

PATENTOVÝ SPIS

(19)
ČESKÁ
REPUBLIKA



ÚŘAD
PRUMYSLOVÉHO
VLASTNICTVÍ

(21) Číslo přihlášky: **2010-582**
(22) Přihlášeno: **29.07.2010**
(40) Zveřejněno: **05.10.2011**
(Věstník č. 40/2011)
(47) Uděleno: **24.08.2011**
(24) Oznámení o udělení ve Věstníku: **05.10.2011**
(Věstník č. 40/2011)

(11) Číslo dokumentu:

302 731

(13) Druh dokumentu: **B6**

(51) Int. Cl.:

G01C 21/00 (2006.01)
G01C 23/00 (2006.01)
G05D 1/08 (2006.01)
G05D 1/10 (2006.01)
G01C 5/06 (2006.01)
G01D 21/00 (2006.01)

(56) Relevantní dokumenty:

EP 1256812 B1; EP 0742142 B1; EP 0262702 B1; US 4507962 A; US 4302973 A; US 3397581 A; US 6626024 B1; CZ 302336 B6.

(73) Majitel patentu:

České vysoké učení technické v Praze Fakulta
elektrotechnická, Praha 6, CZ

(72) Původce:

Pačes Pavel Ing., Světlice, CZ

(74) Zástupce:

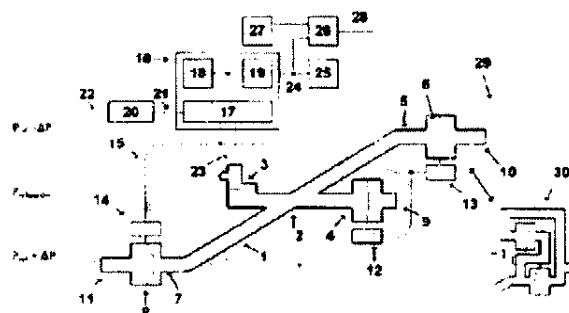
Ing. Hana Dušková, Na Kočově 180, Chotutice, 28103

(54) Název vynálezu:

**Systém pro měření náklonů tělesa v atmosféře,
zejména letadel**

(57) Anotace:

Systém obsahuje mikroprocesorový systém (16) tvořený blokem (17) vstupů a výstupů, výpočetní jednotkou (18) a pamětí (19), který je napojen přes blok (20) distribuce napájení na externí zdroj energie. Systém je tvořen dutinou (1) izolovanou od tlaku okolní atmosféry, umístěnou uvnitř tělesa (29) v místech, která mění symetricky svoji polohu vzhledem k těžišti tělesa (29). Střední část dutiny (1) je propojena s elektromagnetickým ventilem (3) a s prvním diferenciálním senzorem (4) tlaku, jehož vstup vyústěný do okolní atmosféry, tvoří první měřicí místo (9). Jedna strana dutiny (1) je připojena k druhému diferenciálnímu senzoru (6) tlaku vyústěnému do okolní atmosféry vstupem tvořícím druhé měřicí místo (10). Druhá strana dutiny (1) je připojena k třetímu diferenciálnímu senzoru (8) tlaku vyústěnému do okolní atmosféry vstupem tvořícím třetí měřicí místo (11). Elektromagnetický ventil (3) je spojen s prvním výstupem (23) mikroprocesorového systému (16). První diferenciální senzor (4) tlaku je umístěn v ose rotace tělesa (29) a druhý diferenciální senzor (6) tlaku a třetí diferenciální senzor (8) tlaku jsou umístěny symetricky vzhledem k ose rotace tělesa (29). Výstup prvního diferenciálního senzoru (4) tlaku je propojen přes první A/D převodník (12) s mikroprocesorovým systémem (16), k němuž je dále přes druhý A/D převodník (13) připojen druhý diferenciální senzor (6) tlaku a přes třetí A/D převodník (14) rovněž třetí diferenciální senzor (8) tlaku.



CZ 302731 B6

Systém pro měření náklonů tělesa v atmosféře, zejména letadel

Oblast techniky

Předkládané řešení se týká systému pro měření náklonů tělesa v prostoru pro orientační a navigační účely. Využívá se zde znalosti umístění senzorů a změřeného rozdílu tlaků, který vyplývá z vlastností zemské atmosféry. Metoda, kterou systém pracuje, se obzvláště hodí pro měření polohových úhlů a v oblasti zpřesnění údajů z inerciálních senzorů malých letadel.

Dosavadní stav techniky

Letadla, která se pohybují v atmosférickém obalu země, určují svoji orientaci v prostoru, tzv. polohové úhly, tj. podélný sklon, viz obrázek 1A, a příčný náklon, viz obrázek 1B, na základě vizuálních podnětů při tzv. letech za viditelnosti nebo na základě signálů z přístrojů při tzv. letech podle přístrojů. Pro určení orientace v případě letů za viditelnosti pilot používá k orientaci čáru horizontu, podle které udržuje letadlo v požadované orientaci. V případě letů podle přístrojů je čára horizontu zobrazena jedním z přístrojů na palubní desce. Informace o náklonech letadla je měřena pomocí snímačů, které trvale monitorují zrychlení, tzv. akcelerometry, a úhlové rychlosti ve všech třech osách letounu. Jednotce měření orientace v prostoru se říká gyroskop nebo jednotka inerciální navigace. V praxi se používají systémy založené na optickém principu, na principu setrvačnosti rotující hmoty a pohybu hmotnostního elementu po dráze. Systémy založené na principu rotující hmoty, tedy mechanické gyroskopy, trpí problémy, které souvisejí s rotující mechanickou částí měřicího systému. Tyto přístroje jsou mechanicky náročné na výrobu a údržbu, a tudíž nákladné. Systémy založené na optickém principu využívají pro určení úhlové rychlosti interference světla generovaných zdrojem záření při průchodu optickou cestou různé délky. V praxi jsou označovány jako laserové gyroskopy, které jsou velmi přesné a velmi nákladné.

V poslední době hojně vyvíjené a levné mikromechanické systémy označované MEMS pracují na principu, který využívá pohybu hmotnostního elementu na pružném rameni, který je vytvořený v křemíkové struktuře. Pohyb hmotnostního elementu je snímán různými principy, například jako změna kapacity mezi elektrodami. Bohužel přesnost tohoto systému není dostatečná pro navigační aplikace a velmi závisí na faktorech okolního prostředí, např. teploty. V případě použití těchto senzorů v jednotce inerciální navigace dochází časem nezanedbatelnému driftu výstupní hodnoty, kdy měřený údaj pomalu přechází na nesprávnou hodnotu vlivem nepřesností výroby senzorů, měřicího řetězce a výpočetního systému jako je např. numerická integrace dat. Tato nepřesnost se začne projevovat v době řádu desítek minut.

V letectví jsou běžně využívány klasické výškoměry, jak uvádí například US 4E507962, pro měření výšky letadla nad zemským povrchem, které měří výšku tlakovým senzorem s prohýbanou membránou, kdy jedna strana je vystavena tlaku okolní atmosféry a druhá strana membrány uzavírá velmi malý objem bez přítomnosti vzduchu – vakuum. Pro zvýšení přesnosti měření difference výšky mezi dvěma body je možné použít tzv. vzorkovač, který umožní uložení vzorku atmosféry do malého objemu, což je řešeno v US 3397581, který může být realizovaný i jako samostatný blok, jak uvádí například US 4302973. Tyto systémy ale nejsou používány pro měření náklonů letadla. V případě, že se vyskytuje podobný systém s propojením obou stran letadla tlakovým vedením, je toto dálkové vedení na obou stranách otevřené do atmosféry, viz Fig. 1, US 6626024, a slouží k omezování vlivů, které jsou v této patentové přihlášce využívány k měření polohových úhlů.

Je známo rovněž řešení podle české přihlášky vynálezu PV 2010–11. Jeho podstatou je, že je tvořen snímácím systémem založeným na diferenciálním senzoru tlaku k němuž je pomocí dlouhých tlakových přívodů přiváděná tlaková difference, která je převáděna na polohový úhel. Tlaková difference je měřena oproti dvěma vstupním bodům, které jsou umístěny symetricky na

objektu vzhledem k jeho těžišti. Pohybem systému se symetricky mění vzájemná orientace vstupních míst, tím i tlaková diference a dále indikovaný údaj. Bohužel nevýhodou tohoto uspořádání je, že v dlouhých tlakových přívodech dochází k poklesu tlaku mezi vstupním místem a senzorem vlivem tření a viskozity stěn uzavřeného objemu. Protože vliv tření způsobuje snížení měřené tlakové diference, a výstupního signálu, který může v některých případech až zaniknout v šumu měření.

Podstata vynálezu

Výše popsané nedostatky inerciálních systémů jsou odstraněny systémem pro měření náklonů tělesa v atmosféře, zejména letadel, kde toto těleso je zatížené stále stejnou chybou měření. Systém obsahuje diferenciální senzory a mikroprocesorový systém, který je tvořen vzájemně propojenými bloky. Jedná se o blok vstupů a výstupů, výpočetní jednotku a paměť. Mikroprocesorový systém je napojen přes blok distribuce napájení na externí zdroj energie a je dále opatřen zobrazovacím přístrojem. Podstatou nového řešení je, že systém je tvořen dutinou izolovanou od tlaku okolní atmosféry, která je umístěná uvnitř tělesa, a to v místech, která mění symetricky svoji polohu vzhledem k těžišti tělesa. Střední část dutiny je propojena pomocí prvního tlakového přívodu s elektromagnetickým ventilem a s prvním diferenciálním senzorem tlaku, jehož vstup vyústěný do okolní atmosféry, tvoří první měřicí místo. Jeden konec dutiny je připojen pomocí druhého tlakového přívodu k druhému diferenciálnímu senzoru tlaku vyústěnému do okolní atmosféry vstupem tvořícím druhé měřicí místo. Druhý konec dutiny je pak připojen pomocí třetího tlakového přívodu k třetímu diferenciálnímu senzoru tlaku vyústěnému do okolní atmosféry vstupem tvořícím třetí měřicí místo. Elektromagnetický ventil je spojen s prvním výstupem mikroprocesorového systému. První diferenciální senzor tlaku je umístěn v ose rotace tělesa. Druhý a třetí diferenciální senzor tlaku jsou umístěny symetricky vzhledem k ose rotace tělesa. Výstup prvního diferenciálního senzoru tlaku je propojen přes první A/D převodník s mikroprocesorovým systémem, k němuž je dále přes druhý respektive třetí A/D převodník připojen druhý respektive třetí diferenciální senzor tlaku.

Ve výhodném provedení má mikroprocesorový systém druhý výstup, který je propojen s korekčním blokem, kam je připojen i výstup systému inerciální navigace. Tento korekční blok je opatřen rozhraním zpřesněných údajů systému inerciální navigace.

V dalším možném provedení jsou první a/nebo druhý a/nebo třetí diferenciální senzor tlaku realizovány jako dvojice diferenciálních senzorů tlaku, které mají opačně propojené vstupy pro přívod tlakové diference.

V případě, že tělesem je letadlo opatřené tlakovým vedením v podélném nebo příčném směru, tvoří toto tlakové vedení dutinu uzavřeného dutého objemu pro udržování konstantní hodnoty tlaku. Pak je první diferenciální senzor umístěný v těžišti v trupu letadla a druhý a třetí diferenciální senzor jsou umístěny na koncích křídla letadla, kde symetricky, ale opačně, mění svoji polohu vůči těžišti.

Principem nového systému je, že je tvořen uzavřeným, dutým objemem, označeným zde jako dutina, který je možné realizovat tlakovým rozvodem, vedeným mezi snímacími místy, který udržuje stejný referenční tlak. Na příhodných místech jsou umístěny diferenciální senzory tlaku, které měří tlakovou diferenci mezi tlakem ve vnějším okolí uzavřené dutiny a uvnitř. Pro běžnou aplikaci jsou vhodné tři diferenciální senzory, přičemž dva jsou umístěny na místech, které mění symetricky svoji polohu vůči středu rotace a třetí je umístěn v ose rotace. V případě aplikace v letectví, např. při měření příčného náklonu se předpokládá potřeba přivést referenční tlak z konce jednoho křídla na konec druhého křídla, bude tento objem tvořen tlakovým vedením, kdy první diferenciální senzor tlaku je umístěný v těžišti tělesa, v trupu letadla, a zbývající dva diferenciální senzory tlaku jsou umístěny na koncích křídla, kde symetricky, ale opačně, mění svoji

polohu vůči těžišti. Všechny tři diferenciální senzory tlaku mají jeden vstup připojený do uzavřeného objemu dutiny a druhý vstup je co nejkratším přívodem otevřen do okolní atmosféry.

5 Pro odstranění vlivu saturace výstupních údajů všech senzorů je ve středu, v ose symetrie, umístěn elektronicky ovládaný elektromagnetický ventil, který umožní při jeho otevření vyrovnat hodnotu tlaku uvnitř dutiny s atmosférickým tlakem vně systému, čímž je možné použít přesnější senzory tlaku a přesněji určovat velikost náklonu.

10 Podstatou měření náklonů je měření diferenciálních tlaků v několika místech konstrukce, které se následně porovnávají mezi sebou, a z výsledku porovnání je dále určen příslušný polohový úhel. V případě, že je těleso orientováno vodorovně, tak všechny tři diferenciální senzory tlaku měří stejnou diferencii tlaků, která je ovlivněna teplotním rozpínáním vzduchu v uzavřené dutině a změnami tlaku v okolí diferenciálních senzorů tlaku, přičemž při poměrovém porovnání výstupů všech diferenciálních senzorů tlaku se tyto vlivy neuplatní. V případě naklonění systému se výše
15 umístěný diferenciální senzor tlaku dostane do oblasti s nižším tlakem a níže umístěný diferenciální senzor tlaku do oblasti s vyšším tlakem. Porovnáním obou údajů s údajem měřeným diferenciálním senzorem tlaku na středu je možné určit úhel naklonění tělesa. V případě změny výšky je možné, že velikost difference tlaku mezi uzavřenou dutinou a okolní atmosférou saturuje výstup všech tří diferenciálních senzorů tlaku. Problém je řešen elektromagnetickým ventilem
20 umístěným ve středu uzavřené dutiny, který při otevření vyrovnává tlak uvnitř a vně dutiny.

Výhodou navrženého systému je měření náklonu letounu zcela odlišným způsobem, než jaký je v současné době běžně používán. Systém umožňuje měření náklonu tělesa v atmosféře, které je zatížené stále stejnou a v čase nerostoucí chybou, která není dále znásobena vlivem integrace ve
25 výpočetním systému.

Oproti řešením uvedeným v PV 2010–11, tento systém odstraňuje problém související se ztrátou tlaku způsobenou dlouhým tlakovým vedením mezi snímacím místem a senzorem s vyhodnocovacím obvodem. Prezentované řešení se odlišuje rozdílným uspořádáním senzorů a uzavřeným
30 dutým objemem, který definuje referenční hodnotu tlaku, vůči kterému jsou tlakové difference závislé na úhlu náklonu měřeny.

Přehled obrázků na výkrese

35 Systém pro měření náklonu tělesa v atmosféře a jeho funkce jsou dále popsány pomocí příložených výkresů. Na obr. 1A a 1B jsou uvedeny příklady umístění všech tří měřicích míst, provedení dutiny tvořící uzavřený dutý objem a další údaje pro realizaci měření polohových úhlů letadla, přičemž obr. 1A znázorňuje podélný sklon letadla a obr. 1B jeho příčný náklon. Na obr. 2 je uvedeno blokové schéma celého systému.
40

Příklady provedení vynálezu

45 Na obr. 1A a 1B je schematicky znázorněno těleso 29 realizované zde letadlem a jsou zde vyznačena tři měřicí místa, a to první měřicí místo 9, druhé měřicí místo 10 a třetí měřicí místo 10. Samotný systém pro měření náklonu tělesa 29 v atmosféře, zde letadla, je schematicky uveden na obr. 2. Systém je tvořen dutinou 1, izolovanou od tlaku okolní atmosféry, která tvoří uzavřený objem tlaku, a je umístěná uvnitř tělesa 29, a to v místech, která symetricky mění svoji polohu
50 vzhledem k těžišti tohoto tělesa 29. Střední část dutiny 1 je připojena pomocí prvního tlakového přívodu 2 k elektromagnetickému ventilu 3 a k prvnímu diferenciálnímu senzoru 4. Vstup prvního diferenciálního senzoru 4 je vyústěn do okolní atmosféry a tvoří první měřicí místo 9. Jedna strana dutiny 1 je připojena pomocí druhého tlakového přívodu 5 k druhému diferenciálnímu senzoru 6 vyústěnému do okolní atmosféry vstupem, který tvoří druhé měřicí místo 10. Druhá
55 strana dutiny 1 je analogicky připojena pomocí třetího tlakového přívodu 7 k třetímu diferenciál-

nímu senzoru 8 vyústěnému také do okolní atmosféry vstupem, který tvoří třetí měřicí místo 11. Elektromagnetický ventil 3 umožňuje otevřít uzavřený objem tvořený dutinou 1 do okolní atmosféry, kde ústí první měřicí místo 9, prvního diferenciálního senzoru 4 tlaku, druhé měřicí místo 10 druhého diferenciálního senzoru 6 tlaku a třetí měřicí místo 11 třetího diferenciálního senzoru 8 tlaku. Elektromagnetický ventil 3 je spojen s prvním výstupem 23 mikroprocesorového systému 16. Pokud jde o umístění diferenciálních senzorů tlaku, pak první diferenciální senzor 4 tlaku je umístěn v ose rotace tělesa 29 a druhý diferenciální senzor 6 tlaku a třetí diferenciální senzor 8 tlaku jsou umístěny symetricky vzhledem k ose rotace tělesa 29. Jinými slovy řečeno, je první snímací místo 9 umístěné v těžišti tělesa 29 a druhé snímací místo 10 a třetí snímací místo 11 jsou umístěna symetricky vzhledem k těžišti tělesa 29.

Výstup prvního diferenciálního senzoru 4 tlaku je propojen vedením 15 přes první A/D převodník 12 s mikroprocesorovým systémem 16, k němuž je dále přes druhý A/D převodník 13 připojen druhý diferenciální senzor 6 tlaku a přes třetí A/D převodník 14 rovněž třetí diferenciální senzor 8 tlaku.

Mikroprocesorový systém 16 je tvořen vzájemně propojenými bloky, a to blokem 17 vstupů a výstupů, který je propojen s elektromagnetickým ventilem 3 a s prvním A/D převodníkem 12, s druhým A/D převodníkem 13 a se třetím A/D převodníkem 14, výpočetní jednotkou 18 a pamětí 19. Mikroprocesorový systém 16 je spolu s celým systémem měření napojen na blok 20 distribuce napájení pomocí výstupu 21. Blok 20 distribuce napájení je propojený s externím zdrojem pomocí vstupu napájení 22. První výstup 23 mikroprocesorového systému 16 je připojen na elektromagnetický ventil 3 a jeho druhý výstup 24 je připojen na zobrazovací přístroj 25.

Měřicí systém je možné vybavit mikroprocesorovým systémem 16, který má druhý výstup 24 zároveň propojen s korekčním blokem 26 kam je připojen i výstup systému inerciální navigace 27. Tento korekční blok 26 je opatřen rozhraním 28 zpřesněných údajů inerciálního systému.

Je možné rovněž uspořádání, kdy bude první diferenciální senzor 4 tlaku a/nebo druhý diferenciální senzor 6 tlaku a/nebo třetí diferenciální senzor 8 tlaku realizován jako dvojice diferenciálních senzorů 30 tlaku, které mají opačně propojené vstupy pro přívod tlakové difference. Zapojení těchto dvojic diferenciálních senzorů tlaku je jako detail součástí obr. 2.

Je-li tělesem 29 letadlo opatřené tlakovým vedením v podélném nebo příčném směru, tvoří toto tlakové vedení dutinu 1 uzavřeného dutého objemu pro udržování konstantní hodnoty tlaku. Zde je pak první diferenciální senzor 4 tlaku umístěný v těžišti v trupu letadla, a druhý diferenciální senzor 6 tlaku a třetí diferenciální senzor 8 tlaku jsou umístěny na koncích křídla letadla tam, kde symetricky, ale opačně, mění svoji polohu vůči jeho těžišti.

Systém pracuje na principu měření tlakové difference mezi uzavřeným objemem tlaku představovaným dutinou 1, ve které jsou umístěny výše popsaným způsobem první, druhý a třetí měřicí diferenciální senzor 4, 6 a 8 tlaku, které jsou tvořeny měřicí membránou. Tato měřicí membrána měří tlakovou difference mezi tlakem uvnitř dutiny 1 a okolním atmosférickým tlakem. Přívod atmosférického tlaku k diferenciálním senzorům 4, 6, 8 tlaku je realizován pomocí krátkých přívodů k prvnímu měřicímu místu 9, k druhému měřicímu místu 10 a ke třetímu měřicímu místu 11, kdy druhé měřicí místo 10 a třetí měřicí místo 11 symetricky mění svoji polohu vzhledem k těžišti tělesa 29, nebo ose rotace, kde leží první měřicí místo 9. Měřicí místa 9, 10 a 11 přivádějí tlak k příslušným diferenciálním senzorům 4, 6 a 8, které měří tlakovou difference mezi tlakem uvnitř uzavřeného dutiny 1 a vně. Výstupy prvního diferenciálního senzoru 4, druhého diferenciálního senzoru 6 a třetího diferenciálního senzoru 8 jsou převedeny prvním analogově-digitálním převodníkem 12, druhým analogově-digitálním převodníkem 13 a třetím analogově-digitálním převodníkem 14 na digitální údaje, které jsou přivedeny pomocí více-žilového vedení 15 do mikroprocesorového systému 16. V případě vychýlení systému podle osy rotace bude druhý diferenciální senzor 6 tlaku a třetí diferenciální senzor 8 tlaku měřit hodnotu diferenciálního tlaku větší, respektive menší než první diferenciální senzor 4 tlaku, který je umístěný v ose

rotace 2 dutiny 1. První diferenciální senzor 4 tlaku je v tomto uspořádání určený hlavně k měření změn tlaku mezi vnitřním a okolním prostředím, které se odehrávají vlivem teplotní roztažnosti vzduchu uvnitř dutiny 1 a vlivem lokálních změn tlaku vzduchu v okolní atmosféře. Výstup prvního diferenciálního senzoru 4 je použit pro odečtení těchto vlivů, které současně působí i na druhý diferenciální senzor 6 a na třetí diferenciální senzor 8, čímž je možné získat výstupní signál, kde se tyto vlivy neprojeví. Hodnota náklonu je poté úměrná diferencii tlaků na výstupech druhého diferenciálního senzoru 6 a třetího diferenciálního senzoru 8. Celý výpočet je možné popsat následujícími vztahy, kdy

$$U_{out[4]} = \delta \quad (1)$$

Kde $U_{out[4]}$ je výstupní napětí měřené na prvním diferenciálním senzoru 4 tlaku [V],

δ je změn výstupu prvního diferenciálního senzoru 4 tlaku odpovídající lokálním vlivům [V].

$$U_{out[8]} = f(-\alpha) + \delta = f(-\Delta P) + \delta \quad (2)$$

$$U_{out[6]} = f(\alpha) + \delta = f(\Delta P) + \delta \quad (3)$$

Kde

$U_{out[6]}$ je výstupní napětí měřené na druhém diferenciálním senzoru 6 tlaku [V],

$U_{out[8]}$ je výstupní napětí měřené na třetím diferenciálním senzoru 8 tlaku [V],

$f(\alpha)$ je změna výstupu napětí druhého diferenciálního senzoru 6 tlaku a třetího diferenciálního senzoru 8 tlaku [V] závislá na úhlu natočení systému α [°] okolo osy rotace 2, přičemž pro druhý diferenciální senzor 6 tlaku je $f(\alpha) = f(\Delta P)$ a pro třetí diferenciální senzor 8 tlaku je $f(\alpha) = f(-\Delta P)$,

ΔP je tlaková difference mezi měřicími místy 10 a 11 [Pa].

Diferenciální hodnotu napětí, která je úměrná úhlu natočení systému, mezi druhým a třetím diferenciálním senzorem 6 a 8 tlaku s vyloučením lokálních teplotních vlivů a změn atmosférického tlaku je možné vypočítat pomocí:

$$VU(\alpha) = (U_{out[8]} - U_{out[4]}) - (U_{out[6]} - U_{out[4]}) = 2 \cdot f(\alpha) = 2 \cdot f(\Delta P). \quad (4)$$

Kde $VU(\alpha)$ je výstupní napětí [V] měřené mezi druhým diferenciálním senzorem 6 tlaku a třetím diferenciálním senzorem 8 tlaku, přičemž se odečítá vliv lokálních změn tlaku a teplotní roztažnosti uvnitř dutiny 1. Amplituda výstupního napětí je úměrná úhlu náběhu α [°] a nezávislá na lokálních změnách tlaku.

Výpočet polohových úhlů je zajišťovaný pomocí mikroprocesorového systému 16, který obsahuje paměť 19 a výpočetní jednotku 18, která přistupuje k bloku 17 vstupů a výstupů a komunikuje s A/D převodníky 12, 13 a 14 pomocí vedení 15. Distribuce napájení celého systému je zajišťovaná výstupem 21 bloku 20 distribuce napájení, který je připojený k externímu zdroji napájení 22. Takto zapojený mikroprocesorový systém 16 čte digitální hodnoty z A/D převodníků do své vnitřní paměti 19, provádí popsané matematické operace a na druhém výstupu 24 poskytuje vypočítané hodnoty polohových úhlů, které mohou být přímo zobrazované pomocí zobrazovacího přístroje 25, nebo použity v korekčním bloku 26 číslicového zpracování signálů jako doplněk k výstupu systému 27 inerciální navigace. Datovou fúzi v korekčním bloku 26 dojde k zpřesnění měření polohových úhlů a výsledné hodnoty jsou poskytované rozhraním 28.

Průmyslová využitelnost

Systém měření polohových úhlů nalezne uplatnění především v oblasti malých letadel, kde Česká republika patří mezi největší výrobce a vývozce malých letadel na světě. Systém umožní korekce driftu levných systémů inerciální navigace. Tyto korigované jednotky inerciální navigace by následně zvýšily bezpečnost letu letadel, bezpečnost pilotů a bezpečnost lidí a majetku na zemi. Metodu je možné nasadit pro zpřesnění inerciálních systémů, které se pohybují v atmosféře, v oblasti výšek od 0 do přibližně 10 km.

PATENTOVÉ NÁROKY

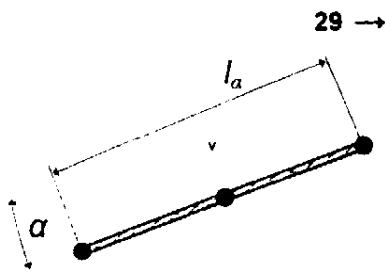
1. Systém pro měření náklonů tělesa v atmosféře, zejména letadel, obsahující diferenciální senzory a mikroprocesorový systém (16), který je tvořen vzájemně propojenými bloky, a to blokem (17) vstupů a výstupů, výpočetní jednotkou (18) a pamětí (19) a je napojen přes blok (20) distribuce napájení na externí zdroj energie a je dále opatřen zobrazovacím přístrojem (25), **vyznačující se tím**, že je tvořen dutinou (1) izolovanou od tlaku okolní atmosféry, která je umístěná uvnitř tělesa (29), a to v místech, která mění symetricky svoji polohu vzhledem k těžišti tělesa (29), kde střední část dutiny (1) je propojena pomocí prvního tlakového přívodu (2) s elektromagnetickým ventilem (3) a s prvním diferenciálním senzorem (4) tlaku, jehož vstup vyústěný do okolní atmosféry, tvoří první měřicí místo (9), jedna strana dutiny (1) je připojena pomocí druhého tlakového přívodu (5) k druhému diferenciálnímu senzoru (6) tlaku vyústěnému do okolní atmosféry vstupem tvořícím druhé měřicí místo (10) a druhá strana dutiny (1) je připojena pomocí třetího tlakového přívodu (7) k třetímu diferenciálnímu senzoru (8) tlaku vyústěnému do okolní atmosféry vstupem tvořícím třetí měřicí místo (11), přičemž elektromagnetický ventil (3) je spojen s prvním výstupem (23) mikroprocesorového systému (16) a první diferenciální senzor (4) tlaku je umístěn v ose rotace tělesa (29) a druhý diferenciální senzor (6) tlaku a třetí diferenciální senzor (8) tlaku jsou umístěny symetricky vzhledem k ose rotace tělesa (29), přičemž výstup prvního diferenciálního senzoru (4) tlaku je propojen vedením (15) přes první A/D převodník (12) s mikroprocesorovým systémem (16), k němuž je dále přes druhý A/D převodník (13) připojen druhý diferenciální senzor (6) tlaku a přes třetí A/D převodník (14) rovněž třetí diferenciální senzor (8) tlaku.

2. Systém podle nároku 1, **vyznačující se tím**, že mikroprocesorový systém (16) má druhý výstup (24), který je propojen s korekčním blokem (26) kam je připojen i výstup systému (27) inerciální navigace, a kde tento korekční blok (26) je opatřen rozhraním (28) zpřesněných údajů systému (27) inerciální navigace.

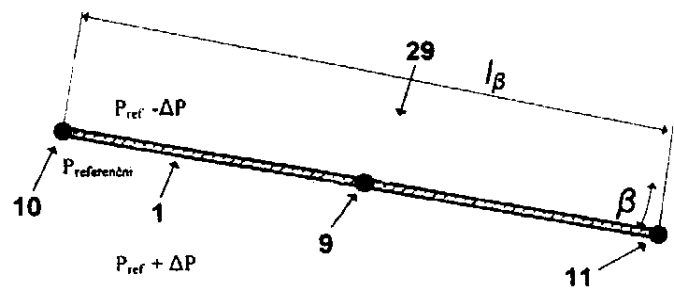
3. Systém podle kteréhokoli z nároků 1 nebo 2, **vyznačující se tím**, že první diferenciální senzor (4) tlaku a/nebo druhý diferenciální senzor (6) tlaku a/nebo třetí diferenciální senzor (8) tlaku jsou realizovány jako dvojice diferenciálních senzorů (30) tlaku, které mají opačně propojené vstupy pro přívod tlakové difference.

4. Systém podle kteréhokoli z nároků 1 až 3, **vyznačující se tím**, že v případě, že tělesem (29) je letadlo opatřené tlakovým vedením v podélném nebo příčném směru, tvoří toto tlakové vedení dutinu (1) uzavřeného dutého objemu pro udržování konstantní hodnoty tlaku a první diferenciální senzor (4) je umístěn v těžišti v trupu letadla (29), a druhý diferenciální senzor (6) a třetí diferenciální senzor (8) jsou umístěny na koncích křídla letadla (29), kde symetricky, ale opačně, mění svoji polohu vůči těžišti.

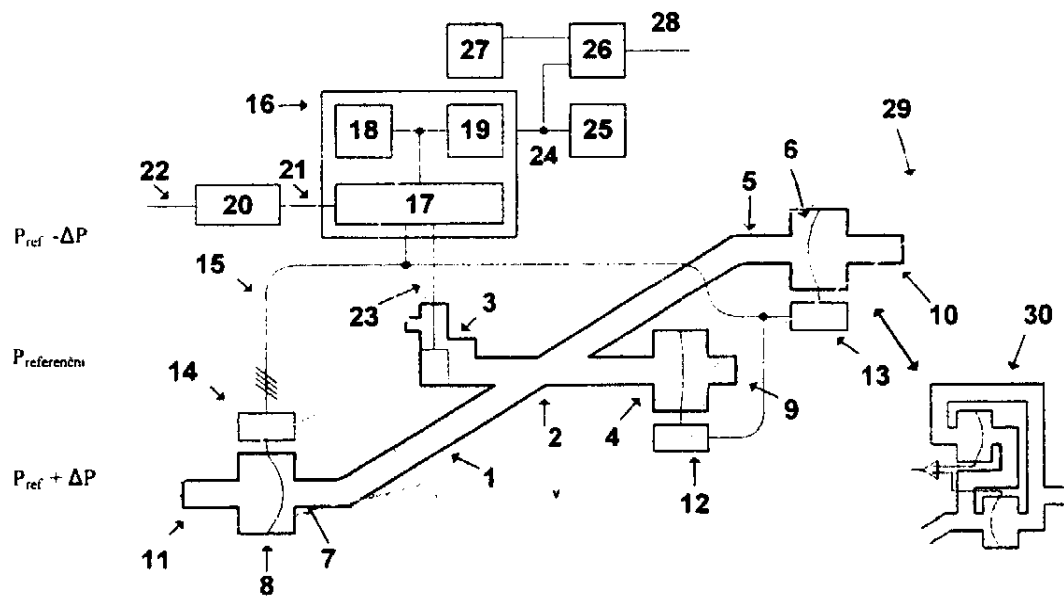
1 výkres



Obr.1A



Obr.1B



Obr.2

Konec dokumentu