Inerčný navigačný systém a aerodynamický systém lietadiel typu A –320.

Ing. Rastislav GALUŠČÁK [1]

[1] *Dept. of Electromagnetic Field, Czech Technical University, Technická 2, 166 27 Praha Czech Republic*

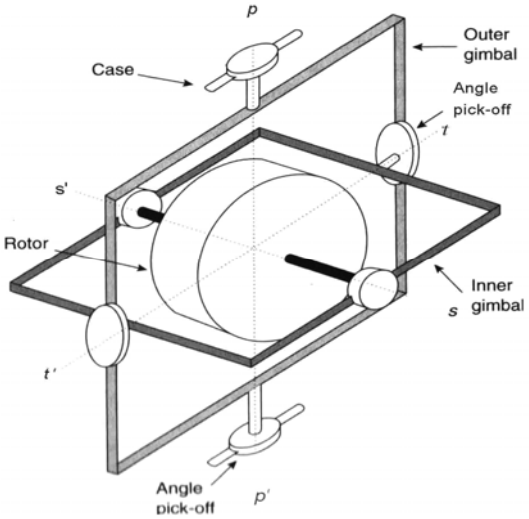
Úvod

Inerčný navigačný systém u lietadiel typu AIRBUS 320 (zahrňujúci tiež lietadlá A-318, A-319, A –321) je integrovaný spolu s aerodynamický systémom (ADC- Air Data Computer) do jedného spoločného systému, ktorý je označený ako ADIRS (Air Data Inertial Reference Systems).
V tejto zpráve bude popísaný princíp činnosti inerčného navigačného systému typu „strapdown“ a tiež krátky popis aerodynamického system ADC použitého v uvedenom type lietadiel.

Obr. 1 Lietadlo AIRBUS A-320 *Foto www.planes.cz*

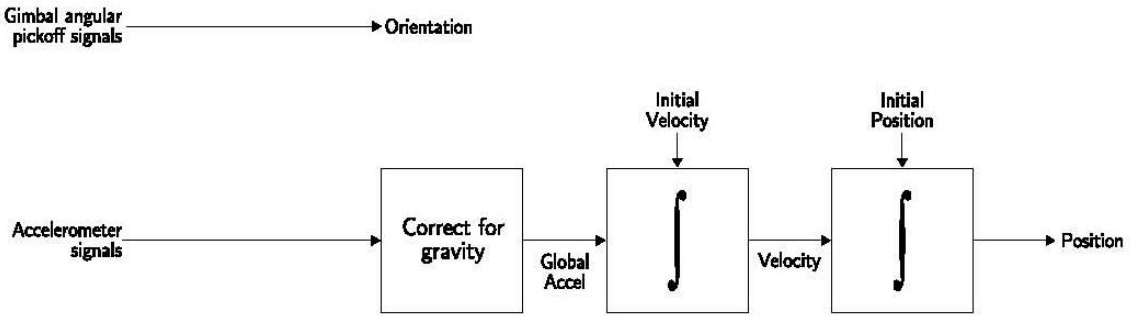
1.1 Inerčný Navigačný Systém

Klasický inerčný navigačný systém je založený na vlastosti rotujúceho hmotného zotrvačníka udržiavať svoju polohu v priestore. Rotujúci zotrvačník vytvára uhlový moment, ktorý je zhodný s osou rotácie zotrvačníka.



Obr. 2 Mechanický zotrvačník

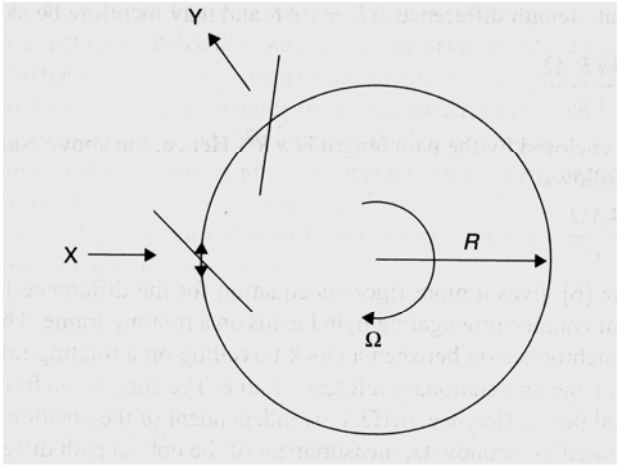
Pokiaĺ je tento zotrvačník vhodne mechanicky uložený v ráme (gimbal) a to tak, že má 3 stupne voľnosti (Viď obr. 2), môže sa pomocou vhodných senzorov a akcelometrov vyhodnotiť zmena pôvodnej polohy zotrvačníka k polohe aktuálnej . Algoritmus pre tento klasický inerčný navigačný systém možeme popísať nasledovne:



Zotrvačník po vystavení vytvára referenčný signál, z ktorého sa po integrácii signálov z akcelometrov získavajú informácie o rýchlosti a dráhe (polohe).

1.2 Laserový Gyroskop

Ako je zrejmé z predchádzajúcej kapitoly, mechanický gyroskop má pomerne veľa nedostatkov. Otáčky gyroskopu musia byť neustále udržiavané elektrickým motorom na konštantnej urovni, do systému sa zavádza chyba z mechanickeho usporiadania a to najma trenim v ložiskach gimbaly, ďalej vzniká chyba v uhlových prevodníkoch a nepríjemná je tiež dlhá doba vystavenia . Pre ilustráciu, doba vystavenia klasickej mechanickej navigácie na lietadle IL-62 pre diaľkový let bola 1 hodina. Z tohoto dôvodu sa hladala náhrada mechanickeho zotrvačníka. V 60 rokoch minulého storočia sa začali pre tieto účely prevádzať prvé pokusy s lasermi.
Pricíp činnosti je nasledovný. Uvažujme kruhovo rotačný interferometer v ktorom sa širi optický signál. Viď obr. 3



Obr. 3 Kruhovo rotačný interferometer

Pokiaľ sa interferometer nepohybuje, čas na priebeh svetla pre jednu otáčku okolo obvodu interferometra je daný vzřahom:

$$t = 2\pi R/c \qquad (1)$$

kde R je polomer interferomera, c je rýchlosť šírenia svetla v ňom. Uvažujme, že svetlo sa šíri v interferometri na obidve strany. Pokiaľ sa interferometer nehýbe (neotáča), čas obehu svetelného paprsku je pre obidva smery rovnaký. Uvažujme teraz, že interferometer sa pootočí uhlovou rýchlosťou Ω. Potom čas pre dobu obehu svetla v smere rotácie Ω je:

$$t_1 = (2\pi R + \Delta L+)/c \qquad (2)$$

a čas v protismere rotácie Ω je daný:

$$t_2 = (2\pi R - \Delta L-)/c \qquad (3)$$

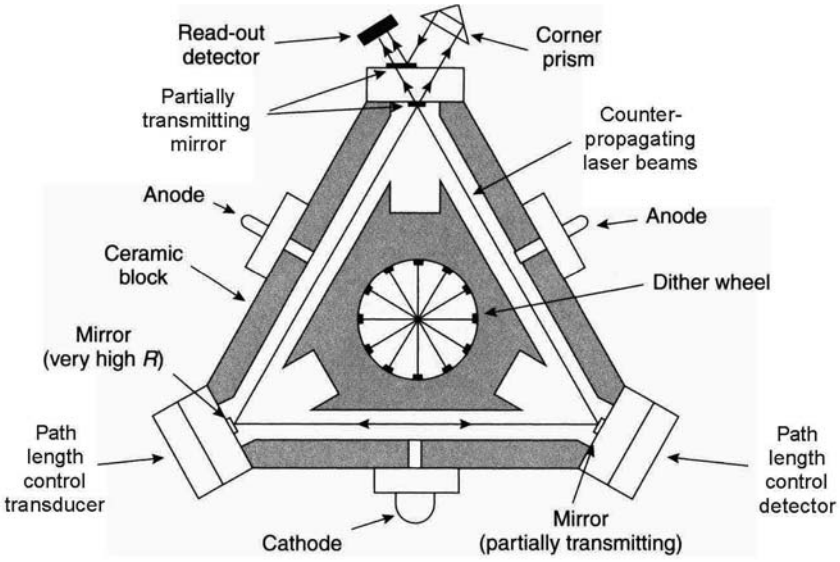
kde $\Delta L+ = R\Omega t_1$ a $\Delta L- = R\Omega t_2$ je inkrement a decrement dráhy svetla.

Po úprave rovníc (2) a (3) môžeme písať

$$\Delta t = (4\pi R^2\Omega)/c^2 \qquad (4)$$

$$\Delta L = (4\pi R^2\Omega)/c \qquad (5)$$

Uvedený rozdiel dĺžok je vyhodnotený interferometrom. Pre lepšiu presnosť interferometra je vhodné použit koherentné žiarenie v červenom spektre s vlnovou dĺžkou 632.8 nm alebo 1 152 μm. Typické usporiadanie kruhového laserového gyroskopu je zobrazené na obr. 4



Obr. 4 Schéma laserového gyroskopu

Hlavné komponenty laserového gyroskopu sú:

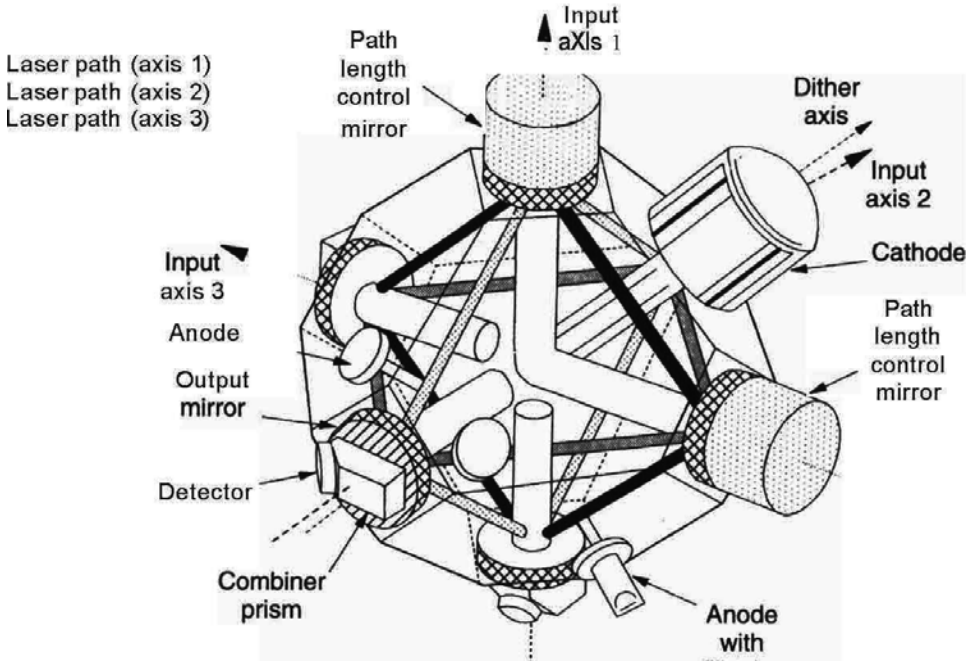
1. Blok laseru, zhotoveného z tepelne málo rozťažnej keramiky, napr. Zezodur alebo Cervit. Vo vnútri tejto dutiny je medium laseru, obyčajne He a dva isotropy Ne, tak aby sa vybudili dva vhodné vidy.

2. Optické komponenty - zrkadlá a foto-detektor. Zvyčajne sa používajú dva typy zrkadiel, odrazivé s čiastočnou svetelnou priepustnosťou a nepriepustné s veľmi dobrou odrazivosťou. Jedno zo zrkadiel je pripevnené na pohyblivú piezoelektrickú podložku za účelom teplotnej kompenzácie. Ostatné zrkadlá sú pevne pripevnené do bloku lasera.

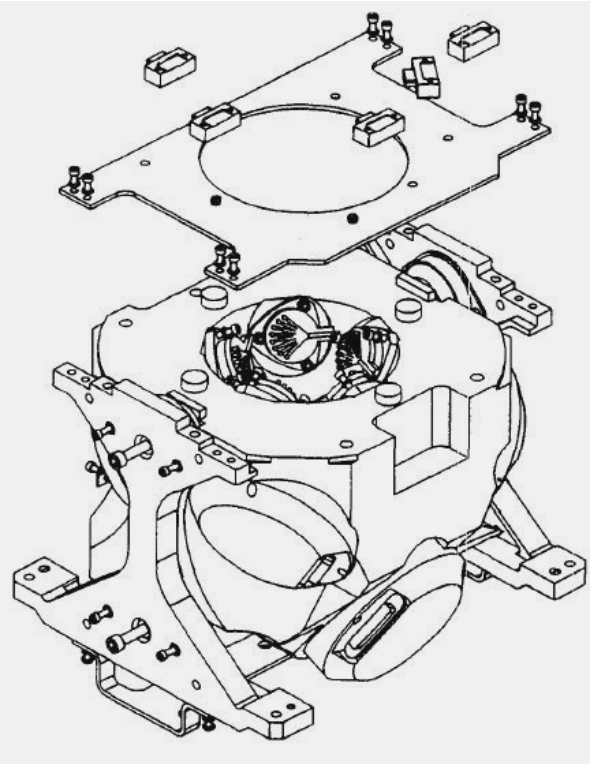
3. Napájací mechanizmus, dve anódy a jednu katódu, ktoré slúžia ako zdroj energie pre vybudenie laserového žiarenia.

4. Zariadenie na potlačenie tzv. "lock-in" javu. V podstate ide o potlačenie nelinearity priebehu systemu v obmedzenom intervale. Viac podrobností k uvedenému problému je možné nájsť v [1]. Na obr.4 je toto zariadenie označené ako "dither wheel"

Pre možnosť požitia laserových zotrvačníkov pre všetky tri osi v jednom mechanickom celku bolo vyvinuté usporiadanie "triad" viď obr. 5, 6. Vyhoda tejto konštrukcie je možnosť zdielania niektorých zrkadiel pre dve osi rotácie a vysoká kompaktnosť.



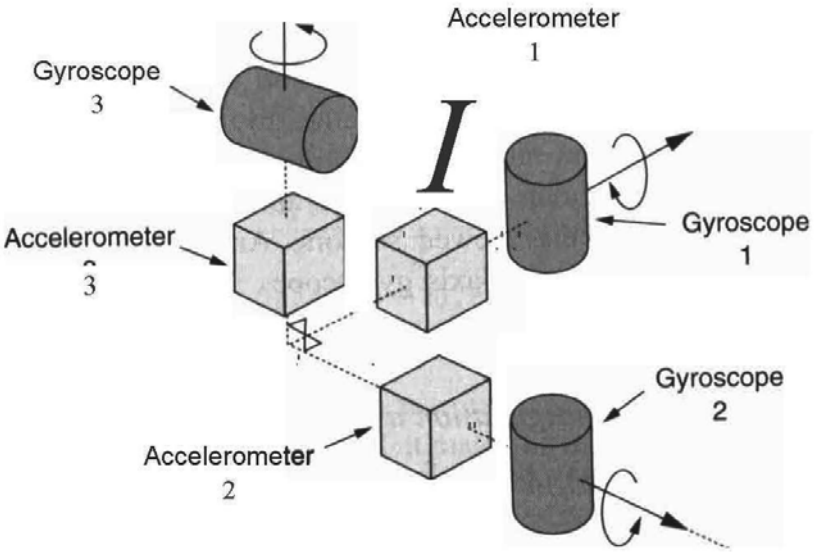
Obr. 5 Usporiadanie laserových gyroskopov vo verzii "triad"



Obr 6 Mechanické usporiadanie inerčných snímačov fy Honywell

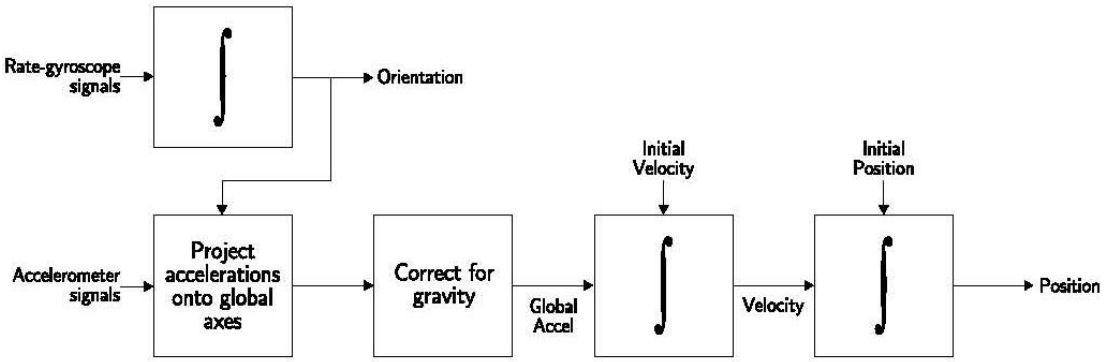
1.3 Usporiadanie inerčného systemu do technológie "Strapdown"

Výhodou usporiadania inerčného navigačného system do konfigurácie "strapdown" je, že takto usporiadaný system nepoužína žiadne mechanické prvky pre stabilizáciu gyroskopov v priestore. Týmto spôsobom sa zlepšuje mechanikcá kompaktnosť a presnosť. Jeho nevýhodou je však väčšia zložitosť a náročnejšia technológia. Schematické zobrazenie systemu je na obrázku č 7. Všetky gyroskopy a akcelerometre sú pevne uchytené k základni (strapdown).



Obr. 7 Usporidanie inerčného system "Strapdown"

Z obrázku je zrejmé, že každá z troch osí priestoru používa vlastný gyroskop a akcelometer. Algoritmus pre uvedný system možeme popísať následovne:



Uvažujme trojrozmerný priestor s kartézskym súradnicovým systémom s osami x, y, z. Označme uhly otáčania okolo osi x – φ, okolo osi y – θ, okolo osi z – ψ, potom potočenie súradníc v priestore je možné vyjadriť Eulerovými maticami:

$$\boldsymbol{R}_x = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix}$$

$$\boldsymbol{R}_y = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix}$$

$$\boldsymbol{R}_z = \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \qquad (6)$$

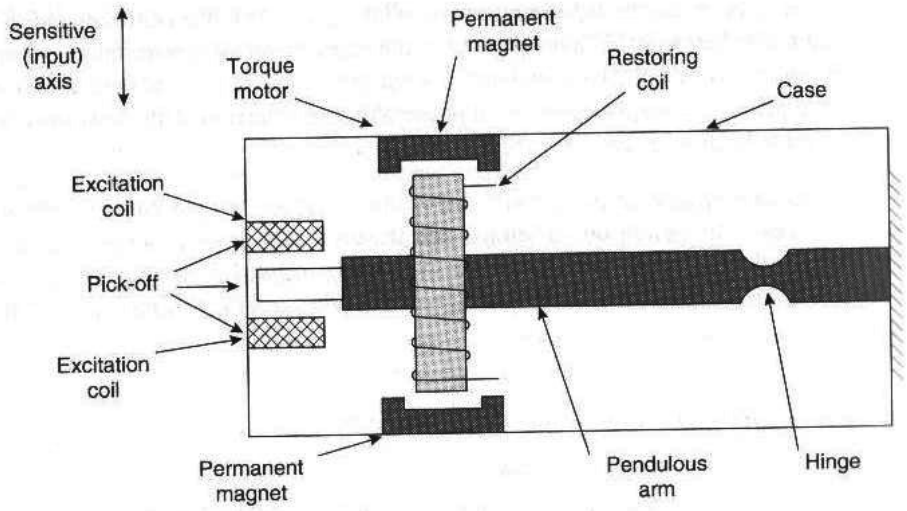
Potom každé pootočenie v priestore môžeme vyjdriť súčinom uvedených matíc:

$$R = Rx\ Ry\ Rz \qquad (7)$$

V inerčnom systéme typu strapdown je prepočet projekcie súradného systemu odvodený z uvedených Eulerových matíc a v praxi prevedený palubným počítačom. Viac podrobností je možné opať nájsť v [1]

1.4 Akcelerometre

Pre presné meranie zrýchlenia sa používajú elektromagnetické akcelometre so spätnou väzbou. Schéma takéhoto akcelometra je zobrazená na obrázku č. 8.



Obr. 8 Elektromagnetický akcelometer

Princíp činnosti je nasledovný. Cievka elektromagnetu je umiestnena na pružnom závese medzi pernamentnými magnetmi. Vplyvom zrýchlenia má rameno, na ktorom je pripevnená cievka snahu zotrvávať v rovnovážnej polohe, čím sa mení jej vzdialenosť od permanetných magnetov. Zmeny vzdialenosťí od rovnovážnej polohy sú snímané na konci ramena buď induktívnym snímačom, tak ako je znázornené na obr. 8, alebo kapacitným respektíve optickým snímačom. Odchýlka je vyhodnotená prevodníkom, ktorý následne riadi veľkosť prúdu do kotvy elektromagnetu v snahe udržať rameno snímača v neutrálnej polohe. Veľkosť zrýchlenia je potom úmerná veľkosti vyrovnávacieho prúdu v cievke elektromagnetu.

Presnosť uvedeného akcelometra je veľmi dobrá a dosahuje hodnôt 0.1 % pre vstupný rozsah hodnôt zrýchlenia ± 100g. Pre menej náročné aplikácie sa používajú vibračné, optické, polovodičové, monolitické akcelometre. Viac o uvedenej problematike je mozné nájsť opať v [1]

1.5 Obsluha

Posádka má možnosť zvoliť miesto obsluhy inerčného navigačného systému a to jednak prostredníctvom MCDU (Multipurpose Control and Display Unit), u každého pilota, pozri obr. 9, alebo z ovládacieho panelu umiestneného nad hlavou kapitána – obr. 10. Obsluha spočína hlavne pred letom a to vystavením systému, ktoré trvá cca 10 min. Počas letu je to kontrola presnosti, v kritickom prípade rýchle vystavenie či vypnutie v prípade závady.

Poznámka autora: Z vlastnej praxe můžem potvrdit vysoku presnosť a spoľahlivosť laserovej inercie. Počas náletu cca 6000 letových hodín som mal problémy s presnosť inerčného navigačného systému iba raz.na BOEINGU 737 -500, na lietadle typu AIRBUS ani raz.

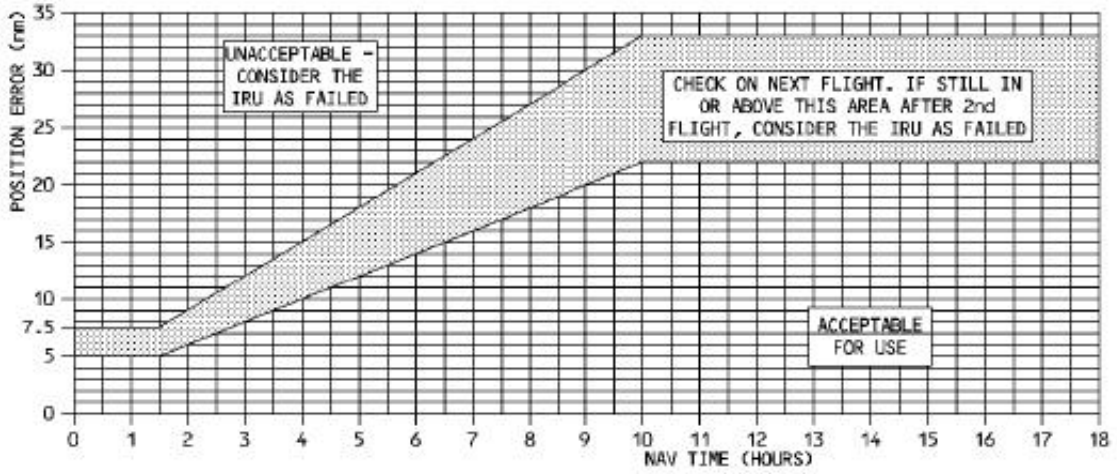
Obr. 9 Multipurpose Control and Display Unit *Foto autor*

Obr. 10 Ovládací panel ADIRU ktorý sa nachádza nad hlavou kapitána *Foto autor*

Obr. 11 Kontrola presnosti navigačného systému na lietadle OK-NEO dňa 12.05.2009 na lete ALA – PRG, OK-181, nad územým Kazachstánu *Foto autor*

1.6 Presnosť

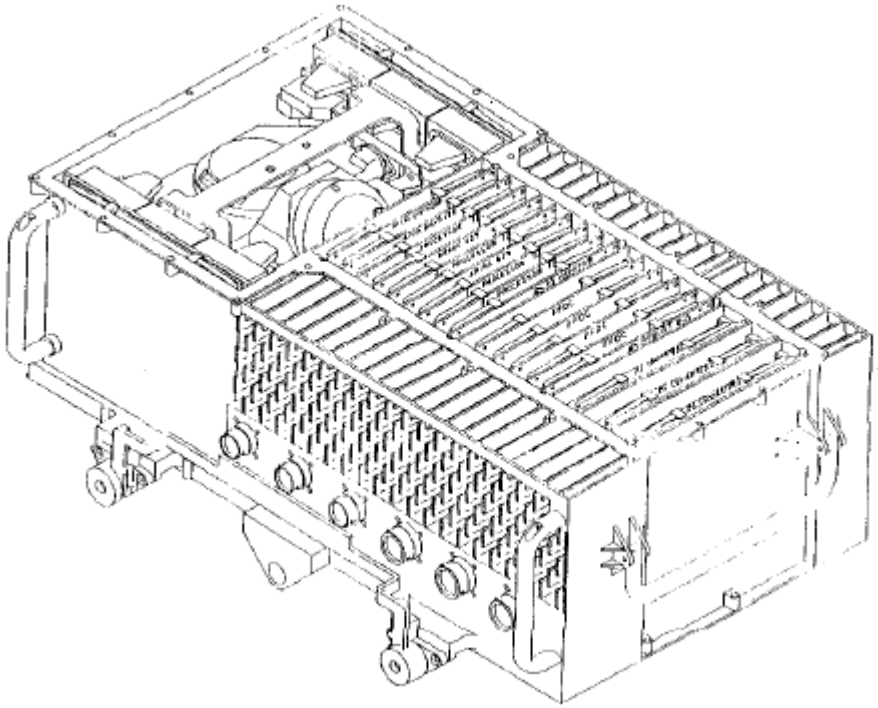
Presnosť systému je veľmi dobrá, vetšinou neprekročí 1.5 NM/ hod.
Posádka počas letu a na prieletových letiskách kontroluje presnosť inerčného systému. Presnosť musí súhlasiť s grafom zobrazeným na obr č. 12



Obr. č. 12 Graf na určenie presnosti inerčnej navigácie

2. Systém ADIRU

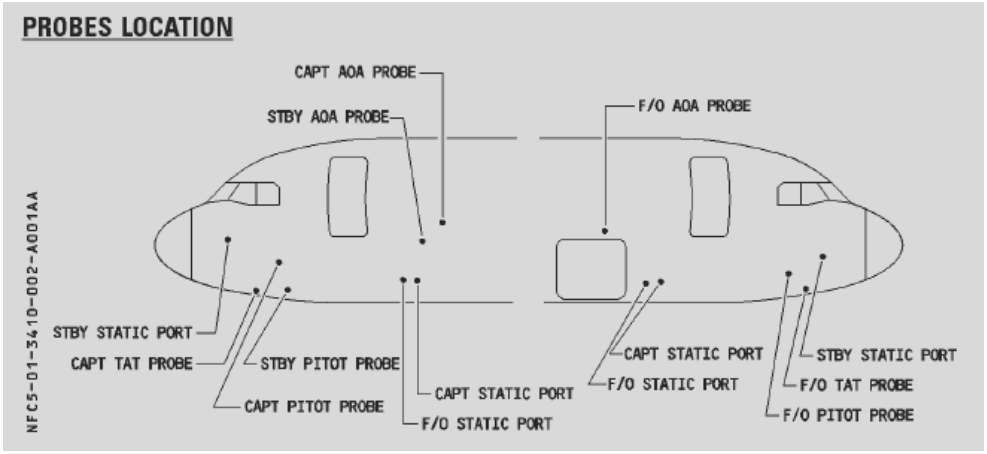
Aerodynamický systém lietadla typu AIRBUS 320 je fyzicky spojený, ale elektrický úplne oddelený, so systémom inerčnej navigácie do jedného bloku. Pozri obr. 13



Obr. 13 Fyzická štruktúra FT/ADIRU

2.1 Snímače tlaku a teploty

Samotné prevedenie aerodynamického systému lietadla sa skladá z troch snímačov dynamického (3 pitotove trubice), a šiestich snímačov celkového tlaku, zo troch snímačov uhlu nábehu (AOA) a dvoch snímačov celkovej teploty, obr. č 14, 15, 16,17. Snímače sú elektricky vyhrievané z palubnej siete. U každého snímača sa nachádza A/D prevodník, v ktorom sa analógový signál prevedie na digitálny (Air Data Modules),



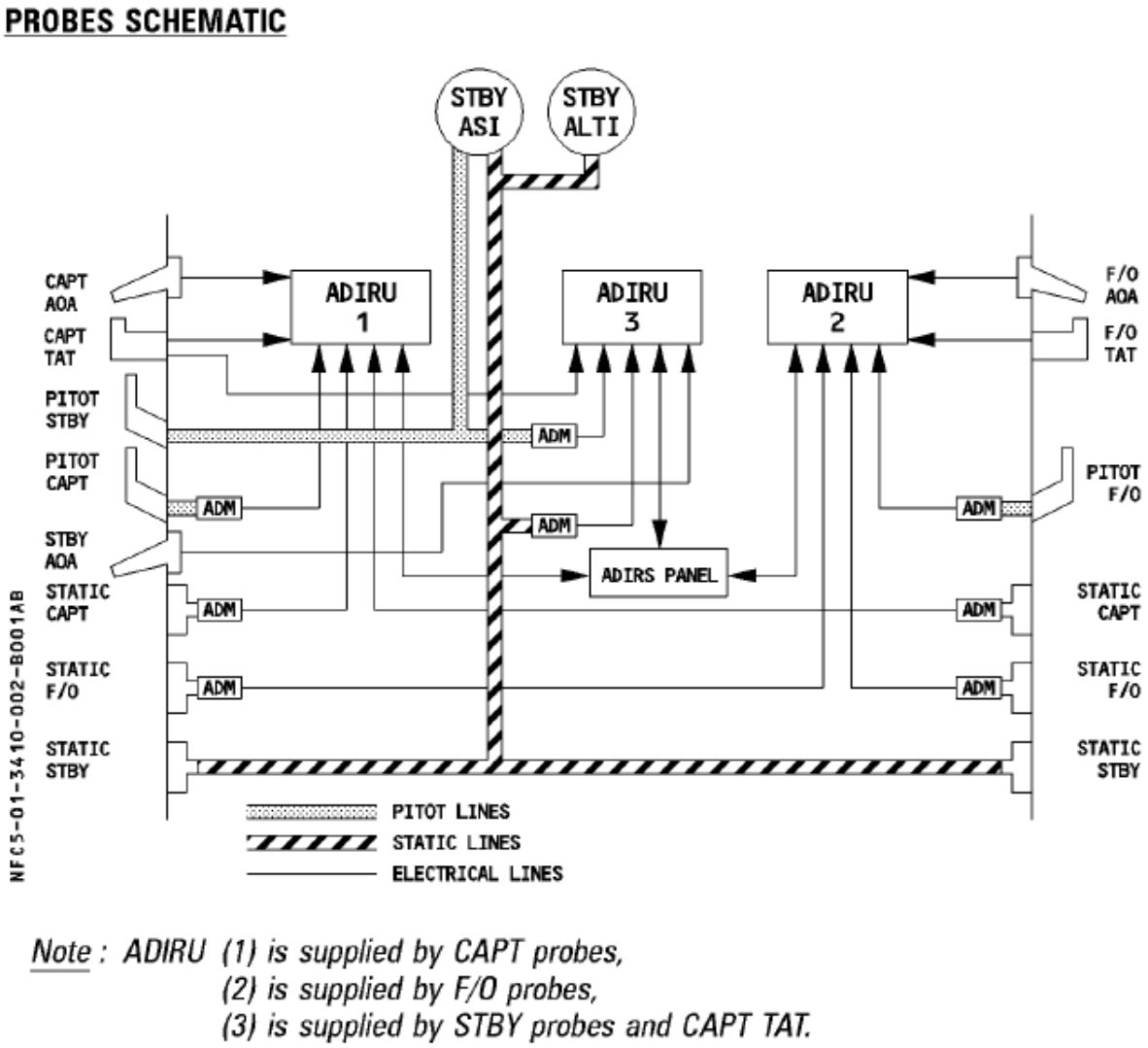
Obr. 14 Schéma umiestnenia snímačov tlaku

Obr. 15 Detail snímačov celkového a dynamického tlaku na lietadle OK-MEI *Foto autor*

Obr . 16 Detail snímačov statického tlaku *Foto autor*

Obr. 17 Detail na pitotove trubice a snímač celkovej teploty *Foto autor*

Zapojenie príslušných snímačov do systému troch ADIRU je zobrazené na obr. č 18

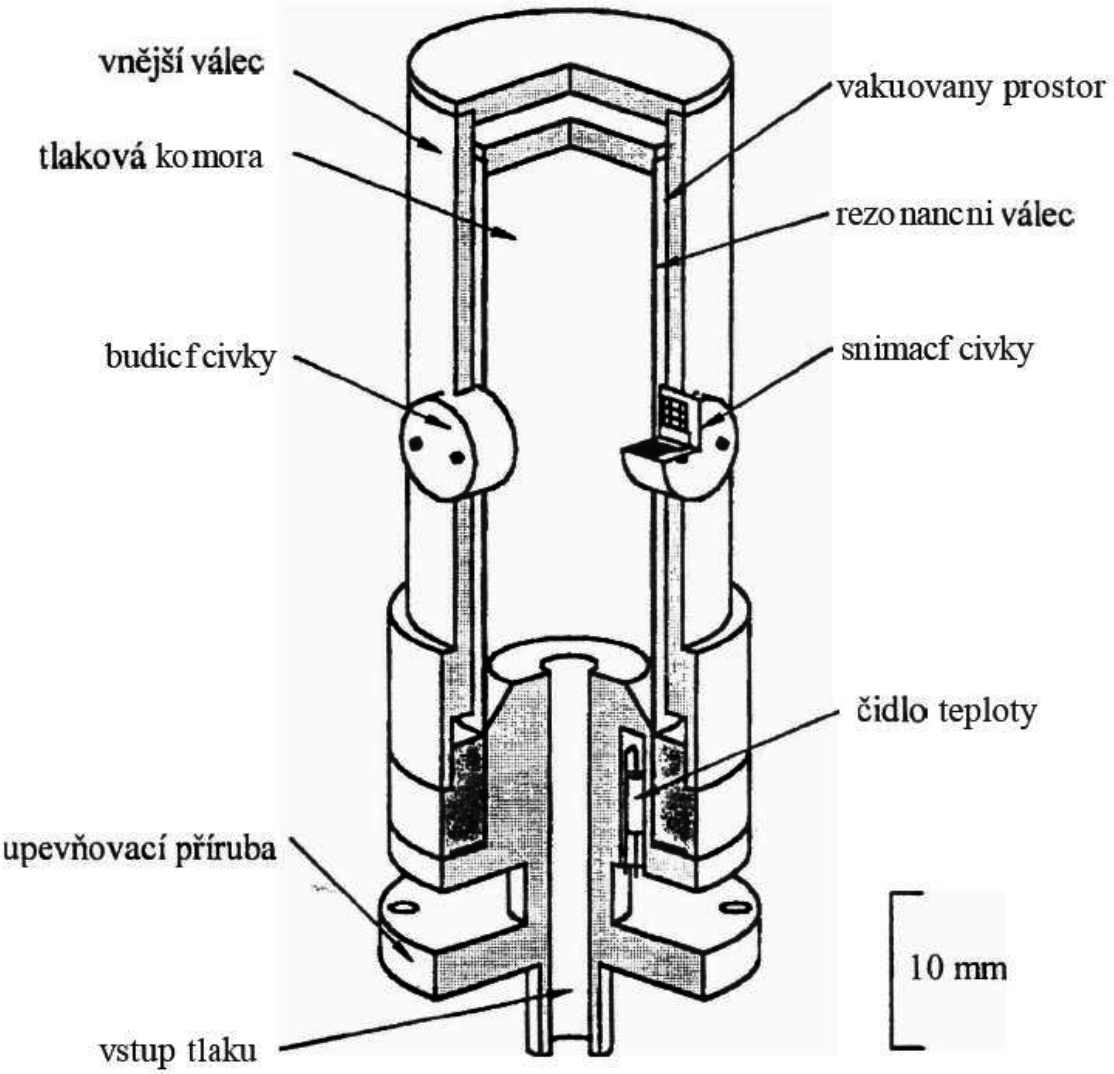


Obr. 18 Schématické zapojenie snímačov tlakov a teploty do systému ADIRU

2.2 Prevodník tlaku

Presné zapojenie a mechanické usporiadanie prevodníkov tlaku na elektrický signál typu ADM sa bohužial nepodarilo zistiť. Všeobecne sa na tieto učely používajú tlakové deformačné prevodníky, prípadne polovodičové prevodníky. Príklad deformačného tlakového prevodníku je znázornené na obrázku č. 19 Princíp prevodu je založený na zmene parametrov elektromechanického rezonančného obvodu, pričom jadro indukčností rezonančného obvodu je konštruované ako rezonančný válec, ktorý pod vplyvom zmeny tlaku mení svoje parametre

a tym následne dochádza k zmene rezonančnej frekvencie. Viac podrobností je možné nájsť v [5].



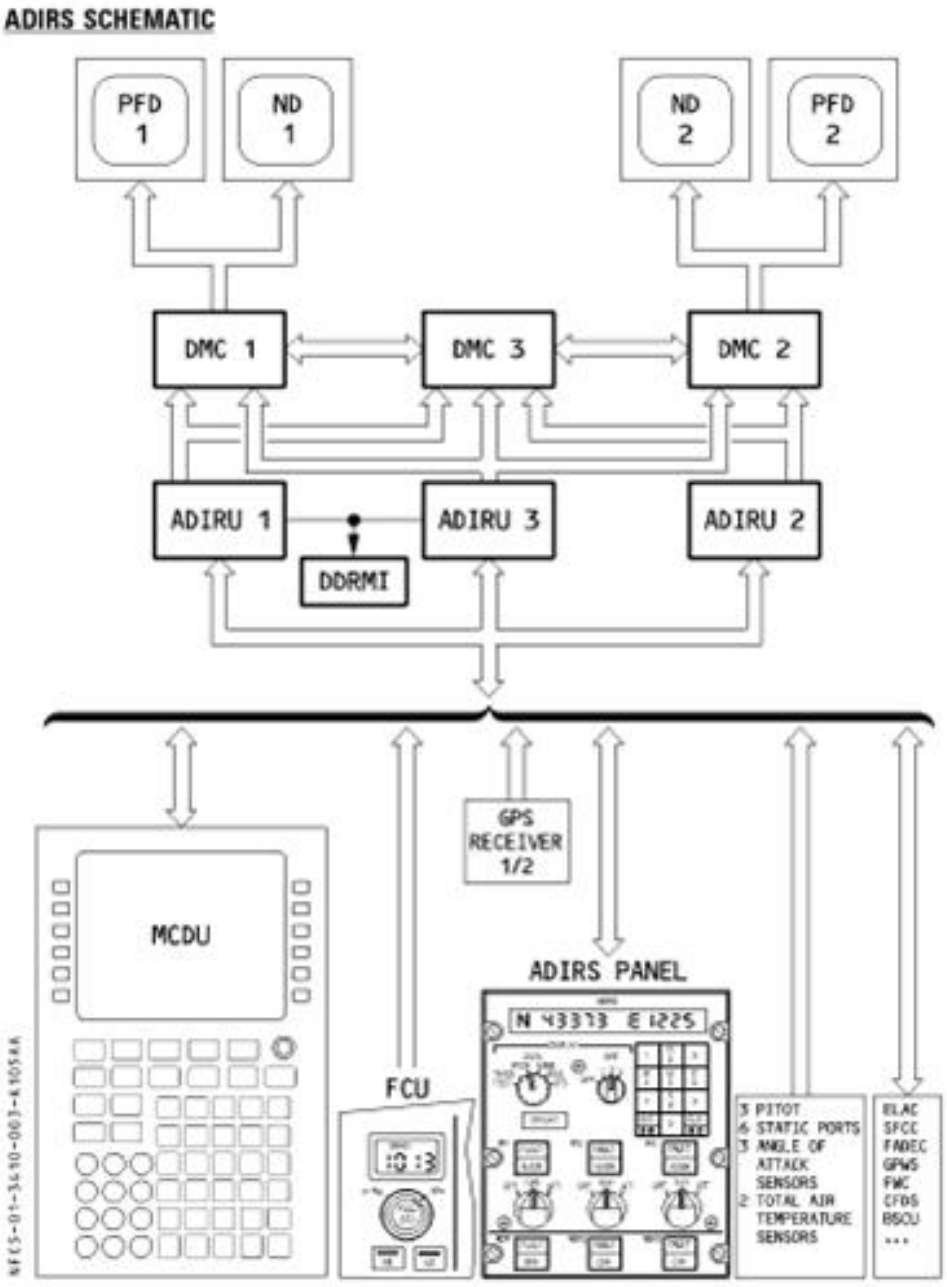
Obr 19 Schéma prevodníku tlaku

Do prevodníku je zabudovaný snímač teploty, ktorý vo vhodnom zapojení kompenzuje teplotné zmeny vstupného vzduchu.

2.3 Obsluha

Obsluha zariadenia je možná pomocou tzv "switching" panelu, ktorý vidno na obr 9 a spočíva v prepnutí záložneho systému na stranu Cpt., alebo Fo v prípade závady.

Zapojenie systému ADIRU do ostatných systémov lietadla je znázornená na obr. č.20



Obr. 20 Schéma zapojenia ADIRU do ostatných systémov lietadla.

Legenda:

PFD – Primary Flight Display
ND - Navigation display
DMC – Display Management Computer
DDRMI – Digital Distance and Radio Magnetic Indicator
FCU – Flight Control Unit
MCDU – Multipurpose Control and Display Unit

Záver

Inerčný a tlakový system ADIRU predstavuje moderné riešenie navigačných a letových prístrojov lietadiel AIRBUS 320, 330 a 340 ("Fly by wire"). Integráciu inerčného a tlakového systému do jedného bloku sa znížili nároky na priestor, znížili nároky na údržbu a zvýšila spoľahlivosť týchto zariadení. Výrobcom je uvádzaný stredný čas medzi poruchami 26 634 hod. [4]

Použitá literatúra:

1.David H. Titterton, Jessie L. Wweston *„Strapdown Inertial Navigation Technology"* AIAA (American Institute of Aeronautics & Ast; 2nd edition (February 2005) ISBN -13: 978-1563476938

2. Oliver J. Woodman *„An introduction to inertial navigation"* University of Cambridge, Technical report, ISSN 1476-2986

3. Tecnická dokumentácia lietadiel AIRBUS A-320, FCOM -part 1,3 AIRBUS Industry, Toulose

4 Charles McClary, *„The Technological Evolution of Inertial Reference Systems"* IEEE Publication 1996

5. Draxler Karel, „ *Přístrojové systémy letadel II". ČVUT* FEL, Praha 2002, ISBN 80-01-02484-9