



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA DOPRAVNÍ

Martin Kála

**PŘÍSTOJOVÉ VYBAVENÍ CESSNY 172 – TRÉNINKOVÝ
PROGRAM**

Bakalářská práce

ROK ODEVZDÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE – 2016



K621..... **Ústav letecké dopravy**

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE
(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Martin Kála

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

B 3710 – TUL – Technologie údržby letadel

Název tématu (česky): **Přístrojové vybavení Cessny 172 - tréninkový program**

Název tématu (anglicky): **Cocpit Instruments of Cessna 172 - Training Program**

Zásady pro vypracování

Při zpracování bakalářské práce se řiďte osnovou uvedenou v následujících bodech:

- Seznámení s letounem Cessna 172
- Přístroje pro kontrolu letu
- Přístroje pro kontrolu letadla
- Výukový program - prezentace
- Shrnutí dosažených výsledků

- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího bakalářské práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Aerodynamika, konstrukce a systémy letadel - Studijní modul 13" - Slavomír Slavík a kolektiv
Maintenance training manual Cessna 172 Serie
Illustrated parts catalog Model 172R & 172S

Vedoucí bakalářské práce:

Ing. Martin Novák, Ph.D.

Datum zadání bakalářské práce:

25. října 2015

(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání bakalářské práce:

25. srpna 2016

- a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
- b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia



doc. Ing. Stanislav Szabo, PhD. MBA
vedoucí
Ústavu letecké dopravy

prof. Dr. Ing. Miroslav Svítek, dr. h. c.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání bakalářské práce.

Martin Kála
jméno a podpis studenta

V Praze dne..... 25. října 2015

Poděkování

Rád bych poděkoval všem, kteří mi byli podporou při tvorbě a poskytli mi podklady pro vypracování této práce. Zvláště pak děkuji vedoucímu mé bakalářské práce doktoru Martinu Novákovi za vedení a odborné konzultace, jenž mi po celou dobu studia poskytoval. Dále bych chtěl poděkovat společnosti DSA za umožnění přístupu k materiálům důležitých pro tvorbu této práce a poskytnutí možnosti tvorby fotografií na jejich pracovištích. V neposlední řadě bych rád poděkoval svým blízkým, a to zvláště mým rodičům, kteří mě po celou dobu mého studia podporovali, jak morálně, tak materiálně.

Prohlášení

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě bakalářskou práci, zpracovanou na závěr studia na ČVUT v Praze Fakultě dopravní.

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 24. srpna 2016

.....

podpis

Abstrakt

Předmětem bakalářské práce „Přístrojové vybavení Cessny 172 – tréninkový program“ je vytvoření výukového materiálu formou PowerPointové prezentace pro společnost DSA. Za pomoci této prezentace bude probíhat výcvik techniků údržby dle Part 66 Nařízení (EU) č. 1321/2014.

Klíčová slova

Cessna 172, přístroje, přístrojové vybavení, tréninkový program

Abstract

The subject of the bachelor thesis „Cockpit instrument of Cessna 172 – training program“ is the creation of an educational material in the format of a PowerPoint presentation for the DSA company. This presentation will be used by the DSA company to train aircraft maintenance technicians according to Part 66 of the Commission Regulation (EU) No 1321/2014.

Keywords

Cessna 172, cockpit instruments, flight instruments, instruments systems, training program

Obsah

Úvod	9
1 Společnost DSA.....	10
1.1 Historie	10
1.2 Současnost.....	11
2 Seznámení s letounem Cessna 172.....	13
2.1 Historie letounu	13
2.2 Technická specifikace.....	14
2.2.1 Obecné informace	14
2.2.2 Motorizace	15
2.2.3 Uspořádání nosných a ocasních ploch	15
3 Přístroje pro kontrolu letu	16
3.1 Pitot-statické přístroje	16
3.1.1 Konstrukce snímačů statického a celkového tlaku	16
3.1.2 Rychloměr	17
3.1.3 Výškoměr	20
3.1.4 Kontrola a prohlídka výškoměrného systému.....	25
3.1.5 Variometr.....	26
3.2 Gyroskopické přístroje	29
3.2.1 Chyby mechanických gyroskopů.....	31
3.2.2 Umělý horizont.....	32
3.2.3 Zatačkoměr a příčný sklonoměr.....	35
3.2.4 Gyrokompas	37
3.2.5 Podtlakový systém pohonu gyroskopů.....	40
3.3 Ostatní přístroje a přístrojové systémy.....	41
3.3.1 Magnetický kompas	41
3.3.2 ADF	42
3.3.3 VOR	43
3.3.4 ILS.....	44
3.3.5 Palubní hodiny a měřič napětí	45
4 Přístroje pro kontrolu letadla	46
4.1 Přístroje pro kontrolu chodu motoru	46
4.1.1 Otáčkoměr.....	46

4.1.2	Počítadlo hodin.....	49
4.1.3	Tlakoměr oleje.....	49
4.1.4	Teploměr oleje.....	51
4.1.5	Palivoměr.....	52
4.1.6	Průtokoměr.....	54
4.1.7	Ukazatel teploty výstupních plynů EGT.....	55
4.1.8	Teploměr hlavy válců.....	57
4.2	Přístroje pro kontrolu elektrické sítě.....	58
4.2.1	Ampérmetr.....	58
5	Příprava výukového materiálu.....	60
5.1	Výběr programu.....	60
5.2	Vize výukového materiálu.....	62
	Závěr.....	64

Seznam použitých zkratek

HEMS – HelicopterEmergencyMedicalService	<i>Sdružení nestátních provozovatelů letecké záchranné služby</i>
EHAC – European HEMS&AirRescueCommittee	<i>Obchodní sdružení zastupující evropské organizace zabývající se poskytováním zdravotnické záchranné služby</i>
LZS – Letecká Záchraná Služba	
NACA – NationalAdvisoryCommitteeforAeronautics	<i>Federální úřad na podporu leteckého výzkumu</i>
TAS – True Air Speed	<i>Skutečná vzdušná rychlost</i>
IAS – Indicated Air Speed	<i>Indikovaná vzdušná rychlost</i>
GS – Ground Speed	<i>Rychlost vůči zemi</i>
ATS – Air Traffic Service	<i>Letové provozní služby</i>
GPS – Global Position Systém	<i>Globální polohovací systém</i>
DME – Distance Measuring Equipment	<i>Dálkoměrné měřící zařízení</i>
ISA – International Standard Atmosphere	<i>Mezinárodní standartní atmosféra</i>
EGT – Exhaust Gas Temperature	<i>Teplota výstupních plynů</i>
ADF – Automatic Direction Finder	<i>Automatický radiokompas</i>
VOR – VHF Omnidirectional Radio Range	<i>VKV všesměrový radiomaják</i>
CDI – Course Deviation Inclination	<i>Navigační zobrazovací přístroj</i>
OBS – Omni Bearing Selector	<i>Všesměrový volič</i>
NDB – Non Directional Beacon	<i>Nesměrový maják</i>
ILS – Instrument Landing Systém	<i>Přístrojový přistávací systém</i>
VPD – Vzletová a přistávací dráha	

Úvod

Když zasednete poprvé do kokpitu jakéhokoli moderního letadla, první věcí co uvidíte, je tablo s mnoha přístroji. Co jsou tyto přístroje, co indikují, co ukazují? Tak jako každý, kdo řídí automobil, musí znát přístroje pro jeho řízení, tak i pilot a letecký technik musí znát přístroje pro kontrolu letu a letadla. V dnešní době již ve většině případů nestačí létat dle pocitu a pohledu. Tak to bylo v dřívějších dobách, v počátcích letectví. S postupem času se nezadržitelně žene vpřed modernizace a integrace, kdy se výrobci i v menších letadlech snaží veškeré přístroje sloučit prakticky do jednoho či dvou přístrojů. Moderní business jety se v dnešní době opravdu vyrábí pouze s jednou obrazovkou dělenou pro veškeré letové přístroje, bez záložních mechanických indikátorů, dopravní letouny přechází na dnes běžné glass kokpity. Tím se samozřejmě zvyšuje přehlednost, ale konstrukce se stává složitější.

Tato práce slouží k získání základního vzdělání o principu, činnosti a konstrukci leteckých přístrojů při výcviku techniků a technologů údržby a k nabytí daných znalostí pro získání modulů, týkajících se elektronických přístrojů, potřebných pro průkaz způsobilosti k údržbě letadel, a to pomocí vytvoření výukového programu pro vyučující. Dle mého názoru se technici musí orientovat jak v zobrazení, tak znát i princip, jak tyto přístroje fungují. Cílem této práce je tedy vytvořit interaktivní výukový program ve spolupráci se společností DSA, kdy společnost splňuje Nařízení (EU) č. 1321/2014 a je držitelem oprávnění pro výcvik dle PART 147. Jelikož jsem sám získal zkoušky z modulů 5, 11 a 14 a práce je na tyto moduly zaměřena, tak zde objasním, jak přístroje fungují, co se z nich dozvíme, a výukový program tak zájemce o průkaz způsobilosti k údržbě připraví na dané moduly.

Po malém úvodu o společnosti DSA a nastínění historie je uveden popis letadla, přesněji letounu Cessna 172, velmi oblíbeného a rozšířeného typu z kategorie General Aviation. V následující kapitole jsou rozebrány přístroje pro kontrolu letu, tedy přístroje indikující letovou situaci. Třetí kapitola je zaměřená na přístroje pro kontrolu letadla, tedy zobrazení hodnot o stavu letadla a jeho součástí. V neposlední řadě je v práci popsán výukový program pro společnost DSA, který je vytvořen formou prezentace. O programu a jeho tvorbě je napsána poslední kapitola.

Mým osobním přáním je, aby tato práce pomohla technikům více porozumět leteckým přístrojům obecně, a tím je tak uvedla do světa letectví.

1 Společnost DSA

1.1 Historie

Společnost zabývající se leteckou činností byla založena již v roce 1991. Následujícího roku byl zahájen provoz aerotaxí, leteckého filmování a repatriačních letů. Repatriační lety jsou lety pro navrácení pacienta zpět do země původu. Klíčovým programem společnosti je ale od roku 1993 provoz zdravotní záchranné služby. V Ústí nad Labem, Liberci a Ostravě byly založeny stanice LZS, letecké záchranné služby. V roce 2000 byla společnost zakládacím členem Sdružení nestátních provozovatelů letecké záchranné služby HEMS a o dva roky později pak společnost vstoupila do mezinárodní organizace EHAC. Zároveň se vstupem do organizace společnost jako první v České Republice začala létat s francouzskými vrtulníky Eurocopter EC 135.

Nedílnými součástmi činnosti společnosti je i provozování letecké školy pro výcvik profesionálních pilotů, provádění leteckých prací nebo údržba letecké techniky, a to nejen vlastní letky, ale i letadel ostatních leteckých provozovatelů. V roce 2004 byla totiž společnost jmenována jako oficiální zástupce společnosti Cessna a Textron Company pro Českou a Slovenskou republiku, což společnost opravňuje k prodeji jednomotorových letounů s pístovými motory Cessna, turbovrtulových motorů Cessna Caravan a samotných náhradních dílů. Také se stalo pilotním centrem Cessny a hlavně servisním střediskem Cessny. Následujícího roku počala zajišťovat leteckou část OK-Ambulance.cz. Poté se společnost ubírala i směrem k letecké dopravě, kdy společnost získala Provozní licenci číslo 15E k provozování obchodní letecké dopravy, a to na základě rozhodnutí Ministerstva dopravy. Pro zajímavost téhož roku samotná letecká společnost od založení nalétala s vrtulníky 25 000 hodin a 35 000 hodin s letouny.

V roce 2009 společnost disponovala již čtyřmi stanicemi letecké záchranné služby, kdy přibyla i stanice v Hradci Králové. Následně se dočkalo rozšíření i středisko údržby o stanici v Praze – Kbely.



Obrázek 1. Pohled do hangáru společnosti DSA na letišti v Hradci Králové

Zanedlouho společnost dostala také Oprávnění k provádění údržby na letounech Citation Jet CJ525, taktéž od výrobce Cessny. Samotná letadla společnost vlastní již od roku 2007, jedná se o dvoumotorový business jet pro provoz aerotaxi. Ani rozšíření vrtulníkové techniky na sebe nenechalo dlouho čekat a společnost zakoupila vrtulník, taktéž společnosti Airbus Eurocopter, AS 350 B3e, což je jednomotorová třílístá helikoptéra.

V témže roce společnost rozšířila svá oprávnění o Oprávnění k typovému výcviku techniků dle PART 147 o Suchoj SU-31, a zároveň získala Osvědčení schválené organizace pro výcvik CZ/ATO-006 (letouny a vrtulníky). Úspěchem DSA a.s. bylo, že se stala i oficiálním zástupcem společnosti ENSTROM pro Českou a Slovenskou republiku, Slovinsko a Maďarsko.

1.2 Současnost

V současné době společnost provozuje již zmíněné čtyři stanoviště letecké záchranné služby, kdy nejmladší a nejmodernější Hradec Králové provozuje i servis a údržbu letecké techniky.

Letecký park společnosti DSA a.s. je opravdu rozmanitý. Kupříkladu pro zajištění leteckých prací využívá společnost osmi letounů, například Cessny 172, o které se více dozvíme v této práci, Beech C 90 nebo Z226 a také osm typů vrtulníků.



Obrázek 2. Pohled na letecký park společnosti DSA

Leteckou záchrannou službu pak zajišťují vrtulníky od firmy Airbus Eurocopter, které jsou v případě označení T2 zcela vyhovující předpisům JAR OPS a EU pro provoz LZS. Jsou uzpůsobeny k převozu až dvou ležících pacientů a čtyřčlenné posádky.

Pro zajištění letecké školy je k dispozici i moderní letecký тренаžér FNPT II Mechtronix.

2 Seznámení s letounem Cessna 172

2.1 Historie letounu

Výroba letounu byla zahájena v roce 1956. Cessna 172 je letoun americké konstrukce, také známý pod obchodním označením Skyhawk. Za dobu jeho provozu se toto letadlo stalo velmi úspěšným čtyřmístným jednomotorovým letadlem s pístovým motorem a to hlavně díky jednoduché ovladatelnosti, komfortu za letu a snadné údržbě. Toto tvrzení je podloženo faktem, že se jedná o velmi objednávaný letoun. Do roku 2008 se prodalo přes 43000 kusů. Výrobce tohoto letounu je Cessna Aircraft Company, následně od roku 1992 je společnost pod názvem Textron Company.



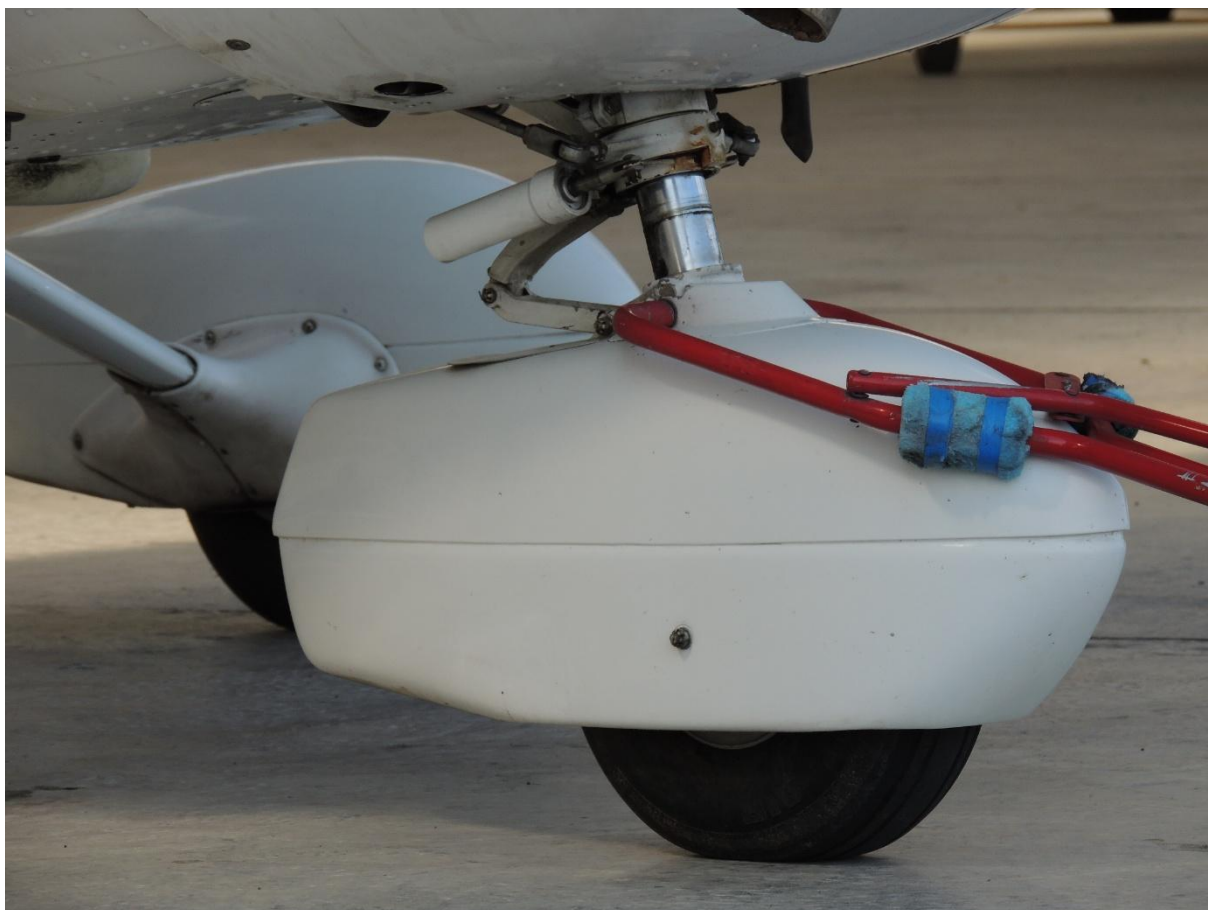
Obrázek 3. Cessna 172 G1000 společnosti DSA

Samotný prototyp Cessny 172 vzlétl již v listopadu 1955. Letoun byl vyvinut z původního modelu 170, který vzlétl v roce 1947. Cessna 170B se vyráběla s většími klapkami a v roce 1956 dostala tříkolový podvozek a tím se z ní stala Cessna 172.

2.2 Technická specifikace

2.2.1 Obecné informace

Letoun Cessna 172 je již klasický celokovový čtyřmístný hornoplošník s pevným podvozkem předového typu, takzvaný obrácený tricykl, s říditelnou přední nohou podvozku. Přední noha podvozku absorbuje pomocí ocelové pružiny a disipace je zajištěna hydraulickou kapalinou. Na obrázku 1 vidíme předovou nohu Cessny 172 Garmin G1000.



Obrázek 4. Předový podvozek Cessny 172

Ta je říditelná, aerodynamicky kapotovaná a olejem tlumená. Dále jsou na obrázku vidět torzní nůžky, jež slouží k udržení přímého vedení kola podvozku po zemi uchycením nápravy k otočnému pístu. Každé kolo hlavního podvozku je brzděno kotoučovou brzdou umístěnou na vnitřní straně kola přes hydraulický okruh.

Trup letounu je poloskořepinový. Je tvořen nosníky s podélníky, které jsou překryté nosným potahem. Aerodynamický tvar je zajištěn přepážkami. Potah je z hliníkové slitiny.

Čtyřmístnou posádku tvoří jeden pilot a maximálně tři cestující. Výška letounu je 2,68 m a délka 8,22 m. Celková hmotnost letounu je 1043 kg resp. 2300 lb. Jednotlivé parametry se mohou lišit dle konfigurace.

2.2.2 Motorizace

Pohon letounu nejčastěji zajišťuje pístová čtyřválcová pohonná jednotka pod obchodním označením Lycoming. Konkrétně motor s označením IO-320, anglicky označovaný „Blue streak“, který patří k jednomu z nejrozšířenějších osazovaných motorů na Skyhawk. Dosahuje výkonu mezi 112 až 119kW. Uspořádání motoru je horizontální, ležaté, a protiběžné se vstřikováním paliva. Samotný objem motoru je 5,24 L nebo v kubických jednotkách 320 kubických palců. Alternativou je motor Continental, například O-300, který je šestipístový. Motor Continental je vyráběn licenčně firmou Rolce Royce. Samotným propulzorem je pevná dvoulistová vrtule, která je za letu nastavitelná. Vrtule má v průměru 76 palců.

2.2.3 Uspořádání nosných a ocasních ploch

Křídla jsou žebrovaná poloskořepinového typu s podélníky a nosným potahem. Vzlakovou mechanizaci tvoří Fowlerovy klapky. Profil křídla je dle amerického standardu NACA značeno jako NACA 2412, což znamená, že maximální prohnutí profilu jsou 2 % ve 40 % třetiny se štíhlostí 0,12. Rozpětí křídel je 10,97 m s plochou 16,2 m². Křídla jsou celokovová od již zmíněného modelu 170, přesněji 170A. Později se stala tyto křídla standardem pro většinu jednomotorových Cessen.

Plochy jsou vůči sobě v klasickém uspořádání, tedy nosné křídlo a zadní vodorovná ocasní plocha tvořená stabilizátorem a výškovým kormidlem. Vodorovné ocasní plochy jsou umístěny za těžištěm letounu. Výškové kormidlo má rohové aerodynamické odlehčení.

3 Přístroje pro kontrolu letu

Každá Cessna a její modifikace je vybavena jiným přístrojovým vybavením a jejím rozmístěním na panelu v kokpitu. Ovšem princip a funkce přístrojů a jejich rozdělení zůstává stejné. Přístroje popisované v této kapitole jsou takové, které neindikují motorové veličiny a stav soustav, popřípadě stav draku. Přístroje pro kontrolu letu můžeme dělit na letové a pilotážně navigační. Pod pilotážně navigační řadíme přístroje určující kurs, například magnetický kompas a gyrokompas. Mezi letové přístroje patří například výškoměr, rychloměr a variometr. Jedná se tedy o přístroje, které pilotovi zobrazují informace o letové situaci jako je výška, rychlost a podélný a příčný sklon. Tyto přístroje svou činností zajišťují zlepšení bezpečnosti za letu, jelikož jsou hlavním zdrojem informací o pohybu, poloze a dráze letadla vůči okolnímu prostoru i při zhoršených vizuálních podmínkách, jako je noc, mlha a mraky. Na spolehlivosti a přesnosti těchto přístrojů závisí bezpečnost posádky.

Vztažným bodem, pomocí něhož definujeme některé veličiny je těžiště letadla, ve kterém se protínají hlavní osy soustavy letadla. Rozeznáváme dvě souřadné soustavy letadla. Starší označuje svislou osu jako y . Nicméně v této práci používám souřadný systém dle ISO, kdy svislá osa je značena z , podélná osa x a příčná osa y . Hlavními veličinami, které získáme z přístrojů v kabině Cessny 172, jsou: relativní rychlost letadla, vertikální rychlost, výška letu, absolutní podélný a příčný sklon, relativní příčný sklon a kurs. Přístroje, které tyto veličiny měří, popíši v podkapitolách.

V angličtině jsou tyto přístroje známé pod názvem flight instruments a základem těchto přístrojů je takzvaný „sixpack“, v překladu balíček šesti, který zahrnuje šest základních přístrojů. Jsou jimi tři přístroje ze skupiny pitot-statických a tři ze skupiny gyroskopických. Piloti by měli mít znalost o charakteristikách a omezeních pilotovaného letounu, a tato omezení lze kontrolovat z údajů z těchto šesti základních přístrojů. Během letu musí pilot bezpečně interpretovat informace a létat v mezích letové obálky násobku letadla.

3.1 Pitot-statické přístroje

Pro indikaci potřebných veličin je třeba snímat dva tlaky, celkový a statický. Dynamický tlak nemůžeme měřit bez předchozích. Proto dynamický tlak získáváme diferencí z celkového a statického tlaku.

3.1.1 Konstrukce snímačů statického a celkového tlaku

U Cessny 172 jsou tlaky snímány odděleně. Celkový tlak je snímán Pitotovou trubicí, která je označována i jako sonda. Je umístěna na přetlakové straně křídla části blíže u kořene.

Trubice je instalována rovnoběžně s osou x letounu a je předsazena tak, aby vliv draku letounu měl co nejmenší vliv na velikost snímaného tlaku. Statický tlak je snímán portem na boku letounu za blokem motoru před dveřmi pilota.

Základem Pitotovy sondy je trubka o průměru 20 až 50 mm, která má vhodný aerodynamický tvar a v přední části se kuželově zužuje. Normála vstupní plochy je kolmo na vektor nabíhajícího proudu vzduchu. Ze vstupu sondy je vzduch veden do komůrky celkového tlaku, která má v sobě otvor pro odvod nashromážděné a vysrážené vody. Dále je vzduch veden střední částí, kdy okolní plášť je vyhříván, aby se zabránilo vzniku námrazy a případnému ucpání. Poté vzduch pokračuje ke speciální vývodce, která je dostatečně utěsněna, a k přístrojům, popřípadě převodníkům.

Statické porty jsou umístěny do oblasti, kde proud obtékaného vzduchu již vyrovnal rychlost, tedy kde již není znatelná oblast přetlaku nebo podtlaku. Je to otvor o velikosti od 1 do 2,5 mm. Tlak je z portu veden podobným způsobem jako na Pitotově sondě.

3.1.2 Rychloměr

Přístroj vyhodnocující dynamický tlak je rychloměr. Ke své činnosti potřebuje připojení jak celkového, tak statického tlaku. Na hlavní stupnici rychloměru nalezneme kalibrovanou vzdušnou rychlost CAS, která je zobrazována tlustou ručičkou. U mnou popisovaného letounu je dále v dolní části přístroje zobrazována skutečná vzdušná rychlost TAS. Obě rychlosti jsou cejchovány v knotech, kdy 1 kt = 1,852 km/h. Dále jsou rychloměry značeny i v mílích za hodinu, přesněji ve statutárních mílích za hodinu. Knoty můžeme jinými slovy vyjádřit jako námořní míle za hodinu. Základem snímaných vzdušných rychlostí je rychlost indikovaná. Ta je získána z rozdílů tlaků a je opravena o chybu přístroje. Není upravena o vliv výšky letu, přesněji řečeno o hustotu vzduchu, která klesá s výškou přibližně o 0,1 kg/m³ na 1 km, dle vzorce:

$$q = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553} \quad (1)$$

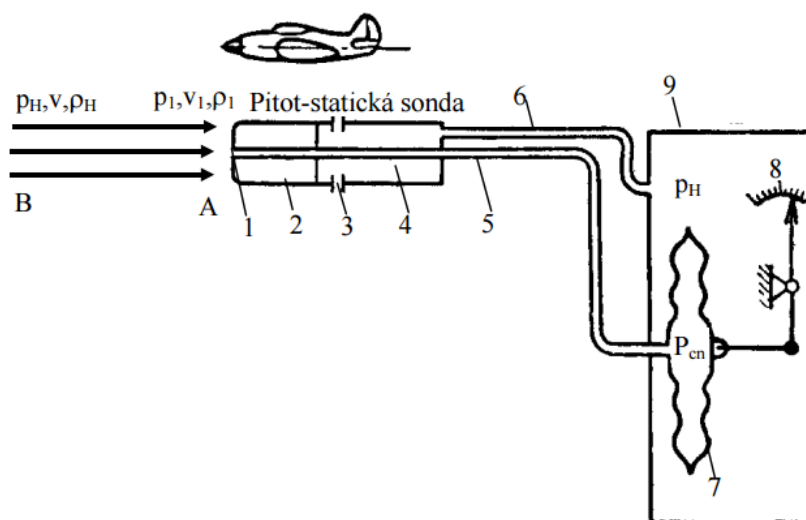
Kalibrovaná vzdušná rychlost je opravena o chybu přístroje, umístění snímačů tlaků a započítává stlačitelnost vzduchu. Na kalibrovanou rychlost navazuje rychlost ekvivalentní, udávající rychlost, kterou by letělo letadlo v nulové výšce dle MSA. A co je skutečná vzdušná rychlost? Pokud bychom vycházeli z definice, že TAS je rychlost letadla vzhledem k nerušenému proudu okolního vzduchu, nedojdeme k podstatě, k čemu je tato rychlost snímána. Základem pro získání skutečné vzdušné rychlosti je CAS. K přesnému určení je

nutné znát korekci na hustotu vzduchu, která je úměrná statickému tlaku vzduchu. TAS lze vypočítat dle následujícího vztahu:

$$v_{TAS} = \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho_0}} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_i}} = v_p \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_i}} \quad (2)$$

Důvodem proč potřebujeme znát CAS je zřejmý. S rostoucí výškou, a tedy klesající hustotou vzduchu, ubývá molekul vzduchu, z čehož vyplývá, že k vytvoření stejného dynamického tlaku je potřeba vyšší rychlosti oproti situaci v menší výšce, kdy na letadlo naráží více molekul vzduchu. CAS je vlastně tedy potřeba pro získání představy o reálném obtékání letounu, respektive jeho nosných ploch.

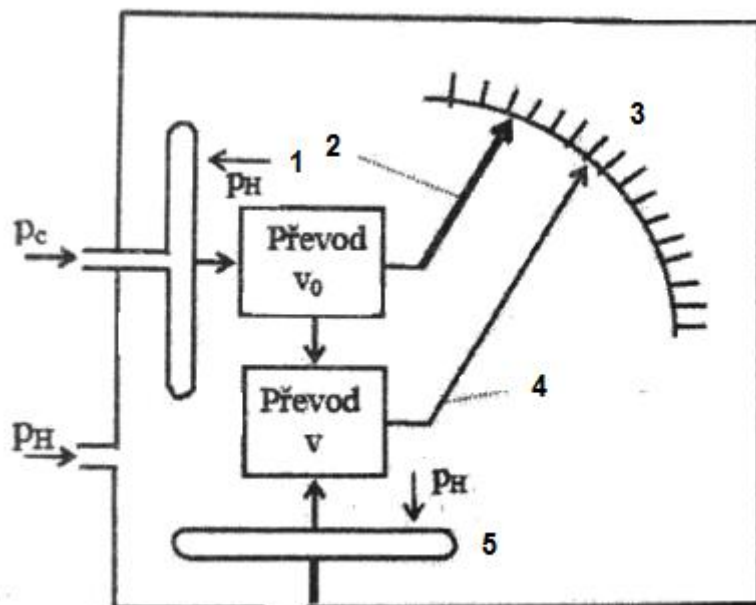
A proč je důležité znát nejen kalibrovanou, ale i skutečnou vzdušnou rychlost? TAS potřebujeme znát k výpočtu přesné uražené vzdálenosti, kdy součtem vektoru rychlosti větru okolního vzduchu, a TAS vektoru, získáme GS, rychlost vůči zemi, která je zásadní pro navigaci. Dnes ji získáme z dat GPS, výpočtem z DME či primárního nebo sekundárního radaru.



Obrázek 5. Měření vzdušné rychlosti [1]

Na obrázku číslo 5 je základní schematické uspořádání rychloměru, kde vstup celkového tlaku je znázorněn číslem (1), válcové těleso (2), otvory statického tlaku (3), tělo Pitotovy sondy (4), vedení celkového tlaku (5), statického tlaku (6), tlakoměrnou krabici (7), stupnici rychloměru (8) a pouzdro přístroje (9). Popis funkce Pitotovy sondy je rozebrána v podkapitole 3.1.1. Konstrukce snímačů statického a celkového tlaku. Diference snímaných tlaků je realizována pomocí tlakoměrné krabice. Do té je přiveden celkový tlak. V pouzdře přístroje je statický tlak odpovídající výšce letu, který je přiváděn ze statických portů. Tlakoměrná krabice je deformována a míra stlačení je přenášena přes převod na stupnici

rychloměru. Jednoduše řečeno, stojí-li letoun na zemi, oba snímané tlaky jsou stejné, a tedy údaj na stupnici je nulový. Jakmile se letoun pohybuje po runwayi nebo ve vzduchu, celkový tlak se zvýší a rychloměr indikuje nenulový přírůstek rychlosti. Čím rychleji letoun letí, tím více se stlačí vzduch v Pitotově trubici, přičemž statický tlak zůstává stejný. Z difference těchto tlaků získáme dynamický tlak, který udává rychlost letounu. Jelikož rychloměr Cessny 172 ukazuje i TAS, musí být v přístroji zavedena hustotní korekce.



Obrázek 6. Rychloměr pro měření pravé vzdušné rychlosti [1]

Jak je patrné z obrázku 6, kde pod číslem (1) je vakuová krabice, do které je přiváděn celkový tlak, (2) je ručička kalibrované rychlosti, (3) je stupnice rychloměru, (4) je ručička skutečné vzdušné rychlosti a (5) je krabice, která udává závislost skutečné rychlosti na hustotě vzduchu resp. tlaku vzduchu. Jelikož přímé měření hustoty není na letadle možné nebo je příliš složité, tak v přístroji je zařazena barometrická vakuová krabice (5) s úměrným průhybem dle statického tlaku.

Každý rychloměr má dle limitů letounu své specifické značení a hlavně hodnoty na ukazateli. Ovšem základní barevné rozdělení zůstává stejné, jak je patrné z dalšího obrázku.



Obrázek 7. Rychloměr Cessny 172

Zelená část označuje rychlosti v běžných režimech, opakem je pak červená oblast, určující limit letounu. Červená čára na rychloměru ukazuje rychlost známou jako nepřekročitelná, never exceed speed, kdy při jejím překročení se mohou objevit poškození konstrukce. Žlutá oblast je určena k upozornění, že se k této rychlosti blížíme. Dále je na rychloměru bílý oblouk, který vymezuje rychlosti, kdy může pilot použít vztlakových klappek. Bílá stupnice s rychlostmi zobrazuje rychlosti TAS, zmíněné dříve. Otočným knoflíkem v dolní části přístroje nastavujeme korekci na hustotu pro rychlosti TAS.

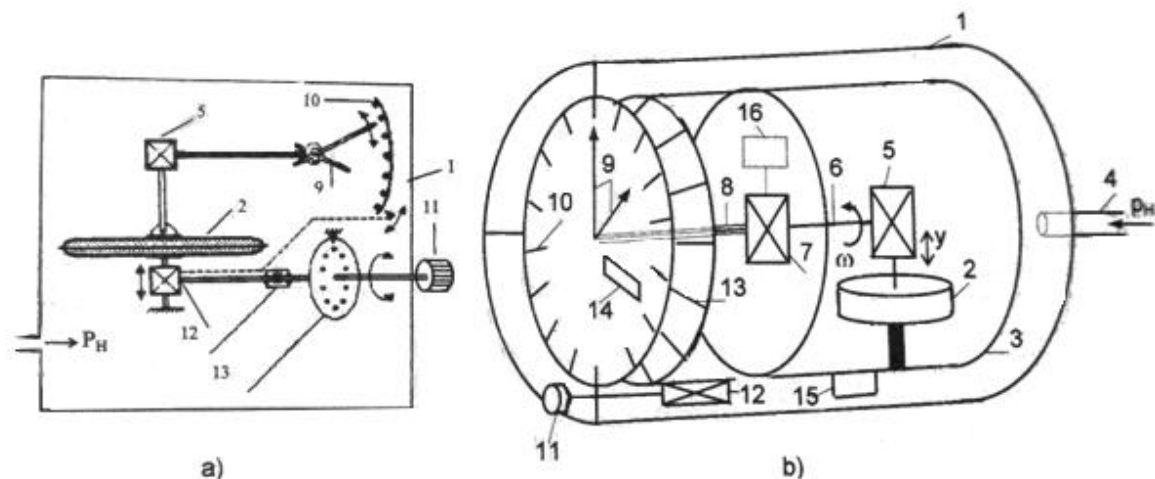
3.1.3 Výškoměr

Dalším ze základních přístrojů je výškoměr. První důležitou věcí je nadefinovat si výšku letu, a další pojmy s ní spojené. Výška letu je vlastně svislá vzdálenost hladiny, předmětu považovaného za bod, měřená od dané základní úrovně. Podle základní úrovně, což je úroveň nulové výšky, používáme v letectví výšky absolutní, relativní a skutečnou. U výšky absolutní, značenou H_a , je základní úrovní hladina moře na 45° zeměpisné šířky. Výškou relativní H_r rozumíme takovou, která jako základní úroveň má libovolné místo na zemi, povětšinou je to pak práh přistávací dráhy na letišti. Poslední, kterou zmíním, je výška skutečná H_s , kdy základní úrovní je průsečík svislice, která prochází letadlem, se zemským povrchem. Ovšem důležitý je i pojem letová hladina, známým pod značením FL. Je to také

výška, kdy základní úroveň je hladina odpovídající atmosférickému tlaku 1 013,25 hPa, což odpovídá nulové výšce dle ISA, mezinárodní standardní atmosféře. Letová hladina je udávána ve stovkách stop, a číslo je uvedeno zkratkou FL. Příkladem tedy FL 100, je letová hladina ve výšce 10 000 feetů, což odpovídá 3 048 m.

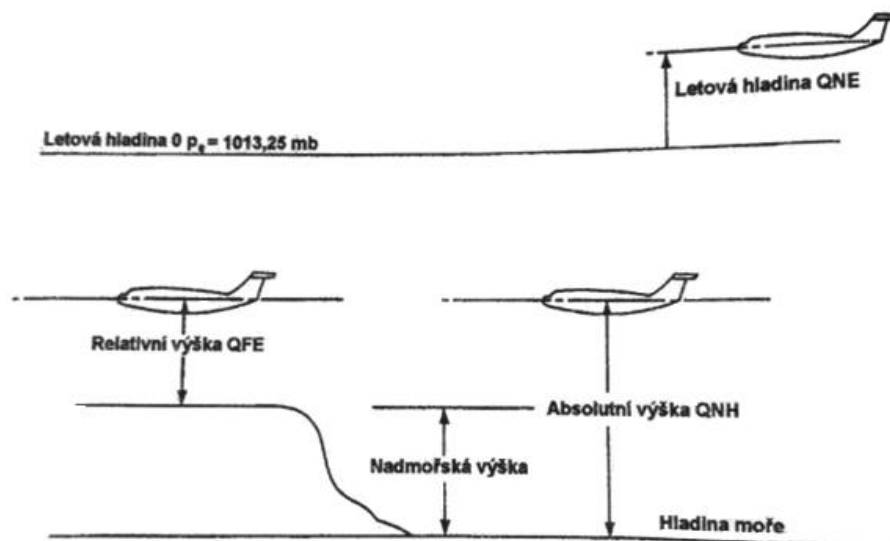
V letectví se používá několika různých metod měření výšek. První metoda je barometrická. Vychází ze znalosti závislosti statického absolutního tlaku vzduchu ve výšce. Absolutním tlakem rozumíme tlak, jehož nulová hodnota odpovídá vakuu, a měří se barometrickým výškoměrem. Tímto přístrojem lze měřit výšku absolutní, relativní a výšku letové hladiny. Druhou metodou je metoda elektrická, která je založena na principu odrazu vysokofrekvenčních vln od zemského povrchu. Výhodou výškoměru využívajících této metody je, že měří skutečnou výšku H_s . Další metodou je optické měření. Pokud vytyčíme úsečku o určité délce, a letadlo se nachází v jednom bodě o známé vzdálenosti od druhého bodu, můžeme pomocí měření úhlu vypočítat svislou vzdálenost letadla od bodu na povrchu. Ovšem tato metoda je spíše určena pro kalibraci a cejchování přístrojů a běžně se nepoužívá. Za zmínění stojí i metoda parametrická, která využívá ionizaci atomů vzduchu při působení ionizujících paprsků. Intenzita ionizačních paprsků, tedy energie částic, dopadajících na detektor závisí na hustotě vzduchu, a tím i na absolutní výšce H_a . Ale znovu nutno říci, že tato metoda se pro využití ve výškách, ve kterých se Cessna 172 pohybuje, moc často nevyužívá. Poslední metoda využívá akcelerometrů, kdy při této metodě potřebujeme zjistit vertikální zrychlení. Pokud odečteme gravitační zrychlení a údaj dvakrát integrujeme, získáme jak známo dráhu, která bude odpovídat výšce relativní, povětšinou se základní úrovní na prahu přistávací dráhy.

Z těchto metod je v současné době hojně využívána barometrická metoda, díky které je zajištěno vertikální oddělení letových hladin. Taktéž výškoměr námi studované Cessny 172 je barometrický, tedy ho detailněji popíši.



Obrázek 8. Konstrukce barometrického výškoměru s otočnou stupnicí [1]

Barometrický výškoměr v základním uspořádání potřebuje ke své funkci pouze hodnoty statického tlaku ze statického portu letounu, které přivádíme do vzduchotěsného pouzdra (1) vstupem (4). V pouzdře je umístěna aneroidní vakuová krabice (2), která je pevně spojená s otočnou základnou přístroje (3). Průhyb krabice je úměrný absolutnímu tlaku vzduchu p_H . Tento průhyb ve směru osy y je dále transformován na otočný pohyb pomocí klikového ozubeného převodu (5), a dále přes soustavu ozubených koleček (7), které jsou spojeny přes osičku (6) na ručky přístroje (9). Ručky (9) na přístroji jsou dvě, a vůči pevné stupnici (10) indikují výšku letu. Velká tenká ručička ukazuje ve stovkách a malá tlustá v tisících feetů. V přístroji je dále zabudován otočný knoflík (11), kterým regulujeme vztažnou úroveň tlaku p_0 pomocí otočné stupnice (13), převodu pro natočení pohyblivé základny (12) a již zmíněné otočné základny (3). Průzor (14) je určen pro odečet vztažného tlaku. Přístroj má i elektrický vibrátor (15), díky kterému se snižuje chyba výškoměru a převodník (16), pro transformaci mechanického natočení ruček na elektrický signál.



Obrázek 9. Rozdělení výšek používaných v letecké dopravě [1]

Nastavení úrovně vztažného tlaku je zadáváno pomocí Q kódu a rozeznáváme tři Q kódy patrné z obrázku 9.

Prvním je QFE, kdy základní úroveň odpovídá hodnotě na prahu přistávací dráhy, tudíž výškoměr ukazuje relativní výšku oproti letišti a po přistání vykazuje nulovou výšku. Toto nastavení se využívá při přiblížení na letiště a během letu v blízkosti letiště. Dalším nastavením je QNH, kdy hodnota p_0 odpovídá střední hodnotě na hladině moře na 45° zeměpisné šířky. Toto nastavení se často používá místo QFE, kdy pilot dostává informaci o letištním QNH stanoveném pomocí tlaku na prahu dráhy a její nadmořské výšky. Tím docílíme, že když přistaneme, výškoměr ukazuje nadmořskou výšku dané přistávací dráhy. Mnemotechnicky si lze tyto dva kódy zapamatovat dle anglické pomůcky "Query: FieldElevation", v překladu "Dotaz: Výška dráhy" a "Query: NauticalHeight", což je v překladu "Dotaz: Nadmořská výška". Posledním z kódů je QNE, kdy základní vztažná úroveň tlaku p_0 je nastavena na 1 013,25 hPa, což odpovídá nulové letové hladině. Jak již vztažný tlak napovídá, používá se toto nastavení pro lety, kdy je let kontrolován řízením letového provozu a létá se v letových hladinách. V České Republice nastavujeme Q kódy tak, že do 5000 feetů je nastaven QNH a po překročení této výšky nastavujeme tlak 1 013,25 hPa, a uvádíme již letovou hladinu. Naopak při klesání, nastavujeme QNH po poklesu pod FL 60 nebo FL 70, dle aktuálního tlaku tak, aby mezi převodní výškou a převodní hladinou bylo 1 000 ft, což odpovídá převodní vrstvě, a uvádíme výšku jako altitude.



Obrázek 10. Výškoměr Cessny 172

Na obrázku 10 je barometrický výškoměr Cessny 172. Delší ručka udává výšku ve stovkách feetů, kratší ručka udává výšku v tisících feetů. V levém rohu přístroje je otočný knoflík, který je spojen převodem s pohyblivou základnou přístroje, a otáčením knoflíku dojde k pootočení otočné základny, ruček a otočné stupnice, aniž by se aneroidní krabice deformovala. Tím nastavíme vztažnou úroveň tlaku, kterou můžeme odečíst průzorem v pevné stupnici. Vztažný tlak je udáván v hektopascalech, značeno hPa, nebo v palcích rtuťového sloupce, značeno inHg, což je starší jednotka používána hlavně ve Spojených státech.

Dále je v přístroji zařazena bimetalická kompenzace vlivu teploty a vibrační tělísko na elektromagnetickém principu, které svou činností snižuje tření v převodech, a tím se i snižuje chyba samotného přístroje. Dovolené tolerance při měření výšky, pokud používáme barometrický výškoměr, se pohybují v rozmezí 20 ft na nulové výšce, tedy přibližně 6 m, a ve výšce 35 000 ft je to už rozsah 205 ft, což odpovídá 62,5 m. Kalibrace těchto výškoměrů probíhá podle konstant definovaných dle MSA, čímž je zaručeno dodržení výškových rozestupů.

3.1.4 Kontrola a prohlídka výškoměrného systému

Důležitou součástí údržby je i kontrola, kalibrace a prohlídka systémů. Zde uvádím pro zajímavost postup prohlídky a maximální odchylky výškoměrného systému podle směrnice CAA-ST-092-n-07. Jako první je třeba zjistit průchodnost statických portů, například znečištěním nebo vlhkostí. Dále je třeba otestovat těsnost, kde jiný postup je pro přetlakovaná a nepřetlakovaná letadla. Jelikož Cessna 172 je nepřetlakovaným letadlem, zaměřím se na tento postup. Ve statické části systému je třeba vytvořit podtlak, odpovídající zhruba rozdílu 36 hPa nebo vytvořit tlakový rozdíl jako ve výšce 1 000 ft. Za dobu jedné minuty nesmí výška poklesnout o více než 100 ft. Celá zkouška přístroje musí probíhat za přibližně stejné teploty, a pokud se teplota při zkoušce liší od okolní teploty o 25°C a více, musí být použita teplotní korekce. Pro zjištění chyby stupnice a nastavení samotné stupnice musí být tlak měněn přibližně až k rozdílu 2 000 ft od zkušební výšky rychlostí, která nepřekročí 20 000 ft/min. K dané hodnotě výšky se musí přibližovat co nejpomaleji a následně na ní vydržet po dobu jedné minuty. Maximální odchylky jsou uvedeny v následující tabulce 1.

Výška (stopy)	Ekvivalentní tlak (hPa)	Tolerance +/- (stop)
-1 000	1050,43	20
0	1013,25	20
500	995,13	20
1 000	977,22	20
1 500	959,57	25
2 000	942,17	30
3 000	908,17	30
4 000	875,15	35
6 000	812,02	40
8 000	752,66	60
10 000	696,85	80
12 000	644,42	90
14 000	595,25	100
16 000	549,16	110
18 000	506,02	120
20 000	465,65	130
22 000	427,92	140
25 000	376,04	155
30 000	300,89	180
35 000	238,45	205
40 000	187,55	230
45 000	147,48	255
50 000	115,99	280

Tabulka 1. Maximální odchylky naměřených výšek

Dále na výškoměru zkusíme hysterezi. Ta nesmí začít dříve než 15 minut po úvodním nastavení výškoměru na tlak maximální výšky letadla při zkoušce stupnice. Tlak je zvyšován rychlostí od 5 000 do 20 000 ft/min, až do 3 000 ft před prvním zkušební bodem, který odpovídá 50% maximální výšky. Posledních 3 000 ft se tedy přibližujeme nejpomalejší rychlostí jaká je možná, tak aby nebyla překročena zkušební hodnota prvního bodu. Zde je tlak udržován po dobu 5 až 15 minut. Po odečtení hodnoty výšky stejným způsobem pokračujeme k druhému bodu zkoušky, který odpovídá 40% maximální výšky. Zde udržujeme patřičnou výšku 10 minut a znovu odečteme hodnotu. Poté tlak stoupá až k dosažení atmosférické hodnotě 1 013,25 hPa. Na každém z bodů nesmí být tolerance překročena podle tabulky 2.

Zkouška		Tolerance (stop)
Těsnost pouzdra		+/- 100
Zkouška hystereze:	První zkušební bod (50% max. výšky)	75
	Druhý zkušební bod (40% max. výšky)	75
Zkouška dodatečného účinku		30

Tabulka 2. Tolerance při hysterézní zkoušce [4]

Dále měříme takzvaný dodatečný účinek, což je odchylka od původního atmosférického tlaku vzniklá po 5 minutách po zkoušce hystereze. Tolerance je specifikována v tabulce 2 v posledním řádku.

Následně je přístroj testován na tření. Přístroj je vystaven konstantnímu přírůstku tlaku odpovídajícímu zhruba 750 ft/min za působení vibrací, kdy se vzrůstající výškou se navyšuje i tolerance při tření vlivem vibrací. Posledním úkolem je kontrolovat těsnost přístroje, a to též podle tabulky 2, při tlaku odpovídajícímu 18 000 ft.

3.1.5 Variometr

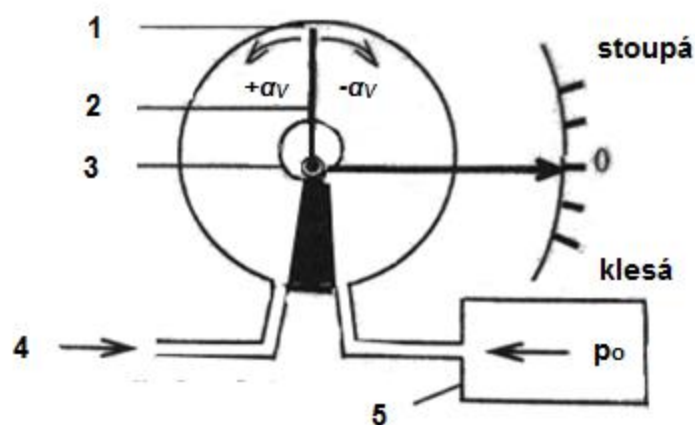
Variometr je posledním ze základních přístrojů, který vychází z údajů dodávané pitot-statickým systémem a slouží k měření vertikální rychlosti letadla. Tedy k měření rychlosti stoupání nebo klesání, jinými slovy rychlost změny statického tlaku vzduchu a trendu. Vertikální rychlost letadla je definována časovou změnou výšky, tedy její derivací podle času.

$$v_V = \frac{dH}{dt} \quad (3)$$

Zároveň je jednou ze složek skutečné vzdušné rychlosti. Typickou jednotkou jsou feet/min, popřípadě pak m/s. Samotná indikace je důležitá při vzletu a přistání letadla, ale také k dodržení dané výšky při ustáleném vodorovném letu.

První metodou měření vertikální rychlosti je měření již zmíněným variometrem, který funguje na mechanickém principu, a to znovu pomocí tlakoměrné krabice nebo pohyblivého křídélka. Druhou metodou je realizace časové derivace výšky v aerometrickém systému, kdy se nejprve převede aerometrická veličina na elektrický signál, z něhož se vypočítá výška a dále vertikální rychlost. Třetí metoda je inerciální, kdy snímáme hodnoty z údajů akcelerometrů, jež snímají vertikální zrychlení, které se následně převede na elektrický signál, z něhož po úpravě získáme vertikální rychlost. Poslední metodou je vyhodnocení vertikální rychlosti pomocí výpočtu z již zmíněné skutečné vzdušné rychlosti. K tomu musíme snímat potřebné hodnoty. Skutečnou vzdušnou rychlost, úhel náběhu, úhel vybočení, příčný a podélný sklon. Z těchto všech hodnot je pomocí počítače získána vertikální rychlost, ale kvůli složitosti není tolik používána. U větších dopravních letadel je v dnešní době využíváno druhé metody, tedy převedu aerometrických veličin na elektrické signály a pomocí počítače jsou vyhodnoceny požadované letové parametry. Ovšem tuto metodu se nevyplatí využívat u menších letadel pro malou leteckou dopravu a sportovní využití. Zde, tak jako u Cessny 172, používáme variometr.

Jak již bylo zmíněno, variometr je mechanický přístroj, který využívá vyhodnocení časové změny statického tlaku vzduchu resp. výšky. Mechanické variometry jsou dvojí konstrukce. Méně využívaný je variometr křídélkový, někdy též nazývaný klapičkový, jak je znázorněno na obrázku 11.

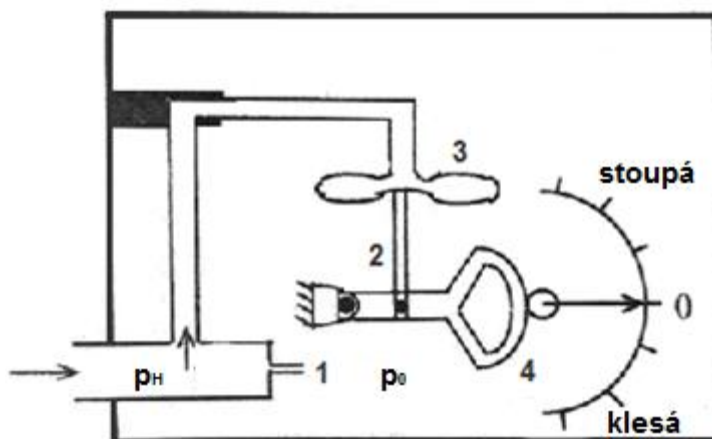


Obrázek 11. Konstrukce klapičkového variometru [1]

U tohoto přístroje se změna výšky resp. tlaku, indikuje pomocí vychylovaného křídélka (2). V tomto přístroji je zařazena nádoba se vztažným tlakem (5). Vztažný tlak se společně se statickým tlakem přivádí do společné komůrky oddělené křídélkem s malou mezerou (1) mezi oblastmi s danými tlaky. Pokud se hodnoty nemění, vyrovnají se v obou částech komůrky tlaky a ručička přístroje neindikuje změnu. Ovšem při změně statického tlaku dojde k poklesu

respektive nárůstu tlaku ve vstupu (4) a tím i k pohybu ručičky, která je brzděna direktivní pružinou (3). Pohyb je způsoben vlivem gradientu v komůrce. Nicméně přístroje s tímto principem se využívají pouze u menších letadel, spíše pak bezmotorových, kde je nutností vyhodnocovat malé změny tlaku.

Mnohem rozšířenější je variometr s membránou, který vyhodnocuje změnu tlaku pomocí tlakoměrné krabice s membránami.



Obrázek 12. Konstrukce membránového variometru [1]

K vyhodnocení tlakového rozdílu mezi statickým tlakem p_H a tlakem vyrovnávacím p_0 je v přístroji diferenční krabice (3). Do vstupu přístroje je zaváděn tlak statický a vztažný tlak je uvnitř těla přístroje, které tak tvoří vyrovnávací objem. Aby byla funkce přístroje stejná jako klapičkového, tak k samotnému vyrovnání mezi tlaky slouží kapilára (1). Její funkce je spojit objem vzduchu v pouzdru přístroje se vstupem do přístroje. Tím docílíme postupného, pozvolného, vyrovnání tlaku statického a vztažného. V diferenční krabici (3) se vlivem rozdílů tlaků membránová čela prohýbají k sobě nebo od sebe. Tato výchylka se přenáší pomocí táhla (2) na hrabici (4), která společně s ozubeným kolem vytváří převod pro odpovídající výchylku ručičky.

Pokud letíme vodorovným letem, tlak p_0 se vyrovná s tlakem statickým a tlakoměrná krabice se nedeformuje. Situace se změní, pokud letadlo začne například stoupat konstantní vertikální rychlostí. Pokud si stoupání rozdělíme na malé časové úseky, tak si můžeme závislost tlaku vzduchu na výšce linearizovat. Integrací konstanty rychlosti dostaneme lineární nárůst výšky, čemuž odpovídá i lineární pokles tlaku. Jelikož kapilára zpomaluje vyrovnání tlaků, a tedy dochází ke zpoždění, je možné výchylku zobrazit ručičkou. Z toho také vyplývá, že čím rychleji budeme stoupat, tím větší bude rozdíl tlaků v přístroji, a tak bude variometr indikovat větší nárůst vertikální rychlosti.



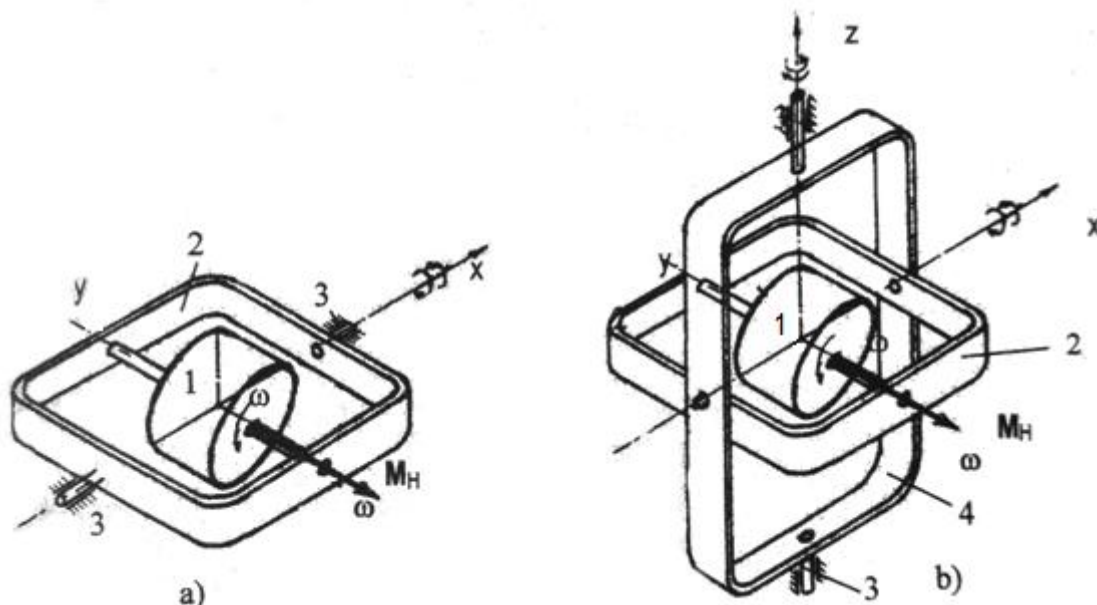
Obrázek 13. Variometr Cessny 172

Stupnice přístroje je s nulou uprostřed a na obě strany symetricky hodnoty narůstají. Povětšinou je přístroj cejchován v tisících nebo stovkách feetů za minutu, jako je v námi studované Cessně 172. Dále je na přístroji otočný knoflík, který nastavuje nulovou polohu pomocí převodů a vychyluje pružný nosník, na kterém je umístěna tlakoměrná krabice. Výchylka nosníku odpovídá změně průhybu membrány krabice, čímž umožňuje nastavit výchozí nulovou hodnotu. Ochranným prvkem je závažíčko pro kompenzaci setrvačných sil vznikajících při přetížení, které tak chrání ručičku přístroje před případnými vibracemi a kmitáním. Dále pružinka vymezující direktivní moment a táhlo s dorazem, která chrání přístroj při velkých tlakových rozdílech Δp způsobených mnohonásobným překročením měřicího rozsahu přístroje při prudkém klesání letadla.

3.2 Gyroskopické přístroje

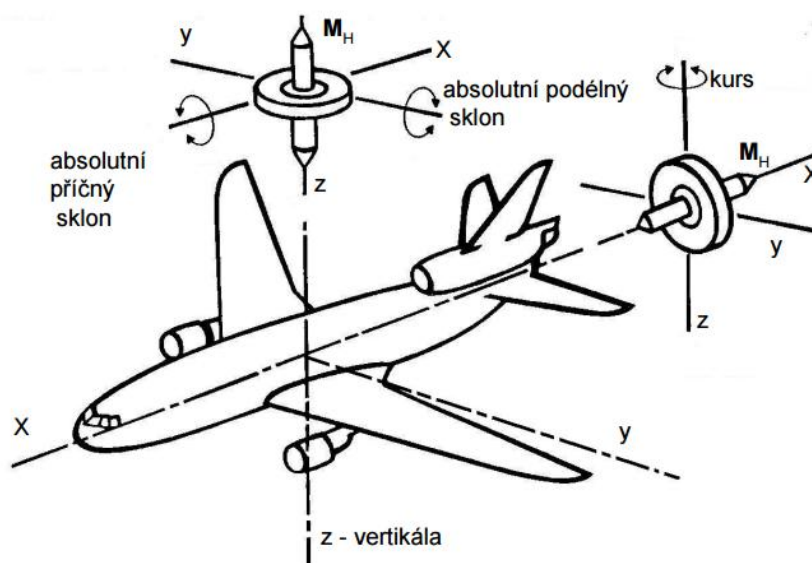
Dalšími neméně důležitými přístroji v kabině jsou ty, které využívají ke své funkci gyroskop. V Cessně 172, a většině letadel dnešní doby, jsou mechanického typu. Jedná se o rotační přístroje válcového tvaru, které se otáčejí kolem své osy symetrie, a to s frekvencí od 10 000 až 50 000 ot/min. Rychlost otáčení je zajištěna buď podtlakovým sacím systémem nebo

dvou či třífázovým elektrickým motorem, který je napájen z letadlové sítě o frekvenci 400 Hz. Válcový gyroskop můžeme vidět na následujícím obrázku 14.



Obrázek 14. Válcový gyroskop s dvěma (a) a třemi (b) stupni volnosti Cessny 172 [1]

Gyroskop (1), jenž je uložený v závěsu (2) přes ložiska (3), se otáčí úhlovou rychlostí ω . Závěs může být tvořen jedním nebo dvěma rámy, jak je patrné z obrázku b. Pokud máme rámy dva, jedná se o kardanův závěs, který umožňuje gyroskopu otáčet se kolem svislé i vodorovné osy, tedy má tři stupně volnosti. Osy rámu i gyroskopu se protínají v těžišti sestavy.



Obrázek 15. Použití gyroskopů v letecké dopravě [1]

Další použití gyroskopů bude rozebráno v následujících podkapitolách, ale je zřejmé i z obrázku 15. Kromě mechanických přístrojů se dnes používají i přístroje optické, neboli laserové, které pracují na principu prodlužování dráhy světla při vychýlení z rovnovážné polohy. Funkcí gyroskopu je v ideálním případě, když na něj nepůsobí žádné vnější síly a má-li nenulový moment hybnosti, zachování konstantní polohy hlavní osy v prostoru. V reálném prostředí je stabilita hlavní osy přímo úměrná velikosti momentu hybnosti, a proto jsou motory gyroskopů konstruovány tak, že stator má vnitřní vinutí a rotor vnější otočné, aby došlo ke zvětšení momentu setrvačnosti.

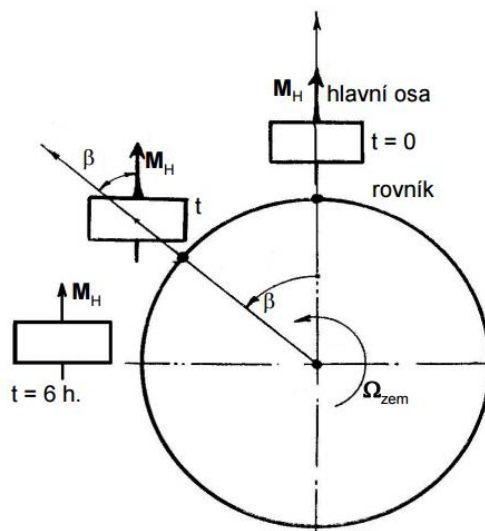
3.2.1 Chyby mechanických gyroskopů

Nejdříve, než začnu s popisem samotných přístrojů obsahujících gyroskopy, bylo by dobré shrnout chyby, které mechanické gyroskopy postihují. Prvotním problémem je precesní pohyb. Dochází k němu, pokud na setrvačnick působí silový moment podél jiné osy než je hlavní osa otáčení gyroskopu. K tomuto jevu lze uvést základní větu o precesi:

„Působí-li na otáčející se gyroskop s momentem hybnosti M_H rušivý vnější moment podél jiné osy než je osa otáčení, dojde k precesnímu pohybu gyroskopu, při němž se hlavní osa gyroskopu resp. směr M_H , přemístí do směru rušivého momentu po nejkratší možné dráze.“
[1]

Precesní pohyb je tedy ve většině případů nežádoucí. Výjimkou je, když tímto precesním pohybem měníme hlavní osu otáčení záměrně. V letectví u mechanických gyroskopů využíváme konstantní polohy hlavní osy otáčení a dochází k metodickým a přístrojovým chybám.

1. Metodická chyba – je to chyba dána pohybem soustavy, otáčením zeměkoule, s níž je gyroskop spojený. Chyba je znázorněna na obrázku 16.



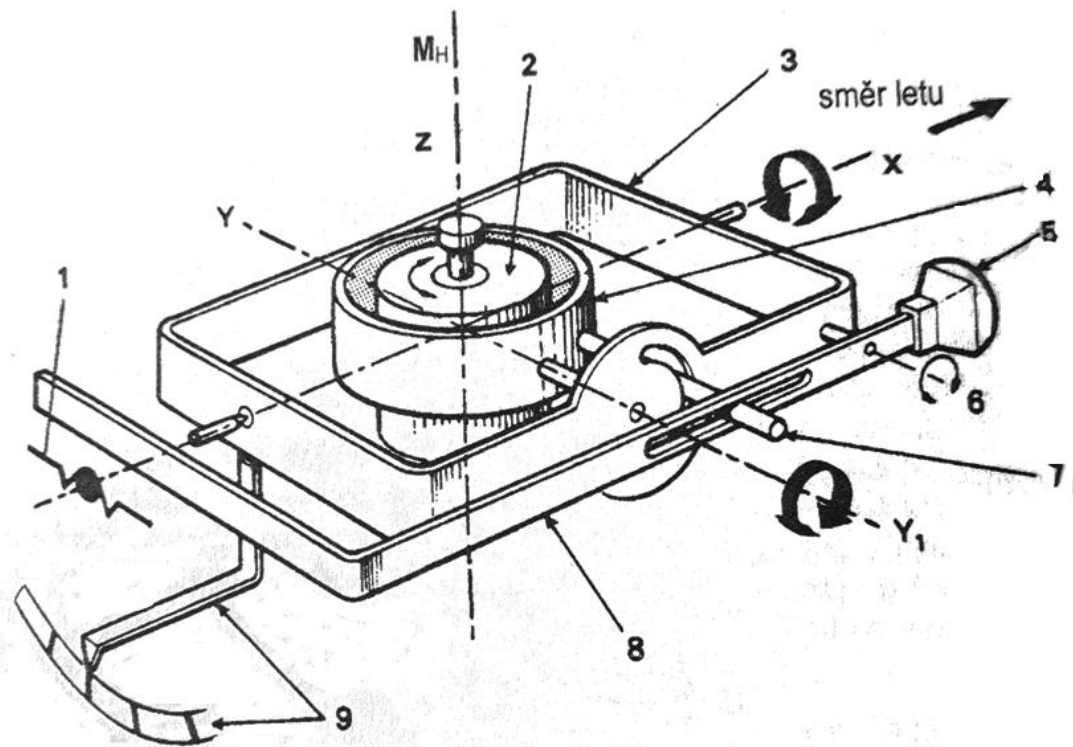
Obrázek 16. Metodická chyba způsobená vlivem otáčení Země [1]

2. Přístrojová chyba – tato chyba je způsobena vnějšími rušivými momenty, které jsou dané konstrukcí gyroskopu a jejím nedokonalým provedením.

Tyto chyby lze omezit dokonalým provedením přístroje a dosažením co největšího momentu hybnosti M_H .

3.2.2 Umělý horizont

Umělý horizont je jeden z přístrojů, který poskytuje pilotovi informaci o poloze letadla. Přístroj se používá zejména při létání za zhoršených vizuálních podmínek, jelikož v těchto situacích nemá pilot možnost orientovat se vůči skutečnému horizontu. Základní uspořádání má hlavní osu otáčení a moment hybnosti M_H ve směru zemské vertikály, tedy svislou. Umělý horizont tak slouží k měření absolutního podélného a příčného sklonu letadla, má tři stupně volnosti, a pouzdro je tak uloženo v kardanově závěsu. Hlavní osa závěsu je v základní poloze rovnoběžná s podélnou osou letadla, krátká pak s boční osou. Tento přístroj není citlivý na otáčení letadla kolem svislé osy. Na následujícím obrázku můžeme vidět konstrukci mechanického umělého horizontu.



Obrázek 17. Konstrukce umělého horizontu [1]

Hlavní osa (2) musí být po rozběhu gyroskopu nastavena do vertikální polohy a v ideálním případě udržuje osa vertikální polohu a stabilizuje tak i polohu vnějšího rámu (3) a vnitřního rámu (4), které tvoří již zmíněný kardanův závěs. Vnější rám se může otáčet kolem osy x letadla, vnitřní kolem osy z . Dále je poloha rámu přenášena ráhmem (8) uloženého na ose (6) pomocí kolíku (7). Ráho přístroje (8) je vyváženo závažím (5), aby neovlivňovalo funkci setrvačníku. Sklony jsou dány polohou symbolu letadla (1), která je přes kostru přístroje spojena s drakem letadla, a tedy vůči neměnné poloze setrvačníku (2) respektive systému rámu. Přesnější odečet příčného sklonu je možný z ukazatele a stupnice (9), která je spojena s drakem letounu.



Obrázek 18. Umělý horizont Cessny 172

Pokud se podíváme na obrázek umělého horizontu Cessny 172, vidíme v horní polovině modrou barvu reprezentující oblohu, v dolní polovině pak černou, reprezentující zem. Symbol letadla udává polohu křídel letadla, která pak indikuje klonění a klopení. Nedílnou součástí umělého horizontu jsou také korekční obvody. Musíme vycházet z předpokladu, že hlavní osa otáčení musí zachovávat směr původní svislice, aby nedocházelo k nepřesnostem a chybné indikaci. Precese hlavní osy je vyvolána již zmíněnými chybami, třením a velikostí přístroje. Chyba narůstá s časem, kdy se projevuje i metodická chyba daná otáčením země. Ke korekci obvykle používáme tři základních systémů. Mechanickou korekci na principu kyvadla, vzduchovou korekci a elektrickou korekci založenou na principu elektrolytické libely. Všechny tři korekce mají za úkol vyvolat takovou precеси, aby hlavní osa otáčení gyroskopu byla zachována. V Cessně 172 je použita korekce libelová nebo vzduchová. Vzduchová korekce pracuje na principu vhánění vzduchu pod spodní část setrvačnicku. Válce s otvory, které jsou umístěny ve směru os x a y kardanova závěsu, pak propouští vzduch, který působí silou F_K na protější stěnu korekčního systému a vytváří tak korekční moment M_K dle náklonu gyroskopu. Na základě věty o precеси se pak osa otáčení gyroskopu natáčí po nejbližší dráze ke korekčnímu momentu. Pokud je osa z ve svislém směru, jsou všechny otvory otevřeny stejně a nedochází ke korekci. Libelová korekce je elektrická a používá se u přesných umělých horizontů. Základem korekce je destička z izolantu, ve které jsou upevněny elektrody tak, že vývody má jedna ve směru x a druhá ve směru y . Prostor elektrod je uzavřen vodivou miskou naplněnou elektrolytem se vzduchovou bublinkou.

Elektrolyt představuje proměnný odpor, oproti vývodu. Odpor závisí na náklonu libely a poloze vzduchové bublinky vzhledem k elektrodám. Elektrické signály z libely se pak vyhodnocují a korekčními motorky se nastavuje poloha setrvačnicku. Nevýhodou u elektrolytických libel je, že na ně působí i jiná zrychlení od pohybu letadla, a tak dochází k další chybě.

3.2.3 Zatáčkoměr a příčný sklonoměr

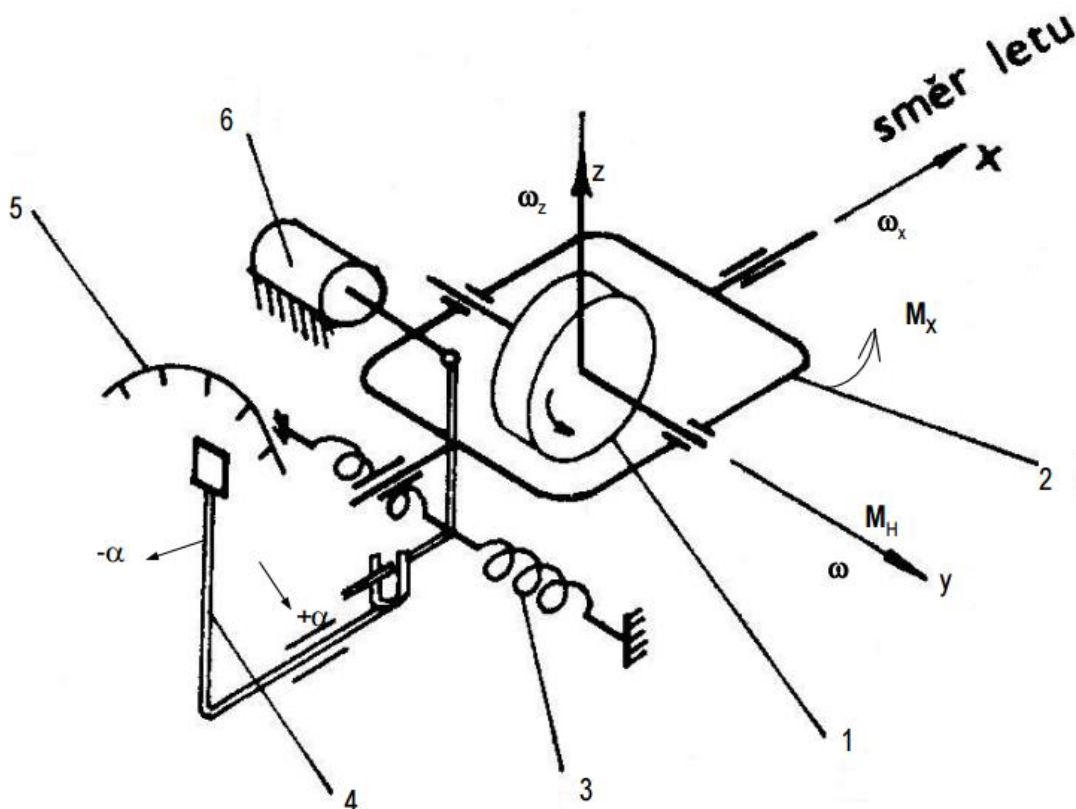
Zatáčkoměr slouží k měření úhlové rychlosti zatáčení, čímž přispívá k indikaci přímočarého letu. Samotný přístroj zobrazený na obrázku 19 sestává ze dvou ukazatelů. První nám symbolizuje příčný sklon letadla, a to symbolem letadla. Zároveň pokud budeme letadlo držet v náklonu dle vyznačených rysek po dobu dvou minut, obkroužíme takzvanou přístrojovou zatáčku, což znamená, že se kurz změní o 180° . Druhým ukazatelem, povětšinou ve spodní části přístroje, je ukazatel relativního příčného sklonu. Indikuje, zda je zatáčka provedena správně či letí-li letadlo ve skluzové nebo výkluzové zatáčce.



Obrázek 19. Zatáčkoměr a příčný sklonoměr Cessny 172

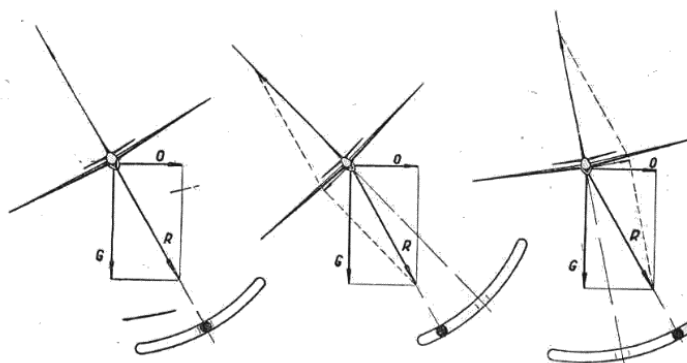
Na následujícím obrázku je popsán základní princip zatáčkoměru. Jádrem přístroje je znovu tvořeno gyroskopem, ovšem s hlavní osou otáčení y , rychlostí otáčení ω a momentem hybnosti M_H . Gyroskop (1) je uložený v rámu (2), který je otočný kolem osy x . Samotné pouzdro je spojeno s drakem letadla, díky čemuž na gyroskop působí úhlová rychlost

zatáčení ω_z podél osy z. Úhlovou rychlost odečítáme na stupnici (5) ručkou (4). U většiny letadel je ukázán pouze trend, ne konkrétní hodnoty, tak jak je provedeno u Cessny 172. Proti momentu vychýlení způsobeného precesním pohybem působí direktivní moment pružiny (3) Dále je v přístroji zařazen tlumič kmitů (6), tvořený pístkem, který se pohybuje ve válci.



Obrázek 20. Konstrukce zatáčkoměru a příčného sklonoměru [1]

Při letu do zatáčky působí na letadlo kromě zrychlení gravitačního také odstředivé. Pro správnou zatáčku musí vektor výsledného zrychlení ležet ve směru svislé osy z letadla, která je určena souřadným systémem letadla. Ukazatel je tvořen mírně prohnutou skleněnou trubičkou naplněnou tlumící kapalinou, ve které se pohybuje kulička, na kterou působí výsledné zrychlení v rovině yz. Z principu musí být přístroj umístěn tak, aby jím procházela osa z, a při správné zatáčce se kulička nevychýlí ze své středové pozice. Pokud je zatáčka provedena jako nesprávně koordinovaná, je kulička vychýlena mimo střed. Tím vznikne úhel mezi svislou osou z a výslednicí zrychlení, který nazýváme relativní příčný sklon.

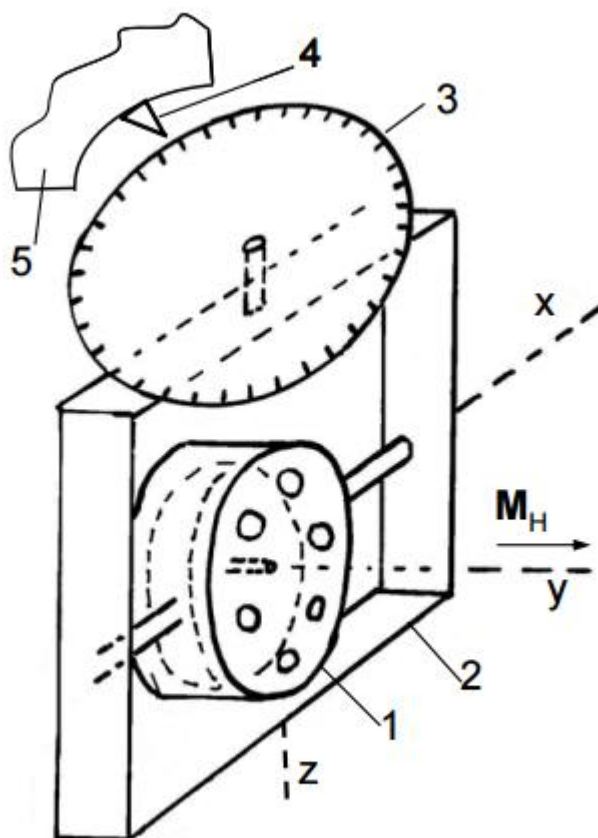


Obrázek 21. Polohy kuličky při letu v zatáčce [6]

Na levém obrázku je letadlo ve správné zatáčce, na prostředním ve skluzové zatáčce a na pravém obrázku je letadlo ve výkluzové zatáčce.

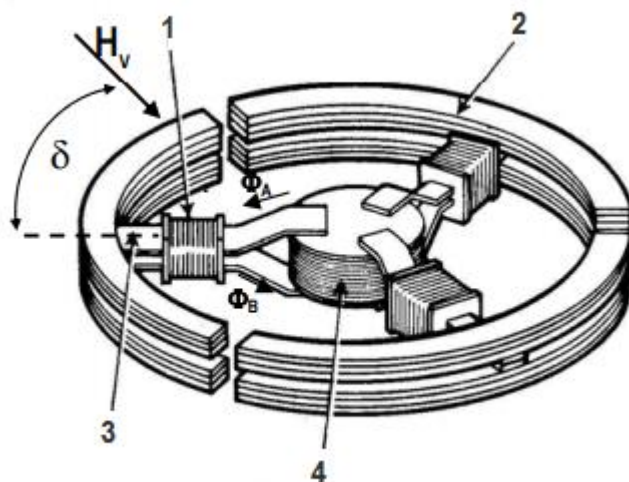
3.2.4 Gyrokompas

Nejdříve si definujeme, co je to kurs letadla, jelikož gyrokompas je přístroj, pomocí něž tento kurs udržujeme. Kurs letadla je úhel, který svírá podélná osa letadla se směrem zeměpisného severu. Zeměpisný sever je dán tečnou k místnímu poledníku. Dalším důležitým pojmem je sever magnetický, který je určen vodorovnou složkou zemského magnetického pole. Odchylna mezi magnetickým a zeměpisným severem se jmenuje magnetická deklinace. Deviace je rozdíl vodorovné složky magnetického pole Země a severu kompasu. Gyrokompas je složený ze dvou částí, takzvaného směrového setrvačnicku a snímače vodorovné složky magnetického pole Země.



Obrázek 22. Směrový setrvačnick [1]

Na obrázku 22 je schéma směrového setrvačnicku. Ten má hlavní osu otáčení y umístěnou jako zatáčkoměr. Gyroskop je uložený ve vnitřním rámu (1), a ten je osazen ve vnějším rámu (2), který se otáčí kolem svislé osy z . Na svislé ose z je uložena úhloměrná stupnice (3), která je otočná společně s rámem přístroje. Gyroskop stabilizuje polohu hlavní osy y . Při otáčení letadla kolem osy z , zůstává stupnice kursu stálá. Otáčí se značka (4), která je spojená s pouzdrem přístroje (5). Použití je očividné, pokud bychom zanedbali otáčení zeměkoule. Na krátké vzdálenosti můžeme realizovat podle směrového setrvačnicku let z bodu A do bodu B po nejkratší dráze nazývané ortodroma. Ta je dána rovinou tvořenou body A, B a S, kdy S je střed zeměkoule. Pokud chceme letět po ortodromě, musíme na směrovém setrvačnicku udržovat stále stejný úhel odpovídající kursu do bodu B v místě bodu A. Bohužel, touto metodou nemůžeme sledovat okamžitý kurs, jelikož se pohybem kolem zeměkoule mění. Tyto nedostatky lze částečně napravit korekčními obvody, například elektrolytickou libelou, která snímá odchylku hlavní osy gyroskopu y z vodorovné polohy. Ovšem doplněním přístroje o snímač vodorovné složky magnetického pole můžeme použít přístroj jako gyrokompas. Magnetický snímač je zobrazen na dalším obrázku.



Obrázek 23. Magnetický snímač vodorovné složky zemského pole [1]

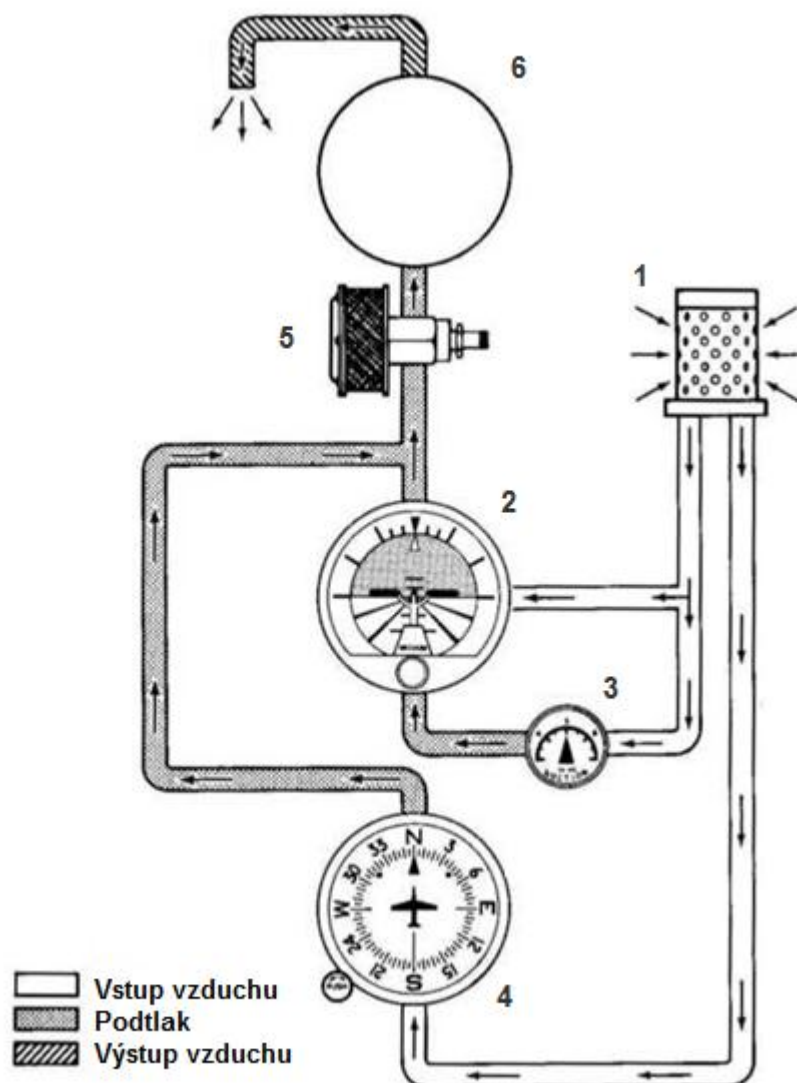
Druhou část přístroje představují feromagnetické snímače. Ty jsou napájeny budícím proudem do budící cívky (4), která vytváří, v případě nulové hodnoty stejnosměrného zemského magnetického pole, stejná magnetická pole opačné polarity ve snímacích cívkách (1) na feromagnetických plíškách (3). Magnetický obvod se uzavírá přes nástavce (2). Tím se ve snímacím vinutí neindukuje žádné napětí. Pokud se napětí indukuje, přivede se na selsyn, zesílí se a napájí korekční motorek. Ten koriguje jak polohu rotoru selsynu, aby výstupní napětí bylo nulové. Zároveň natáčí vstupní osou deviačního mechanismu, tedy feromagnetickým snímačem. Úhel natočení vstupní osy mechanismu, provádějícího korekci, odpovídá snímanému kompasovému kursu.



Obrázek 24. Gyrokompas Cessny 172

3.2.5 Podtlakový systém pohonu gyroskopů

Na dalším obrázku je znázorněno schéma podtlakového systému. Přes filtr (1) je nasáván vzduch z levého a pravého křídla pro pohon setrvačnicků přístrojů. Vzduch prochází přístroji umělého horizontu (2) a gyrokompasu (4) do pojistného ventilu (5) a následně vstupuje do samotné vakuové pumpy (6). Z té je vypouštěn mimo palubu letadla. Před umělým horizontem je zařazen ukazatel (3) pro indikaci funkčnosti a podtlaku v systému. Přístroj je většinou sdružený s ampérmetrem, který bude probrán později. Přístroj nese označení VAC a stupnice je v hodnotách inHg, což je jednotka inchofmercury, česky palec rtuti. Rozsah se pohybuje v jednotkách. Pro zajímavost standartní výška hladiny moře dle MSA je 29,92 inHg.



Obrázek 25. Podtlakový systém Cessny 172 [2]

3.3 Ostatní přístroje a přístrojové systémy

Dalšími přístroji pro kontrolu letu jsou přístroje, které nepatří do kategorie přístrojů pitot statických ani gyroskopických.

3.3.1 Magnetický kompas

Magnetický kompas je přístroj, který pomocí volně pohyblivé stěelky určuje magnetický sever, respektive jih. Kompas je plněný tekutinou, konstruovaný tak, aby mohlo dojít k expansi, pokud by se kompas zahřál. Samotný kompas je osvětlený a podsvícení je řízeno potenciometrem. Kompenzace na rušivé magnetické pole je provedeno malými magnety umístěnými v těle přístroje a odchylky jsou uvedeny na štitku. Provádí se inspekce stěelky každých 200 nalétaných hodin.



Obrázek 26. Magnetický kompas Cessny 172

3.3.2 ADF

Jedná se o analogový přístrojový systém, který přijímá signály z NDB majáků umístěných na zemi. Zpracování je zajištěno kombinací všesměrové referenční antény a směrové rámové antény, která je natáčecí. Elektromagnetické pole přicházející od majáku indukuje na rámové i všesměrové anténě napětí, kdy součtem napětí na nich indukovaných vzniká napětí, které otáčí rámovou anténou. Tato zpětná vazba zajišťuje otočení antény minimem vyzařovací charakteristiky směrem k majáku. Vyzařovací charakteristika referenční všesměrové a rámové antény je kardioida. Pokud je minimum kardioidy ve směru majáku, natáčení neprobíhá a přístroj indikuje přesný kurzový úhel majáku, což je úhel mezi podélnou osou letadla a spojnicí letadlo - maják.



Obrázek 27. ADF Cessny 172

3.3.3 VOR

VOR, jakožto druhý navigační přístrojový systém, umožňuje z přijímaného všesměrového signálu určit směr vůči konkrétnímu majáku a navádět po radiálu. Radiál je azimut letadla od vysílače vyjádřený v úhlových jednotkách, konkrétně ve stupních, a jedná se o polopřímku s počátkem v majáku a procházející letadlem. Samotný systém na palubě letadla sestává z VOR přijímače, voliče frekvence majáku, kdy frekvence se volí od 108 do 118 MHz, a VOR zobrazovače tzv. CDI. Oproti ADF nemusí mít systém směrovou anténu. Principem tohoto přístroje je příjem směrově závislého signálu. Na přijímaném elektromagnetickém vlnění jsou na nosné frekvenci namodulované dva signály. První signál je vysílán všesměrově a druhý je modulován otáčením, popřípadě v novějších systémech složením fázově posunutých signálů ze dvou navzájem kolmých antén. Poté, co si na přijímači naladíme frekvenci daného VOR vysílače, přijímač provede první demodulaci a získá tyto dva signály. Navíc i dva až tři znaky Morseovy abecedy charakterizující maják. Dále se porovná fáze referenčního signálu a signálu s proměnnou fází. Pokud je zjištěn rozdíl, dojde v posunovači fáze k dorovnání, a to změnou fáze signálu referenčního. Tím získáme danou radiálu. Přístroj indikuje, zda se nacházíme nebo nenacházíme na radiále, kterou jsme si zvolili. Pokud se k majáku blížíme, je zobrazováno TO. Když letíme od majáku, tak přístroj zobrazuje FROM. To je zařízení porovnáním vyhodnocené radiály z přijatých signálů a radiály zadané pilotem.



Obrázek 28. VOR Cessny 172

3.3.4 ILS

Jedná se o elektronický přístrojový systém pro přistání, kdy zobrazovač udává informaci o přesné poloze oproti referenční trajektorii. Naviguje jak ve vertikální rovině pomocí sestupového majáku, tak i v horizontální rovině pomocí kurzového majáku. Navádění jak v horizontální, tak vertikální rovině, řadí systém ILS mezi přesné přistávací systémy. Kurzový maják je tvořen dvěma radiovými vysílacími pracujícími na stejném nosném kmitočtu. Anténní systém těchto vysílačů je tvořen tak, že vysílací osa se shoduje s podélnou osou přistávací dráhy, ovšem charakteristika každého z vysílačů je mírně vychýlena. Každý vysílač je tak modulován jiným kmitočtem a přijímač na letadle vyhodnocuje hloubku těchto modulací. Hloubka modulace, která převládá, určuje stranu, na které se letadlo nachází od podélné osy dráhy. Pokud jsou hloubky modulace stejné, nachází se letadlo na správné sestupové horizontální trajektorii. Na stejném principu funguje i sestupový maják, ovšem anténa vytváří více laloků, čímž jsou vytvořeny dvě sestupové roviny, z nichž pilot určuje správnou. Informace ze systému ILS je zobrazen na HSI, popřípadě sloučeně s dalšími údaji na primárním displeji. Indikační přístroj systému ILS je složen z dvou ráhén, jež určují aktuální polohu letadla vůči dané horizontální a vertikální sestupové rovině. Respektive, svislá čára nám ukazuje polohu sestupové roviny vlevo nebo vpravo od letadla, podobně pak vertikální

Čára nám ukazuje polohu horizontální sestupové roviny. Například pokud je svislá čára vlevo od symbolu letadla, musíme letadlo stáčet doleva.



Obrázek 29. ILS Cessny 172

Systém ILS je dále doplněn o polohová návěstidla, takzvané markery. Ty slouží k přesnému určení vzdálenosti od prahu vzletové a přistávací dráhy. Nicméně v dnešní době již nejsou na většině letišť používána. Markery jsou nahrazovány systémem DME, který určuje šikmou vzdálenost od prahu dráhy. Počet markerů může být od dvou do tří, ve vzdálenostech od VPD první 7 200 m, 1 050 m a 75 – 400 m. Při přeletu nad markery se pilotovi rozsvítí barevná indikace určité vzdálenosti od VPD.

3.3.5 Palubní hodiny a měřič napětí

Na displeji jsou zobrazovány časy a teplota okolí, popřípadě v našem případě i další funkce jako jsou stopky, alarm a napětí palubní sítě. Čas můžeme vybrat tlačítkem SELECT, které přepíná mezi časem světovým, lokálním, uplynulým a časem letu. Uplynulý čas jsou stopky, ovládané tlačítkem CONTROL. Na hodinách lze také použít alarm, dlouhým stiskem tlačítka SELECT a nastavit tak odpočítávání. Teplota okolí je zobrazována ve stupních Fahrenheita nebo Celsia a je volena tlačítkem v horní části. To také přepíná na napětí palubní sítě.



Obrázek 30. Palubní hodiny a napětí palubní sítě Cessny 172

4 Přístroje pro kontrolu letadla

V této kapitole popíšeme přístroje, které přímo souvisí se stavem a kondicí letadla, respektive jeho jednotlivých částí. Na Cessně 172 není tolik snímaných veličin jako na jiných větších dopravních letadlech. Mezi základní patří přístroje pro kontrolu chodu motoru a pro kontrolu elektrického systému.

4.1 Přístroje pro kontrolu chodu motoru

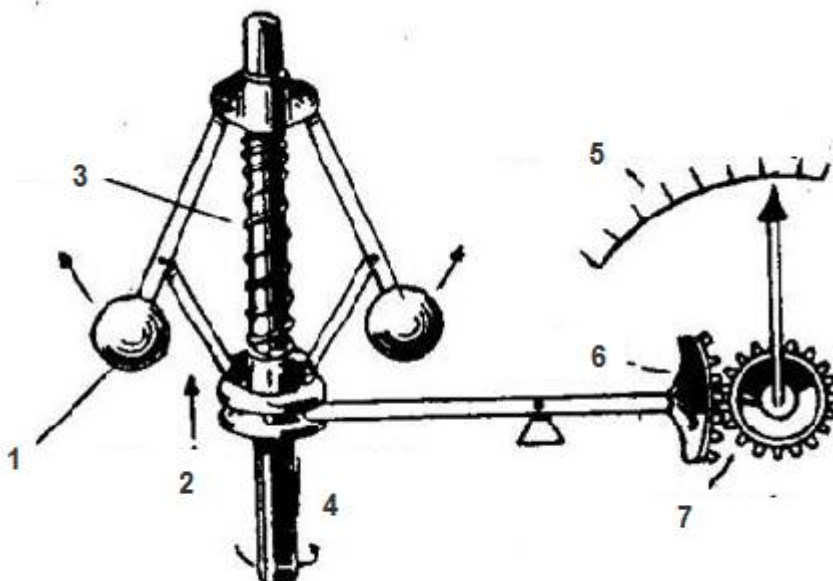
Správná činnost pístového motoru je důležitá pro bezpečný a ekonomický provoz a je závislá na mnoha faktorech. Ke sledování těchto faktorů bylo nutno na palubní desku letadla zařadit přístroje, které by tyto údaje zobrazily. Základní dělení je možné do těchto pěti skupin:

- a) Otáčkoměry
- b) Tlakoměry
- c) Teploměry
- d) Palivoměry
- e) Přístroje pro kontrolu směsi paliva

4.1.1 Otáčkoměr

V letectví jsou používány otáčkoměry na principu mechanickém, elektrickém a magnetickém, respektive kombinace mezi těmito principy. Elektrický otáčkoměr se skládá z magnetického obvodu, statoru a rotoru. Pracuje na principu Faradayova indukčního zákona. Rotačním pohybem je vyvolána časová změna magnetického toku, která indukuje do snímače cívky periodické napětí, jehož frekvence odpovídá měřeným otáčkám. Elektrické otáčkoměry dále rozeznáváme jako systémy s impulsním měřením otáček, s konstantním magnetickým tokem

nebo otevřeným obvodem. Mechanický otáčkoměr využívá odstředivé síly působící na tělesa, která jsou umístěna na rotující hřídeli, jak je patrné z následujícího obrázku.



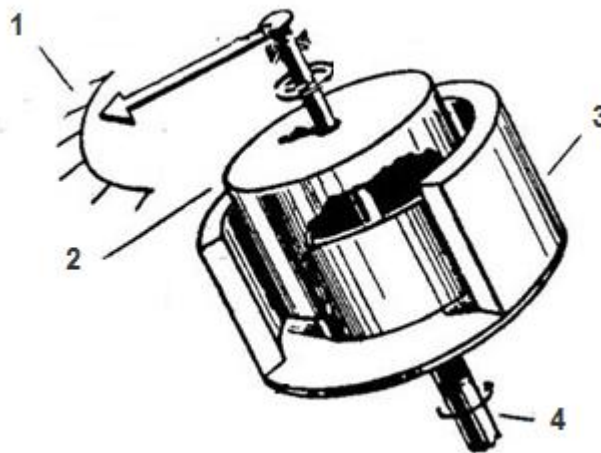
Obrázek 31. Konstrukce mechanického otáčkoměru [5]

Čím větší otáčky n se hřídel (4) otáčkoměru otáčí, tím působí na závažíčka (1) o hmotnosti m větší odstředivá síla F_o , a tím více se stlačuje pružina (3). Přes hrabici (6) a pastorek (7) ručička otáčkoměru indikuje na stupnici (5). To vše dle vztahů:

$$F_o = m \frac{v^2}{r} \quad (4)$$

$$v = \omega r = 2\pi n r \quad (5)$$

Přístroj pro měření otáček v malých letadlech, takových jako já popisuji, bývá magnetického typu. Na palubní desce Cessny 172 je umístěn na spodní pravé straně palubní desky pilota. Konstrukce otáčkoměru s magnetoindukčním převodníkem je na dalším obrázku.



Obrázek 32. Konstrukce magnetického otáčkoměru [5]

Otáčkoměr je založen na principu elektromagnetického působení rotujícího prstencovitého magnetu (3) na dutý válec z lehkého feromagnetického kovu (2). Principem je, že ručička přístroje je vratným perem, pružinkou, stlačována do počáteční nulové hodnoty. Pokud je motor zapnutý, tak v dutém válci vznikají vířivé proudy, které se snaží otáčet válcem, a to ve směru rotace magnetu. Ten je ovšem přes vratné pružiny přidělán a pouze se vychyluje o úměrný úhel. Ke snaze vychýlit válec (2) dochází tak dlouho, dokud nenastane momentová rovnováha mezi momentem vznikajícím v důsledku vířivých proudů a mechanickým momentem vratného pera. Tím je dáno, že výchylka válce (2) a ručky je stejná, a je tak přímo úměrná otáčkám zobrazovaným na stupnici (1). Tento otáčkoměr je citlivý již od malých otáček, ovšem jeho nevýhodou je vazba na teplotní změny. To je dáno teplotní závislostí válce, který smršťováním mění své magnetické vlastnosti, čímž se mění vířivé proudy a zkreslují se tak zobrazované otáčky. Náhon (4) od motoru je realizován tenkým hřídelem od klikové hřídele.



Obrázek 33. Otáčkoměr Cessny 172

Na obrázku 33 je otáčkoměr Cessny 172. Je poháněn přímo od motoru poloviční rychlostí klikového hřídele a jeden dílek stupnice odpovídá 100 otáčkám za minutu. Otáčkami motoru rozumíme počet otočení klikového hřídele za minutu. Dále je na přístroji umístěno počítadlo hodin provozu motoru v hodinách a jejich desetín. Stupnice má vyznačenou zelenou oblast optimálního rozsahu otáček, a to mezi 2 100 až 2 700 otáček za minutu. Červenou čarou je označena maximální hodnota otáček 2 700 otáček za minutu, kterou by pilot neměl překonat. Hodnoty se mohou mírně lišit od použité motorizace Cessny 172.

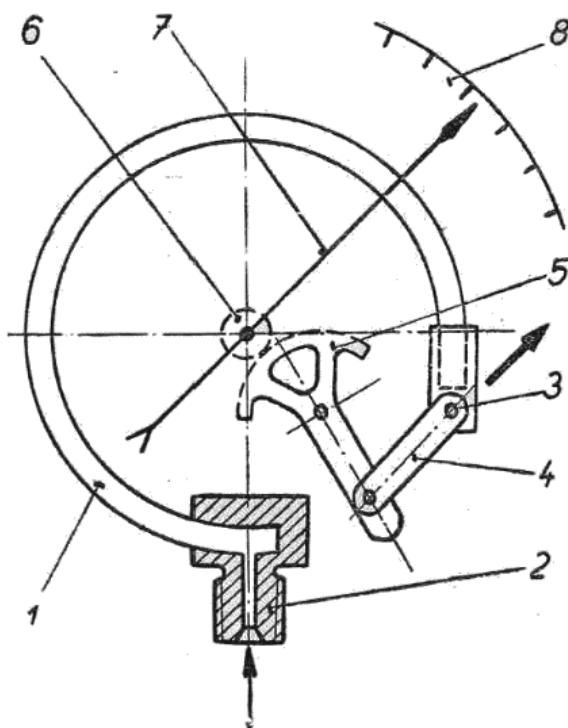
4.1.2 Počítadlo hodin

Počítadlo hodin již bylo zmíněno u otáčkoměru, jelikož počet hodin je indikován právě zde. Počítadlo je elektricky poháněno z okruhu palubní sítě a je nezávislé na hlavním vypínači. Samotné počítadlo je aktivováno tlakem oleje v motoru.

4.1.3 Tlakoměr oleje

Pro správnou činnost motoru je nutné zajistit správné mazání všech pohyblivých a otočných částí. K tomu je třeba nejen dostatečné množství oleje, ale také dostatečný tlak, aby se olej dostal do všech mazaných míst. Tlakoměr pro kontrolu chodu motoru měří tlak oleje a jeho indikátor se nachází v levé části palubní desky ve společném pouzdře s teplotou oleje. Tlakoměr může být s Bourdonovým perem, u modernějších verzí s diferenčním

indukčností snímačem nebo snímačem s křemíkovou membránou, jejíž průhyb se snímá pomocí tenzometrického můstku. Indukčností snímač obsahuje membránu, kdy průhyb je přenášen pomocí kolíku na střední jádro snímače posuvu. Poměr indukčností cívek snímače se mění zdvihem jádra, což je vyhodnoceno poměrovým přístrojem s otočnými cívkami. Popíši zde i tlakoměr na principu Bourdonova pera. Ten je poháněn přímo motorovým olejem. Samotné Bourdonovo pero je dutá oválná trubice, která má zakroucený tvar v nezátíženém stavu, a je připojená na olejové potrubí. Při vzrůstajícím tlaku oleje se Bourdonovo pero deformuje, napřimuje se a mění svůj průřezový tvar na kruhový.



Obrázek 34. Konstrukce tlakoměru s bourdonovým perem 172 [6]

Základní schéma je na předchozím obrázku. V dolní části je šipkou označen přívod oleje (2) do trubice (1). Při vzrůstajícím tlaku se konec pera (3) pohybuje ve směru vyznačené šipky. Tím se pohybuje táhlo (4), které přes hrabici (5) pohání pastorek ručičky (6). Tím je zajištěna indikace ručičkou (7) na stupnici (8). Dále se kvůli možnosti poruchy používá tlakoměrná krabice a kapilára, která v případě poruchy zajistí, že olej z motoru nebude unikat přes pouzdro přístroje, jelikož vyteče jen přenosová kapalina použitá v kapiláře. Na dalším obrázku je zobrazovač tlakoměru oleje z Cessny 172, který je sloučený s teploměrem oleje.

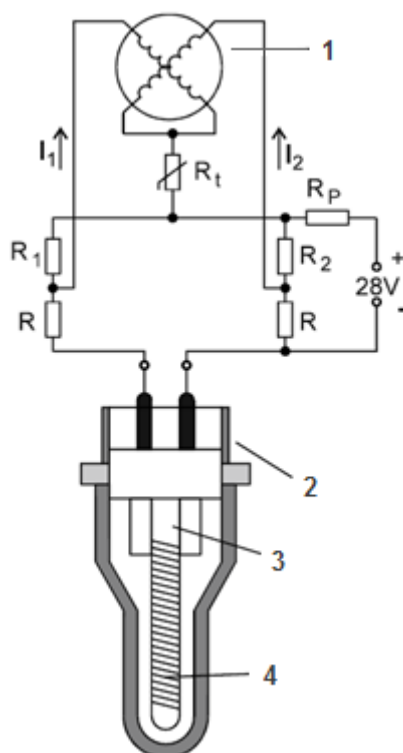


Obrázek 35. Tlakoměr a teploměr oleje Cessny 172

Minimální tlak oleje 20 PSI pro volnoběžný režim je vyznačen červenou čarou. V běžném provozním režimu se tlak oleje pohybuje v rozmezí zelené oblasti mezi 55 až 95 PSI. Další červenou čarou je pak označen maximální tlak 115 PSI.

4.1.4 Teploměr oleje

Další přístroj, důležitý pro sledování správné funkce pístového motoru, je teploměr oleje. Každý výrazný výkyv teploty povětšinou značí závadu na motoru. Konstrukce teploměru může být na principu změny elektrického odporu s teplotou. Nejčastěji se z kovových materiálů používá platina nebo nikl. Schéma ukazatele teploty je na obrázku 36.



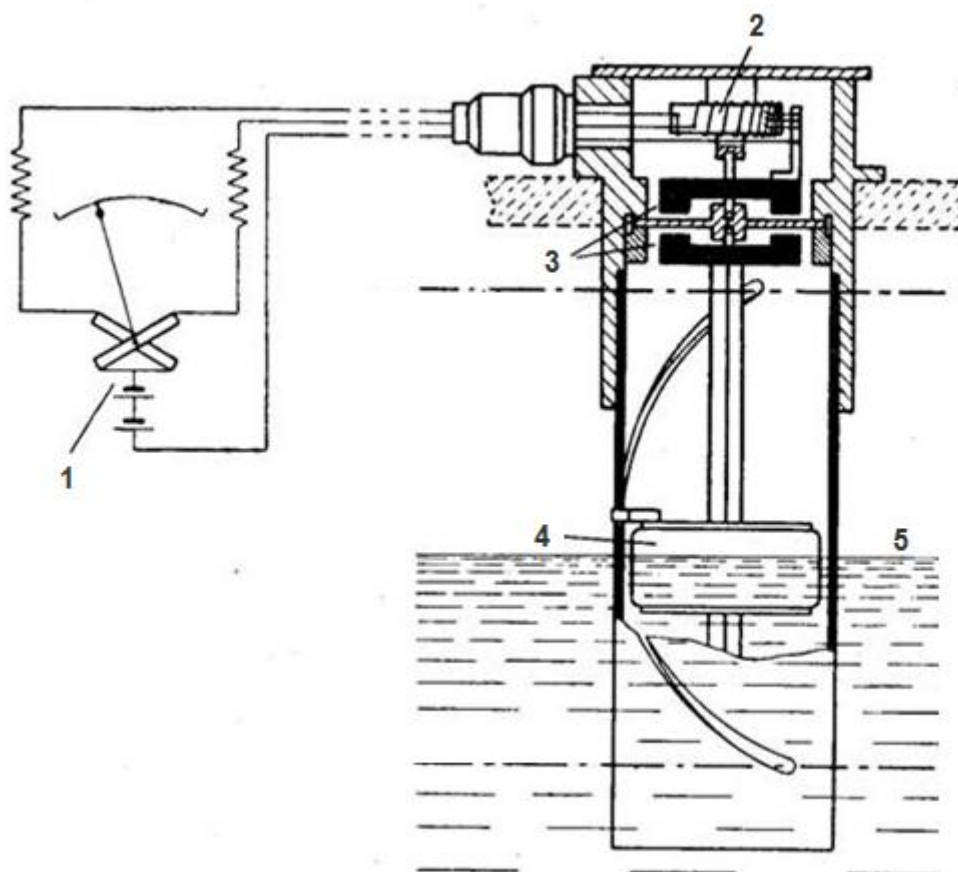
Obrázek 36. Konstrukce teploměru oleje [7]

Teplota je snímána odporovým drátkem (4), který je navinut na slídové destičce (3) a upevněn v ocelovém šroubení (2). Snímač je zašroubován v obvodu olejového mazání a je v oleji ponořen. Velikost odporu, který odpovídá měřené teplotě, se vyhodnocuje poměrovým přístrojem (1). Přístroj je napájen stejnosměrným napětím. První z cívek je napájena konstantním proudem I_2 z odporového děliče tvořeného rezistory R_1 a R . Druhá cívka je napájena proudem I_1 , který se mění v závislosti na změně odporu drátku. Rezistor R_t je zařazen v přístroji ke kompenzaci vlivu teploty působící na přístroj.

Zelená oblast na ukazateli přístroje je přibližně od 38 °C do 118 °C, a končí červenou maximální čarou na již zmíněných 118 °C.

4.1.5 Palivoměr

Palivoměr může být magnetického typu ve spojení vysílačem s variabilním odporem v každé nádrži. Pro vysílač snímá hodnoty indikátor, taktéž v každé nádrži jeden. Platí, že při maximální hladině má vysílač nejmenší odpor, a tedy maximální proud procházející vysílačem. S klesající hladinou se pak zvyšuje odpor. V každé nádrži v křídle může být až 26 galonů paliva, z toho 24 je k dispozici za běžného letového režimu. Indikátory, respektive vysílače, hlásí prázdné nádrže při 2 galonech v nádrži. Samotné indikátory nedosahují plné přesnosti při manévrech za letu nebo neobvyklých náklonech. Prázdná nádrž je indikována červenou čarou.



Obrázek 37. Schéma palivoměru s vysílačem [5]

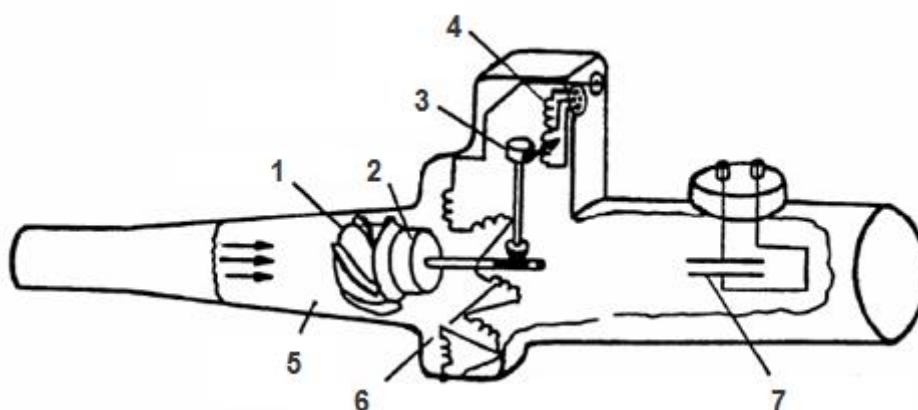
Princip palivoměru lze vysvětlit na předchozím obrázku. Hladina (5) nadnáší plovák (4), který je přes čtyřhran propojen na konci s tyčovým magnetem (3), jenž tvoří první část magnetického obvodu. Vodotěsně oddělen kvůli jiskření je nad první částí magnetického obvodu umístěn druhý magnet, který tak tvoří druhou část magnetického obvodu. Osy otáčení magnetů jsou stejné. Nad druhým magnetem je jezdec potenciometru (2), nastavující se podle magnetu. Mění-li se odpor, mění se i parametry signálu pro dálkový přenos k přijímači (1), který tak vyhodnocuje změny hladiny paliva a zobrazuje je pomocí ručičky.



Obrázek 38. Palivoměr Cessny 172

4.1.6 Průtokoměr

Měření spotřeby paliva pomocí průtokoměru slouží ke zhodnocení správné funkce motoru a to z hlediska co největší hospodárnosti provozu, což je podmínka pro dosažení největšího doletu. Samotná spotřeba závisí na rychlosti, režimu letu, výšce, povětrnostních podmínkách a mnoho dalších parametrech. Podle údaje spotřeboměru lze nastavit motor tak, aby při daném režimu pracoval co nejhospodárněji. Jednotky, v kterých se spotřeba udává, jsou kilogramy za hodinu, nebo jako v námi probírané Cessně 172, galony za hodinu.



Obrázek 39. Uspořádání turbinkového snímače [1]

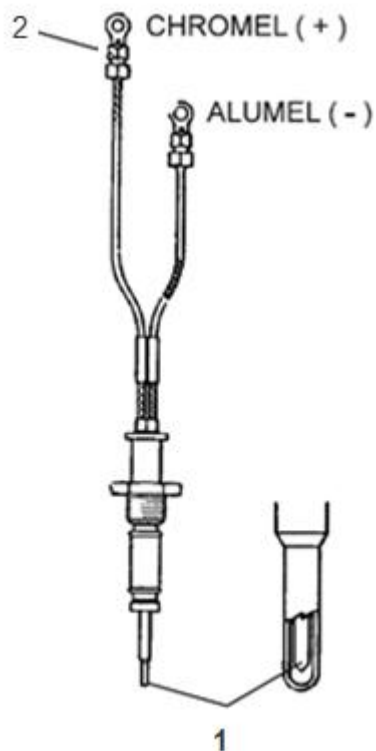
Principem měření je použití rychlostního turbínkového snímače. Protékající palivo proudící vstupem do snímače (5) otáčí turbínkou (1) a její otáčky snímá indukční snímač, který pomocí frekvence otáčení vyhodnocuje průtok. Indukční snímač je tvořen permanentním magnetem (2) spojeným s turbínkou (1) a sadou snímacích cívek (6) zapojených v sérii, které jsou rozmístěné po obvodu turbinky (1). Impulsy tvořené průchodem magnetu (2) kolem cívek slouží k měření okamžité spotřeby. Celková spotřeba, jež se měří u větších letounů a letadel, je snímána přiblížením feromagnetika (3), které je natáčeno pomocí turbinky (1) a převodu, k snímací cívce celkové spotřeby (4). Indukčnost je zapojena do jednoho z ramen Wheatstonova můstku, kde změnou indukčnosti se můstek rozváží a vzniklé napětí je přenášeno na poměrový indikátor.

Jelikož turbínka (1) snímá objemové množství paliva, závisí spotřeba na hustotě. Korekci zajišťuje zapojený kondenzátor (7), jenž využívá souvislosti dielektrické konstanty měnící se s teplotou. Změnu hustoty lze vyjádřit změnou kapacity kondenzátoru, čímž můžeme korigovat údaje průtokoměru.

Optimální spotřeba pro Cessnu 172 je udána mezi 6,8 až 8,2 galony za hodinu. Při této spotřebě můžeme letět až 7 hodin. Přístroj je sloučen s přístrojem EGT.

4.1.7 Ukazatel teploty výstupních plynů EGT

Přístroj s označením EGT, což je zkratka pro Exhaust Gas Temperature, slouží k indikaci teplotní špičky výfukových plynů při nastavení optimální složení směsi. Například dle hodnot přístroje tak můžeme správně zregulovat směs palivo vzduch na poměr 1:15, tedy lze nastavit správný stechiometrický poměr směsi paliva. A proč je potřeba měnit směs, proč ji nenastavit na jednu hodnotu před letem? Jelikož s výškou se mění množství kyslíku ve vzduchu, který je potřeba ke správnému hoření, je potřeba snížit množství paliva vstupujícího do motoru. Pro zajímavost oproti hladině moře je ve výšce 5 000 m kyslíku o 47% méně, v 8 000 m již o 64%. Příliš chudá směs má vysokou teplotu a příliš bohatá naopak teplotu nízkou. Optimální teplota leží kolem 650 °C. Samotný přístroj funguje na principu teplotní detekce, a to bez potřeby napájet senzor, jelikož pracuje na principu termoelektrického jevu.



Obrázek 40. Konstrukce termočláňkového čidla [1]

Na obrázku 40 je zobrazen senzor. Ten je tvořen dvěma drátky z různého kovu, nejčastěji použitý je chromel a alumel, které jsou svařeny na jednom konci. Tento konec je označován jako teplý (1) a je umístěn v místě měřené teploty. Druhý konec je označován jako studený (2) a nachází se v oblasti stálé referenční teploty. Pokud je teplota konců rozdílná, generuje se na teplém konci takzvané Seebeckovo napětí, řádově v milivoltech. To je po kalibraci přístroje úměrné teplotě výfukových plynů.



Obrázek 41. Teploměr výfukových plynů a průtokoměr

Důležité je také vysvětlit indikaci na přístroji. Teplota výstupních plynů přímo souvisí s nastavením směsi. Tu ovládáme červeným táhlem regulace směsi neboli Mixture. Pokud poletíme s bohatou směsí, zaručíme si plynulý chod motoru, nízkou teplotu EGT, ale malý výkon a neefektivní spalování z důvodu malého množství vzduchu ve směsi. Opakem je velké množství vzduchu ve směsi, které zaručí úplné prohoření směsi a maximální množství energie relativně s malým množstvím sazí. Přináší však vysoké teploty výfukových plynů až 850 až 900 °C a možnost vysazení motoru při klesání. Samotná bohatost a chudost se nám projeví právě na zmíněné teplotě výstupních plynů. Vysvětlíme si nastavení přístroje při ochuzování. Červeným táhlem začneme ochuzovat směs a bílá ručička EGT se nám začne pohybovat vzhůru tak, jako ručička otáčkoměru. V okamžiku, kdy se ručička otáček ustálí, přestaneme směs ochuzovat. Teplotu na EGT si ručním nastavením seřídíme do maxima bílé ručičky. Následně obohatíme směs tak, aby bílá ručička byla o dvě čárky níže, což odpovídá rozdílu 50 °F, pod námi nastavenou žlutou ručičkou. Takto jsme dosáhli režimu optimálního výkonu udávaného výrobcem. Při změně režimu musíme provést korekci.

4.1.8 Teploměr hlavy válců

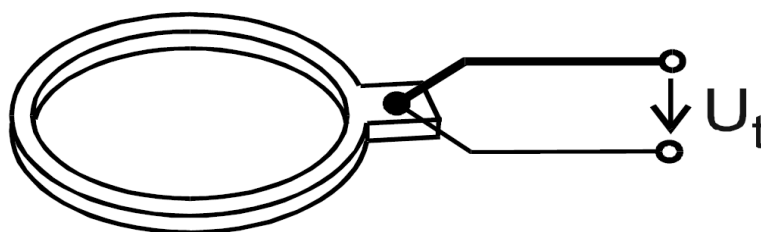
Teplota může být snímána dvěma principy elektrického typu. Prvním je měření teploty hlav válců pomocí odporového drátku. Principem je změna odporu s teplotou, tedy se vzrůstající teplotou roste i elektrický odpor materiálu dle následujícího vztahu:

$$R = R_S(1 + \alpha t) \quad (6)$$

kde R je měřený odpor, R_s odpor při teplotě $0\text{ }^\circ\text{C}$, α součinitel odporu, který se pro čisté kovy pohybuje v rozmezí 0,004 až 0,006 na $1\text{ }^\circ\text{C}$, a v neposlední řadě t , teplota.

Sonda je tvořena materiálem, který je izolant, a na něm je navinut odporový drátek. Vývody drátku jsou pak spojeny přes vedení s přístrojem v kokpitu. Přístroj je napájen z letadlové palubní sítě. Systém je funkční pouze když je master switch v pozici ON. Přístroj je uzemněn dvěma vývody, aby nedošlo k špatnému ukostření celku.

Druhým principem je měření teploty hlav válců pomocí měděného kroužku umístěného pod zapalovací svíčkou, do kterého je zalisován spoj termočlánku, jak je patrné z obrázku 42.



Obrázek 42. Měděný kroužek pro měření teploty hlavy válců [1]

Princip měření s termočlánky je vysvětlen v podkapitole měření teploty výstupních plynů.

4.2 Přístroje pro kontrolu elektrické sítě

4.2.1 Ampérmetr

Ampérmetr se nachází na palubní desce v jednom těle s kontrolou podtlakového systému pohonu gyroskopů. Indikuje velikost elektrického proudu mezi letadlovou sběrnicí a baterií, respektive do baterie nebo z baterie, tedy stav dobíjení. Proto je rozsah ukazatele od minusových hodnot až do plusových. Pokud je baterie s nízkým napětím a letadlo letí, ampérmetr indikuje vysoký proud dodávaný alternátorem. Když je baterie plně nabita a je udržován přímý let, indikuje ampérmetr minimální dobíjecí proud.



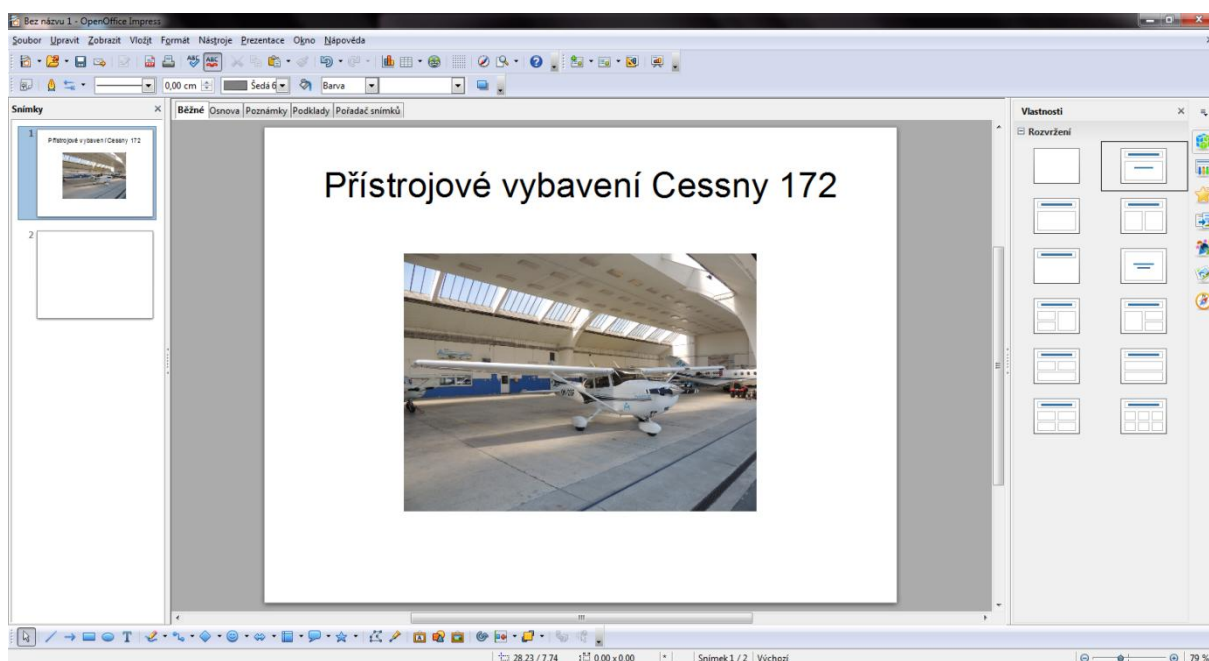
Obrázek 43. Indikace podtlakového systému a ampérmetr

5 Příprava výukového materiálu

Cílem této práce je vytvoření výukového materiálu pro výcvik techniků údržby dle Part 147 Nařízení (EU) č. 1321/2014 v organizaci DSA, což bylo zmíněno v úvodu práce. Výukový materiál jsem se rozhodl tvořit formou interaktivní prezentace vycházející z teorie přístrojů a přístrojových systémů v kapitolách 3 a 4. Prezentace budou obohaceny o reálné fotografie pořízené v hangárech a dílnách společnosti DSA fotoaparátem Nikon D3200 s objektivem AF-S NIKKOR 35mm 1:1.8G. Ten zaručuje dostatečnou kvalitu pro detailní fotky, které je potřeba vložit do výukového materiálu.

5.1 Výběr programu

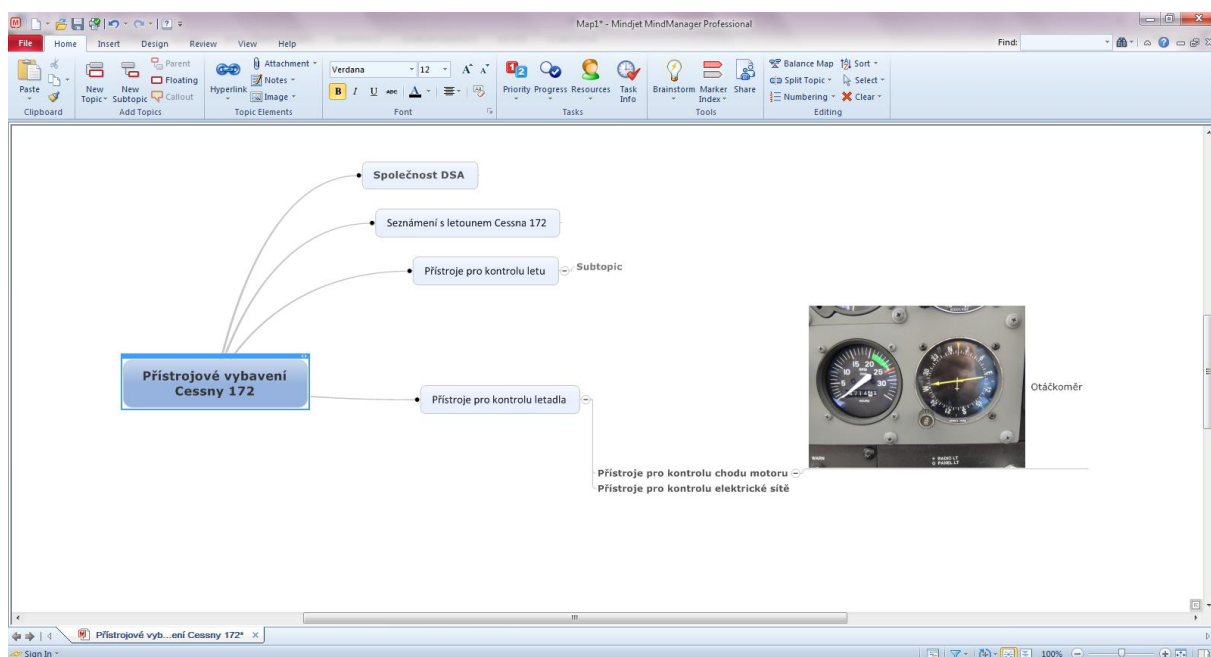
Nejdříve bylo nutné selektovat jeden z programů pro tvorbu prezentací, kterých je dnes na trhu i volně přístupných, mnoho. Každý program disponuje různými vlastnostmi, ale jen málo z vybraných vyhovovalo ve všech ohledech požadované interaktivitě, vizualizaci a přehlednosti. Naskýtala se také možnost tvořit výukový program ve formě pro mobilní platformy s operačními systémy typu Android nebo Windows, které by lépe vyhovovaly interaktivním požadavkům. Ovšem výuka probíhá převážně na klasických desktop zařízeních. Ale i mobilní zařízení s jinými operačními systémy typu Android dnes dokáží klasické prezentace přehrát. Finálními programy, z kterých jsem vybíral, byly OpenOffice.org Impress, MindManager10 a nakonec Microsoft Office PowerPoint 2013. Impress by měl hlavní přednost v možnosti uložení do formátu .swf, čímž by bylo možné prezentaci spustit v jakémkoli Flash prohlížeči.



Obrázek 44. Prostředí OpenOffice Impress

Ovšem to nebylo prioritou výukového programu a ostatní svými vlastnostmi program Impress převyšovaly.

Dlouhou dobu jsem zvažoval nad vytvořením prezentace formou myšlenkových map v programu MindManager10. Principem je práce převážně s textem, bulinami a odkazy, a to formou rozbalování do map, čímž je zachována přehlednost a vysoká účast člověka, který s prezentací pracuje. Další výhodou je možnost jednoduchého sdílení mezi zařízeními v jedné společnosti.



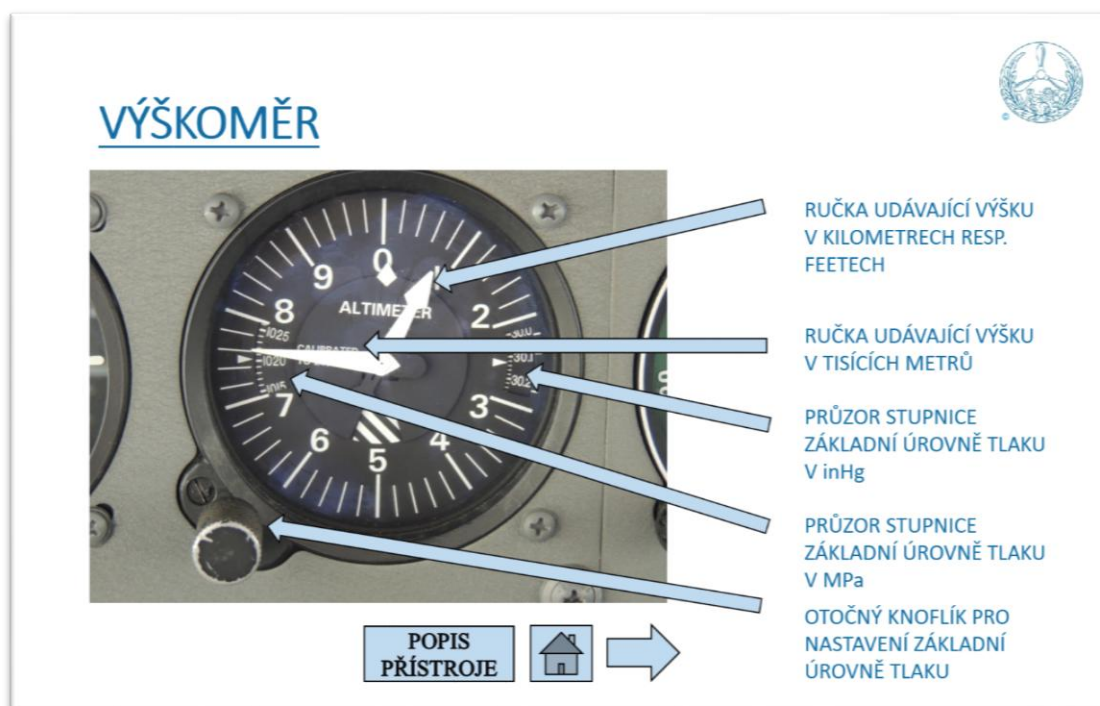
Obrázek 45. Prostředí MindManager10

Na rozdíl od dalších by však práce se snímky a schémata nebyla tak přehledná a jednoduchá, což je v tomto výukovém materiálu prakticky nezbytné. Vzhledem k uvedeným vlastnostem jsem ze selektovaných programů zvolil Microsoft PowerPoint ve verzi 2013, kde lze provádět operace potřebné pro výuku, jako je například použití odkazových polí a vkládání obrázků. Problém byl z počátku ve využití vývojářských funkcí Powerpointu, díky čemuž bylo těžké zhotovit program tak, aby nebylo možné volně se pohybovat po prezentaci, ale jen pomocí tlačítek.

Dále jsem využil funkcí animace, které PowerPoint nabízí. Animace jsem použil pro zvýraznění důležitých částí schémat a obrázků, jejich popisu nebo například k pochopení Q kódů. Animace jsou povětšinou spouštěny speciálním tlačítkem nazvaným popis přístroje, které zobrazí dané texty k obrázkům a schématům. Využil jsem také odkazových obrázků, jež jsou použity kolem palubních přístrojů Cessny 172. Ty odkazují na další části prezentace,

kde se rozbálí daný přístroj, na který uživatel programu kliknul. Například při výběru rychloměru je uživatel přenesen na část, kde se zobrazí přístroj s možností popisu přístroje, v další části pak schéma rychloměru, dělení rychlostí, které rychloměr zobrazuje a samotný princip a snímače rychloměru. Takto je využito mnoho odkazových obrázků, které byly přesně vytvořeny kolem přístrojů a spínačů na přístrojové desce Cessny 172.

U některých schémat a obrázků bylo nutné provést jejich úpravu nebo doplnění o důležité informace. Na dalším obrázku je možné vidět část programu, kde bylo využito zmíněných funkcí výše.



Obrázek 46. Část vytvořeného programu s využitím funkcí PowerPointu 2013

5.2 Vize výukového materiálu

Důležitým faktorem, který hrál již roli ve výběru programu, bylo pro mě zapojení zájemce o průkaz způsobilosti do výuky. Sám vím, že obyčejná prezentace, kdy slovem obyčejná myslím několik stránek textu proloženého obrázkem, k pochopení problematiky nestačí. Proto jsem postupoval v přípravě podkladů v souladu s učebními texty vydanými Akademickým nakladatelstvím CERM, které jsou dle mého názoru nejlepším učebním materiálem k nabytí znalostí pro získání zkoušek z daných modulů, a vytvořil tak prezentaci s méně textu a více obrázky, které zájemci o průkaz přiblíží daný přístroj. Vyučovaný si bude moci sám zvolit přístroj na úvodní straně, který ho přenese do detailu v další části prezentace. Samozřejmě jedním z nejlepších předpokladů pro vytvoření výukového materiálu by bylo znát otázky

k daným modulům. To ovšem není možné, jelikož databáze otázek není přístupná nepověřené osobě ani v případě, kdy jsem osobně vytvářel prezentaci pro organizaci dle Part 147 Nařízení (EU) č. 1321/2014. Sám jsem však složil zkoušky z daných modulů a zkušenosti z přípravy na jejich složení jsem se pokusil přenést do výukového programu. Proto jsem do jednotlivých částí programu vložil poznámky s důležitými informacemi pro složení zkoušek z daných modulů.

Důležité je také, aby samotná prezentace byla jednoduchá ve vzhledu, aby neodváděla pozornost od důležitého jádra problematiky. To znamená v první řadě omezené množství textu důležité k pochopení funkcí a principu. Předpokladem je prostudování materiálů v této práci. Dále jsem do práce zapojil větší množství schémat a obrázků, které jsem detailně popsal, včetně vlastních fotografií, které jsou detailně popsány ve výukovém programu. Tyto schémata a fotografie bude moci vyučující v prezentaci promítat a popisovat ze svých poznámek.

Součástí programu by mělo být autorství, aby výukový program nebylo možné zneužít. Proto je na každé straně programu vodoznak s logem ústavu letecké dopravy. Verze prvního programu je označena jako 1.0, jelikož program bude možné aktualizovat.

Ovládání programu by mělo být intuitivní. Po zapnutí programu, kdy proběhne představení programu, loga školy a společnosti DSA, se spustí hlavní menu programu. V tomto menu lze přes odkazy zjistit důležité informace o ovládání a podrobnostech programu, o zdrojích, jež k jeho vytvoření pomohly a v neposlední řadě odkaz na start programu. Po kliknutí na tlačítko start programu, odkáže prezentace uživatele na palubní tablo s přístroji Cessny 172, kde je možnost výběru přístroje, který bude danou lekci rozebírán. Odkazem se vyučující dostane na detail přístroje, jak je vysvětleno v kapitole 5.1.

Závěr

Cílem této práce bylo vytvořit výukový neboli tréninkový program pro výcvik údržby na elektronických přístrojových systémech. Když jsem začínal tvořit tuto bakalářskou práci, tak jsem pomalu nabýval teoretických i praktických znalostí z oblasti malých letounů typu Cessna 172 nebo Zlín 142. Začal jsem navštěvovat letiště Slaný, abych získal představu o konstrukci konkrétních přístrojů a doplnil tak nutnou praxi k dokončení průkazu způsobilosti technika údržby. Tato práce mne vedla k důkladnému studiu a konzultaci s piloty, abych pochopil, jak přístroje fungují, ale i jak se ovládají a jak je používat. Nejen díky tomu jsem nabyl mnoha vědomostí nejen o přístrojích, ale i souvisejících celcích, které jsem se pak snažil zakomponovat i do mnou tvořeného programu.

Nedílnou součástí programu je také teoretický základ zpracovaný v této bakalářské práci. Bylo nutné prostudovat a pročíst mnohé učební texty, jiné práce a odborné knihy, které slouží k podobnému účelu, abych měl dostatek podkladů a znalostí pro samotné vytvoření programu. Dále jsem zjišťoval, zda existuje podobný program pro výuku na tomto typu letounu, na Cessně 172, a žádný jsem nenašel. Existuje mnoho manuálů a webových stránek zaměřených na toto letadlo, ale zatím nebyl vytvořen ucelený, takto detailní program, zaměřený jak na údržbu a princip funkce jednotlivých konstrukčních částí, tak i na ovládání a indikaci na samotných přístrojích. Nejen toto pro mě byla velká motivace přinést do světa letectví takovýto program, který by mohl pomoci budoucím leteckým technikům i pilotům pochopit problematiku palubních přístrojů, která není v některých případech jednoduchá.

Vytvořil jsem tedy výukový program, který nabízí téměř devadesát stránek poznámek, textu, schémat a obrázků pro pochopení funkcí palubních přístrojů. Dalším možným pokračováním je rozšíření tohoto programu o aplikaci pro zkoušky techniků napsanou v programovacím jazyce C++, která by byla spouštěna v prostředí Windows. Obsahovala by kontrolní otázky na prozkoušení znalostí nabytých z mnou vytvořeného programu. Byla by tvořena databázi kontrolních otázek s výběrem možností a jejich vyhodnocení. Dále by bylo možné rozšířit program na další části letounu Cessny 172, a tak získat unikátní ucelený výukový program pro techniky, kteří budou na těchto Cessnách provádět údržbu.

Seznam použitých zdrojů

- [1] DRAXLER, Karel, Doc. Ing. a kolektiv, Studijní modul 11, Aerodynamika, konstrukce a systémy letounů, Akademické nakladatelství CERM s.r.o, Brno 2004, s 600
- [2] Maintenance training manual Cessna 172 Serie, Cessna Aircraft Company, Wichita 1985, s 639
- [3] Illustrated parts catalog Model 172R & 172S, Cessna Aircraft Company, Wichita 1997, s 1013
- [4] CAA Czech Republic, CAA-ST-092-4/07, Směrnice pro údržbu letadel, Praha 2013, s 49
- [5] *Přístroje pro sledování chodu motoru* [online] 18. 6. 2016
Dostupné z WWW: <<http://www.palba.cz/viewtopic.php?t=3344>>
- [6] TŮMA, Jiří, Ing., Letecké palubní přístroje, Naše vojsko – svaz pro spolupráci s armádou, Praha 1960, s 214
- [7] DRAXLER, Karel, Doc. Ing. a MARŠÁLEK, Josef, Ing., Studijní modul 14, Pohon, Akademické nakladatelství CERM s.r.o, Brno 2005, s 87
- [8] DRAXLER, Karel, Doc. Ing. a kolektiv, Studijní modul 5, Digitální technologie/elektronické přístrojové systémy, Akademické nakladatelství CERM s.r.o, Brno 2004, s 184
- [9] MIKULA, Jan, Ing. a MARŠÁLEK, Josef, Ing., Montáž a zkoušení leteckých výrobků, Skripta ČVUT Praha, Praha 1990, s 105
- [10] *Úvod. DSA a.s.* [online] 2. 8. 2016
Dostupné z WWW: <<http://dsa.cz/index.php/letecka-zachranna-sluzba/uvod>>
- [11] *Letecká záchranná služba. DSA a.s.* [online]. 2. 8. 2016
Dostupné z WWW: <<http://dsa.cz/index.php/letecka-zachranna-sluzba/uvod>>