, když $|\gamma| > \gamma_{LIM}$ a $|\phi| > \phi_{LIM}$. Signál $\Delta\vec{\varphi}$ prochází omezovačem 9c. Velikost výstupního signálu z omezovače 9c závisí na velikosti signálu $\Delta\vec{\varphi}$ (t.j. vstupního signálu k omezovači 9c). Signál $\Delta\vec{\varphi}$ je generován podle rovnice (3) v diferenčním generátoru 9d, k níž se připočtou vypočtené úhly polohy $\hat{\vec{\varphi}}_{AHRS}$ a „skutečné" úhly polohy $\vec{\varphi}_{ref}$ ze snímačů (prvotní

údaje), vyznačené pomocí 9e.

Přes tyto kompenzace obsahují vypočtené úhly z AHRS menší chyby nulového bodu. Jelikož výstupní signály se používají pro displej umístěný ve výši očí, opravuje se použitím $\Delta\phi$ ve výkrutu a $\Delta\theta$ ve sklonu na úroveň zobrazení SI, dokud se nedosáhne stálé polohy. Viz obr. 2, kde čára H znázorňuje skutečný obzor, a kde letadlo je znázorněno jako P. Je třeba poznamenat, že toto vyrovnání displeje HUD se provádí, když je ve shora popsaných mezích.

Výpočet AHRS, když se má také vypočítat kurs

Na obr. 3 jsou schematicky znázorněny moduly, které vytvářejí stavební bloky pro jinou variantu syntetického AHRS, a jak jsou tyto moduly vzájemně spřaženy pro vytvoření kontrolní polohy a kontrolního kursu.

Na obr. 3 je znázorněn princip kontrolního systému podle tohoto aspektu vynálezu. Systém sestává ze dvou subsystémů A a B, kde první subsystém A provádí odhad jakýchkoliv chyb v měřeném geomagnetickém poli, a druhý subsystém B provádí výpočet kontrolní polohy a kontrolního kursu. Celkovým výsledkem je pět stavebních bloků, kde první měřící program 10 a první Kalmanův filtr 11 vytváří stavební bloky v prvním subsystému A a dále, kde integrační program (1/s) 20, měřící program 21 a druhý Kalmanův filtr 22 vytvářejí stavební bloky ve druhém subsystému B.

S měřícím programem 10 se vektorové složky měřeného pole v souřadnicovém systému rámu trupu transformují na severně, východně a vertikálně orientovaný souřadnicový systém, zvaný navigační rám. Tato transformace se provádí pomocí polohy a kursu z inerciálního navigačního systému letadla, INS, prostřednictvím vodiče 12. Vektorové složky geomagnetického

pole se odebírají od magnetického snímače kursu v letadle a přicházejí prostřednictvím vodiče 13. V prvním Kalmanově filtru 11 se potom provede odhad chyby vektorových složek pole, na základě znalosti nominálních vlastností složek, načež se odhadnuté hodnoty uloží v paměti 14.

Subsystém A (měřící program 10 a Kalmanův filtr 11) se používá jenom, když INS pracuje správně. V případě poruchy INS, se použije poslední možný odhad chyb ve vektorových složkách pole, t.j ten, který byl uložen v paměti 14. Jelikož v mnoha případech může být obtížné rozhodnout, zdali INS pracuje, jak by měl, neměl by být použit absolutně poslední odhad. Pro vyřešení tohoto problému, jsou odhady chyb v měřeném geomagnetickém poli, které se používají, staré alespoň pro jeden let, t.j. odhady, které jsou uloženy v paměti od předešlého nebo dřívějšího letu.

Integrační program 20 získává informace o úhlových rychlostech, v případě tří souřadnicových os x, y, z v rámu trupu. Tyto rychlosti jsou normálně označeny ω_x nebo p (otáčení kolem osy x), ω_y nebo q (otáčení kolem osy y) a ω_z nebo r (otáčení kolem osy z). Informace se berou z úhlové rychlosti směrových setrvačníků řídícího systému a přivádějí se prostřednictvím vodiče 15 do programu 20, který integruje polohu a kurs prostřednictvím transformační matice.

Druhý měřící program 21 sestává z derivované varianty prvního měřícího programu 11 a používá vektorové složky pole, derivované od prvního měřícího programu 11. Kromě toho se počítá úhel výkrutu a sklonu pomocí údajů z existujících leteckých údajů a existujících snímačů skluzu, údajů, které přicházejí do měřícího programu 21 prostřednictvím vodiče 16. Pomocí druhého Kalmanova filtru 22 se v první řadě vypočítají chyby polohy a kursu, které nastanou integrací gyroskopických signálů úhlové rychlosti řídícího systému. Ve druhé řadě se

Kalmanův filtr 22 používá k odhadu předpětí úhlové rychlosti směrových setrvačníků, t.j. předpětí v rychlostech p, q, r.

První měřící program 10

Geomagnetické pole může být teoreticky spočítáno všude na světě. K tomu se například používá mezinárodní geomagnetické referenční pole (International Geomagnetic Reference Field - IGRF).

Vektor pole v rámu trupu je zde vyznačen jako B_B a vektor pole v navigačním rámu jako B_N. Dále jsou vyznačeny tři složky vektoru pole podle rovnice:

$$B = [\, B_x,\ B_y,\ B_z \,]^T \tag{6}$$

Pomocí transformační matice C_B^N, která transformuje vektor z rámu trupu na navigační rám, dostaneme:

$$B_N = C_B^N \cdot B_B \tag{7}$$

kde C_B^N má vzhled:

$$C_B^N = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \tag{8}$$

Transformační matice C_B^N se vypočítá pomocí polohy a kursu θ, ϕ, ψ z INS.

Rozdíl mezi naměřeným (measured) vektorem pole a vypočteným (calculated) vektorem pole podle tohoto modelu bude:

$$B_{N,\,\text{measured}} - B_{N,\,\text{calculated}} = C_B^N \cdot \delta B_B \tag{9}$$

kde δ vyznačuje rozdíl mezi naměřeným a vypočteným množstvím.

Levá strana rovnice (9) znázorňuje výstupní signál prvního měřícího programu 10, a tedy vstupní signál do Kalmanova filtru 11. Pravá strana rovnice (9) se dále používá v Kalmanově filtru 11, což je zřejmé z následujícího popisu prvního Kalmanova filtru 11.

První Kalmanův filtr 11.

Je dán stavový model:

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= F_k x_k + w_k \\ z_k &= H_k x_k + e_k, \end{aligned} \tag{10}$$

Kalmanův filtr pracuje podle:

Aktualizace času

$$\begin{aligned} \bar{x}_{k+1} &= F_k x_k^+ \\ \bar{P}_{k+1} &= F_k P_k^+ F_k^T + Q_k, \end{aligned} \tag{11}$$

kde $\bar{P}_{k+1}$ je odhadnutá neurčitost stavů po aktualizaci času

Aktualizace měření

$$\begin{aligned} K_{k+1} &= \bar{P}_{k+1} H_{k+1}^T [H_{k+1} \bar{P}_{k+1} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1} \\ x_{k+1}^+ &= \bar{x}_{k+1} + K_{k+1} [z_{k+1} - H_{k+1} \bar{x}_{k+1}] \\ P_{k+1}^+ &= \bar{P}_{k+1} - K_{k+1} H_{k+1} \bar{P}_{k+1}, \end{aligned} \tag{12}$$

kde P_{k+1}^+ je odhadnutá neurčitost stavů po aktualizaci měření.

Chyby vektorových složek pole jsou modelovány podle:

$$\begin{bmatrix} \delta B_x \\ \delta B_y \\ \delta B_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} s_x & k_{xy} & k_{xz} \\ k_{yx} & s_y & k_{yz} \\ k_{zx} & k_{zy} & s_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} \tag{13}$$

kde b jsou předpětí, s jsou chyby měřítka a k je křížová vazba od jedné složky ke druhé (například index xy se týká toho, jak složka y ovlivňuje složku x). Těchto 12 chyb může znázorňovat stavy v prvním Kalmanově filtru 11 podle:

$$x_k = \left[b_x\ b_y\ b_z\ s_x\ s_y\ s_z\ k_{xy}\ k_{xz}\ k_{yz}\ k_{yx}\ k_{zx}\ k_{zy}\right]^T \tag{14}$$

a každá z těchto stavových rovnic vypadá následovně:

$$x_{k+1} = x_k + w_k \tag{15}$$

kde index k vyznačuje časově nespojité sčítání času.

V rovnici (15) je w_k slabě časově nespojitý provozní šum k modelování určitého kolísání chyb. Rovnice (15) znamená, že předpokládaná matice se stane jednotkovou maticí, a kovariantní matice pro provozní šum bude jednotkovou maticí, násobenou výrazem σ_w^2, kde σ_w je obvykle stanovena na sto tisíciny (nekonečně malá velikost, jelikož vektorové složky pole jsou normalizovány na velikost 1, před svým použitím).

Pokud jde o aktualizaci Kalmanova filtru 11, používá se rovnice (9), a měřící matice vypadá následovně:

$$H_k = \begin{bmatrix} c_{11}\ c_{12}\ c_{13}\ c_{11}B_x\ c_{12}B_y\ c_{13}B_z\ c_{11}B_y\ c_{11}B_z\ c_{12}B_z\ c_{12}B_x\ c_{13}B_x\ c_{13}B_y \\ c_{21}\ c_{22}\ c_{23}\ c_{21}B_x\ c_{22}B_y\ c_{23}B_z\ c_{21}B_y\ c_{21}B_z\ c_{22}B_z\ c_{22}B_x\ c_{23}B_x\ c_{23}B_y \\ c_{31}\ c_{32}\ c_{33}\ c_{31}B_x\ c_{32}B_y\ c_{33}B_z\ c_{31}B_y\ c_{31}B_z\ c_{32}B_z\ c_{32}B_x\ c_{33}B_x\ c_{33}B_y \end{bmatrix} \tag{16}$$

Následkem nemodelované interference se naměřený vektor geomagnetického pole bude odchylovat od modelu, jak ve směru, tak ve velikosti. Nejjednodušší variantou je modelovat tuto interferenci jako konstantní bílý měřící šum, pomocí kovariantní matice R_k na měření šumu. Standardní odchylky pro

měření šumu při měření tří vektorových složek pole jsou obvykle nastaveny na jednu desetinu (nekonečně malá velikost, jelikož vektorové složky pole jsou normalizovány na velikost 1, před svým použitím).

K zabránění vlivu špatných měření se používá test Chi2. Kromě toho se měření vektorových složek pole nepoužívají, jestliže je úhlová rychlost příliš vysoká. Důvodem pro to je, že tato různá časová zpoždění vyvolávají účinek při vysokých úhlových rychlostech.

Integrační program 20

Může být prokázáno, že časová derivace transformační matice C_B^N je

$$\dot{C}_B^N = C_B^N \cdot W_{IB} - W_{IN} \cdot C_B^N \qquad (17)$$

V rovnici (17) jsou výrazy W_{IB}, a W_{IN} otáčením B (rámu trupu) vzhledem k I (inerciálnímu rámu), resp. otáčením N (navigačního rámu) vzhledem k I. Oba výrazy jsou napsány v maticové formě. Jelikož se zabýváme kontrolní polohou a kontrolním kursem, kde jsou požadavky na chyby polohy v řádu 2 stupňů, zatímco prvky ve W_{IN} jsou v řádu 0,01 stupňů, nevěnuje se výrazu W_{IN} pozornost. Vyjádření rovnice (17) bude proto následující:

$$\dot{C}_B^N = C_B^N \cdot W_{IB} \qquad (18)$$

kde W_{IB} jsou gyroskopické signály úhlové rychlosti z úhlové rychlosti směrových setrvačníků řídícího systému. Rovnice (18) v principu znamená, že existuje devět diferenciálních rovnic. Z důvodu ortogonality může být jenom šest z nich integrováno, a zbývající tři mohou být spočítány pomocí křížového součinu.

Druhý měřící program 21

Druhý měřící program 21 sestává z derivované varianty prvního měřícího programu 11, ve kterém rozšíření spočívá ve výpočtu úhlů výkrutu a sklonu pomocí údajů z leteckých údajů (výšky a rychlosti) a snímačů skluzu (úhlu útoku a úhlu bočního skluzu).

V prvním měřícím programu 11 se předpokládá, že pouze vektorové složky pole jsou nesprávné, a že poloha a kurs jsou správné. Tento předpoklad je logický, protože vektorové složky pole se řeší pomocí polohy a kursu z INS. Ve druhém měřícím programu 21 to není splněno, a musí se také brát zřetel na chyby polohy a kursu. Vektor pole, použitý ve druhém měřícím programu 21 se kompenzuje pro chyby, odhadnuté v subsystému A.

Chyby, jak ve vektoru pole, tak v transformační matici znamenají, že

$$B_{N,\,Measured} = \hat{C}_B^N \cdot B_{B,\,Measured} \tag{19}$$

kde výraz $\hat{C}_B^N$ je zařazen pro vypočtenou transformační matici a znamená, že

$$\hat{C}_B^N = C_B^N + \delta C_B^N \tag{20}$$

Jestliže použijeme rovnici (20), kde se generuje rozdíl mezi naměřeným a vypočteným vektorem pole, a nevěnujeme pozornost chybným součinům, dostaneme:

$$B_{N,\,Measured} - B_{N,\,Calculated} \approx \delta C_B^N \cdot B_{N,\,Measured} + \hat{C}_B^N \cdot \delta B_B \tag{21}$$

Ve druhém měřícím programu 21 se vypočítává úhel výkrutu a úhel sklonu pomocí výšky, rychlosti, úhlu útoku a úhlu bočního

skluzu. Úhel sklonu může být vypočítán podle:

$$\theta_{ref} = \operatorname{asin}\left(\frac{\dot{h}}{v}\right) + \cos(\phi)\alpha + \sin(\phi)\beta \qquad (22)$$

Aby bylo možno vypočítat úhel sklonu podle vyjádření v rovnici (22), je vyžadována derivace výšky. Tato derivace výšky není přímo dostupná, a musí být místo toho vypočítána na základě existující výšky, která je získána z leteckých údajů. Výpočet je dán podle:

$$\dot{h} = \dot{h}(n) = \frac{1}{\tau}\left(\left(\tau - \frac{1}{f_s}\right)\cdot \dot{h}(n-1) + h(n) - h(n-1)\right) \qquad (23)$$

t.j. filtrování výšky horní propustí. Symboly τ a f_s v rovnici v rovnici 23 znázorňují časovou konstantu filtrování, resp. vzorkovací kmitočet. Rychlost v, použitá v rovnici (22) je přibližně rychlost v_t (skutečná rychlost vzhledem k rychlosti vzduchu). Míníme přibližně, že při výpočtu v_t se nepoužívá naměřená teplota, jako v normálním případě, ale místo toho se zde používá standardní teplotní rozložení.

Úhel výkrutu může být dále vypočítán podle:

$$\phi_{ref} = \operatorname{atan}\frac{v\dot{\psi}}{g} \qquad (24)$$

Vyjádření v rovnici (24) platí pouze na malé úhly výkrutu a sklonu, malé úhlové rychlosti a navíc, když jsou malé úhly útoku a bočního skluzu.

Tato dvě shora uvedená vyjádření jsou vypočítána a porovnána s polohou, která je vypočítána prostřednictvím integračního programu, generováním rozdílu podle:

$$\phi - \phi_{ref} = \operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}} - \operatorname{atan}\frac{v(c_{33}\cdot\omega_z + c_{32}\cdot\omega_y)}{g(c_{11}^2 + c_{21}^2)}$$

$$\theta - \theta_{ref} = \operatorname{atan}\frac{-c_{31}}{\sqrt{1-c_{31}^2}} - \left(\operatorname{asin}\left(\frac{\dot{h}}{v}\right) + \cos\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\alpha + \sin\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\beta\right) \qquad (25)$$

kde

$$\phi = \operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}$$

$$\theta = \operatorname{atan}\frac{-c_{31}}{\sqrt{1-c_{31}^2}}$$

$$\dot{\psi} = \frac{c_{33}\cdot\omega_z + c_{32}\cdot\omega_y}{c_{11}^2 + c_{21}^2}. \qquad (26)$$

Druhý Kalmanův filtr 22

Lze říci, že druhý Kalmanův filtr 22 je podstatou tohoto systému. Zde se odhadují chyby polohy a kursu, k nimž dochází integrací gyroskopických signálů úhlové rychlosti z letového řídícího systému. Také se zde odhadují chyby nulového bodu ve vektorových složkách pole gyroskopických signálů úhlové rychlosti. Dále se zde odhadují možné trvalé (nezjištěné) chyby ve vektorových složkách pole, t.j. chyby, které nemůže postihnout první Kalmanův filtr 11. Celkem vzato, to znamená devět stavů: tři pro chyby polohy a kursu, tři pro chyby nulového bodu v gyroskopických signálech úhlové rychlosti, a tři pro trvalé (nezjištěné) chyby ve vektorových složkách pole (tři chyby nulového bodu). Chyby polohy a kursu jsou znázorňovány otáčením systému rámu trupu od vypočteného do skutečného systému souřadnic. Chyba v $\hat{C}_B^N$ může být zapsána:

$$\delta C_B^N = \hat{C}_B^N - C_B^N = C_B^N \cdot C_{\hat{B}}^B - C_B^N = C_B^N \cdot (C_{\hat{B}}^B - I) \tag{27}$$

Může se zjistit, že:

$$C_{\hat{B}}^B = \begin{bmatrix} 1 & -\gamma_z & \gamma_y \\ \gamma_z & 1 & -\gamma_x \\ -\gamma_y & \gamma_x & 1 \end{bmatrix} = \Gamma + I \tag{28}$$

kde Γ je maticová forma výrazu $\gamma = [\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z]^T$ a I je jednotková matice (T znamená transponování).

Prvky vektoru γ popisují malé otáčení kolem příslušné osy mezi skutečným a vypočteným systémem rámu trupu. Odpovídající diferenciální rovnice pro prvky γ mohou být derivovány na:

$$\dot{\gamma} = \delta\omega \tag{29}$$

kde $\delta\omega$ znázorňuje chyby úhlové rychlosti směrových setrvačníků.

Chyby úhlové rychlosti se modelují, jako tři markovské procesy prvního řádu podle:

$$\dot{\delta\omega} = -\frac{1}{\tau_\omega}\delta\omega + u_\omega \tag{30}$$

kde časová konstanta τ_ω je obvykle nastavena na počet hodin a tři u_ω obvykle na méně než jeden stupeň za sekundu.

Trvalé (nezjištěné) chyby vektorových složek pole jsou modelovány (chyby nulového bodu) podobně, t.j.:

$$\dot{b} = -\frac{1}{\tau_b}b + u_b \tag{31}$$

kde τ_b je obvykle nastaveno na počet hodin a u_b je obvykle nastaveno na několik setin (nekonečně malá velikost, jelikož vektorové složky pole jsou normalizovány na velikost 1, před

svým použitím).

Tak je stanoven stavový vektor podle:

$$x_k = \left[\gamma_x\ \gamma_y\ \gamma_z\ \delta\omega_x\ \delta\omega_y\ \delta\omega_z\ b_x\ b_y\ b_z\right]^T \tag{32}$$

a předpokládaná matice podle:

$$F_k = I + \int_t^{t+\Delta T} A(\tau)d\tau \tag{33}$$

kde $A(\tau)$ je matice, která popisuje časově průběžné stavové rovnice, jako nahoře.

Kovariantní matice pro provozní šum Q_k je nastavena na diagonální matici. Mezi jiným, shora popsané symboly u_ω a u_b jsou použity jako diagonální prvky. Pokud se týká diagonálních prvků, spřažených do stavů pro chyby polohy a kursu (první tři), jsou zde zahrnuty účinky chyb měřítka v úhlové rychlosti směrových setrvačníků. Tyto chyby měřítka jsou normálně v řádu 2 % a mohou způsobit větší chyby v integrované poloze a kursu ve vysokých úhlových rychlostech.

Těchto měření je pět: tři derivované vektorové složky pole a úhly výkrutu a sklonu vypočtené z leteckých údajů. Tato měření se získají použitím vztahů (21) a (25).

Pokud se týká měřící matice H_k, používá se vztah (21) k vyplnění tří horních řádek. Tyto výsledky v těchto třech horních řádkách matice mají následující vzhled:

$$H_{k,1-3} = \begin{bmatrix} c_{13}B_y - c_{12}B_z & c_{11}B_z - c_{13}B_x & c_{12}B_x - c_{11}B_y & 0\ 0\ 0 & c_{11}\ c_{12}\ c_{13} \\ c_{23}B_y - c_{22}B_z & c_{21}B_z - c_{23}B_x & c_{22}B_x - c_{21}B_y & 0\ 0\ 0 & c_{21}\ c_{22}\ c_{23} \\ c_{33}B_y - c_{32}B_z & c_{31}B_z - c_{33}B_x & c_{32}B_x - c_{31}B_y & 0\ 0\ 0 & c_{31}\ c_{32}\ c_{33} \end{bmatrix} \tag{34}$$

Pro dvě poslední řádky matice H_k se používá rovnice (25), diferencováním dvou pravých částí vzhledem ke všem stavům ve druhém Kalmanově filtru 22. Jako výsledek dávají poslední dvě řádky prvky (index vyznačený řadou a sloupcem v tomto pořadí)

$$h_{41} = 1 - \frac{vg(c_{33}\omega_y - c_{32}\omega_z)(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33}\cdot\omega_z + c_{32}\cdot\omega_y)^2}$$

$$h_{42} = \frac{2vg(-c_{11}c_{13} - c_{21}c_{23})(c_{33}\omega_z + c_{32}\omega_y) - vg\omega_z c_{31}(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33}\cdot\omega_z + c_{32}\cdot\omega_y)^2} - \frac{c_{31}c_{32}}{c_{32}^2 + c_{33}^2}$$

$$h_{43} = \frac{2vg(c_{11}c_{12} + c_{21}c_{22})(c_{33}\omega_z + c_{32}\omega_y) + vg\omega_y c_{31}(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33}\cdot\omega_z + c_{32}\cdot\omega_y)^2} - \frac{c_{31}c_{33}}{c_{32}^2 + c_{33}^2} \qquad (35)$$

$$h_{45} = \frac{vgc_{32}(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33}\cdot\omega_z + c_{32}\cdot\omega_y)^2}$$

$$h_{46} = \frac{vgc_{33}(c_{11}^2 + c_{21}^2)}{g^2(c_{11}^2 + c_{21}^2)^2 + v^2(c_{33}\cdot\omega_z + c_{32}\cdot\omega_y)^2}$$

a

$$h_{51} = \sin\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\alpha - \cos\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\beta$$

$$h_{52} = \frac{c_{33}}{\sqrt{1 - c_{31}^2}} + \frac{c_{32}c_{31}}{c_{32}^2 + c_{33}^2}\left(-\sin\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\alpha + \cos\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\beta\right) \qquad (36)$$

$$h_{53} = -\frac{c_{32}}{\sqrt{1 - c_{31}^2}} - \frac{c_{33}c_{31}}{c_{32}^2 + c_{33}^2}\left(\sin\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\alpha - \cos\left(\operatorname{atan}\frac{c_{32}}{c_{33}}\right)\beta\right).$$

Zbývající prvky ve čtvrté a páté řádce mají hodnotu nula.

Nejjednodušším výběrem pro kovariantní matici pro měření šumu R_k je diagonální matice. První čtyři měření prvků šumu mají standardní odchylku, která je obvykle nastavena na jednu desetinu. Páté měření prvku šumu má však standardní odchylku, která je nastavena na funkci derivace výšky a rychlosti. Tato funkce je zcela jednoduše kalibrovaným součtem vyjádření pro výpočet úhlu sklonu a podle rovnice (25), derivované vhledem

k derivaci výšky a rychlosti. Tato funkce je nastavena na:

$$f(\dot{h}, v) = 5 \cdot \left|\frac{\partial \theta_{ref}}{\partial \dot{h}}\right| + 50 \cdot \left|\frac{\partial \theta_{ref}}{\partial v}\right| \qquad (37)$$

a udává míru citlivosti výpočtu úhlu sklonu k chybám derivace výšky a rychlosti.

Jelikož chyby polohy a kursu, vypočtené pomocí integračního programu, rychle narůstají, odhadnuté chyby polohy a kursu musí být přivedeny zpět do integračního programu, což je provedeno vodičem 17. Kdyby to nebylo provedeno, chybové rovnice ve druhém Kalmanově filtru 22 by se rychle staly neplatné, z důvodu skutečnosti, že tyto rovnice jsou zásadně nelineární. Kromě toho, odhady chyb nulového bodu v úhlové rychlosti směrových setrvačníků jsou přivedeny zpět prostřednictvím vodiče 18. Důsledkem je lepší linearizace ve druhém Kalmanově filtru 22, a dále to, že vzorkovací kmitočet f_s může být udržován na nízké hodnotě.

V některých letových situacích jsou výpočty, které jsou prováděny ve druhém měřícím programu 21, nižší, buď proto, že měřící rovnice nejsou dostatečně přizpůsobeny, nebo proto, že měřící údaje jsou inherentně slabé. Výpočet úhlu výkrutu z leteckých údajů se používá pouze ve vodorovném letu. Měření se nepoužívá, jestliže úhlové rychlosti nejsou dostatečně nízké, obvykle pár stupňů nebo podobně za sekundu. Měření zbytkových hodnot se také kontroluje tam, kde u těchto měření není povoleno, aby přesáhla obvykle jeden až dvakrát spojenou odhadnutou neurčitost.

Symboly

Souřadnicový systém

I (inerciální rám): systém pevně uložený v inerciálním prostoru.

Při letu nad povrchem země je obvyklé, že střed tohoto systému je shodný se středem země. Je to ve skutečnosti aproximace, jelikož systém, pevně uložený v inerciálním prostoru, se nesmí otáčet. Protože se země otáčí kolem slunce, systém I se také bude otáčet. Avšak chyba, která tím vznikne, je zanedbatelná. Zrychlení a úhlové rychlosti měřené snímači v inerciálním navigačním systému jsou úměrné tomuto systému.

N (navigační rám): systém se svým středem v letadle a se svou rovinou xy vždy rovnoběžnou s povrchem země.

Osa x jsou směřuje k severu, osa y k východu a osa z směřuje vertikálně, dolů k povrchu země.

B (Rám trupu): systém v letadle, spojený s rámem trupu. Tento souřadnicový systém se otáčí s letadlem. Osa x směřuje ven skrze předek letadla, osa y skrze křídlo na pravé straně letadla a osa z směřuje vertikálně dolů, vzhledem k letadlu.

Tabulka 1. Vysvětlení označení (symbolů) pro úhly a úhlové rychlosti. Viz také obr. 4.

ϕ	Úhel mezi y_B a horizontální rovinou, skloněný úhlem θ podél x_B (úhel výkrutu).
$\phi_0, \hat{\phi}$	Počáteční hodnota pro úhel výkrutu, resp. odhadnutý úhel výkrutu
ϕ_{ref}	Úhel výkrutu vypočtený pomocí údajů z leteckých údajů a derivace polohy
θ	Úhel mezi x_B a horizontální rovinou (úhel sklonu)
$\theta_0, \hat{\theta}$	Počáteční hodnota pro úhel sklonu, resp. odhadnutý úhel sklonu
θ_{ref}	Úhel sklonu vypočtený pomocí údajů z leteckých údajů a snímačů skluzu

Tabulka 1. Vysvětlení označení (symbolů) pro úhly a úhlové rychlosti. Viz také obr. 4.

$\overline{\varphi} = [\phi, \theta]^T$	Zhuštěný symbol pro úhel výkrutu a úhel sklonu
$\hat{\varphi}, \hat{\varphi}_0, \overline{\Delta\varphi}$	Respektive: odhadnutý úhel výkrutu a úhel sklonu, odhadnuté počáteční hodnoty pro úhel výkrutu a úhel sklonu a rozdíl mezi integrovaným a referenčním vypočteným úhlem výkrutu a sklonu
$\varphi_{ref}, \varphi_{AHRS}$	Respektive: úhel výkrutu a úhel sklonu, vypočtený pomocí leteckých údajů a prvotních údajů, a integrovaný úhel výkrutu a sklonu, kde integrace je provedena pomocí gyroskopických signálů úhlové rychlosti
Ψ, Ψ^i	Respektive: úhel mezi průmětem x_B v horizontální rovině a severním směrem (úhel kursu), a nespojitým indexováním úhlu kursu
α	Úhel mezi vektorem rychlosti, týkajícím se vzduchu, promítnutým na osu z v rámu trupu, a promítnutým na osu x v rámu trupu (úhel útoku)
β	Úhel mezi vektorem rychlosti, týkajícím se vzduchu, a vektorem rychlosti, týkajícím se vzduchu, promítnutým na osu y v rámu trupu (úhel bočního skluzu)
C_B^N	Transformační matice (matice 3 x 3), která transformuje vektor od rámu trupu (skutečného) na navigační rám. Prvky této matice jsou označeny: C_{11}, C_{12}, C_{13}, C_{21}, C_{22}, C_{23}, C_{31}, C_{32}, C_{32}, kde tento index vyznačuje řadu a sloupec v tomto pořadí
$C_B^N \cdot C_{\hat{B}}^B = C_{\hat{B}}^N = \hat{C}_B^N$	Transformační matice, která transformuje vektor od rámu trupu (vypočteného) na navigační rám

Tabulka 1. Vysvětlení označení (symbolů) pro úhly a úhlové rychlosti. Viz také obr. 4.

	Rozdíl mezi vypočteným a skutečným ..
$\gamma = (\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z)^T$	Otáčení kolem osy x, resp. y, resp. z v rámu trupu, odpovídající chybě mezi skutečným a vypočteným rámem trupu
Γ	Nesymetrický tvar matice vektoru γ
$\omega_{IB}=\omega=(\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$	Úhlová rychlost kolem osy x, resp. y, resp. z v rámu trupu (gyroskopický signál úhlové rychlosti). Tyto složky úhlové rychlosti jsou obvykle také označeny $(p,q,r)^T$
W_{IB}	Vektor W_{IB} vyjádřený v nesymetrickém tvaru matice
$\delta\omega=(\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z)^T$	Rozdíl mezi skutečnou a naměřenou úhlovou rychlostí osy x, resp. y, resp. z v rámu trupu
W_{IN}	Otáčení navigačního rámu vzhledem k inerciálnímu rámu, které nastává při pohybu nad zakřiveným povrchem země. Nesymetrický tvar matice

Tabulka 2 Vysvětlení symbolů pro geomagnetické pole

B_x, B_y, B_z	Vektorové složky geomagnetického pole v rámu trupu
$\delta B_x, \delta B_y, \delta B_z$	Rozdíl mezi naměřenými a skutečnými vektorovými složkami pole v rámu trupu
B_N, B_B	Vektor geomagnetického pole v navigačním rámu, resp. v rámu trupu

Tabulka 3 Vysvětlení symbolů použitých ve spojení s filtry

$k, k+1$	Použito jako index, a znázorňuje okamžik před, resp. po aktualizaci času
$n, n+1$	Použito ke znázornění aktuálního, resp. následujícího vzorku
$-, +$	Použito jako index, a znázorňuje okamžik před, resp. po aktualizaci měření
x, z, P	Stavový vektor, vektor měření a matice odhadnuté neurčitosti
w, Q	Vektor provozního šumu, resp. kovariantní matice pro provozní šum
A, F	Předpokládaná matice v časově průběžném a časově nespojitém tvaru
K, H, R	Kalmanova přírůstková matice, resp. měřící matice, resp. kovariantní matice pro měření šumu
u_ω, u_b, u_s	Řídící šum pro markovské procesy
$\tau_\omega, \tau_b, \tau_s, \tau, \tau_1, \tau_2,$	Časové konstanty
f_s	Vzorkovací kmitočet

Tabulka 4 Vysvětlení ostatních symbolů. Viz také obr. 5

b_x, b_y, b_z	Předpětí (chyby nulového bodu)
s_x, s_y, s_z	Chyby měřítka
$k_{xy}, k_{xz}, k_{yx}, k_{yz}, k_{zx}, k_{zy}$	Chyby křížové vazby (například index xy se týká toho, jak složka y ovlivňuje složku x). Nastávají, protože osy v triádě nejsou skutečně kolmé
$h, \dot{h}$	Výška, resp. časově derivovaná výška filtrovaná dolní propustí
v_t, v	skutečná rychlost vzhledem k rychlosti vzduchu
g	Gravitace

P A T E N T O V É N Á R O K Y

1. Způsob syntetického výpočtu kontrolní polohy letadla, když je znám kurs letadla, pomocí existujících údajů v letadle, jako jsou úhlové rychlosti (p), (q), (r) kolem souřadnic (x), (y) a (z) souřadnicového systému spojeného s letadlem, resp. s rámem trupu, informace o leteckých údajích ve formě rychlosti, výšky a úhlu útoku, a rovněž informace o kursu, v y z n a č u j í c í s e t í m, že se nejdříve vypočítá poloha na základě úhlových rychlostí (p), (q), (r) spojených s letadlem a dále se vypočtená výška opravuje pomocí leteckých údajů a kursu.

2. Způsob podle nároku 1, v y z n a č u j í c í s e t í m, že informace o kursu se získá ze směrového setrvačníku pro kurs.

3. Způsob podle nároku 1 nebo 2, v y z n a č u j í c í s e t í m, že poloha se integruje prostřednictvím informace o úhlových rychlostech (p), (q) a (r) rámu trupu, získaných z úhlových rychlostí, spojených s letadlem, ze směrových setrvačníků letadla.

4. Způsob podle nároku 3, v y z n a č u j í c í s e t í m, že se provádí oprava integrované polohy pomocí polohy vypočtené na základě informace o leteckých údajích a informace o kursu.

5. Způsob syntetického výpočtu kontrolní polohy a kontrolního kursu letadla pomocí existujících údajů v letadle, jako jsou úhlové rychlosti (p), (q), (r) kolem souřadnic (x), (y) a (z) souřadnicového systému spojeného s letadlem, resp. s rámem trupu, informace o leteckých údajích ve formě rychlosti, výšky a úhlu útoku, v y z n a č u j í c í s e t í m, že se

nejdříve vypočítá poloha a kurs na základě úhlových rychlostí (p), (q), (r) rámu trupu, dále se odhadnou chyby v naměřených vektorových složkách magnetického pole rámu trupu, dále se integruje naměřený vektor magnetického pole rámu trupu, dále se odhadnou chyby ve vypočtené poloze a kursu pomocí leteckých údajů a integrovaných naměřených vektorových složek magnetického pole rámu trupu a nakonec se opraví vypočtená poloha a vypočtený kurs pomocí odhadnutých chyb polohy a kursu.

6. Způsob podle nároku 5, v y z n a č u j í c í s e t í m, že poloha a kurs se integrují prostřednictvím informace o úhlových rychlostech (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, získaných z úhlových rychlostí, spojených s letadlem, ze směrových setrvačníků.

7. Způsob podle nároku 5, v y z n a č u j í c í s e t í m, že odhad chyb v naměřených vektorových složkách magnetického pole rámu trupu se provádí v prvním filtru (11).

8. Způsob podle nároku 6 nebo 7, v y z n a č u j í c í s e t í m, že ve druhém filtru (22) se provádí odhad chyb polohy a chyb kursu, které nastanou při integrování úhlových rychlostí (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, získaných z úhlových rychlostí rámu trupu letadla, ze směrových setrvačníků, kde uvedený odhad je dán pomocí polohy, vypočtené z informace o letových údajích, a rovněž z derivovaných naměřených vektorových složek magnetického pole rámu trupu.

9. Způsob podle nároku 7 nebo 8, v y z n a č u j í c í s e t í m, že filtrování se provádí pomocí Kalmanových filtrů.

10. Uspořádání pro syntetický výpočet kontrolní polohy letadla, když je znám kurs letadla, pomocí existujících údajů v letadle, jako jsou úhlové rychlosti (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, informace o leteckých údajích, zahrnujících alespoň rychlost, výšku a úhel útoku, a rovněž informace o kursu, v y z n a č u j í c í s e t í m, že obsahuje integrační program (8) k integrování polohy letadla z informace o úhlových rychlostech (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, přičemž vypočtená poloha je opravována pomocí referenční polohy z leteckých údajů a kontrolního kursu.

11. Uspořádání podle nároku 10, v y z n a č u j í c í s e t í m, že informace o kursu je získána ze směrového setrvačníku pro kurs.

12. Uspořádání podle nároku 10 nebo 11, v y z n a č u j í c í s e t í m, že integrační program (8) je uspořádán k integrování polohy letadla z úhlových rychlostí (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, získaných z úhlových rychlostí ze směrových setrvačníků rámu trupu letadla.

13. Uspořádání podle nároku 12, v y z n a č u j í c í s e t í m, že integrační program (8) je zásobován gyroskopickými signály úhlové rychlosti rámu trupu, s kompenzovanou chybou nulového bodu.

14. Uspořádání podle nároku 10, v y z n a č u j í c í s e t í m, že referenční poloha je vypočtena s informací o leteckých údajích a rovněž s informací o kontrolním kursu.

15. Uspořádání podle nároku 10, v y z n a č u j í c í s e t í m, že synteticky generovaná opravená poloha je získána

generováním rozdílu mezi polohou získanou z integračního programu (8) a chybovým signálem, znázorňujícím chybu mezi integrovanou polohou a referenční polohou.

16. Uspořádání pro syntetický výpočet kontrolní polohy a kontrolního kursu letadla pomocí existujících údajů v letadle, jako jsou naměřené vektorové složky pole rámu trupu, úhlové rychlosti (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, letecké údaje, zahrnujících alespoň rychlost, výšku a úhel útoku, a rovněž informace o kursu, v y z n a č u j í c í s e t í m, že obsahuje první měřící program (10) pro transformování naměřených vektorových složek pole rámu trupu na navigační systém, resp. navigační rám letadla, první filtr (11), pro odhadování chyb vypočtených naměřených vektorových složek pole rámu trupu, integrační program (20) pro integrování polohy a kursu letadla z informace o úhlových rychlostech (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, druhý filtr (22) pro odhadování chyb polohy a kursu, získaných v uvedeném integrování a druhý měřící program (21) pro výpočet polohy a kursu z leteckých údajů a derivovaných naměřených vektorových složek magnetického pole rámu trupu.

17. Uspořádání podle nároku 16, v y z n a č u j í c í s e t í m, že první měřící program (10) je zásobován naměřenými vektorovými složkami magnetického pole rámu trupu, a rovněž s polohou a kursem od normálního navigačního systému letadla, a je uspořádán k transformování naměřených vektorových složek magnetického pole rámu trupu na navigační systém letadla.

18. Uspořádání podle nároku 17, v y z n a č u j í c í s e t í m, že první filtr (11) je zásobován informací z prvního měřícího programu (10) a je uspořádán k odhadování chyb

transformování naměřených vektorových složek magnetického pole rámu trupu

19. Uspořádání podle nároku 16, v y z n a č u j í c í s e t í m, že integrační program (20) je uspořádán k integrování polohy a kursu letadla z úhlových rychlostí (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, získaných z úhlových rychlostí ze směrových setrvačníků rámu trupu letadla.

20. Uspořádání podle nároku 16, v y z n a č u j í c í s e t í m, že druhý měřící program (21) je zásobován leteckými údaji, derivovanými naměřenými vektorovými složkami magnetického pole rámu trupu a informací o úhlových rychlostech (p), (q) a (r) rámu trupu letadla, přičemž z těchto hodnot jsou vypočteny poloha a kurs.

21. Uspořádání podle nároku 20, v y z n a č u j í c í s e t í m, že druhý filtr (22) je zásobován informací ze druhého měřícího programu (21) a je uspořádán k odhadování chyb polohy a kursu, a rovněž chyb nulového bodu gyroskopických signálů úhlové rychlosti rámu trupu, a trvalých chyb v naměřených vektorových složkách magnetického pole rámu trupu, pro generování chybového signálu.

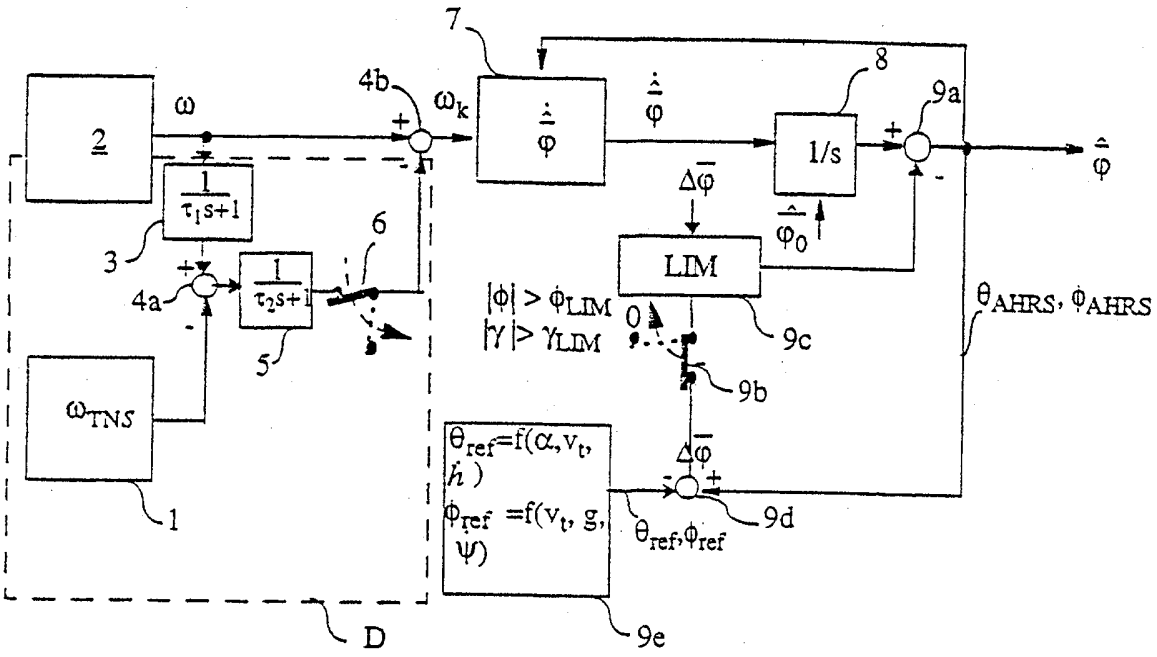
22. Uspořádání podle nároku 21, v y z n a č u j í c í s e t í m, že synteticky generované opravené výška a kurs jsou získány generováním rozdílu mezi polohou získanou z integračního programu (20) a chybovým signálem ze druhého filtru (22).

23. Uspořádání podle nároku 19, v y z n a č u j í c í s e t í m, že integrační program (20) je zásobován gyroskopickými signály úhlové rychlosti rámu trupu, kompenzovanými pro odhadnuté chyby nulového bodu.

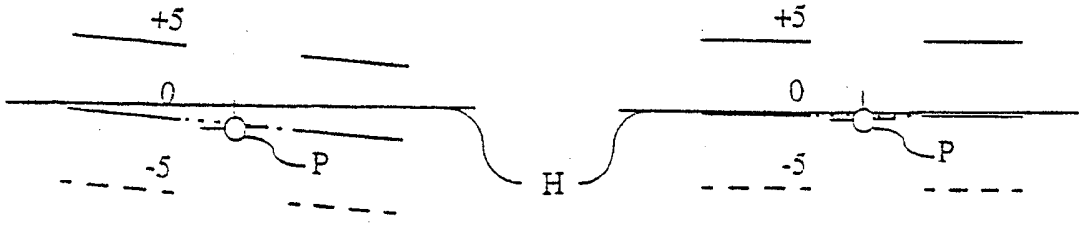
24. Uspořádání podle nároků 16 až 23, v y z n a č u j í c í s e t í m, že první filtr (11) nebo druhý filtr (22) sestává z Kalmanova filtru.

PV 2001-2604
24.07.01

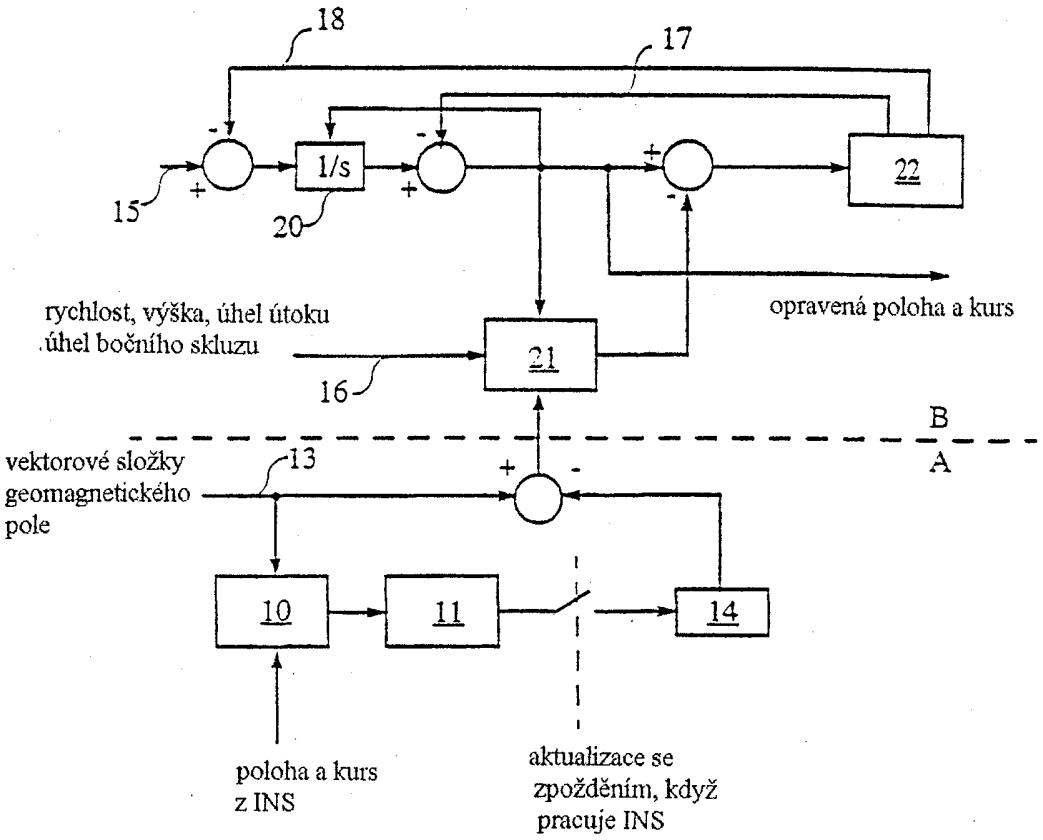
obr. 1



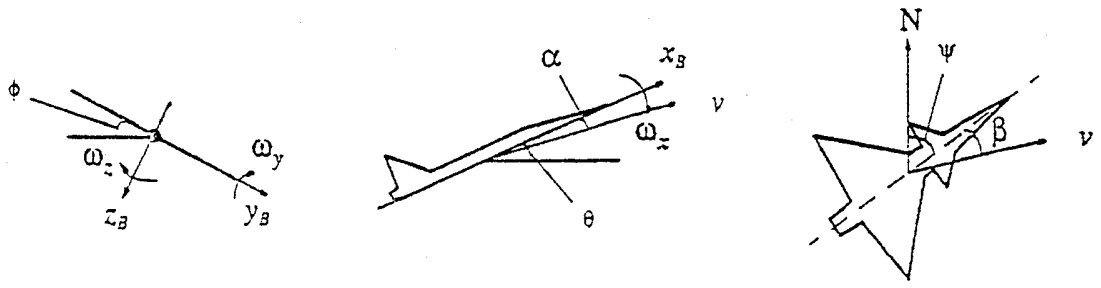
obr. 2



obr. 3


18
17
15
1/s
20
22
rychlost, výška, úhel útoku
úhel bočního skluzu
16
21
opravená poloha a kurs
B
A
vektorové složky
geomagnetického
pole
13
10
11
14
poloha a kurs
z INS
aktualizace se
zpožděním, když
pracuje INS

obr. 4


ϕ
ω_z
ω_y
z_B
y_B
α
x_B
v
ω_z
θ
N
ψ
β
v

PV 2001 - 2604
24.07.01

obr. 5

