



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

MĚŘENÍ RYCHLOSTI LETADEL

AIRCRAFT SPEED MEASUREMENT

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

MARIAN MOKOŠ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. PAVEL ZIKMUND

BRNO 2009

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2008/2009

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Marian Mokoš

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Měření rychlosti letadel

v anglickém jazyce:

Aircraft speed Measurement

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Práce bude zaměřena na tlaková měření, tzn. měření nadmořské výšky a především rychlosti. Součástí bude aplikace Bernoulliho rovnice a technické řešení jednotlivých sond. V závěru práce bude uveden přehled komerčních sond a výběr vhodné sondy pro měření na bezpilotním letounu SPECTO.

Cíle bakalářské práce:

Student se seznámí s oblastí letových měření. Využije znalostí z předmětů Hydromechanika a Termodynamika při výpočtu rychlosti proudění. Vytvoří podrobný přehled měřicích sond členěný podle měřených rychlostí. Na závěr provede výběr vhodné sondy pro měření na bezpilotním letounu SPECTO.

Seznam odborné literatury:

- [1] BROŽ, Václav. Aerodynamika nízkých rychlostí. Praha: Vydavatelství ČVUT. 1995. ISBN 80-01-02347-8
- [2] DANĚK, Milan. Zkoušení letadel za letu. Brno: VAAZ. 1962
- [3] GRACEY, William. Measurement of Aircraft Speed and Altitude, NASA RP 1046. Virginia: Langley Research Center. 1980

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Pavel Zikmund

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2008/2009.

V Brně, dne 20.11.2008

L.S.

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.
Ředitel ústavu

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.
Děkan fakulty

ABSTRAKT

Předmět bakalářské práce je zaměřen na oblast letových měření především na rychlost letadel. V první části je uvedeno rozdělení leteckých palubních přístrojů, chyby měření a druhy rychlostí. Dále se zabývá principem leteckého rychloměru a rozdělení sond členěných podle měřených rychlostí letu. Druhá část je zaměřena na bezpilotní letoun SPECTO a výběr vhodné sondy pro tento letoun.

Klíčová slova

Měření rychlosti letadel, Pitotova trubice, Venturiho trubice

Abstract

The Bachelor's thesis is focused on the measurement of flight especially the speed of the aircraft. The first part includes the list of aircraft on-board instruments, measurement errors and the types of speeds. The principle of an aircraft speedmeters and the list of probes subdivided by measuring the speed of flight are mentioned. The second part is focused on unmanned aerial vehicle SPECTO and choosing the appropriate probe for this aircraft.

Keyword

Aircraft speed Measurement, Pitot tube, Venturi tube

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

MOKOŠ, M. *Měření rychlosti letadel*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2009. 37 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Pavel Zikmund.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Tímto prohlašuji, že předkládanou bakalářskou práci jsem vypracoval samostatně, s využitím uvedené literatury a podkladů, na základě konzultací a pod vedením vedoucího bakalářské práce.

V brně 29.5.2009

.....

podpis

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji panu Ing. Pavlovi Zikmundovi za cenné připomínky a rady týkající se zpracování bakalářské práce.

OBSAH

1	ÚVOD	9
2	SOUČASNÉ ŘEŠENÍ PROBLEMATIKY	10
2.1	LETECKÉ PALUBNÍ PŘÍSTROJE	10
2.1.1	<i>Letové přístroje</i>	11
2.2	MĚŘENÍ RYCHLOSTI LETU – RYCHLOMĚRY	11
2.2.1	<i>Chyby měření a druhy rychlostí</i>	11
2.2.2	<i>Princip leteckého rychloměru</i>	13
2.3	ROZDĚLENÍ SOND PODLE MĚŘENÉ RYCHLOSTI	14
2.3.1	<i>Pro malé rychlosti (do 400km/h) – Venturiho trubice</i>	14
2.3.2	<i>Pro vysoké rychlosti – Pitot-statická trubice</i>	15
2.4	CHYBY PŘI MĚŘENÍ RYCHLOMĚREM	17
2.4.1	<i>Přístrojová chyba</i>	17
2.4.2	<i>Vliv umístění sondy na letadle</i>	17
2.4.3	<i>Vliv nadmořské výšky na údaj v rychloměru</i>	17
2.4.4	<i>Vliv stlačitelnosti prostředí na údaj v rychloměru</i>	19
2.5	MACHMETRY	21
3	PŘEHLED KOMERČNÍCH SOND VHODNÝCH PRO BEZPILOTNÍ LETOUN VUT SPECTO	22
3.1	BEZPILOTNÍ LETOUN SPECTO	22
3.2	PŘEHLED VYBRANÝCH KOMERČNÍCH SOND	23
3.2.1	<i>Pitot-statická sonda SpaceAge control 101100-XX Subminiature Air Data Boom</i>	23
3.2.2	<i>Pitot-statická sonda Air Data model ADI-25800-000</i>	24
3.2.3	<i>Pitot-statická sonda Goodrich model 0850L-6</i>	25
3.2.4	<i>Porovnání vybraných sond</i>	26
4	ZÁVĚR	27
5	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	28
6	SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ	29
7	SEZNAM PŘÍLOH	31
8	PŘÍLOHY	32

1 ÚVOD

Doprava jako způsob přepravy osob a materiálu je důležitou složkou každé ekonomiky státu a patří mezi nejrychleji se rozvíjející sektory národního hospodářství. K nejčastějším prostředkům dopravy patří zejména silniční, drážní, lodní a letecká.

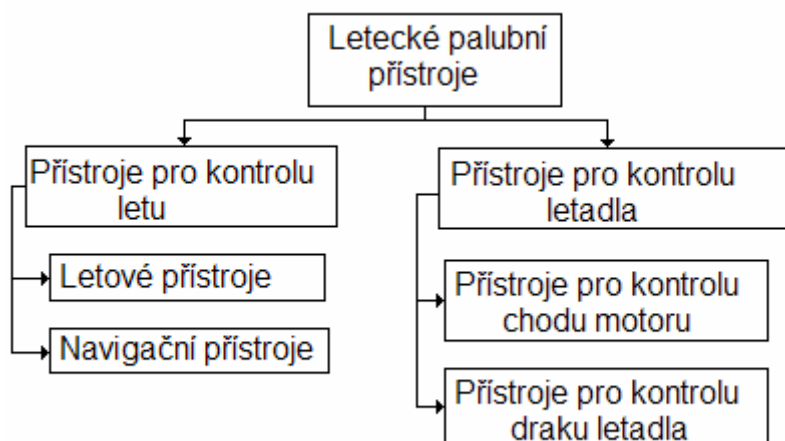
Letecká doprava se stala v posledních letech prudce se rozvíjejícím sektorem dopravy, a to hlavně v přepravě osob. Přeprava osob se za posledních 10 let víc než zdvojnásobila. Letecká doprava je v dnešní době nejbezpečnější dopravou na světě, a to zejména kvůli bezpečnostním předpisům, které jsou uplatňovány v konstrukci, údržbě a výcviku personálu.

Měření rychlosti je klíčovým faktorem pro leteckou dopravu. První rychloměry se objevily v 19. století u letadel lehčích než vzduch, a to hlavně u vzducholodí. S rozvojem letectví ve 20. století se tyto přístroje dále zdokonalovaly až do dnešních podob. Tato práce bude zaměřena hlavně na měření rychlosti současných letadel jako na jeden z nejdůležitějších údajů v bezpečnosti letecké dopravy. Práce bude zaměřena na rozbor nejpoužívanějších sond pro toto měření a na určení jejich výhod a nevýhod pro použití u různých typů letadel. Veškerá tato měření pracují s tlaky, proto budou zaměřena na odvození pro cejchování rychloměrů a různých vlivů, které ovlivňují přesnost měřených hodnot. V druhé části bude popsán bezpilotní letoun VUT SPECTO, bude vytvořen přehled vybraných komerčních sond použitelných u tohoto letounu a bude provedeno srovnání těchto sond s provozními podmínkami letounu. V závěru je vybrána nejvhodnější komerční sonda pro měření rychlosti pro tento letoun.

2 SOUČASNÉ ŘEŠENÍ PROBLEMATIKY

2.1 Letecké palubní přístroje

Přístrojové vybavení letadla tvoří velmi důležitou součást letadel, bez kterých by byl bezpečný let nemožný. Hlavním úkolem těchto přístrojů je udávat nepřetržitě údaje potřebné k pohybu a k určení polohy letadla, činnosti motoru, systému draku. Tyto palubní přístroje mají také svou specifickou polohu na palubní desce. Tento systém umístění umožňuje, aby pilot nebyl zbytečně unavován sledováním přístrojů. Proto musí být přístroje umísťovány podle své funkce a důležitosti. S rozvojem mikroelektroniky, výpočetní techniky, optoelektroniky a dalších technických oborů se objevuje u letadel nový pojem avionika. Avionika vyjadřuje soubor elektrických a elektronických zařízení v letadlech, která v sobě zahrnuje měření a zpracování informací o režimu letu i stavu letadla. U moderních letadel se údaje z přístrojů zobrazují pomocí obrazových indikátorů (např. displejů). Letecké palubní přístroje můžeme rozdělit do dvou skupin, a to na přístroje pro kontrolu letu (letové a navigační přístroje) a přístroje pro kontrolu letadla (přístroje pro kontrolu chodu motoru a přístroje pro kontrolu draku letadla).[1]



Obrázek 1: Schéma rozdělení leteckých palubních přístrojů[4]

Letové přístroje informují pilota o pohybu a poloze těžiště letadla vzhledem k zemi, tj. o výšce letu, rychlosti, vertikální rychlosti, o polohových úhlech natočení letadla kolem těžiště atd.

Navigační přístroje informují posádku o poloze letadla vzhledem k zeměpisnému souřadnicovému systému, o kurzu letu a čase.

Přístroje pro kontrolu chodu motoru informují o režimu a stavu pohonných jednotek např. tlaku, teploty motoru, spotřeby, otáčky motoru, vibrace apod.

Přístroje pro kontrolu draku letadla udávají informace o stavu jednotlivých částí draku, např. polohu pohyblivých částí draku, polohu podvozku, stav paliva v nádržích, tlak v hydraulických soustavách, tlak a regulace ve vzduchových soustavách, atd.

2.1.1 Letové přístroje

Letové přístroje jsou jedny z nejdůležitějších pro start, samotný let a přistání. Proto jsou veškeré tyto přístroje na palubní desce před pilotem. Mají vliv na bezpečnost celého letu. Mezi tyto přístroje patří zejména:

Výškoměry – určují výšku letadla vzhledem k referenčnímu tlaku.

Rychloměry – měří vzdušnou (relativní) rychlost letadla.

Machmetry – měří rychlost letadla vzhledem k rychlosti zvuku.

Variometry – indikují vertikální rychlost letadla.

Aerodynamické centrály – jsou měřicí ústředny, které na základě různých informací přepočítávají a opravují údaje letových přístrojů.

Akcelerometry – jsou určeny k měření zrychlení v osách letadla.

Zatáčkoměry a další.

2.2 Měření rychlosti letu – rychloměry

2.2.1 Chyby měření a druhy rychlostí

V_{ASIR} - přístrojová rychlost letu je neopravený údaj rychloměru v letadle

V_{IAS} - indikovaná rychlost (indicated airspeed) je to přístrojová rychlost opravená o přístrojovou chybu (V_P), která vychází z jeho konstrukce

$$V_{IAS} = V_{ASIR} + \delta V_P$$

V_{CAS} – kalibrovaná rychlost (calibrated airspeed) je to indikovaná rychlost opravená o polohovou chybu (δV_A), která je způsobena polohou sondy na letadle

$$V_{CAS} = V_{IAS} + \delta V_A$$

V_{EAS} – ekvivalentní rychlost letadla (equivalent airspeed) je kalibrovaná rychlost opravená o vliv stlačitelnosti vzduchu (δV),

$$V_{EAS} = V_{CAS} + \delta V$$

V_{TAS} – pravá vzdušná rychlost (true airspeed) je ekvivalentní rychlost opravená o vliv výšky, která je způsobena jinou hustotou atmosféry při různých výškách letu.

$$V_{TAS} = \frac{V_{EAS}}{\sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}}$$

V_{GS} – traťová rychlost (ground speed) je rychlost vůči zemi neboli absolutní rychlost. Tato rychlost není důležitá při samotném letu a používá se spíše k navigačním účelům. Přístroje pro určování traťové rychlosti pracují na Dopplerově principu nebo se používá satelitní systém GPS.

Mezinárodní standardní atmosféra (MSA) je zjednodušený model zemské atmosféry. Byla zavedena v roce 1952 Mezinárodní organizací pro civilní letectví (ICAO). Všechny letecké tlakoměrné přístroje jsou ocejchovány právě na tyto hodnoty, které odpovídají průměrným hodnotám naměřeným v mírných zeměpisných šířkách.

$$H = 0m$$

$$g = 9,80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$$

$$T_0 = 288,15 \text{ K}$$

$$p_0 = 101325 \text{ Pa}$$

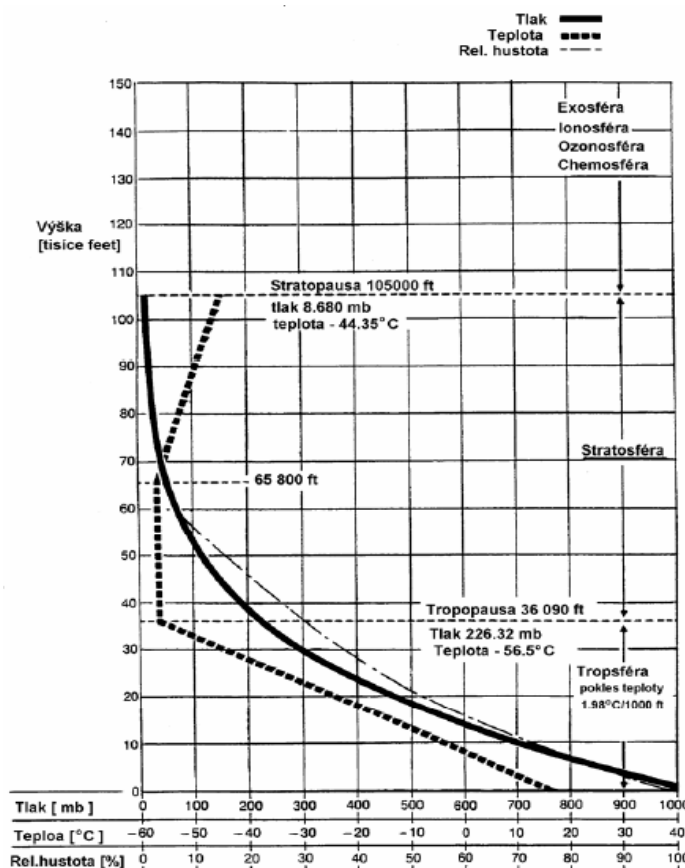
$$\rho_0 = 1,2256 \text{ Kg} \cdot \text{m}^{-3}$$

$$\mu_0 = 1,7807 \cdot 10^{-5} \text{ Kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$k = 1,4$$

$$r = 287,05307 \cdot \text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$$

$$\alpha = -0,0065 \cdot \text{K} \cdot \text{m}^{-1} \text{ do } 11 \text{ km}$$

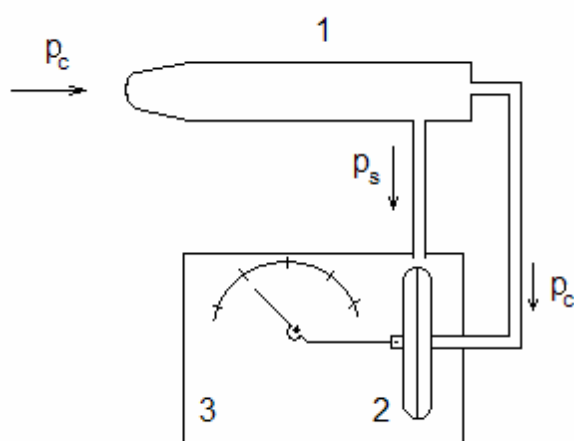


Obrázek 2: Průběh MSA z výškou[8]

2.2.2 Princip leteckého rychloměru

Letecký rychloměr v letadle indikuje vzdušnou rychlost letadla. Využíváme k tomu znalost aerodynamiky proudění. Vše funguje na principu měření a porovnání tlaků. Na základě znalostí z oboru termodynamiky můžeme jednoduše určit vzdušnou rychlost letadel. Bernoulliho rovnice říká, že tlak proudící kapaliny klesá s rostoucí rychlostí. Tento fyzikální jev nám stačí pro nepřímé měření rychlosti.[4]

$$\text{Bernoulliho rovnice: } p + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = \text{konst.} \quad (2.1)$$



Obrázek 3: Schéma jednoduchého rychloměru[2]

1 –sonda 2 – tlakoměrná krabice 3 – ukazovací část a stupnice

Sonda má v přední části otvor celkového tlaku vzduchu a často má i ve střední části otvory pro měření statického tlaku. Tyto dva tlaky se rozvádějí pomocí potrubí do přístrojů v kabině letadla. Samotná sonda neslouží jen k měření rychlosti, ale také k měření jiných údajů založených na principu měření tlaku (např. měření barometrické výšky, měření vertikální rychlosti, atd.).

Tlakoměrná krabice je pouzdro samotného přístroje. Obsahuje membránu a kloubový ozubený převod. Celá tlakoměrná krabice je hermeticky uzavřena a tepelně izolována, aby nedocházelo k chybám způsobeným teplotní dilatací součástí mechanického převodu nebo k chybám vlivem netěsnosti ztrátě tlaku v tlakoměrné krabici.

Ukazovací část informuje posádku o rychlosti letadla. Stupnice rychloměru bývá cejkována v kilometrech za hodinu (km/h), v mílích za hodinu (mph) nebo v uzlech (kts). Rychloměry jsou někdy opatřeny dvěma ručičkami (kombinované rychloměry), z nichž jedna ukazuje indikovanou rychlost V_{IAS} a druhá ukazuje skutečnou neboli pravou vzdušnou rychlost V_{TAS} . Většinou je také doplněna barevnými oblouky, které vyjadřují rozsah rychlostí v různých letových konfiguracích. Také označují maximální přípustnou rychlost letu, pádovou rychlost bez vysunutých klapěk a pádovou rychlost v přistávací konfiguraci.

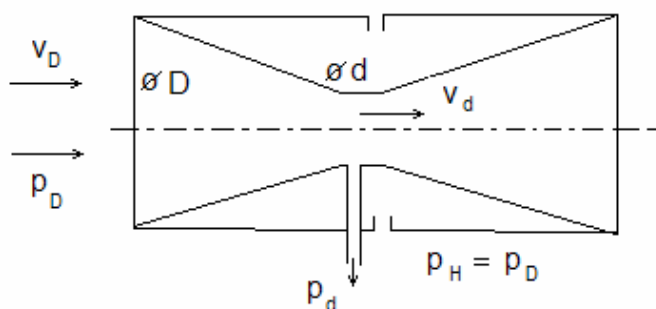
Ukazovací část může být opatřena i další stupnicí ukazující rychlost v machově čísle, tzn. kombinace dvou přístrojů - rychloměru a machmetru.[6]

2.3 Rozdělení sond podle měřené rychlosti

V dnešní době se používají pro měření rychlosti pouze dva typy sond (Venturiho trubice a pitot-statická trubice).

2.3.1 Pro malé rychlosti (do 400km/h) – Venturiho trubice

Při nízkých rychlostech (do 400km/h), kde je rozdíl tlaku malý, používáme Venturiho trubici, která nám zajišťuje vyšší citlivost systému. Tyto sondy se používaly zejména na počátku letectví a v dnešní době se s nimi setkáváme už jen výjimečně, nejčastěji u vrtulníků, kde se rychlost běžně pohybuje i ve velmi malých hodnotách. Venturiho trubice má tvar dvou kuželů spojených v nejužším místě. Vzduch vchází do kužele, jehož průřez se zmenšuje, tím se rychlost protékajícího vzduchu zvětšuje a tlak klesá. Výsledkem je poměr tlaku v nejužší části trubice a statického tlaku měřeného na vnějším plášti trubice.[4]



Obrázek 4: Venturiho trubice

Jelikož se pohybujeme v rozmezí malých rychlostí, můžeme vzduch považovat za nestlačitelný (hustota vzduchu se při protékání sondou nemění), a proto nám pro určení rychlosti postačí Bernoulliho rovnice 2.1.

$$p_D + \frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot V_D^2 = p_d + \frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot V_d^2,$$

kde je:

ρ_H - hustota vzduchu

$p_{D,d}$ - tlak vzduchu v průřezu D, d

$V_{D,d}$ - rychlost vzduchu v průřezu D, d

Dále použijeme rovnici kontinuity a z ní vyjádříme rychlost proudu vzduchu:

$$V_D \cdot S_D = V_d \cdot S_d \Rightarrow V_D \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} = V_d \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4},$$

$$V_d = V_D \cdot \left(\frac{D}{d}\right)^2, \quad (2.2)$$

dosadíme-li rovnici 2.2 do Bernoulliho rovnice získáme výraz:

$$\Delta p = p_D - p_d = \frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot V_D^2 \cdot \left[\left(\frac{D}{d}\right)^4 - 1 \right]. \quad (2.3)$$

Rychlost proudění vzduchu v průřezu S_D je stejná jako rychlost nerušeného proudu vzduchu a tedy naše měřena rychlost v . Tlak vzduchu v prostoru průřezu S_D je rovněž stejný jako statický tlak vzduch $p_H = p_D$. Rovnici 2.3 pak přepíšeme do finálního tvaru:

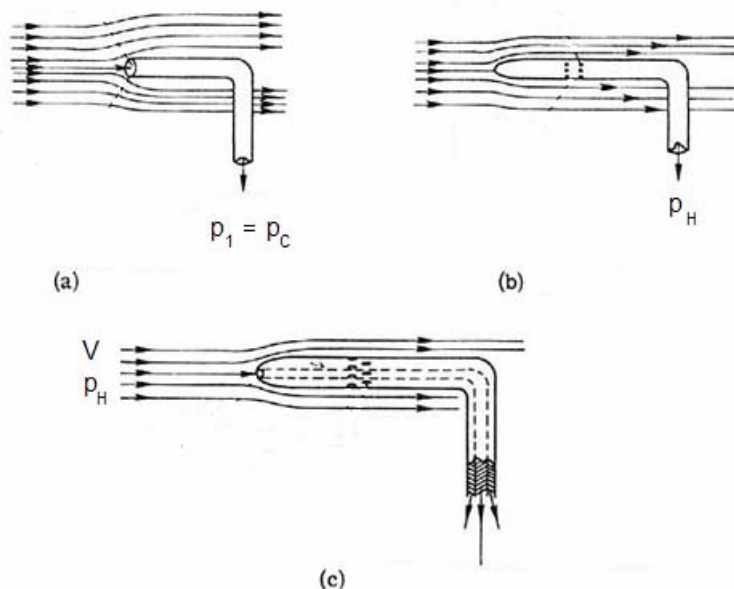
$$V = V_D = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho_H \cdot \left[\left(\frac{D}{d}\right)^4 - 1 \right]}}. \quad (2.4)$$

Z rovnice 2.4 vyplývá, že rychlost je funkcí rozdílu tlaku Δp a poměru průřezů D/d Venturiho trubice. Hustota vzduchu ρ_H je stanovena jako konstantní, a to jako hustota vzduchu ρ_0 ve výšce $H = 0$ m podle MSA $\rho_H = \rho_0$. Nevýhodou je, že tato sonda má poměrně velký aerodynamický odpor, a jelikož pracuje se zvýšenou rychlostí v nejužší části hrdla, stává se citlivější na stlačitelné prostředí. Proto jsou Venturiho trubice při vyšších rychlostech nevhodující.[6]

2.3.2 Pro vysoké rychlosti – Pitot-statická trubice

Pitot-statická trubice (Prandtlova trubice) je kombinací dvou sond (statická sonda a pitotova trubice). Tento systém využívá většina letadel, kluzáků, vrtulníků a ultralehkých letadel. Pitot-statická trubice může být použita u letadel, které dosahují velmi nízkých rychlostí, tak i u velmi vysokých rychlostí ($M > 3$).

Pitot-statická trubice je sonda kruhového průřezu, jejíž čelní část má obvykle polokulový či ogivální tvar. Na povrchu válcové plochy jsou rozmístěny otvory pro snímání statického tlaku a na čele je otvor pro snímání tzv. celkového tlaku (viz obr. 5). Oba tyto tlaky jsou pomocí potrubí přenášeny k systému rozvodu vzdušných tlaků letadla. Pitot-statická sonda může být opatřena kanálkem pro odvedení vody a vyhřívacím tělískem proti zamrznutí.[6]



Obrázek 5: a) pitotova trubice b) otvory statické sondy c) pitot-statická trubice

Jako u Venturiho trubice budeme vycházet opět z Bernoulliho rovnice 2.1.

$$p_H + \frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot V^2 = p_1 + \frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot V_1^2$$

Parametry nerušeného proudu vzduchu před pitot-statickou trubicí jsme označili symboly s indexem H a parametry s indexem 1, charakterizují proud vzduchu v otvoru celkového tlaku. Po natlakování soustavy celkového tlaku klesne rychlost v_1 v otvoru na nulu. Bernoulliho rovnici můžeme zapsat ve tvaru:

$$p_C = p_1 = p_H + \frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot V^2, \quad (2.5)$$

kde člen p_1 jsme přepsali p_C označující celkový tlak. Z tohoto výrazu vyplývá, že celkový tlak je součet statického tlaku p_H a dynamického tlaku označovaným symbolem q :

$$p_C = p_H + q. \quad (2.6)$$

Dosazením rovnice 2.6 do upravené Bernoulliho rovnice 2.5 a úpravou získáme konečnou rovnici pro cejchování rychloměru s pitot-statickou trubicí.

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot V^2 \quad (2.7)$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho_H}} \text{ nebo ve tvaru } V = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_C - p_H)}{\rho_H}}. \quad (2.8)$$

Z rovnice 2.8 vyplývá, že u pitot-statického systému měřená rychlost závisí na dynamickém tlaku q . Stejně jako u Venturiho trubice ρ_H je hustota vzduchu, kterou stanovíme podle MSA $\rho_H = \rho_0$. [6]

2.4 Chyby při měření rychloměrem

2.4.1 Přístrojová chyba

Přístrojová chyba vychází z konstrukce samotného rychloměru. Tlakoměrná krabice s ozubeným kloubovým převodem a membránami je citlivá na prostředí. Od tohoto poměrně složitého mechanismu se odvíjí spousta chyb, které mohou ovlivňovat výsledný údaj na rychloměru. Mezi tyto chyby patří zejména:

- hystereze a dopružování tlakoměrných krabic,
- teplotní dilatace součástí mechanického převodu,
- tření v ložiscích mechanického převodu,
- teplotní závislost modulu pružnosti materiálu, z kterých jsou vyrobeny tlakoměrné krabice a pružiny mechanického převodu,
- teplotní závislost zbytkového tlaku plynu uvnitř uzavřené tlakoměrné krabice.

Přístrojové chyby jsou v konstrukci každého rychloměru. Výrobce se snaží tyto chyby eliminovat použitím lepších materiálů konstrukce tak, aby přesnost byla co největší. Na každém rychloměru je od výrobce napsána přesnost rychloměru. Údaj na rychloměru v letadle můžeme prohlásit za indikovanou rychlost V_{IAS} . [6][4]

2.4.2 Vliv umístění sondy na letadle

Letadlo při letu ovlivňuje prostředí okolo sebe, tzn. že umístění sondy musí být na takovém místě, aby snímala tlak nerušeného proudu vzduchu. Vše tedy závisí na aerodynamice konkrétního letadla. Nejčastěji se sondy umísťují na přední část letadla nebo na křídlo, ale mohou být umístěny i pod křídlem, nad trupem atd. U vrtulníků se sondy umísťují pod trup, aby na údaje tlaku nepůsobil proud vzduchu od rotoru vrtulníku. Chyba způsobená umístěním sondy na letadle se nazývá chyba polohová (position error). Rychlost opravenou o tuto chybu nazýváme kalibrovaná rychlost V_{CAS} . [4]

2.4.3 Vliv nadmořské výšky na údaj v rychloměru

Výška letu letadla má velký vliv na měřenou rychlost a je důležité, aby byla opravena. S rostoucí výškou klesá hustota a s ní i tlak. Z odvození cejchovací rovnice 2.4 pro Venturiho trubici a rovnice 2.8 pro pitot-statickou trubici vidíme, že hustota vzduchu má velký vliv na výslednou rychlost. To znamená, že při konstantní rychlosti letounu v různých výškách bude rychloměr ukazovat jinou hodnotu rychlosti. Pouze při letu v nulové výšce by rychloměr ukazoval odpovídající skutečnou rychlost. Tuto rychlost můžeme odvodit porovnáním příslušných dynamických tlaků z rovnice 2.7.

$$\frac{1}{2} \cdot \rho_H \cdot V^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_i^2,$$

odkud po malé úpravě dostaneme hledaný vztah ve tvaru:

$$V_i = V \cdot \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} \Rightarrow V = V_i \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}. \quad (2.9)$$

Jelikož je velmi obtížné měřit hustotu vzduchu pomocí mechanických přístrojů, můžeme vyjít ze vztahu, který byl odvozen na základě hodnot MSA pro výpočet hustoty v závislosti na nadmořské výšce v troposféře:

$$\rho_H = \rho_0 \cdot \left(1 + \frac{\alpha}{T_0}\right)^{-\left(1 + \frac{g}{r \cdot \alpha}\right)} = \rho_0 \cdot \left(\frac{T_H}{T_0}\right)^{-\left(1 + \frac{g}{r \cdot \alpha}\right)}, \quad (2.10)$$

kde:

α - vertikální teplotní gradient do výšky 11 km ($\alpha = -0,0065 \cdot K \cdot m^{-1}$ od 0 do 11 km podle MSA)

r – plynová konstanta ($r = 287,05307 \cdot J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$ podle MSA)

g – gravitační zrychlení ($g = 9,80665 \cdot m \cdot s^{-2}$ podle MSA)

Druhý vztah, a to vztah mezi statickým tlakem a absolutní teplotou vzduchu v troposféře, byl také získán odvozením z MSA:

$$T_H = T_0 \cdot \left(\frac{p_H}{p_0}\right)^{\frac{r \cdot \alpha}{g}}. \quad (2.11)$$

Rovnici 2.11 dosadíme do rovnice 2.10 a po úpravách dostaneme tvar:

$$\rho_H = \rho_0 \cdot \left(\frac{p_H}{p_0}\right)^{\frac{r \cdot \alpha}{g} + 1}, \quad (2.12)$$

odtud vidíme, že pro zavedení hustotní korekce nám postačí měřit pouze statický tlak p_H . Rovnici 2.12 dále dosadíme do cejchovací rovnice 2.8:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho_0 \cdot \left(\frac{p_H}{p_0}\right)^{\frac{r \cdot \alpha}{g} + 1}}},$$

po úpravách dostaneme konečný tvar:

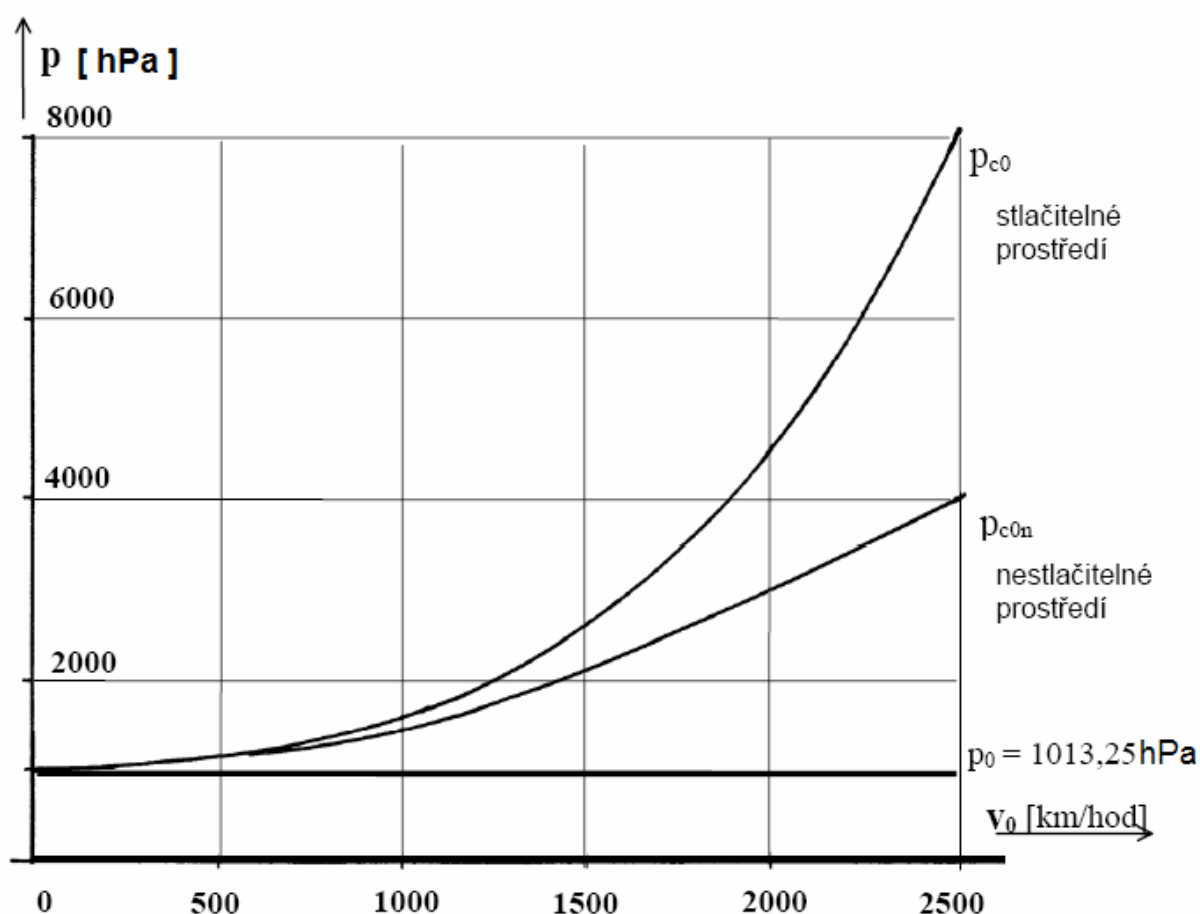
$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho_0} \cdot \left(\frac{p_H}{p_0}\right)^{-\left(\frac{r \cdot \alpha}{g} + 1\right)}} = V_i \cdot \sqrt{\left(\frac{p_H}{p_0}\right)^{-\left(\frac{r \cdot \alpha}{g} + 1\right)}}. \quad (2.13)$$

Tato rovnice umožňuje měřit vzdušnou rychlost a opravuje chybu způsobenou vlivem změny hustoty s nadmořskou výškou. Pro ještě přesnější měření může být letadlo opatřeno teplotním čidlem které měří teplotu T_H z které se vypočítá hustota ρ_H . Rychloměr oceňovaný na základě rovnice 2.13 se často nazývá rychloměr s částečnou hustotní korekcí. U letadel s rychlostí do 400km/h se tato rychlost nazývá skutečná vzdušná rychlost V_{TAS} .

Na této rychlosti závisí vztlaková síla tzv. pádová rychlost V_p . Tato rychlost určuje hranici, při které na aerodynamických plochách letadla vzniká dostatečný vztlak k tomu, aby se letadlo dalo řídit pomocí řídicích ploch. Pokud vzdušná rychlost poklesne pod tuto hranici, letadlo vlivem odtrhávání proudu vzduchu od nosných ploch začne vibrovat. Při větším překročení se proud vzduchu odtrhne a letadlo přejde do neřízeného pádu.[6]

2.4.4 Vliv stlačitelnosti prostředí na údaj v rychloměru

Při vyšších rychlostech se začíná více projevovat stlačitelnost prostředí. Tyto rychloměry se zahrnutým vlivem stlačitelnosti prostředí nazýváme rychloměry s hustotní korekcí. Při rychlostech nad 400 km/h je chyba na rychloměru dost velká a musíme jí zohlednit viz. Obr. 6



Obrázek 6: Závislost celkového tlaku na vzdušné rychlosti u pitot-statických systémů[8]

Při odvození rovnic pro cejchování rychloměru u podzvukových letadel vycházíme z termodynamického zákona zachování energie:

$$c_p \cdot T_1 + \frac{1}{2} \cdot V_1^2 = c_p \cdot T_H + \frac{1}{2} \cdot V^2, \quad (2.14)$$

kde je:

c_p – měrná tepelná kapacita měřená za stálého tlaku

Po naplnění soustavy bude opět rychlost V_1 rovna 0 a teplotu T_1 označíme jako teplotu celkovou T_C . Pak bude mít rovnice 2.14 tvar:

$$c_p \cdot T_C = c_p \cdot T_H + \frac{1}{2} \cdot V^2. \quad (2.15)$$

Z plynové konstanty $r = c_p - c_v$ a Poissonovy konstanty $k = c_p / c_v$ vyjádříme měrnou tepelnou kapacitu za stálého tlaku c_p :

$$c_p = r \cdot \frac{k}{k-1}. \quad (2.16)$$

Výraz 2.16 dosadíme do rovnice 2.15 a po úpravě dostaneme vztah ve tvaru:

$$\frac{T_C}{T_H} = 1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{k-1}{k} \cdot \frac{1}{r \cdot T_H} \cdot V^2. \quad (2.17)$$

V otvoru pro snímání celkového tlaku dojde k stlačení vzduchu. Tento jev můžeme považovat za adiabatický děj. Adiabatická rovnice ideálního plynu má tvar:

$$\frac{p_C}{\rho_C^k} = \frac{p_H}{\rho_H^k}, \quad (2.18)$$

dále upravíme dosazením výrazu pro vyjádření hustoty $\rho = p / (r \cdot T)$ do rovnice 2.18 a po úpravách dostaneme vztah:

$$\frac{T_C}{T_H} = \left(\frac{p_C}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}}. \quad (2.19)$$

Rovnici 2.19 dosadíme do rovnice 2.17:

$$\left(\frac{p_C}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{k-1}{k} \cdot \frac{1}{r \cdot T_H} \cdot V^2. \quad (2.20)$$

Tuto rovnici postupně upravujeme a explicitně vyjádříme rychlost V . Získáme cejchovací rovnici rychloměru ve tvarech:

$$V = \sqrt{\left[\left(\frac{q}{p_H} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \cdot 2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot r \cdot T_H}, \quad (2.21)$$

či

$$V = \sqrt{\left[\left(\frac{q}{p_H} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \cdot 2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_H}{\rho_H}}. \quad (2.22)$$

Tato cejchovací rovnice platí pro pitot-statickou sondu ve stlačitelném prostředí, a to pouze pro podzvukové (subsonické) lety. Hustotu vzduchu ρ_H nahradíme konstantní hustotou ρ_0 podle MSA. Tuto rychlost nazýváme ekvivalentní vzdušnou rychlostí V_{EAS} . [6]

2.5 Machmetry

Letadla, která se pohybují v rychlostech blízkých nebo větších než rychlost zvuku, musí být vybavena zařízením, které upozorňuje pilota na stav, kdy se letové vlastnosti letadla nebezpečně mění vlivem stlačitelnosti vzduchu (zmenšuje se vztlak, roste odpor vzduchu, působí aerodynamické síly se rychle posunuje dozadu). Machovo číslo je fyzikální veličina pojmenovaná po rakouském fyzikovi Ernestu Machovi, a je tedy důležitou letovou veličinou pro subsonická, transsonická a supersonická letadla. Posádky pomocí machmetrů posuzují aerodynamické vlastnosti letadel s oblasti vysokých rychlostí letu. Konstrukce machmetru je prakticky stejná jako u rychloměrů s hustotní korekcí, proto se u podzvukových letadel sdružují do jednoho přístrojového pouzdra.

Machovo číslo je poměrným vyjádřením skutečné vzdušné rychlosti a rychlosti šíření zvukových vln (rychlosti zvuku):

$$M = \frac{V}{a}. \quad (2.23)$$

Rychlost šíření zvukových vln ve vzduchu je funkcí absolutní teploty a je dána vztahem:

$$a = \sqrt{k \cdot r \cdot T} [m \cdot s^{-1}]. \quad (2.24)$$

Pro rychlosti do 400 km/h nemá měření Machova čísla žádný smysl. U podzvukových (subsonických) letadel do rychlosti $M \leq 1$ můžeme cejchování machmetru odvodit z rovnice 2.21 pro stlačitelné prostředí, kterou dosadíme do rovnice 2.23 pro výpočet Machova čísla.

$$M = \sqrt{\frac{\left[\left(\frac{p_C}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \cdot 2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot r \cdot T_H}{k \cdot r \cdot T_H}},$$

po úpravě dostaneme cejchovací rovnici ve tvaru:

$$M = \sqrt{\left[\left(\frac{p_c}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \cdot \frac{2}{k-1}}, \text{ pro } M \leq 1. \quad (2.25)$$

Při nadzvukové rychlosti letu se před ústím sondy vytvoří kolmá rázová vlna, která představuje skokovou změnu celkového i statického tlaku. Při odvozování cejchování machmetrů pro nadzvukové rychlosti se počítá z vlivem kolmé rázové vlny. Nadzvukové letadla se v současné době používají pouze k vojenským účelům.[6]

3 PŘEHLED KOMEREČNÍCH SOND VHODNÝCH PRO BEZPILOTNÍ LETOUN VUT SPECTO

3.1 Bezpilotní letoun SPECTO

Bezpilotní letouny neboli UAV (Unmanned aerial vehicle) je letadlo bez posádky řízené dálkovým ovládáním nebo pomocí autopilota po naprogramovaných leteckých trasách. První bezpilotní letouny se objevily už při první světové válce ale s rozvojem nových technologií a miniaturizace se tyto letouny staly velmi rychle rozvíjejícím sektorem v oblasti letectví. Bezpilotní letadla jsou využívány hlavně v armádě, a to k průzkumným nebo útočným letům. V civilním účelům jsou nasazovány například na policejní sledování, hašení požáru nebo k průzkumu terénu.



Obrázek 7: Bezpilotní letoun SPECTO[7]

Bezpilotní letoun SPECTO byl navržen na leteckém ústavu fakulty strojího inženýrství VUT v brně pro potřeby dynamických letových měření a testování bezpilotních technologií. V současné době je testovaná měřicí ústředna pro sběr letových dat, která bude zaznamenávat průběh letu se snímačů umístěných na letounu. Drak letounu SPECTO je celokompozitový s pevným podvozkem řízený předním kolečkem. V zadní části trupu je uložen spalovací motor o výkonu 3,88 kW. Tento letoun patří do kategorie Mini UAV (Mini Unmanned Aerial Vehicle).

Technické údaje:

Maximální hmotnost	20-25 kg
Rozpětí	4,2 m
Délka trupu	1,3 m
Cestovní rychlost	100 km/h
Pádová rychlost	55 km/h
Maximální rychlost	150 km/h

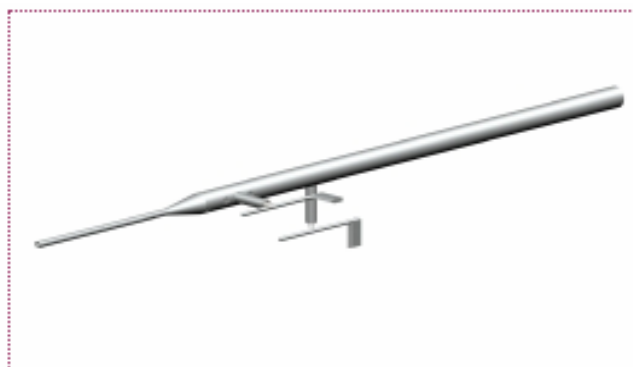
Tabulka 1: Technické údaje letounu SPECTO

Protože letoun je ve fázi vývoje technické údaje uvedené v tabulce 1 jsou předpokládány. Tyto údaje nám budou stačit pro výběr sondy. Drak letounu SPECTO je celokompozitový s pevným příďovým podvozkem a říditelným předním kolečkem. Vedení tlaků se sondy umístěné na křídle by bylo technicky složité díky malým rozměrům křídla, proto vybrané sondy budou umístěny na přední části trupu.[7]

3.2 Přehled vybraných komerčních sond

3.2.1 Pitot-statická sonda SpaceAge control 101100-XX Subminiature Air Data Boom

Tuto sondu zkonstruovala firma SpaceAge control inc. se sídlem v Kalifornii stát USA. Je navržena na malé letouny a bezpilotní letouny. Sonda je kombinovaná měří statický a celkový tlak, tak i úhel náběhu a úhel vybočení. Výrobce popisuje jako výhody této sondy v malé hmotnosti a velikosti. Je také vybavena vyhříváním proti zamrznutí.



Obrázek 8: 101100-XX Subminiature Air Data Boom[10]

Technické údaje:

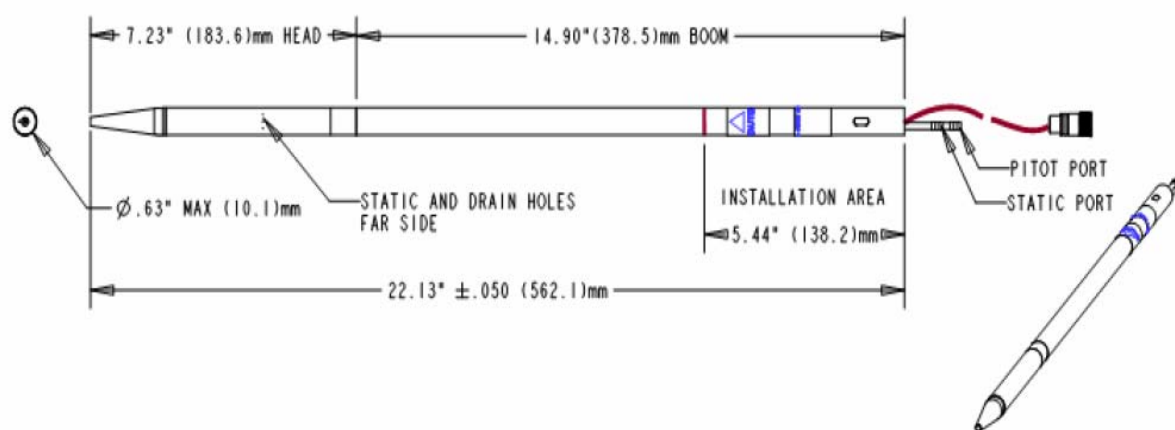
Délka	469,9 mm
Hmotnost	272 g
Operační teplota	-65° - +125° C
Maximální rychlost	612 + km/h
Výstupy	Celkový a statický tlak úhel náběhu a úhel vybočení

Tabulka 2: Technické údaje sondy 101100-XX Subminiature Air Data Boom

Další parametry a celkové technické údaje jsou uvedeny v příloze 1. Umístění na letadle SPECTO v přední horní části letounu.[10]

3.2.2 Pitot-statická sonda Air Data model ADI-25800-000

Další komerční sonda z Kanadské firmy Air Data. Také je navržena výrobcem pro malá letadla nebo bezpilotní letadla. Výrobce uvádí ve vlastnostech jednoduchou adaptaci na různé typy bezpilotních letounů, nízkou spotřebu energie, přepětovou ochranu, nízkou hmotnost a kompaktnost, spolehlivost, ochranu proti zamrznutí.



Obrázek 10: Pitot-statická sonda Air Data model ADI-25800-000[11]

Technické údaje:

Délka	562 mm
Hmotnost	250 g
Operační teplota	-50° - +71° C
Maximální rychlost	450 km/h
Výstupy	Celkový a statický tlak

Tabulka 3:Technické údaje sondy Air Data model ADI-25800-000

Úplné údaje od výrobce jsou uvedeny v příloze 2.[11]

3.2.3 Pitot-statická sonda Goodrich model 0850L-6

Třetí sonda byla vybrána od firmy Goodrich se sídlem v USA. Je to standardní Pitot-statická sonda pro střední a malá letadla letadla. Sonda je opět vybavena vnitřní vyhřívací spirálou, aby nedocházelo k námraze.



Obrázek 11: Pitot-statická sonda Goodrich model 0850L-6[9]

Technické údaje:

Délka	184,15 mm
Hmotnost	272 g
Operační teplota	-50° - +71° C
Maximální rychlost	1 M
Výstupy	Celkový a statický tlak

Tabulka 4: Technické údaje sondy Goodrich model 0850L-6

Úplné technické údaje od výrobce jsou uvedeny v příloze 3.[9]

3.2.4 Porovnání vybraných sond

Jak už bylo řečeno všechny sondy byly vybírány na přední část trupu a měly by přesahovat asi kolem 30 cm před letoun. Toto umístění sondy nám zajistí nejmenší chybu, způsobenou umístěním sondy na letadle. K sondě budou připojeny trubice, ve kterých se bude přenášet statický a celkový tlak do jednotky pro získávání dat. Připadala v úvahu i varianta s pitot trubicí na přední části a statická sonda uvnitř trupu letounu. Tato možnost byla zavrhnuta, protože by hrozilo ovlivňování statické sondy teplem z motoru, nebo z přístrojů uvnitř trupu letounu.

Všechny uvedené sondy odpovídají požadavkům pro bezpilotní letoun SPECTO. První sonda SpaceAge control 101100-XX Subminiature Air Data Boom (Obrázek 8) je vybavená také zařízením pro měření úhlu náběhu a úhlu vybočení. Druhá sonda Air Data model ADI-25800-000 (Obrázek 9) je velmi podobné konstrukce podobné délky a hmotnosti. Tyto dlouhé úzké sondy vyhovují požadavkům letounu SPECTO. Třetí sonda Goodrich model 0850L-6 (Obrázek 10) je nejméně vhodná pro naše účely. Nevýhodou je vysoká hmotnost, malá délka, která by mohla způsobit chybu v měření.

4 ZÁVĚR

Ve způsobu měření rychlostí letadel se za poslední půl století v principu neudála žádná změna. Měření rychlosti letadel na základě měření tlaků je jednoduché a přesné, a to i v době, která je na vysoké úrovni v oblasti bezpečnosti letecké dopravy. V první části byly rozebrány dvě nejčastější sondy Venturiho trubice a Pitot-statická trubice. S odvozených cejchovacích rovnic vidíme, že stačí měřit pouze dva popřípadě tři údaje (celkový tlak, statický tlak, teplotu), abychom byly schopni vypočítat rychlost letadla v různých výškách a při různých maximálních rychlostech.

V druhé části byl krátce popsán bezpilotní letoun SPECTO. Z většího výběru komerčních sond, byly vybrány tři sondy, které odpovídaly vlastnostem letounu, avšak pro praktické použití na bezpilotním letounu SPECTO bych doporučil tyto dvě. Pitot-statická trubice SpaceAge control 101100-XX Subminiature Air Data Boom má výhodu v tom, že měří i úhel náběhu a úhel vybočení. Případně kdyby se tyto parametry měřily na bezpilotním letounu SPECTO mohly by se brát z této sondy. Pitot-statická trubice Air Data model ADI-25800-000 také vyhovuje požadavkům letounu, hlavně kvůli hmotnosti a délce sondy. Obě tyto sondy jsou použitelné na bezpilotním letadle SPECTO.

5 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] STRNÁDEK, Jiří. Speciální vybavení letadel : palubní přístroje a výšková výstroj : určeno pro posl. vojen. přípravy. 1. vyd. Liberec.: Vys. škola strojní a textilní, 1985 (Ostrava : MTZ 21). -- 270 s
- [2] DANĚK, Milan. Zkoušení letadel za letu. 1. vyd. [Brno] : Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1962. -- 115 s
- [3] GRACEY, William. Measurement of Aircraft Speed and Altitude, NASA RP 1046. Virginia: Langley Research Center. 1980
- [4] DUDA, Theodor. Letecké přístroje. 1 - Brno : Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1968. -- 702 s
- [5] BROŽ, Václav. Aerodynamika nízkých rychlostí Vyd. 5.. -- Praha : Vydavatelství ČVUT, 2001. -- 182 s. :. ISBN: 80-01-02347-8
- [6] ČIŽMÁR, Jan. Letecké přístroje a výšková výstroj letadel Vyd. 1. Brno : Univerzita obrany, 2007. 358 s. :. ISBN: 978-80-7231-202-3
- [7] ZIKMUND, P., DOUPNÍK, P. VUT "SPECTO" Mini-UAV Aerodynamic Design. Czech AEROSPACE Proceedings, 2008, č. 2, s. 17-19. ISSN 1211-877X.
- [8] Přístrojové systémy letadel. matrialy k předmětu (pdf formát) <<http://measure.feld.cvut.cz/groups/lis/download/prednasky/EPS1/V%C3%BD%C5%A1ka%20rychlost%20vario.pdf>>
- [9] Goodrich. příloha (pdf) model 0850L-6 <<http://www.goodrich.com/portal/goodrich/-images/Goodrich%20Content/Business%20Content/Sensors%20and%20Integrated%20Systems/Products/Literature%20Listing/4044%20Pitot%200850L-6.pdf>>
- [10] SpaceAge kontrol inc. příloha (pdf format) 101100-XX Subminiature Air Data Boom <<http://www.spaceagecontrol.com/pm/uploads/Main.Home/101100REFONLY.pdf>>
- [11] Air Data příloha Air Data (pdf format) Pitot-static probe model ADI-25800-000 <<http://www.airdata.ca/docs/PSP.pdf>>
- [12] Není rychlost jako rychlost článek (online) <http://www.sredl.cz/index.php?option=com_content&view=article&id=58:neni-rychlost-jako-rychlost&catid=44:par-nutnych-znalosti&Itemid=88>
- [13] Compact UAV Flight Control System (pdf formát) <[http://www.ruav.ru/ENG/Products/Autopilots/STA32%20DataSheet\(eng\).pdf](http://www.ruav.ru/ENG/Products/Autopilots/STA32%20DataSheet(eng).pdf)>

6 SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

Seznam použitých zkratk:

MSA – Mezinárodní standartní atmosféra

ICAO – Mezinárodní organizace pro civilní letectví (International civil aviation organization)

UAV – Bezpilotní letoun (Unmanned aeriál vehicle)

Seznam použitých symbolů:

H	- výška
V	- rychlost
$V_{D,d}$	- rychlost vzduchu v průřezu D, d
V_{IAS}	- indikovaná rychlost (indicated airspeed)
V_{CAS}	- kalibrovaná rychlost (calibrated airspeed)
V_{EAS}	- ekvivalentní rychlost (equivalent airspeed)
V_{TAS}	- pravá vzdušná rychlost (true airspeed)
V_{GS}	- traťová rychlost (ground speed)
p	- tlak
p_0	- tlak stanovená MSA
p_H	- tlak ve výšce H
$p_{d,D}$	- tlak v průřezech D, d
p_C	- celkový tlak
q	- dynamický tlak
T	- teplota
T_0	- teplota stanovená MSA
T_H	- teplota ve výšce H
g	- gravitační zrychlení
ρ	- hustota vzduchu

ρ_H	- hustota vzduchu ve výšce H
ρ_0	- hustota vzduchu stanovena MSA
α	- vertikální teplotní gradient
r	- plynová konstanta
c_p	- měrná tepelná kapacita měřená za stálého tlaku
k	- Poissonova konstanta
M	- Machovo číslo

7 SEZNAM PŘÍLOH

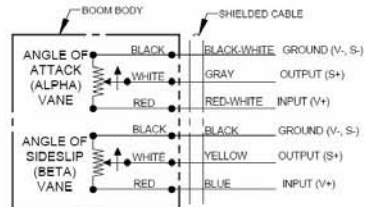
Příloha 1: Technické data sondy SpaceAge control 101100-XX Subminiature Air Data Boom

Příloha 2: Technické data sondy Air Data model ADI-25800-000

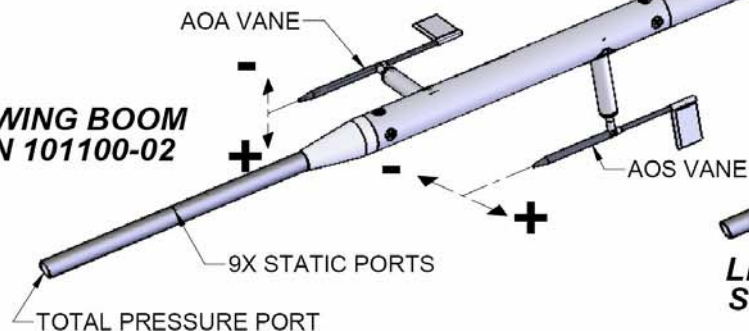
Příloha 3: Technické data sondy Goodrich model 0850L-6

This drawing contains design and other information which is the property of SpaceAge Control, Inc. Except for rights expressly granted by contract to the United States Government, this drawing and data disclosed herein or herewith is not to be reproduced, used, or disclosed in whole or in part to anyone without the written permission of SpaceAge Control, Inc.

RIGHT WING BOOM SCHEMATIC SPA PN 101100-02

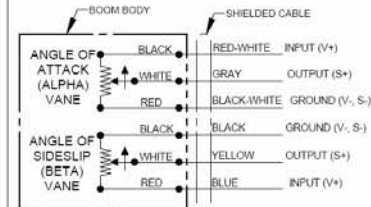


RIGHT WING BOOM SPA PN 101100-02

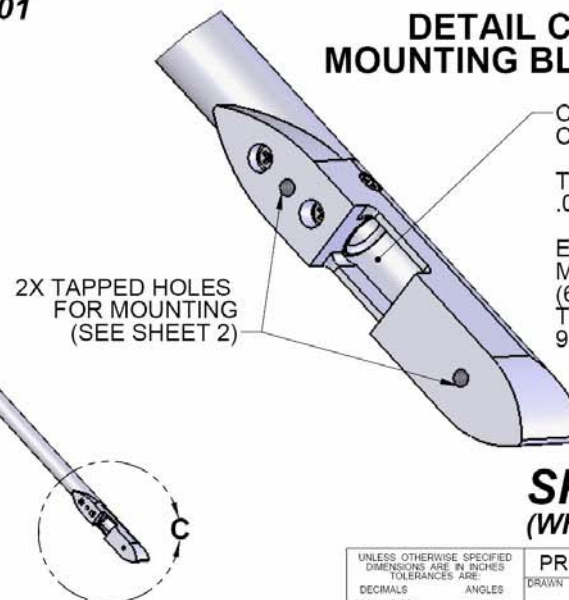


LEFT WING BOOM SPA PN 101100-01

LEFT WING BOOM SCHEMATIC SPA PN 101100-01



DETAIL C MOUNTING BLOCK



NOTES: UNLESS OTHERWISE SPECIFIED

1. VANE POTENTIOMETER (SENSOR) SPECIFICATIONS:

- TYPE: CONDUCTIVE PLASTIC
- RESISTANCE: 1.5K OHMS $\pm 15\%$
- INDEPENDENT LINEARITY: $\pm 5\%$ MAX OF FULL SCALE PER VRCI-P-100A
- POWER RATING AT 70° C: 0.5 WATT MIN
- MECHANICAL TRAVEL: 360° CONTINUOUS
- MECHANICAL LIFE: 100 MILLION SHAFT REVOLUTIONS MIN
- OPERATING TEMPERATURE RANGE: -65° TO +125° C

2. AOA VANE ELECTRICAL OUTPUT CHARACTERISTICS:

- SEE LEFT AND RIGHT WING BOOM SCHEMATICS ON DRAWING
- OUTPUT VOLTAGE INCREASES FROM "-" TO "+" AS SHOWN ON DRAWING
- AOA ELECTRICAL TRAVEL: -45° TO +135°
- OUTPUT AT -45°: .01% - .60% OF FULL SCALE INPUT VOLTAGE
- OUTPUT AT +135°: 93.00% - 99.99% OF FULL SCALE INPUT VOLTAGE

3. AOS VANE ELECTRICAL OUTPUT CHARACTERISTICS:

- SEE LEFT AND RIGHT WING BOOM SCHEMATICS ON DRAWING
- OUTPUT VOLTAGE INCREASES FROM "-" TO "+" AS SHOWN ON DRAWING
- AOS ELECTRICAL TRAVEL: -90° TO +90°
- OUTPUT AT -90°: .01% - .60% OF FULL SCALE INPUT VOLTAGE
- OUTPUT AT +90°: 93.00% - 99.99% OF FULL SCALE INPUT VOLTAGE

4. THE SURFACE FINISH OF THE FINAL AIR DATA BOOM ASSEMBLY SHALL HAVE A MINIMUM OF A 63 MICRO-INCH FINISH AND SHALL BE FREE OF BURRS. INTERACING PARTS ON BOOM SHALL BE BLENDED AND AERODYNAMIC.

5. WEIGHT:

- AIR DATA BOOM NOT INCLUDING WIRING AND PNEUMATIC TUBING: APPROXIMATELY .22 LB
- CABLE AND PNEUMATIC TUBING (96 INCHES): APPROXIMATELY .29 LB
- WEIGHT OF COMPLETE ASSEMBLY: .60 MAX

SPA PN 101100-XX
(WHERE "XX" IS DASH NO.)

UNLESS OTHERWISE SPECIFIED DIMENSIONS ARE IN INCHES TOLERANCES ARE:	
DECIMALS	ANGLES
X.X ± 0.03	X° $\pm 30'$
X.XX ± 0.01	
X.XXX ± 0.005	
DO NOT SCALE DRAWING	
MATERIAL	SEE NOTES
FINISH	SEE NOTES
CAD GENERATED DRAWING DO NOT MANUALLY UPDATE	

PROJECT 156
DRAWN: B.P. DATE: XX-YY-ZZ

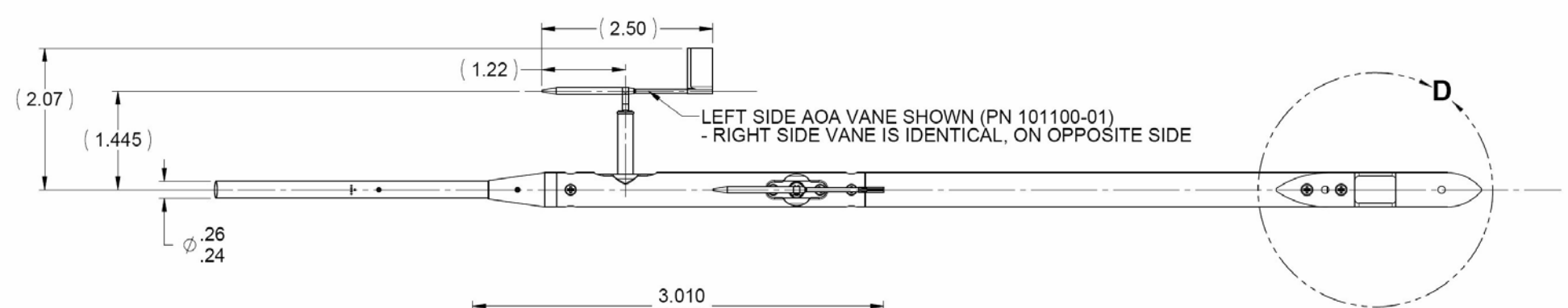
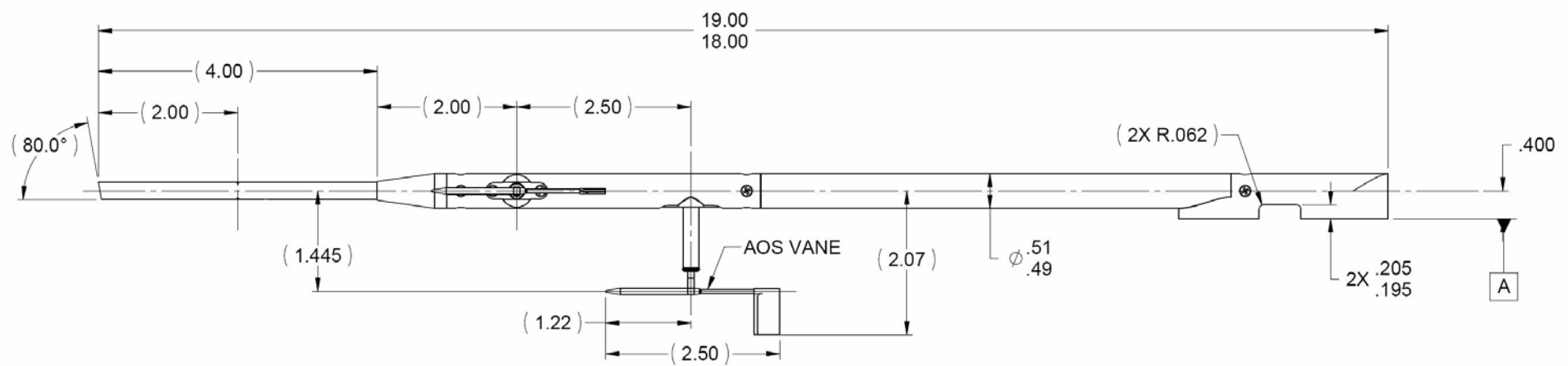
APPROVALS
CHECKED: DIGITAL - ON FILE
ENR: DIGITAL - ON FILE

SpaceAge Control, Inc.

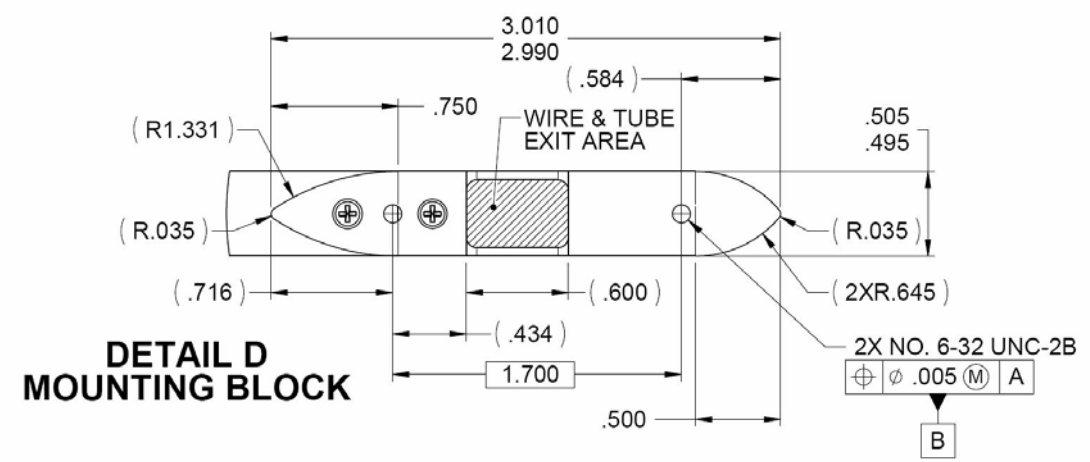
**AIR DATA BOOM,
SUBMINIATURE**

SIZE	CAGE CODE	DWG. NO.	REV.
B	34851	101100_01	A
SCALE	CAD FILE	SHEET 1 OF 2	

This drawing contains design and other information which is the property of SpaceAge Control, Inc. Except for rights expressly granted by contract to the United States Government, this drawing and data disclosed herein or herewith is not to be reproduced, used, or disclosed in whole or in part to anyone without the written permission of SpaceAge Control, Inc.



LEFT SIDE AOA VANE SHOWN (PN 101100-01)
- RIGHT SIDE VANE IS IDENTICAL, ON OPPOSITE SIDE



PITOT STATIC PROBE (PSP)

This small Pitot Static Probe (PSP) is heated and measures dynamic and static pressures. It is lightweight and compact and can be tailored to various Unmanned Aerial Vehicle (UAV) application requirements. In addition this rugged Pitot Static Probe (PSP) has a built in temperature regulator that reduces aircraft power requirement.

FEATURES

- Easily adaptable to various types of UAV
- Lightweight and compact (0,630 inch diameter)
- Low power consumption (150W max)
- Integrated boom holder
- Input Voltage per MIL-STD-704D
- Built in Overvoltage Protection
- Anti-Icing and De-Icing Capability
- Internal Control module regulating deicing power requirements
- Probe cover protection
- No scheduled maintenance required

The Pitot Static Probe (PSP) provides dynamic and static pressures for speed and altitude respectively up to 250 kts and 25000 fts (55000fts capability) and under the most severe icing conditions (FAR-25 C).

The PSP is designed to operate in harsh vibration environment (RTCA/DO-160D Section 8, Category S) as well as harsh electromagnetic environments (MIL-STD 461C part 2 CE07).

The PSP is maintenance free and does not require any adjustment, disassembly or calibration to maintain high performances.

***PITOT STATIC PROBE
Model ADI-25800-000***

AIR DATA 

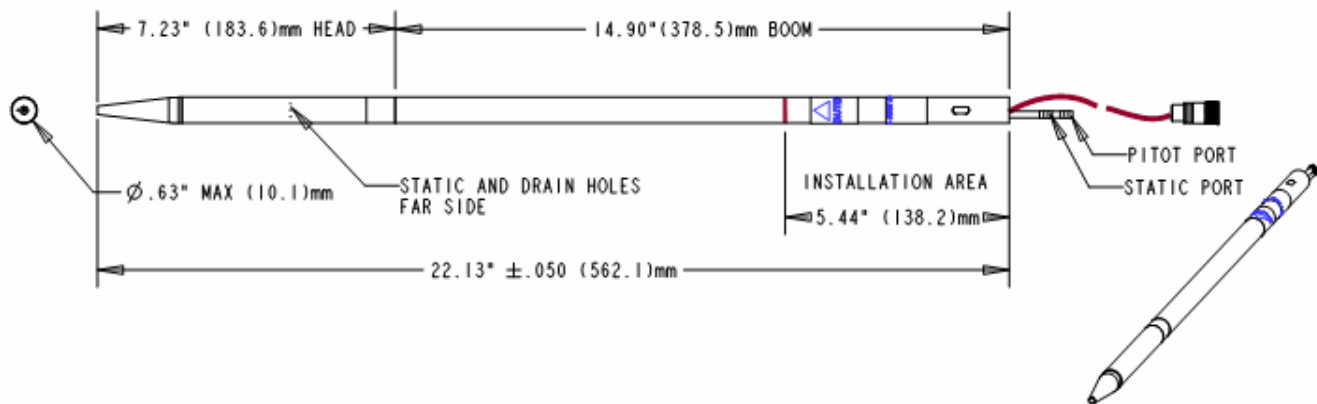
5930 Cote-de-Liesse
Mount-Royal, QC
Canada H4T 1C9

Phone: (514) 344-1674
Fax: (514) 344-1675
Internet: www.airdata.ca
Enquiries: info@airdata.ca

SPECIFICATION*

GENERAL

• Operating Voltage	Nominal 28 VDC (+ 24VDC to 30VDC)
• Weight	0, 250 kg
• Finish	Probe head: nickel finishing Boom: clear hard anodizing
• Mating Connector	J1 connector to mate with SCE-B-76A06-07SN-002 or other (on request)
• Environmental Qualifications	RTCA/DO-160E
• Operating Temperature	-50°C to +55°C
• Storage Temperature	-50°C to +71°C
• Reliability	MTBF greater than 10,000 hours



MODEL 0850L-6 PITOT-STATIC TUBE

- > Neutrally Aerodynamically Compensated
- > 28 VDC Anti-icing / Deicing Heaters
- > Compliant to...
 - FAA TSO-C16
 - SAE A5399
 - MIL-P-26292C



DESCRIPTION

Model 0850L-6 pitot-static tube is neutrally compensated, meaning that it is aerodynamically compensated to correct for the disturbance its own presence creates in the air stream. It is intended for mounting in a "free stream" pressure environment. This requires that the static pressure holes on the probe be located approximately 3 maximum equivalent fuselage diameters ahead of the nose for nose-mounting, or 5 wing chord lengths ahead of the wing for wing or wing tip mounting. If the probe cannot be so located and must be mounted closer to the tip of the nose or the leading edge of the wing, static pressure errors will result due to the disturbance to the local pressure caused by the surfaces of the vehicle. These static pressure errors, which will vary as a function of Mach number and angle-of-attack, are systematic (repeatable) errors, and can be determined during flight testing. These errors can then be corrected in an on-board computer, such as a Air Data Computer, Flight Control Computer, or Mission Computer. If computer correction is not a viable option, then the flight test data can be used by our engineers to design a uniquely aerodynamically compensated probe that will meet the stated accuracies when mounted at the selected mounting location on that particular air vehicle.

SPECIFICATIONS

Operating Ranges and Accuracies

- Local P_s Accuracy:**
- From Mach 0.05 to 0.8, over AOA range of $\pm 20^\circ$: $\pm(0.005 + 0.001\alpha)q_c$
 - From Mach 0.8 to 0.96, over AOA range of $\pm 15^\circ$: $\pm(0.01 + 0.002\alpha)q_c$
- Local P_t Accuracy:**
- From Mach 0.05 to 1.0, over AOA range of $\pm 20^\circ$: $-(0.005 + 0.0005\alpha)q_c$

SPECIFICATIONS (continued)

Electrical

- Heater Voltage:** 28 VDC
Heater Power (in-flight): 280 Watts maximum

Environmental

- Vibration:** Per MIL-STD-810B, Figure 514.1, Equipment Category b, Curve M (5g's, 5-500 Hz)
Anti-icing/Deicing: Per MIL-P-83207(B)

Mechanical

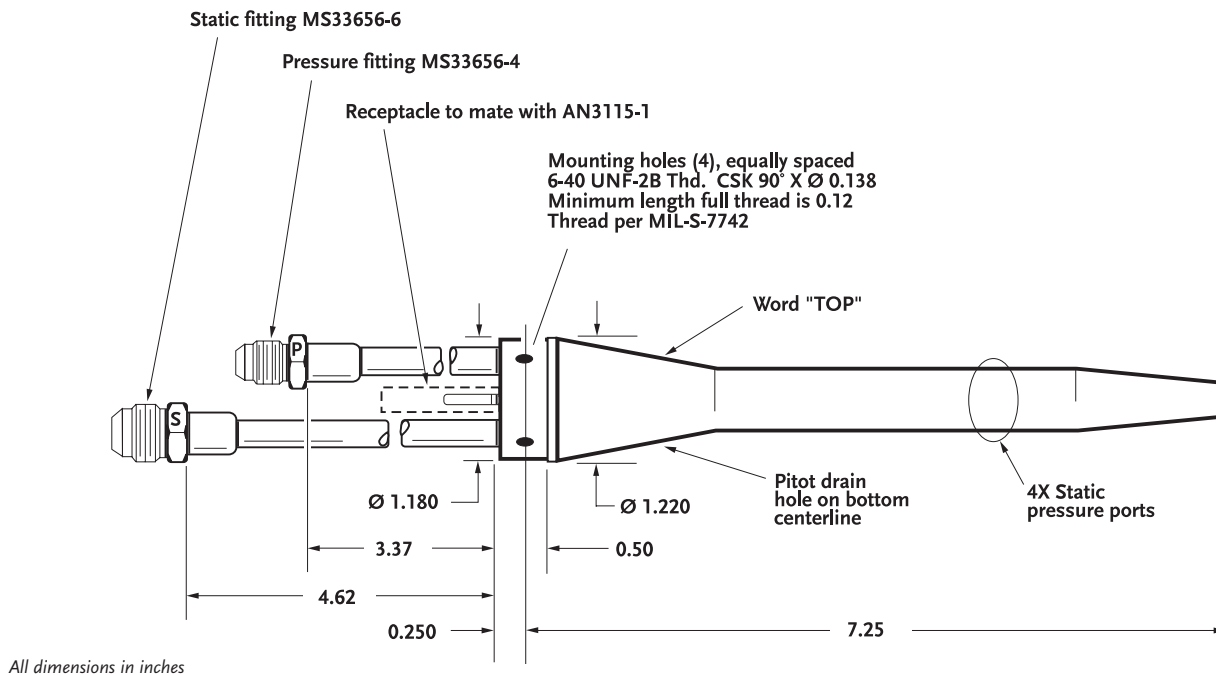
- Mounting:** See configuration drawing
Pressure Fittings: Pitot: MS33656-4
 Static: MS33656-6
Electrical Connector: AN3115-1
Mating Electrical Connector: Detachable 2 pin mating connector per MIL-P-83207B is furnished with the probe (connector has two solder cups for 18 AWG wires)
Weight: 0.6 lbs maximum

Qualification

Qualified to MIL-STD-810C for Vibration, Humidity, Fungus Resistance, Dust, and Salt-Fog

MODEL 0850L-6 PITOT-STATIC TUBE

CONFIGURATION DRAWING



OTHER PRODUCTS

- 0884 Pressure Test Adapters
- 2018 Air Data Computers
- Pitot Damage Inspection Kit

FOR ADDITIONAL INFORMATION

To learn more about the Model 0850L-6 Pitot-Static Tube, call Goodrich at 952 892 4000.



Sensor Systems
Goodrich Corporation
14300 Judicial Road
Burnsville, MN 55306-4898
USA
Tel: 952 892 4000
Fax: 952 892 4800

www.aerospace.goodrich.com

4044 LIT 03/02
© Rosemount Aerospace Inc., 2002
Printed in the USA

The Goodrich name, logotype and symbol are trademarks of Goodrich Corporation.