

SOUČASNOST A BUDOUCNOST INERCIÁLNÍCH MEMS SENZORŮ

Jan Čížmár

Univerzita obrany, Kounicova 65, 662 10 Brno
jan.cizmar@unob.cz

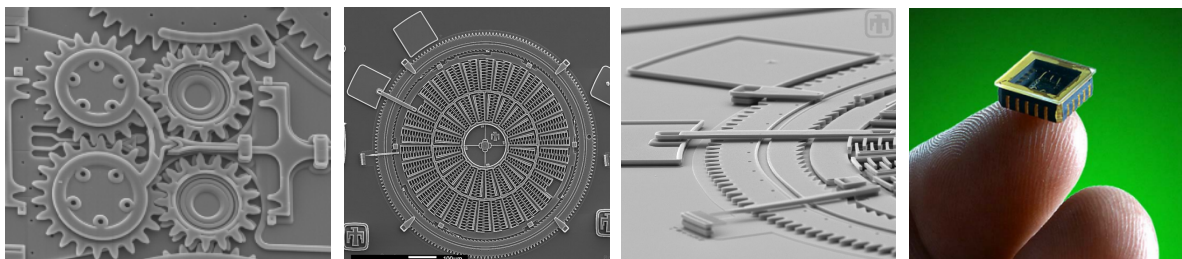
Abstrakt:

Nejrůznější mikro-elektro-mechanické (mikrosystémové) senzory jsou dnes vyráběny světovými výrobci ve velkých sériích a jsou tedy, na rozdíl od poměrně nedávné minulosti, snadno dostupné a velmi levné. To vede k jejich široké aplikaci v nejrůznějších technických oborech včetně letectví. Tento příspěvek pojednává o současném stavu a předpokládaném budoucím vývoji především v oblasti leteckých inerciálních referenčních a navigačních systémů.

1. Úvod

MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) je označení jednak samotné technologie, jednak i produktů touto technologií vyrobených. Technologie MEMS představuje velmi sofistikované umístění elektronických, ale především mikro-mechanických prvků na křemíkovou bázi pomocí nejmodernějších výrobních metod, které mají svůj původ ve výrobě elektronických integrovaných obvodů.

Produkty MEMS vycházejí z možností MEMS technologie a jde především o senzory pohybu (akcelerometry, gyroskopy...), ale i parní stroje, převodovky, čerpadla, pohony, cívky, optické čočky a zrcadla aj. Tyto produkty jsou nazývány „systém na čipu“ či také „inteligentní snímač“, jelikož je na jednom čipu vyroben jak mechanický subsystém (nutný pro transformaci měřené fyzikální veličiny na veličinu elektrickou), tak elektronický subsystém zajišťující následné zpracování výstupního signálu.



Obr. 1 Mikromechanismy zobrazené pomocí elektronového mikroskopu

Mikrosystémy, sériově vyráběné velkými světovými výrobci, nacházejí stále širší pole uplatnění v nejrůznějších technických oborech. Jejich velkou předností je, kromě minimálních rozměrů, hmotnosti, spotřeby a vyhovující přesnosti, také komerční dostupnost a relativně velmi nízká cena. Tyto přednosti mikrosystémových senzorů předurčily jejich aplikaci v letectví, zejména v oblasti inerciálních referenčních systémů (IRS). Náhrada klasických gyroskopů mikromechanickými vibračními senzory úhlové rychlosti způsobilo desetinásobné až stonásobné snížení jejich ceny a až tisícinásobné snížení jejich hmotnosti, rozměrů a spotřeby elektrické energie.

IRS s mikrosystémovými senzory se již řadu let vyrábějí, ale na paluby certifikovaných letadel pronikají zřejmě z bezpečnostních důvodů jen pomalu. Zcela opačný trend je však např. v automobilovém průmyslu či u kategorie ultralehkých letadel a v oblasti bezpilotních létajících (pozemních a plovoucích) prostředků a nejrůznějších mobilních robotů.

2. Inerciální systémy

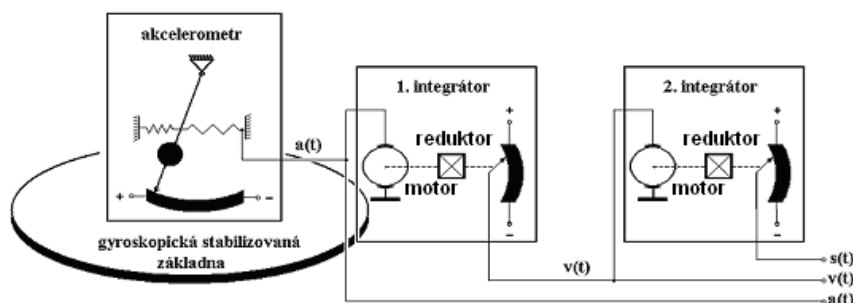
Inerciální systémy (IS) dnes známe ve dvou používaných variantách, a to jako inerciální navigační systémy (INS) a inerciální referenční systémy (IRS).

INS slouží především k navigaci, tj. především k měření okamžitých zeměpisných souřadnic letadla (či jiného pohyblivého prostředku). Hlavní význam inerciální navigace spočívá v její autonomnosti, tedy v její nezávislosti na vnějších zdrojích informace. Vlastní fyzikální princip INS je velmi jednoduchý – postupnou dvojitou časovou integrací signálu zrychlení dostaneme signál dráhy:

$$s(t) = \int_0^t \left\{ \int_0^t [a(t) - g] dt + v_0 \right\} dt + s_0, \quad (1)$$

kde $s(t)$ je okamžitá hodnota měřeného vektoru trajektorie pohybu, $a(t)$ je okamžitá hodnota měřeného vektoru zrychlení, g je vektor tíhového zrychlení, v_0 je počáteční rychlost pohybu a s_0 je počáteční hodnota trajektorie.

Princip byl znám již před první světovou válkou (viz obr. 2), avšak potřebné technologie byly dostupné až ve 40. letech 20. století. Průkopníky v oblasti inerciálních technologií byli Emer Ambrose Sperry (1860–1930) v USA a Maximilian Schuler (1882–1972) v Německu.

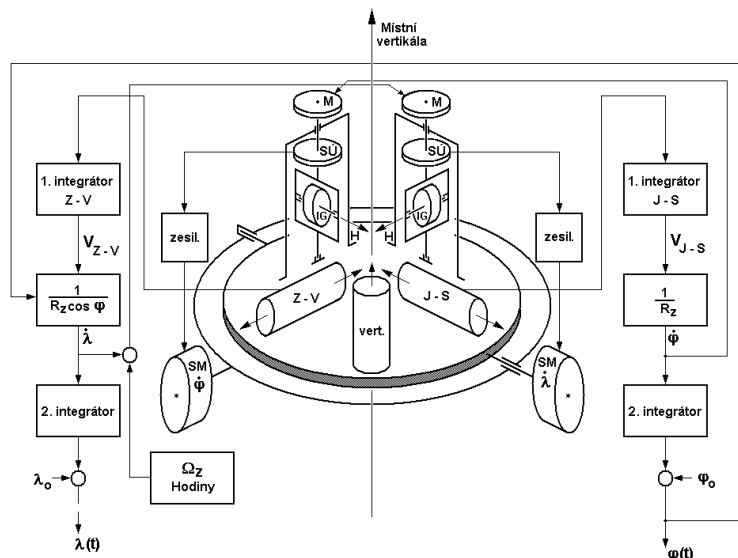


Obr. 2 Principiální schéma kardanového INS

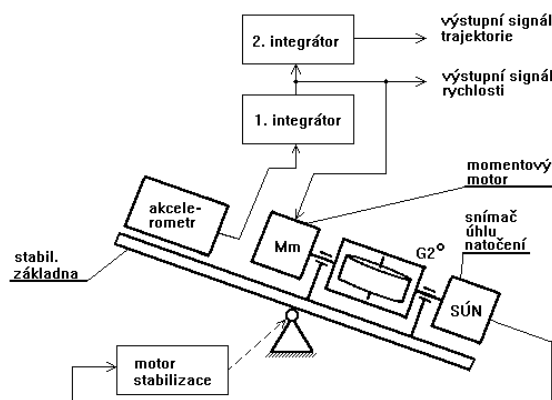
Jako první byly za druhé světové války (německá balistická střela V-2) vyvinuty inerciální navigační systémy na bázi klasické gyroskopické technologie, tedy tzv. kardanové INS. Konstrukčním základem je tříosá gyroskopicky stabilizovaná základna (GSZ) (viz obr. 2 a 3), nesoucí dvouosou (či tříosou, je-li využíván vertikální směr) soustavu akcelermetrů, a dále pak podpůrné komponenty jako integrační gyroskopy s příslušnými momentovými motory a senzory úhlu natočení jejich Cardanova rámu. GSZ je orientována tak, aby osy citlivosti akcelermetrů zaujímaly jiho-severní a západo-východní směr a navíc aby obě tyto osy byly kolmé na směr místní vertikály, tedy aby průmět vektoru tíhového zrychlení do těchto os byl nulový. Při průmětu složky tíhového zrychlení do citlivých os akcelermetrů INS indikuje „zdánlivou“ rychlost a dráhu.

U INS jde o to, aby rovina GSZ byla neustále kolmá na směr místní vertikály, tedy aby se za letu natáčela stejnou úhlovou rychlostí jako místní vertikála. Takto zkonstruovaná GSZ má vlastnosti Schulerova kyvadla, resp. představuje elektromechanický (analogový) model vlastností teoretického matematického kyvadla o délce rovné poloměru Země (či jiného gravitačně působícího tělesa, okolo kterého se prostředek pohybuje), na jehož pohyb nemá

vliv žádné lineární zrychlení působící v bodě závěsu. Je-li na počátku vystaveno do směru místní vertikály, pak bude tento směr stále dodržovat. Pokud však bude kyvadlo na počátku vychýleno ze směru místní vertikály o nějaký úhel či bude-li mít nějakou počáteční rychlost, pak bude stále konat netlumené harmonické kmity okolo místní vertikály o konstantní amplitudě a periodě 84,45 min. (doba jednoho obletu Země satelitem letícím v nulové výšce).



Obr. 3 Strukturní schéma poloanalytického kardanového INS



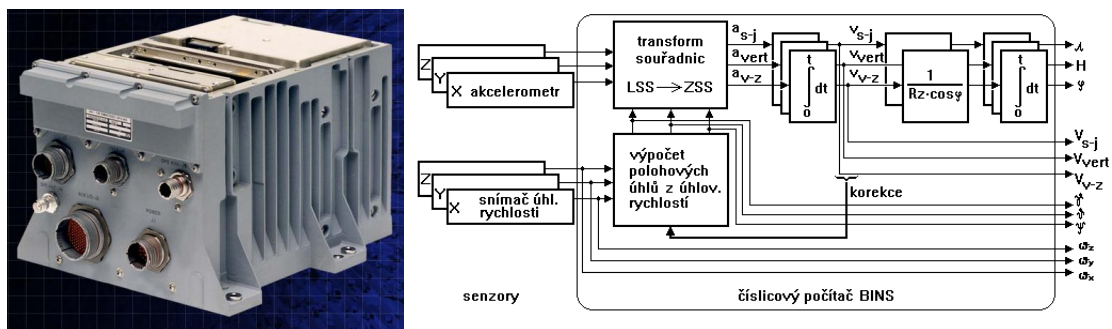
Obr. 4 Zjednodušené schéma poloanalytického kardanového INS

Činnost takového INS lze popsat pomocí obr. 3 a 4. Horizontální akcelerometry tak měří pouze zrychlení pohybové, které se po první integraci (signál úměrný rychlosti) vede do momentového motoru. Jeho moment působí precesní pohyb integračního gyroskopu (IG). Tento pohyb je snímán snímačem úhlu natočení a po výkonovém zesílení je veden do servomotoru základny. IG precesí reaguje také na rušivé momenty vychylující GSZ z klidového stavu (tření v ložiskách Cardanova závěsu, geometrické nepřesnosti konstrukce Cardanova závěsu základny, nevyváženost systému atd.). Pohyb IG je pak, podobně jako v předchozím případě, sejmut snímačem úhlu natočení, výkonově zesílen a přiveden do servomotoru generujícího moment stejné velikosti, ale opačné orientace, jakou má moment rušivý, čímž je rušivý pohyb eliminován. Signál z prvního integrátoru, tedy signál rychlosti, je veden do integrátoru druhého, z něž pak získáváme signál prolétnuté trajektorie. Přesnost měření trajektorie se u takových leteckých kardanových INS pohybuje okolo 4 až 5 km

za hodinu navigace, přičemž přesnost GSZ je asi ± 3 úhlové minuty v náklonu a ve sklonu a 9 úhlových minut v kurzu. Tyto INS se na palubách letadel rozšířily v průběhu 60. a 70. let minulého století. Jejich velkou nevýhodou kromě vysoké ceny (řádově 10^5 USD), velkých rozměrů (řádově 10^{-1} m³), velké hmotnosti (řádově 10^1 kg), energetické náročnosti (řádově 10^2 W) a neschopnosti počátečního vystavení v kurzu (INS musel být doplněn o rychlý gyroskopický kompas – „northfinder“) je velmi dlouhá doba přípravy (cca 15 min.), po kterou musí být letadlo (pohyblivý prostředek nesoucí INS) v naprostém klidu. S tím souvisí i relativně nízká pravděpodobnost úspěšného spuštění.

V 70. letech 20. století umožnily výsledky rozvoje mikroelektroniky a výpočetní techniky konstruovat bezkardanové INS (BINS, anglicky Strapdown INS).

V BINS stabilizovaná základna reálně neexistuje. Její model je realizován analyticky v číslicovém počítači (viz obr. 5).



Obr. 5 Fotografie EGI firmy Honeywell a schéma BINS

Typická doba přípravy BINS je cca 2 min. (4 min. s gyrokompasováním) a typická přesnost v režimu inerciální navigace je 0,8 námořní míle (1,482 km) za hodinu navigace. Např. EGI Litton 100G má rozměry 27,9 x 17,8 x 17,8 cm, hmotnost 9,8 kg a příkon 37,5 W/28 Vss. Pro korekci s časem rostoucí nepřesnosti jsou BINS podporovány navigačními přijímači GPS a jsou obvykle vyráběny jako jeden přístrojový blok, anglicky nazývaný např. Embedded GPS INS (EGI). Cena podobných BINS je řádově 10^5 až 10^6 USD.

Trojice přesných laserových senzorů úhlové rychlosti (max. drift 0,001 °/hod) je zdrojem informace o aktuálních hodnotách rychlosti rotace letadla v prostoru. Signál je využit pro výpočet polohových úhlů pomocí metody kvaternionů. Vypočtené rotační kvaterniony pak představují okamžitý matematický transformační aparát sloužící pro transformaci zrychlení z letadlové do zemské souřadnicové soustavy.

Metoda kvaternionů je vyjádřena vztahem:

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{q} \times \hat{\boldsymbol{\Omega}},$$

či

$$[\dot{q}_0 \quad \dot{q}_1 \quad \dot{q}_2 \quad \dot{q}_3] = \frac{1}{2} \cdot [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3] \cdot \begin{bmatrix} 0 & w_x & w_y & w_z \\ -w_x & 0 & -w_z & w_y \\ -w_y & w_z & 0 & -w_x \\ -w_z & -w_y & w_x & 0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

kde $\mathbf{q}$ je rotační kvaternion, $\dot{\mathbf{q}}$ je jeho časová derivace a $\hat{\boldsymbol{\Omega}}$ je kososymetrická matice úhlových rychlostí. Struktura rotačního kvaternionu je:

$$\begin{aligned}
q_0 &= \cos \frac{y}{2} \cdot \cos \frac{J}{2} \cdot \cos \frac{g}{2} + \sin \frac{y}{2} \cdot \sin \frac{J}{2} \cdot \sin \frac{g}{2}, \\
q_1 &= \cos \frac{y}{2} \cdot \cos \frac{J}{2} \cdot \sin \frac{g}{2} - \sin \frac{y}{2} \cdot \sin \frac{J}{2} \cdot \cos \frac{g}{2}, \\
q_2 &= \cos \frac{y}{2} \cdot \sin \frac{J}{2} \cdot \cos \frac{g}{2} + \sin \frac{y}{2} \cdot \cos \frac{J}{2} \cdot \sin \frac{g}{2}, \\
q_3 &= \sin \frac{y}{2} \cdot \cos \frac{J}{2} \cdot \cos \frac{g}{2} + \cos \frac{y}{2} \cdot \sin \frac{J}{2} \cdot \sin \frac{g}{2}.
\end{aligned}
\quad \mathbf{q}_{\gamma/J\psi} = q_0 + q_2 + q_1 + q_3 \quad (3)$$

kde j je náklon, J je sklon a y je kurz letadla či jiného pohyblivého prostředku.

Výpočet aktuálního rotačního kvaternionu, který probíhá v číslicovém počítači, je:

$$\mathbf{q}(k+1) = \mathbf{q}(k) \cdot \left[\mathbf{E} + \frac{1}{2} \hat{\boldsymbol{\Omega}}(k) \cdot T \right], \quad (4)$$

kde $\mathbf{q}(k)$ a $\mathbf{q}(k+1)$ je rotační kvaternion ve dvou po sobě jdoucích krocích, $\mathbf{E}$ je jednotková matice, $\hat{\boldsymbol{\Omega}}(k)$ je kososymetrická matice úhlových rychlostí a T je délka jednoho kroku výpočtu.

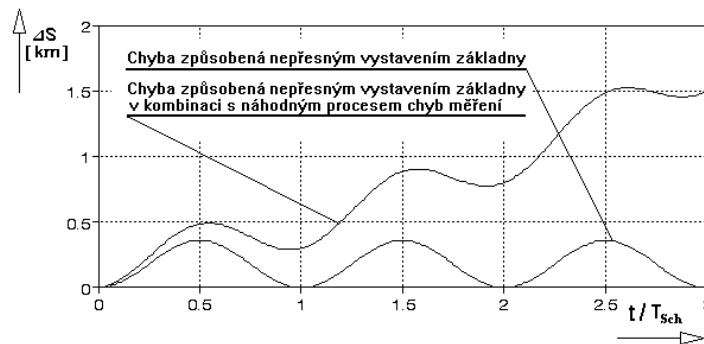
Akcelerometry jako snímače prvotních informací jsou umístěny přímo na draku letadla a jejich údaje jsou přepočítávány v číslicovém počítači do horizontální roviny:

$$\mathbf{a}_{zss} = \mathbf{q} \mathbf{a}_{lss} \mathbf{q}^{\sim}, \quad (5)$$

kde $\mathbf{a}_{lss}$ je vektor zrychlení v letadlové souřadnicové soustavě, $\mathbf{a}_{zss}$ je vektor zrychlení v zemské souřadnicové soustavě, $\tilde{\mathbf{q}}$ je symbol pro kvaternion komplexně sdružený a symbol $\mathbf{o}$ představuje součin kvaternionů.

Transformované signály zrychlení (ze soustavy spojené s tělesem, na němž je INS umístěn, do zemské souřadnicové soustavy), tj. severní, východní a vertikální složka zrychlení, jsou pak postupně dvakrát integrovány a tak se získávají signály složek (severní, východní a vertikální) rychlosti a přírůstků (severní, východní a vertikální) trajektorie. Protože navigační úloha je řešena v zeměpisných souřadnicích, jsou obvodové parametry přepočteny na úhlové.

Zejména v letectví jsou nejrozšířenější BINS s laserovými vysílači úhlových rychlostí rezonátorového typu, které se též nazývají laserové gyroskopy. Jsou velmi přesné, odolávají značným rušivým zrychlením, ale jsou poměrně drahé. K hlavním světovým výrobcům patří firma Litton, vyrábějící např. malý laserový navigační systém LN-100G.



Obr. 6 Časový vývoj chyb INS

Kardanové i bezkardanové INS poskytují kromě navigačních parametrů, tj. zeměpisných souřadnic a složek rychlosti a zrychlení pohybu, také polohové úhly (náklon, sklon a kurz) a BINS i úhlové rychlosti vzhledem k osám symetrie letadla (pohyblivého prostředku). Tím

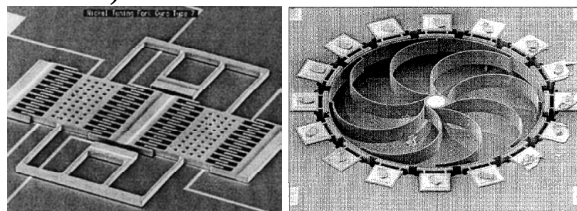
nahrazují na palubě letadla systémy umělého horizontu, gyromagnetického kompasu a senzorů úhlové rychlosti. Inerciální systémy, u kterých je hlavním výstupem právě informace o polohových úhlech, označujeme za inerciální referenční systémy.

IRS slouží k měření polohových úhlů, tj. náklonu, sklonu a popř. i kurzu letu, a požadovaná přesnost měření polohových úhlů se pohybuje v rozmezí od $0,2^\circ$ do $0,5^\circ$, tedy podstatně výše než cca 3 úhlové minuty u BINS. IRS proto mohou používat podstatně méně přesné snímače úhlových rychlostí, ale i akcelerometrů. Zde vznikl prostor pro aplikaci alternativních inerciálních senzorů, tedy i senzorů vyráběných technologií MEMS, které jsou mnohem levnější, mnohem menší, mnohem méně hmotné a energeticky náročné než běžná gyroskopická technologie.

3. Inerciální mikromechanické senzory

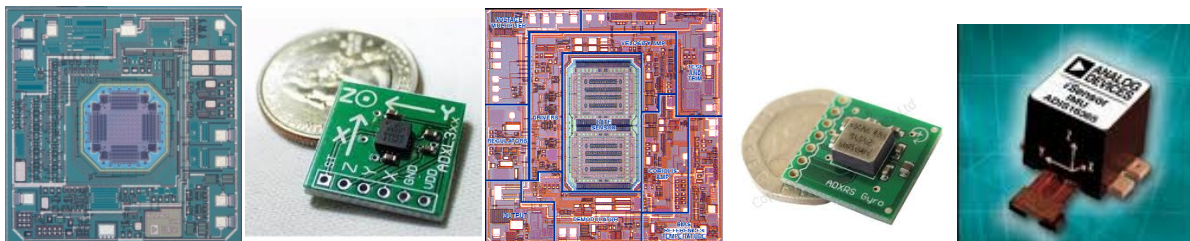
První mikromechanické inerciální senzory se objevily na počátku 70. let. Např. v roce 1970 předvedla firma Kulite první křemíkový akcelerometr, ale první křemíkový senzor úhlové rychlosti uvedla na trh firma Draper až v polovině 90. let. V tomto období se rovněž objevila řada mikromechanických „gyroskopů“, jako např. Gyrostar firmy Murata. Od počátku 90. let začaly vyrábět inerciální MEMS senzory nejvýznamnější světoví výrobci. Rovněž byl na tuto technologii zaměřen výzkum nejvýznamnějších výzkumných ústavů (Sandia National Laboratories, USA, <http://www.mems.sandia.gov/about/electro-mechanical.html>).

Mikromechanické akcelerometry jsou fyzikálně založeny na principu hmoty (závaží) zavěšené na pružném závěsu, zatímco senzory úhlové rychlosti, označované za gyroskopy, jsou založeny na principu vzniku Coriolisových sil při současném působení složek rychlosti translačního a rotačního pohybu. Translační pohyb pohyblivé hmoty senzoru představují obvykle elektrostatičticky buzené vibrace, rotační pohyb pak měřená úhlová rychlost. Senzory úhlové rychlosti mohou mít podobu vibrujících ladiček (tuning forks), vibrujících prstenců (vibrating rings) apod. (viz obr 7).



Obr. 7 Ladičkový a prstencový vibrační MEMS senzor úhlové rychlosti

Firma Analog Devices vyvinula a uvedla na trh akcelerometry řady ADXL a o něco později vibrační senzory úhlové rychlosti řady ADXRS (vibrační ladičkové).



Obr. 8 Akcelerometr řady ADXL, gyroskop řady ADXRS a mikromodul řady ADIS16... firmy Analog Devices

Tyto a jim podobné produkty řady dalších výrobců a vývojových laboratoří umožnily vyvíjet velmi malé, lehké a levné IRS, které byly úspěšně aplikovány na palubách řady nejrozličnějších bezpilotních létajících (pojízdňích, plovoucích) prostředků či robotů apod. K nejnovějším výsledkům vývoje v oblasti inerciálních MEMS senzorů patří výroba modulů obsahujících trojici senzorů úhlové rychlosti, trojici akcelerometrů, popř. i trojici magnetometrů doplněnou o mikrokontroler zajišťující digitalizaci signálů senzorů, teplotní kompenzaci jejich teplotních chyb, kompenzaci chyb senzorů úhlových rychlostí způsobených translačním zrychlením a komunikaci s nadřazeným kontrolerem.

4. Výzkum IRS na Univerzitě obrany



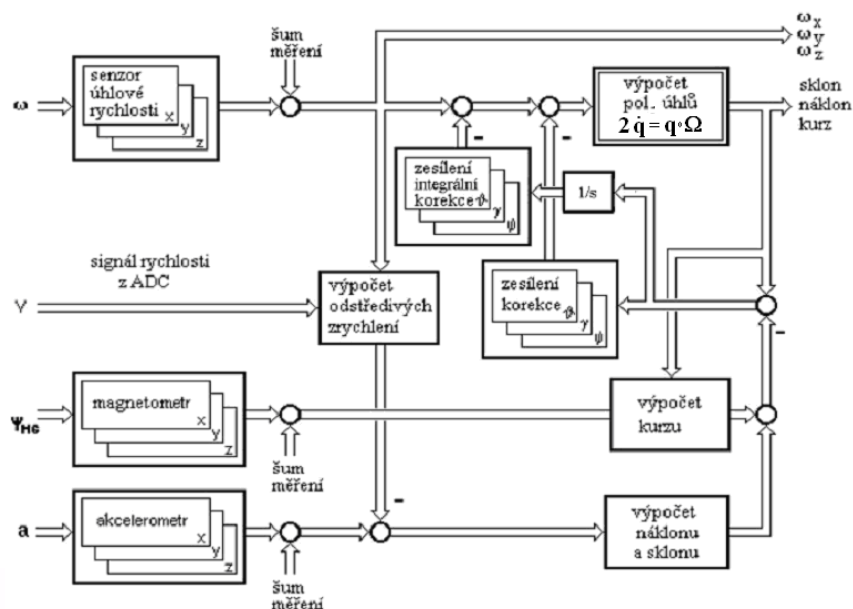
Obr. 9 Inerciální referenční jednotka firmy OPROX, a.s.

Naše pracoviště (Katedra leteckých elektrotechnických systémů Fakulty vojenských technologií Univerzity obrany) se již dlouhodobě věnuje výzkumu v oblasti konstrukce inerciálních referenčních jednotek a podobných leteckých přístrojů, a to nejprve ve spolupráci s firmou OPROX, a. s., se kterou jsme v rámci úkolu zadaného Ministerstvem průmyslu a obchodu České republiky vyvinuli inerciální referenční jednotku (viz obr. 9), nejnověji s firmou TL Elektronice, a. s., kde se naše pracoviště podílí na vývoji inerciální referenční jednotky a systému automatického řízení letu jako komponent systému Integraf. Tento systém elektronických letových, navigačních, motorových a drakových přístrojů a systému automatického řízení letu je určen pro ultralehká letadla (viz obr. 10).



Obr. 10 Elektronický systém Integra firmy TL Elektronice

IRJ jsme řešili jako dvoukanálovou. Hlavní měřicí kanál je vybaven senzory úhlových rychlostí. Jako výpočetní aparát pro zpracování signálu je zde použita metoda kvaternionů (viz obr. 11 a výrazy 2, 3 a 4), jejímž prostřednictvím získáme signály polohových úhlů letadla, tedy signály náklonu, sklonu a kurzu. Protože metoda kvaternionů představuje integrační algoritmus, který integruje kromě užitečného signálu i náhodné rušivé signály vznikající v měřicím řetězci, chyby měření hlavního měřicího kanálu s časem rostou.



Obr. 11 Blokové schéma IRJ

Korekční kanál je pak tvořen akcelerometry, popř. i magnetometry, z jejichž signálů se rovněž vypočtou hodnoty polohových úhlů letadla. Toto měření je zatíženo chybami způsobenými hlavně rušivými zrychleními při manévrování letadla. Tyto chyby jsou nezávislé na čase. Signály polohových úhlů změřené hlavním a korekčním kanálem jsou porovnávány a jejich rozdíl je po patřičném zesílení a integraci přičítán jako proporcionální a integrační korekční signál k signálu gyroskopů. Vzhledem k charakteru stochastického procesu poruch měření musí být zesílení korekčních signálů nastaveno optimálně tak, aby výsledné chyby měření polohových úhlů byly minimální (přesnost měření polohových úhlů za letu cca $\pm 1^\circ$).

IRJ poskytuje kromě polohových úhlů i signály úhlových rychlostí a translačního zrychlení, a tedy může být využita jako senzor pro automatické řízení letu.

5. Závěr

Již současná technická úroveň umožňuje vyvíjet velmi kvalitní IRS s přesností měření polohových úhlů za letu cca $\pm 1^\circ$.

Přesnost a spolehlivost takto koncipovaných IRS lze podstatně zvýšit např. použitím minimálně tří skupin inerciálních senzorů (velmi levné, lehké, malé, s minimální spotřebou). V případě, že stochastické procesy jejich poruch působících chyby měření nejsou korelované, klesnou po sečtení adekvátních signálů výsledné chyby měření na jednu třetinu. Takové IRS s mikromechanickými (MEMS) inerciálními senzory se co do přesnosti blíží IRS, umělým horizontům a gyromagnetickým kompasům založeným na klasické gyroskopické technologii a v nejbližší dekádě lze očekávat, že tuto klasickou gyroskopickou technologii z palub letadel zcela vytlačí.

Je pravděpodobné, že v budoucnu budou vyvinuty pro tento účel vysoce přesné, spolehlivé a přitom relativně levné inerciální měřicí jednotky, které budou schopny po určitou krátkou dobu (až jednotky minut) zajistit inerciální navigaci.

Již dnes jsou vyvíjeny optoelektronické laserové senzory úhlových rychlostí, které by se vyráběly technologií MEMS.

V nejbližším období zřejmě nedojde k takovému zvýšení přesnosti inerciálních mikromechanických senzorů, že by jejich přesnost byla srovnatelná s přesností laserových gyroskopů rezonátorového typu, která je nutná pro letecké INS.

Literatura

- [1] ČIŽMÁR, J. Modelování inerciálních systémů, habilitační práce, Univerzita obrany, 2008, Brno
- [2] ČIŽMÁR, J. Vývoj inerciální referenční jednotky, Dílčí výzkumná zpráva projektu MPO ev. č. FT-TA3/104, Výzkum a vývoj technologií pro řízení ultralehkých a lehkých letadel, 60 str., Brno, OPROX, a.s. prosinec 2006.
- [3] TITTERTON, D., H., WESTON, J., L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004, Reston, USA, ISBN: 1-56347-693-2