



ÚŘAD PRO VYNÁLEZY
A OBJEVY

POPIS VYNÁLEZU

K AUTORSKÉMU OSVĚDČENÍ

210 084

(11) (B1)

(61)

(23) Výstavní priorita
(22) Přihlášeno 04 10 79
(21) PV 6770-79

(51) Int. Cl.³
G 01 P 13/02

(40) Zveřejněno 30 04 81
(45) Vydáno 01 12 83

(75)

Autor vynálezu FÖGEL LADISLAV ing., ODOLENA VODA

(54) Směrová sonda

Vynález se týká směrové sondy, zejména pro měření úhlu náběhu a vybočení letadla, jakož i jeho rychlosti a výšky za letu.

Účelem vynálezu je odstranění potřeby pohyblivých součástí pro snímání, zejména dynamických složek tlaku vzduchu pro určení úhlu náběhu a vybočení letadla a náhrada záložní sondy pro snímání, zejména statické složky tlaku vzduchu pro určení výšky a rychlosti letu letadla.

Směrová sonda (1) podle obr. 2 připevněná k náběžné hraně křídla (38) má trubkové válcové těleso (2), kryjící elektrický topný systém (13) navinutý na šroubovicové drážce špičky (4) s půlkulovou čelní plochou (5), případně s kuželovou nebo jehlanovou čelní plochou (31), do níž je vyvrtáno pět snímacích otvorů (6, 7, 8, 9 a 10) pro snímání dynamických složek tlaku vzduchu. V bocích tělesa (2) jsou vyvrtány radiální otvory (12) pro snímání statické složky tlaku vzduchu. Snímací otvory (6) až (10) a radiální otvory (12) jsou pomocí kanálů (11) a (34) spojeny se snímači tlaku v základně (3) a jsou odvodněny odvodňovacími otvory (40) a (32).

Vynález se týká směrové sondy, zejména pro měření úhlu náběhu a vybočení letadla, jakož i jeho rychlosti a výšky za letu.

Měřené veličiny se odvozují od statického a dynamického tlaku média, to jest vzduchu, v kterém se letadlo pohybuje.

Pro měření úhlu náběhu a vybočení letadla se dosud používají mechanické směrové sondy s křídélky v jedné, nebo ve dvou vzájemně kolmých rovinách, válcové sondy a případně, zpravidla do špičky trupu letadla zabudované, sondy s půlkulovou špičkou, samočinně natáčenou do polohy nulového rozdílu tlaků vzduchu v jejích snímacích otvorech určujících úhel náběhu a vybočení letadla, kde natáčení kolem podélné osy se děje pomocí servosystému spojeného s ukazovatelem. Z oblasti měření průtoku média lopatkovými mřížemi olopatkovaných strojů jsou známy sondy s nenatáčivou půlkulovou špičkou, v níž jsou umístěny snímací otvory. Některé typy sond jsou opatřeny dalšími otvory pro odběr tlakového média pro měření výšky a rychlosti letu.

Nevýhodou mechanické směrové sondy s křídélky je její kmitání při turbulenci a rozruchu proudění obtékajícího média, to jest vzduchu, případně při mechanických vibracích její kmitání vyvolané setrvačnou hmotou křidélek. Nevýhodou válcové sondy je skutečnost, že měří pouze úhel náběhu, nebo vybočení letadla. Nevýhodou sondy s natáčením půlkulové špičky je konstrukční složitost servosystému natáčení. Sondy s nenatáčivou půlkulovou špičkou se dosud pro měření úhlu náběhu a vybočení letadla neuplatnily pro potíže s vyhodnocováním snímaného směru ofuku vzduchu.

Uvedené nevýhody odstraňuje směrová sonda sestávající ze špičky spojené se základnou pomocí tělesa, v němž je upraveno nejméně pět propojovacích kanálů a nejméně jeden vývodní kanál, které jsou jednak spojeny na své vstupní straně u propojovacích kanálů se snímaným médiem prostřednictvím snímacích otvorů ústících na čelní ploše špičky a u vývodního kanálu s radiálními otvory ústícími na vnějším povrchu tělesa směrové sondy, a jednak spojeny na své výstupní straně se snímači tlaku umístěnými v základně. Náběžná část směrové sondy se špičkou a s ní spojeným předním koncem tělesa je vyhřívána elektrickým topným systémem, který je tvořen izolovaným vyhřívacím vinutím souose nasunutým do náběžné části.

Podstata vynálezu spočívá v tom, že radiální otvory jsou vyústěny jednak na válcový vnější povrch tělesa směrové sondy v oblasti vzdálené o 4 až 5 průměrů tělesa od vyčnívajícího konce špičky spojené s předním koncem tělesa, a jednak do vnitřního prostoru vytvořeného uvnitř tělesa a spojeného se vstupní stranou nejméně jednoho vývodního kanálu, jehož výstupní strana je spojena se snímačem tlaku umístěným v základně připojené k zadnímu konci tělesa.

Podle alternativy provedení vynálezu se nalézá oblast vyústění systému radiálních otvorů na vnějším povrchu v rozsahu $\pm 30^\circ$ od horizontální roviny směrové sondy.

Podle další podstatné alternativy provedení vynálezu je na špičce směrové sondy vytvořeno osazení, na kterém je upraveno lože se šroubovicovou drážkou, v níž je na izolační vrstvě v izolační hmotě uloženo vyhřívací vinutí topného systému, spojené s přívodními vodiči uloženými izolovaně v nejméně jednom přívodním kanálu spojeném průchozí drážkou s povrchem osazení. Za ložem jsou na osazení dále upraveny centráž se závitem pro našroubování a zacentrování tělesa, jehož stěna je nad topným systémem zeslabena a jehož vnější povrch je plynule napojen na předním konci tělesa na špičku.

Podle jiných alternativ provedení je ve špičce umístěno nejméně jedno teplotní čidlo spojené

s regulátorem topného systému, u vstupních stran propojovacích kanálů a ve vnitřním prostoru tělesa jsou vytvořeny odvodňované prostory spojené odvodňovacími otvory s vnějším povrchem špičky a tělesem, a povrch kuželové nebo jehlanové čelní plochy špičky je na válcový vnější povrch plynule napojen rádiusem rovným $\frac{1}{4}$ průměru tělesa.

Umístěním topného systému přímo do izolované šroubovicové drážky co nejbližší k náběžné čelní ploše směrové sondy podle vynálezu je zaručeno spolehlivé a účinné odmrazování jejího povrchu. Dosažením aerodynamické čistoty tohoto povrchu se příznivě ovlivňuje obtékání média a zvyšuje se přesnost odečítaných tlakových veličin. Směrová sonda umožňuje měřit současně úhel náběhu a vybočení letadla, jakož i jeho rychlosti a výšky za letu, tak že tímto provedením ji lze používat zároveň jako záložní sondu pro měření rychlosti a výšky letu letadla. Instalace teplotních čidel umožňuje automatickou regulaci vytápění v předvoleném teplotním rozsahu. Uspořádání radiálních otvorů pro odběr statického tlaku do oblasti horizontální roviny podstatně snižuje závislost snímaného statického tlaku na úhlu náběhu letadla.

Příklad provedení vynálezu je znázorněn na připojených výkresech, kde představuje obr. 1 umístění směrové sondy na letadle, obr. 2 podélný řez směrovou sondou s půlkulovou špičkou, obr. 3 zvětšený detail špičky směrové sondy s topným systémem v podélném řezu vedeném rovinou B-B v obr. 5, obr. 4 čelní pohled na špičku z obr. 2, nebo obr. 6, obr. 5 příčný řez vedený rovinou A-A v obr. 2, obr. 6 detail uspořádání s kuželovou špičkou, obr. 7 příčný řez vedený rovinou C-C v obr. 2, obr. 8 příčný řez vedený rovinou D-D v obr. 2, obr. 9 příčný řez vedený rovinou E-E v obr. 2 a obr. 10 příčný řez vedený rovinou F-F v obr. 2.

Směrová sonda 1 sestává ze špičky 4, tělesa 2, základny 3, topného systému 13, propojovacích kanálů 11 se snímacími otvory 6, 7, 8, 9 a 10 a z vývodního kanálu 34 s radiálními otvory 12.

Směrová sonda 1 je připevněna ke špičce trupu, k vodorovné ocasní ploše nebo obdobně jako sonda pro měření výšky a rychlosti letu 42 /obr. 1/ k náběžné hraně křídla 38 letadla 39 na místě záložní sondy pro tato měření.

Směrová sonda 1 je na letadlo 39 připevněna základnou 3 trubkovitého tvaru /obr. 2/ s osazením na svém volném konci 23, do něhož je svým zadním koncem ve vzdálenosti c rovné přibližně 10 svým průměrům zasazeno válcové těleso 2, spojené na svém předním konci se špičkou 4 závitovým spojem 24 a centráží 25. Vyčnívající konec 43, 43' špičky 4 má půlkulovou čelní plochu 5, případně kuželovou nebo jehlanovou čelní plochu 31, do které jsou kolmo vyvrtány obvodové snímací otvory 7, 8, 9 a 10 /obr. 4/, uspořádané do kruhu kolem centrálního snímacího otvoru 6, provedeného v podélné ose směrové sondy 1. Snímací otvory 6, 7, 8, 9 a 10 jsou zaústěny do pěti propojovacích kanálů 11 vytvořených trubičkami 36 a uspořádaných rovnoběžně ve špičce 4, v tělese 2 a v základně 3. Ve válcovém plášti tělesa 2 jsou provedeny radiální otvory 12, kolmé na vnějším válcový povrch 15 tělesa 2 a uspořádané ve dvou rovinách za sebou do systému na bočních stranách tělesa 2 v oblasti s rozsahem $\pm 30^\circ$ od horizontální roviny a propojené s vnitřním prostorem 26 tělesa 2. Oblast radiálních otvorů 12 je vzdálena o délku a rovnající se čtyřem až pěti průměrům tělesa 2 od vyčnívajícího konce 43, 43' špičky 4. Vzdálenost b mezi oběma rovinami rozmístění radiálních otvorů 12 se rovná průměru tělesa 2.

Ze spodní části vnitřního prostoru 26 jsou na vnějším povrch 15 tělesa 2 vyvedeny zadní odvodňovací otvory 32. Propojovací kanály 11 jsou spojeny s vnějším povrchem 15 pomocí předních

odvodňovacích kanálů 40 u své vstupní strany, kde trubičky 36 vystupují z pouzder 37 vložených do vývrtů 21 ve špičce 4 a vytvářejí prstencové odvodňované prostory 44 pro kondenzaci vodních par.

Přední odvodňovací otvory 40 u špičky 4 s půlkulovou čelní plochou 5 jsou vyústěny ve spádu na válcový vnější povrch 15 ve vzdálenosti a obnášející přibližně $\frac{1}{8}$ vzdálenosti d , kde vzdálenost d od vyčnívajícího konce 42 vyznačuje rovinu přechodu půlkulové čelní plochy 5 do válcového vnějšího povrchu 15 a rovná se polovině průměru tělesa 2. U špičky 4 s kuželovou nebo jehlanovou čelní plochou 31 jsou přední odvodňovací otvory 40 vyústěny ve spádu na vnější povrch 15 ve vzdálenosti $\frac{1}{8}$ průměru tělesa 2 od začátku válcového vnějšího povrchu 15. Poměr průřezu snímacího otvoru 6, 7, 8, 9 a 10 k příslušnému přednímu odvodňovacímu otvoru 40 je větší než 15 : 1.

Zadní odvodňovací otvor 32 je vyústěn na spodní stranu vnějšího povrchu 15 tělesa 2 v oblasti vyústění systému radiálních otvorů 12. Průřez zadního odvodňovacího otvoru 32 k součtu průřezů všech radiálních otvorů 12 je v poměru minimálně 1 : 15.

Půlkulová čelní plocha 5 špičky 4 přechází plynule do válcového vnějšího povrchu 15 předního konce tělesa 2, kde je zeslabením válcového pláště vytvořen válcový vnitřní povrch 16 přecházející směrem k závitu 24 do menší válcové centráže 25.

Špička 4 je u místa styku s předním koncem tělesa 2 opatřena válcovou osazenou částí 14 /obr. 3/ menšího průměru, než je průměr centráže 25. Na osazené části 14 je upraveno lože 27 pro uložení elektrického topného systému 13. Lože 27 má šroubovicovou drážku 28 s proudovou izolační vrstvou 29, na které je navinuto vyhřívací vinutí 30 zalité izolační hmotou 22. Přívodní vodič 17 vyhřívacího vinutí 30 je izolovaně uložen v izolační trubičce 33 v přívodních kanálech 18 a 19 /obr. 5/. Pro nasunutí vyhřívacího vinutí 30 na lože 27 jsou stěny horního přívodního kanálu 18 a dolního přívodního kanálu 19 mezi osazenou částí 14 radiálně profrézovány /obr. 3 a obr. 5/.

Ve špičce 4 jsou dále do vývrtů 21 uložena teplotní čidla 35, jejichž vývody jsou vedeny zároveň s přívodním vodičem 17 k neznázorněnému regulátoru přívodu elektrického proudu do vyhřívacího vinutí 30.

Špička 4 směrové sondy 1 pro nadzvuková letadla může mít kuželovou nebo jehlanovou čelní plochu 31 /obr. 6/, která přechází do válcového vnějšího povrchu 15 tělesa 2 plynulým rádiusem 41 rovným $\frac{1}{4}$ průměru tělesa 2. Velikost úhlu φ kuželovitosti nebo sbíhavosti kuželové nebo jehlanové čelní plochy 31 je v rozmezí 60 ° až 98 °.

Obvodové snímací otvory 7, 8, 9 a 10 jsou z propojovacích kanálů 11 na čelní plochu 5, 31 vyvedeny kolmo a jejich protilehlé dvojice svírají u čelní půlkulové plochy 5 úhel ψ v rozmezí 60 ° až 98 °. Centrální snímací otvor 6 vyúsťuje v hrotu 20.

Půlkulová čelní plocha 5 je vhodná pro rychlosti proudění do 0,7 M, protože při těchto rychlostech snímání médium obtéká plynule po povrchu půlkulové čelní plochy 5, takže v místě vyústění příslušného snímacího otvoru 6, 7, 8, 9 a 10 směrová sonda 1 snímá odpovídající tlaky média.

Při vyšších číslech Macha by už nastávalo místní odtržení obtékajícího média. Proto se pro rychlosti proudění vyšší než 0,7 M používá kuželová nebo jehlanová čelní plocha 31, která zaručuje, že za případně vzniklou rázovou vlnou, tvořící se na hrotě 20 špičky 4, bude dozvukové

proudění v oblasti vyústění obvodových snímacích otvorů 7, 8, 9 a 10.

Směrová sonda 1 s půlkulovou, kuželovou nebo jehlanovou čelní plochou 5, 31 pracuje shodným způsobem. Směrová sonda 1 snímá prvním obvodovým snímacím otvorem 7 /obr. 4/ a druhým obvodovým snímacím otvorem 8 tlaky obtékajícího média na povrchu čelní plochy 5, 31. Rozdíl tlaků mezi obvodovými snímacími otvory 8 a 7 je úměrný úhlu náběhu α_s směrové sondy 1 v podélné rovině x_s-y_s rovnoběžné s podélnou rovinou $x-y$ letadla 39 vůči proudu vzduchu obecně nabíhajícímu v prostoru na povrch čelní plochy 5, 31 rychlostí V /obr. 6/. Obdobně rozdíl tlaku vzduchu snímaného třetím obvodovým snímacím otvorem 9 a čtvrtým obvodovým snímacím otvorem 10 je úměrný úhlu vybočení β_s směrové sondy 1 v základní rovině x_s-z_s směrové sondy 1, rovnoběžné se základní rovinou $x-z$ letadla 39.

Je-li známa přesná poloha směrové sondy 1 vůči základní rovině $x-z$ letadla 39, je tím možno určit i úhel náběhu α a úhel vybočení β letadla 39, protože podélná osa x_s směrové sondy 1 je rovnoběžná s podélnou osou letadla 39 a rovněž tak jsou rovnoběžné se svými protějšky u letadla 39 i kolmá osa y_s směrové sondy 1 a bočná osa z_s směrové sondy 1.

Centrálním snímacím otvorem 6 se snímá celkový tlak proudu vzduchu charakterizující statickou a dynamickou složku nabíhajícího proudu vzduchu na povrchu čelní plochy 5, 31.

Systémem radiálních otvorů 12, rozložených ve vzdálenostech a a b na základě experimentálních měření, se snímá statický tlak vzduchu pro určení výšky letu letadla 39. Rozdíl mezi celkovým tlakem proudu vzduchu snímaným centrálním snímacím otvorem 6 a statickým tlakem, snímaným systémem radiálních otvorů 12, je úměrný rychlosti V nabíhajícího proudu vzduchu na čelní plochu 5, 31.

Topný systém 13 konstrukčně umístěný co nejblíže ke špičce 4 zabezpečuje vytápění špičky 4 a tím i povrchu čelní plochy 5, 31 a vnějšího povrchu 15 tělesa 2. Vytápění povrchu čelní plochy 5, 31 je bezpodmínečně nutné z hlediska zajištění odmrazování v případě tvořící se námrazy na čelní ploše 5, 31. Tím se zabezpečuje aerodynamická čistota povrchu směrové sondy 1 hlavně v místě nulové rychlosti média u centrálního snímacího otvoru 6. Teplotní čidla 35 zabezpečují pomocí regulačního obvodu průběžné měření a regulaci teploty směrové sondy 1, což je nutné hlavně z provozního hlediska.

Letadlo 39 /obr. 1/ má podélnou osu x , kolmou osu y a bočnou osu z . Při znázorněné poloze řídicích ploch se letadlo 39 kloní napravo kolem podélné osy x , klopí se dolů kolem bočné osy z a zatáčí doprava. Relativní proud obtékajícího vzduchu naráží na letadlo 39 zleva a zeshora pod úhlem náběhu letadla α , vynášeným v podélné rovině letadla $x-y$ a pod úhlem vybočení letadla β , vynášeným v základní rovině letadla $x-z$.

U obou provedení směrové sondy 1 při dalším zpracování pro zobrazení úhlu náběhu α_s a úhlu vybočení β_s směrové sondy 1 a tím zároveň i úhlu náběhu α a úhlu vybočení β letadla 39 je využita lineární závislost úhlu náběhu α_s směrové sondy 1 na poměru rozdílu tlaku vzduchu mezi obvodovými snímacími otvory 8 a 7 k rozdílu tlaku mezi snímacími otvory 6 a 12. Velikost úhlu vybočení β_s směrové sondy 1 je rovněž lineárně závislá na poměru rozdílu tlaku mezi obvodovými snímacími otvory 9 a 10 k rozdílu tlaku mezi snímacími otvory 6 a 12.

Směrová sonda 1 podle vynálezu umožňuje zpracovávat výstupní údaje snímaných tlaků v podstatě dvěma způsoby. První způsob spočívá v poměrovém analogovém elektronickém obvodu, který reali-

zuje poměrovou funkci dvou rozdílů tlaků buď jako poměr odporů nebo napětí. Druhý způsob je vhodný pro vysoce přesné měření s pomocí řídicího palubního počítače, který zpracovává a porovnává vstupní údaje úměrné rozdílům tlaků přes diferenční vysílače tlaků s cejchovnými charakteristikami směrové sondy 1 z aerodynamického tunelu.

Kromě hlavního využití směrové sondy 1 podle vynálezu pro měření rychlosti, výšky, úhlu náběhu α a úhlu vybočení β letadla 39 lze směrovou sondu 1 použít i při aerodynamických měřeních lopatkových mříží olopatkovaných strojů a při měřeních prostorového proudění. V případě existence cejchovných charakteristik směrové sondy 1 lze způsob pevného nastavení směrových sond 1 použít při automatickém měření s pomocí řídicího počítače.

PŘEDMĚT VYNÁLEZU

1. Směrová sonda sestávající ze špičky spojené se základnou pomocí tělesa, v němž je upraveno nejméně pět propojovacích kanálů a nejméně jeden vývodní kanál, které jsou jednak spojeny na své vstupní straně u propojovacích kanálů se snímaným médiem prostřednictvím snímacích otvorů ústících na čelní ploše špičky a u vývodního kanálu s radiálními otvory ústícími na vnějším povrchu tělesa směrové sondy, a jednak spojeny na své výstupní straně se snímači tlaku umístěnými v základně, přičemž náběžná část směrové sondy se špičkou a s ní spojeným předním koncem tělesa je vyhřívána elektrickým topným systémem, který je tvořen izolovaným vyhřívacím vinutím souose nasunutým do náběžné části, vyznačená tím, že radiální otvory /12/ jsou vyústěny jednak na válcový vnější povrch /15/ tělesa /2/ směrové sondy /1/ v oblasti vzdálené o 4 až 5 průměrů tělesa /2/ od vyčnívajícího konce /43, 43'/ špičky /4/ spojené s předním koncem tělesa /2/, a jednak do vnitřního prostoru /26/ vytvořeného uvnitř tělesa /2/ a spojeného se vstupní stranou nejméně jednoho vývodního kanálu /34/, jehož výstupní strana je spojena se snímačem tlaku umístěným v základně /3/ připojené k zadnímu konci tělesa /2/.

2. Směrová sonda podle bodu 1, vyznačená tím, že oblast vyústění systému radiálních otvorů /12/ na vnějším povrchu /15/ se rozkládá v rozsahu $\pm 30^\circ$ od horizontální roviny směrové sondy /1/.

3. Směrová sonda podle bodů 1 a 2, vyznačená tím, že na špičce /4/ je za místem plynulého přechodu čelní plochy /5, 31/ do válcového vnějšího povrchu /15/ vytvořeno osazení /14/, na kterém jsou upraveny jednak lože /27/ se šroubovicovou drážkou /28/, v níž je na izolační vrstvě /29/ v izolační hmotě /22/ uloženo vyhřívací vinutí /30/ topného systému /13/, spojené s přívodními vodiči /17/ uloženými izolovaně v nejméně jednom přívodním kanálu /18, 19/ spojeném průchozí drážkou s povrchem osazení /14/ a jednak za ložem /27/ centráž /25/ se závitem /24/ pro našroubování a zacentrování tělesa /2/, jehož stěna je nad topným systémem /13/ zeslabena a jehož vnější povrch /15/ je na předním konci tělesa /2/ plynule napojen na špičku /4/.

4. Směrová sonda podle bodů 1 až 3, vyznačená tím, že ve špičce /4/ je umístěno nejméně jedno teplotní čidlo /35/ spojené s regulátorem topného systému /13/.

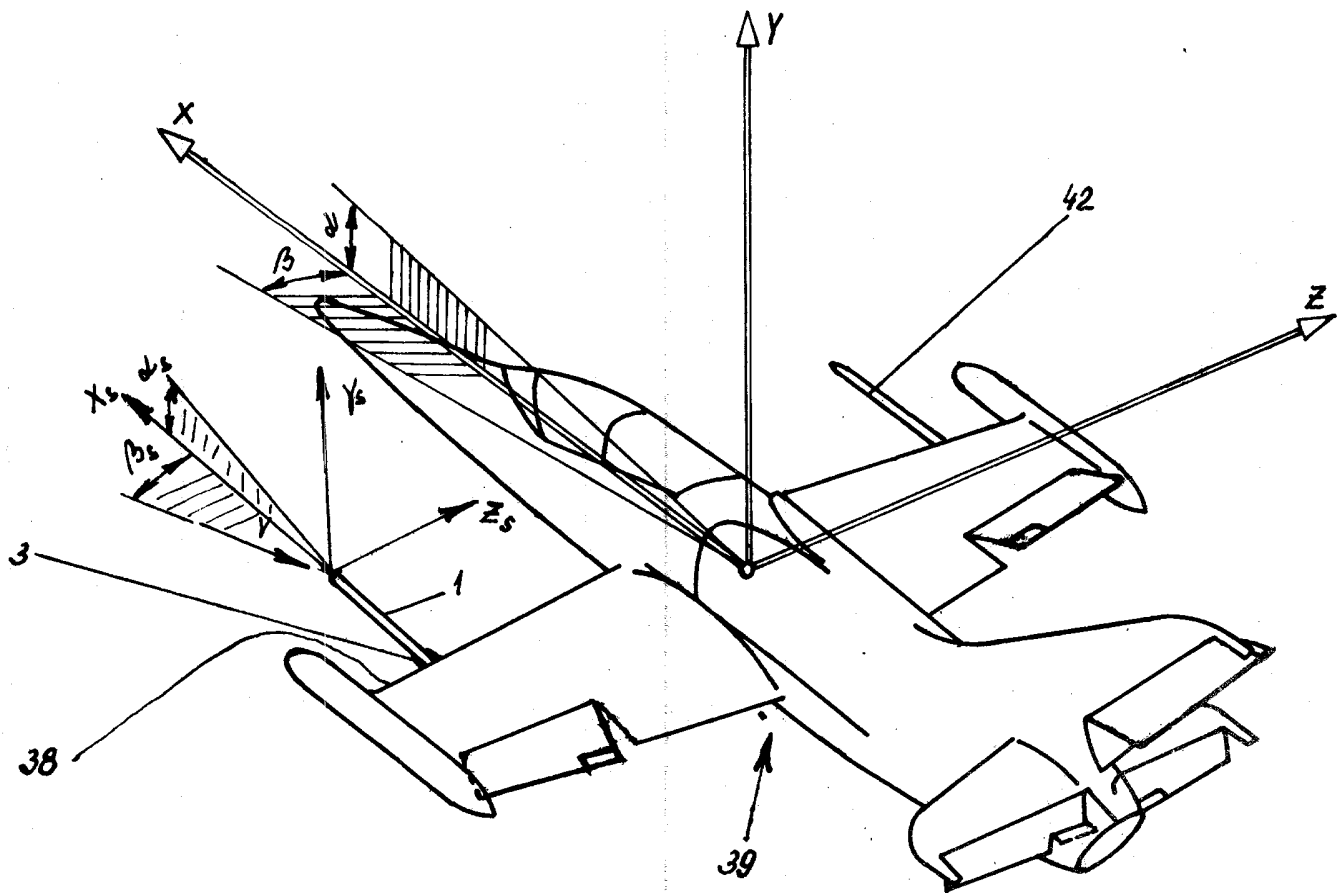
5. Směrová sonda podle bodů 1 až 4, vyznačená tím, že u vstupních stran propojovacích kanálků /11/, spojených prostřednictvím snímacích otvorů /6, 7, 8, 9 a 10/ se snímaným médiem na čelní ploše /5, 31/ a ve vnitřním prostoru /26/ jsou vytvořeny odvodňovací prostory /44/ spojené

odvodňovacími otvory /40, 32/ s vnějším povrchem /15/ špičky /4/ respektive tělesa /2/.

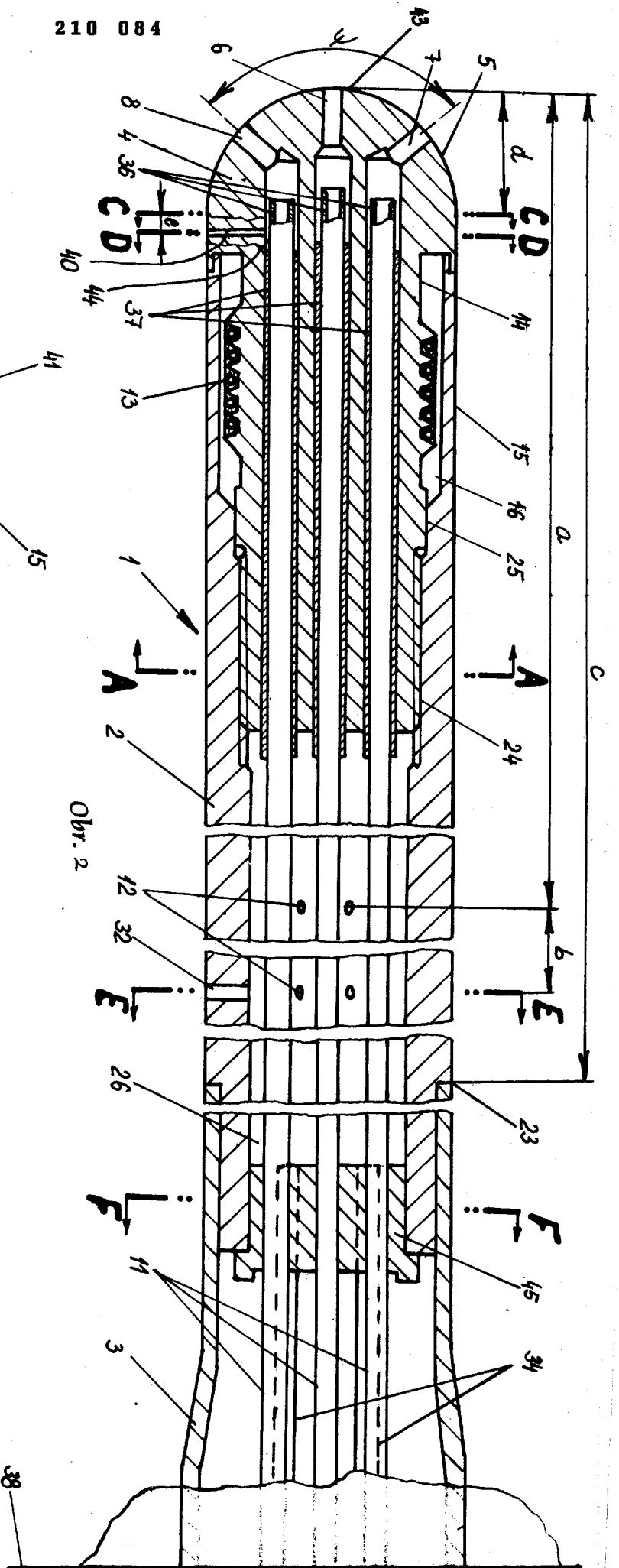
6. Směrová sonda podle bodu 5, vyznačená tím, že prstencový odvodňovací prostor /44/ u vstupní strany propojovacího kanálu /11/ je vymezen jednak stěnou vývrtu /21/ provedeného ve špičce /4/, a jednak vystupující trubičkou /36/, tvořící vlastní propojovací kanál /11/, a uloženou ve vývrtu /21/ a procházející dnem /45/ tělesa /2/ do snímače tlaku v základně /3/.

7. Směrová sonda podle bodů 1 až 6, vyznačená tím, že povrch kuželové nebo jehlanové čelní plochy /31/ je na vnějším povrchu /15/ plynule napojen rádiusem rovným $\frac{1}{4}$ průměru tělesa /2/.

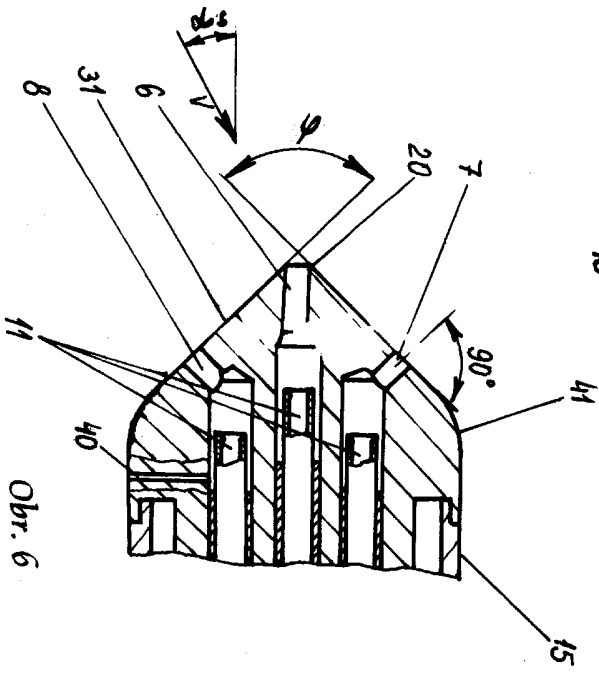
3 výkresy



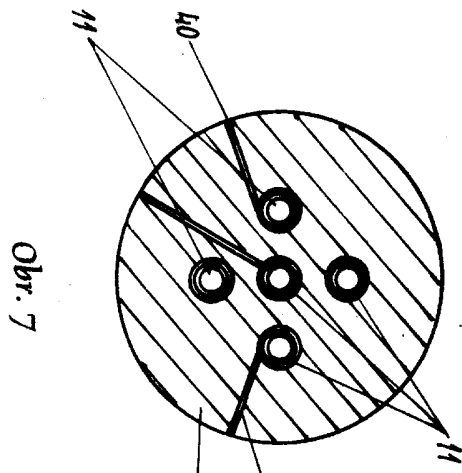
Obr. 1



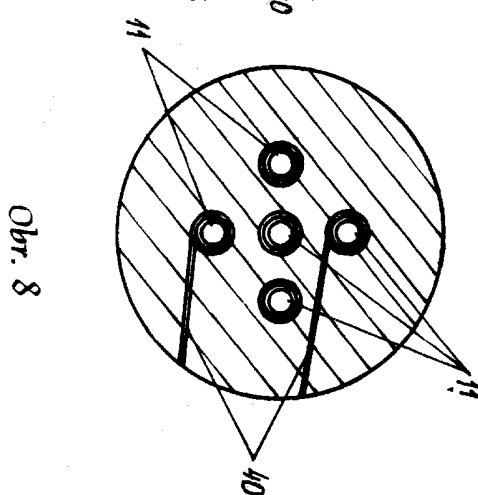
Obz. 2



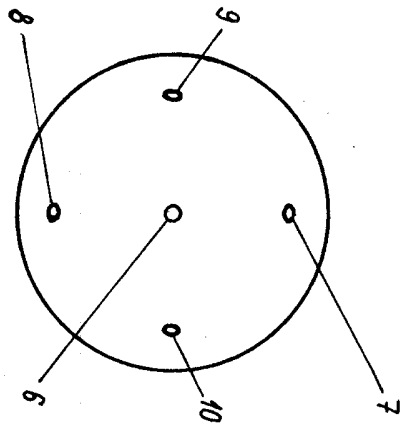
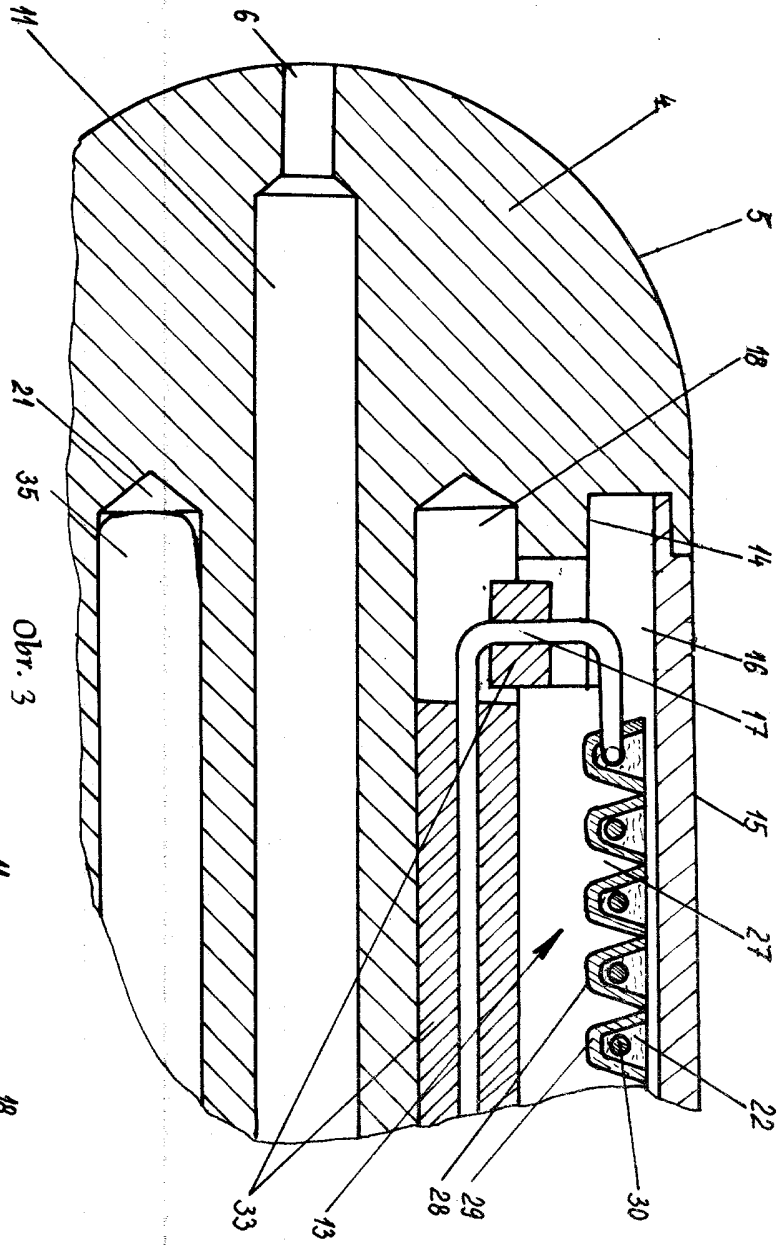
Obz. 6



Obz. 7

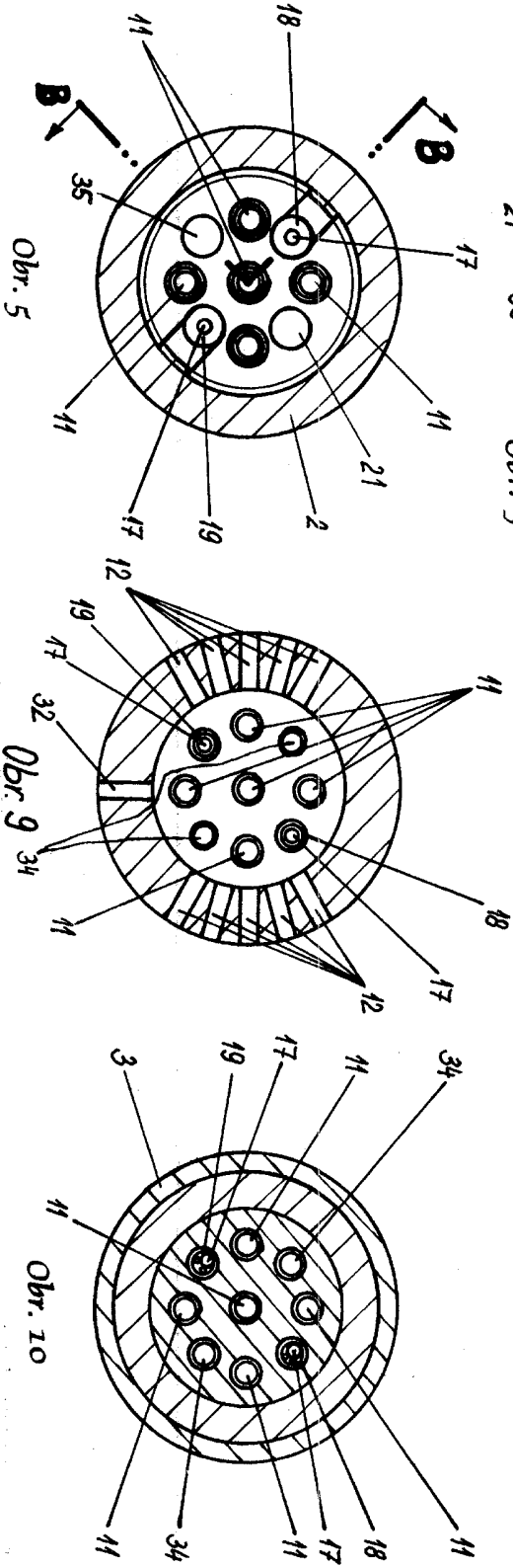


Obz. 8



Obr. 4

Obr. 3



Obr. 5

Obr. 9

Obr. 10