

České vysoké učení technické v Praze
Fakulta elektrotechnická
Katedra měření

VYLEPŠENÝ SYSTÉM PRO MĚŘENÍ VÝŠKY

(Enhanced System for Altitude Measurement)

Disertační práce

Ing. Jan Auersvald

Praha, srpen, 2019

Doktorský studijní program: Elektrotechnika a informatika (P2612)
Studijní obor: Provoz a řízení letecké dopravy (3708V017)

Školitel: *doc. Ing. Karel Draxler, CSc.*

Školitel specialista: *Ing. Martin Šipoš, Ph.D.*

Poděkování:

Tímto bych rád poděkoval své rodině za lásku a podporu, pracovním kolegům a přátelům za trpělivost a ochotu. Dále bych rád poděkoval doc. Ing. Karlu Draxlerovi, CSc. a Ing. Martinu Šipošovi, Ph.D. za rady a čas při vedení mé práce a všem nejmenovaným za jakoukoliv podporu, poskytnutou během vypracování této práce.

Čestné prohlášení:

Prohlašuji, že jsem svou disertační práci vypracoval samostatně a v předložené práci důsledně citoval použitou literaturu.

Praha dne

Podpis

Název práce: Vylepšený systém pro měření výšky

Autor: Ing. Jan Auersvald

Katedra: Katedra měření, Fakulta elektrotechnická, České vysoké učení technické v Praze

Vedoucí práce: doc. Ing. Karel Draxler, CSc., Katedra měření

Anotace: Tato disertační práce se zabývá rozбором a návrhem možných zlepšení u některých metod měření výšky. Cílem těchto zlepšení je získání návrhu vylepšeného elektronického systému pro měření výšky, který by v porovnání se současnými měřicími systémy dosahoval vyšších kvalit měření, při snížených nákladech na jeho realizaci. Tím by mohlo být dosaženo vyššího rozšíření těchto elektronických systémů zejména v kategorii letadel všeobecného letectví, kde by tyto navržené systémy dodávaly těmto letadlům, v porovnání se současnými měřicími systémy, přesnější informace o stavu letu. To bylo také hlavní motivací při volbě tématu této disertační práce. Disertační práce se po úvodním teoretickém rozboru řešené problematiky zabývá ve své první části zejména možnostmi zlepšení kvality měření u systémů založených na barometrickém principu měření výšky. K tomu využívá netradičního použití diferenčního snímače pro měření hodnoty tlaku vzduchu, na které je barometrický princip měření výšky založen. Dále je rozebrána možnost korigování modelu Mezinárodní standardní atmosféry (MSA) na základě změřeného reálného stavu atmosféry. To přináší možnost použití barometrického principu, který podle tohoto modelu přepočítává změřený tlak na výšku, i do aplikací, kde to bylo dříve problematické. V další části práce je popsán návrh vylepšeného systému pro měření výšky, provedený na základě zjištěných poznatků, využívající diferenční snímač tlaku a barometrický princip s korigovaným výpočetním modelem MSA. Nastíněn je také princip využití fúze změřených údajů z jednotlivých částí systému, navržených původně pouze pro pomocné funkce v systému, který může přinést další zlepšení celkové kvality měření navrženým systémem. V závěru práce je popsána experimentální realizace navrženého systému a ověření její funkce v laboratorních podmínkách i při skutečném letu. Práce je pak zakončena shrnutím splněných cílů této práce a základních dosažených výsledků experimentální realizace navrženého systému.

Klíčová slova: barometrický princip, měření výšky, diferenční sensor tlaku, model Mezinárodní standardní atmosféry, fúze dat

Title: Enhanced System for Altitude Measurement

Author: Ing. Jan Auersvald

Department: Department of Measurement, Faculty of Electrical Engineering, Czech Technical University in Prague

Supervisor: doc. Ing. Karel Draxler, CSc., Department of Measurement

Abstract: This doctoral thesis deals with an analysis and design of possible improvements in some methods of altitude measurement. The goal of these improvements is to design an Enhanced Electronic System for Altitude Measurement which – in comparison with the existing systems – could secure achievement of better quality of measurement and reduction of realization costs. This might lead to wider usage of these electronic systems, especially in the category of General Aviation airplanes, where these systems would provide more accurate information about the course of flight to these aircraft than the existing systems. This was also the main motivation for the choice of the doctoral thesis topic.

After the initial theoretical analysis of the problems being solved herein, the first section of this doctoral thesis deals especially with a possible improvement of the qualities of measurement systems based on the barometric principle of altitude measurement. The improvement is achieved by innovative usage of differential pressure sensors for measurement of the value of air pressure on which the barometric principle is based. Further on, the possibility of correction of the International Standard Atmosphere (ISA) model based on the state of the real atmosphere is considered. This brings a possibility to use the barometric principle, which uses the ISA model to recalculate the value of pressure to the value of height, in applications where it used to be problematic. Further on in the thesis the design of the Enhanced System for Altitude Measurement based on all the available knowledge is described. This system is based on the differential pressure sensor and uses barometric principle with a corrected ISA model. Also the principle of utilization of the fusion of values measured in the individual parts of the system originally designed only for some auxiliary operations is outlined here as it may lead to further improvement of the overall quality of measurement by the designed system. At the end of the thesis an experimental realization of the designed system is described together with verification of its function both in laboratory condition and during a real flight. The thesis is concluded by a summary of the fulfilled goals of the thesis and the achieved performance results of the experimental realization of the designed system.

Keywords: barometric principle, height measurement, differential pressure sensor, International Standard Atmosphere Model, data fusion

Seznam použitých zkratek:

EFIS	Electronic Flight Instrument System
ADC	Air Data Computer
CRT	Cathode Ray Tube
LCD	Liquid Crystal Display
GA	General Aviation
RC	Radio Controlled
GPS	Global Positioning System
FAA	Federal Aviation Administration
AMSL	(Altitude) Above Mean Sea Level
AGL	(Height) Above Ground Level
FL	Flight Level
RA	Radio Altitude
MSA=ISA	International Standard Atmosphere
ICAO	International Civil Aviation Organisation
EASA	European (Union) Aviation Safety Agency
A/D	Analog to Digital Converter
ADIRU	Air Data Inercial Reference Unit
NMEA	National Marine Electronics Association

Obsah:

1)Úvod	
1.1)Zařízení pro sledování stavu a průběhu letu	9
1.2)Motivace a volba tématu práce	9
2)Teoretický rozbor	
2.1)Výška a její měření v letectví	11
2.1.1)Definice výšky	11
2.1.2)Základní principy měření výšky v letectví	13
2.2)Vertikální rychlost a její měření v letectví	15
2.2.1)Definice vertikální rychlosti	15
2.2.2)Základní principy měření vertikální rychlosti v letectví	16
2.3)Barometrické měření výšky	16
2.3.1)Mezinárodní standardní atmosféra	16
2.3.2)Základní parametry MSA	17
2.3.3)Odvození barometrické rovnice	19
2.3.4)Vliv použití MSA na přesnost určení výšky	22
2.4)Požadované přesnosti měření výšky a vertikální rychlosti v letectví	26
2.5)Měření tlaku vzduchu	27
2.5.1)Kategorie snímačů tlaku podle použité tlakové reference	28
2.5.2)Kategorie snímačů tlaku podle způsobů měření deformace membrány	30
2.5.3)Kategorie snímačů tlaku podle typu výstupu	33
3)Současný stav problematiky	35
3.1)Stručná historie vývoje výškoměrů a variometrů	35
3.2)V současnosti využívané výškoměry a systémy pro měření výšky	38
4)Cíle disertační práce	41
5)Barometrické měření výšky pomocí diferenčního snímače tlaku	42
5.1)Vlastnosti absolutního a diferenčního snímače tlaku při použití pro barometrické měření výšky	42
5.2)Návrh modulu pro barometrické měření výšky s využitím diferenčního snímače tlaku	44
5.3)Kompenzace „principiálních“ nevýhod navrženého diferenčního modulu	47
5.4)Návrh pomocného modulu	49
5.4.1)Pomocný modul založený na absolutním snímači tlaku	50
5.4.2)Pomocný modul založený na přijímači GPS	51
5.4.3)Pomocný modul založený na diferenčním snímači tlaku	52
5.4.4)Pomocný modul založený na inerčním systému	54
5.4.5)Zhodnocení rozboru koncepcí pomocných modulů	55
6)Vylepšený systém pro měření výšky	56
6.1)Návrh vylepšeného systému pro měření výšky	56
6.2)Korekce modelu MSA na základě reálného stavu atmosféry	58
6.3)Zvýšení přesnosti měření navrženého systému pomocí fúze dat	60

7) Experimentální realizace	64
7.1) Výběr snímačů tlaku pro diferenční a pomocný modul	64
7.2) Realizace diferenčního modulu	65
7.3) Realizace pomocného modulu založeného na absolutním snímači tlaku	66
7.4) Realizace pomocného modulu založeného na GPS přijímači	66
7.5) Realizace vylepšeného systému pro měření výšky	67
7.6) Realizace programového vybavení	67
7.6.1) Programové vybavení diferenčního modulu	67
7.6.2) Programové vybavení pomocného modulu s absolutním snímačem	69
7.6.3) Programové vybavení pomocného GPS modulu	70
7.6.4) Programové vybavení hlavní výpočetní jednotky	70
8) Ověření experimentální realizace	72
8.1) Ověření diferenčního modulu	72
8.2) Ověření pomocného modulu založeného na absolutním snímači tlaku	74
8.3) Ověření vylepšeného systému pro měření výšky v laboratorních podmínkách	77
8.4) Ověření vylepšeného systému pro měření výšky v reálných podmínkách	79
9) Závěr	82
9.1) Obsahové shrnutí práce	82
9.1) Celkové zhodnocení navrženého vylepšeného systému pro měření výšky	82
9.2) Splnění cílů disertační práce	83
10) Seznam publikací	85
10.1) Publikace související s disertační prací	85
10.1.1) Impaktované časopisy	85
10.1.2) Ostatní	85
10.2) Publikace nesouvisející s disertační prací	85
10.2.1) Impaktované časopisy	85
10.2.2) Ostatní	85
11) Použitá literatura	87
11) Použité obrázky	92

1)Úvod

Tato práce s názvem Vylepšený systém pro měření výšky (Enhanced System for Altitude Measurement) se zabývá nalezením a prověřením možných vylepšení některých způsobů měření výšky a vertikální rychlosti za účelem možného zvýšení kvality měření a snížení nákladů nutných k výrobě systémů založených na těchto vylepšených způsobech. Důvody pro volbu tohoto tématu pak rozebírají následující úvodní podkapitoly.

1.1)Zařízení pro sledování stavu a průběhu letu

Již od počátku letectví jsou letadla i další létající prostředky vybavovány zařízeními pro sledování stavu a průběhu letu. Mezi nejstarší a nejzákladnější zařízení pak patří přístroje pro měření výšky, tzv. výškoměry a přístroje pro měření vertikální rychlosti, tzv. variometry. Výškoměr a variometr, doplněný o přístroj pro měření vzdušné rychlosti-rychloměr, pak tvoří základní trojici přístrojů, kterou je možné v určité formě nalézt jak v historickém dvouplošníku, tak v moderním ultralightu, či současném dopravním letounu (viz. obr. 1/1) a která poskytuje základní trojici údajů o průběhu letu (výšku, vertikální rychlost, vzdušnou rychlost). Dle současných předpisů je přítomnost trojice těchto letových údajů během letu navíc povinná a každé v současnosti provozované letadlo nebo pilotované zařízení musí mít tedy na své palubě přístroje, nebo systém, které tyto letové údaje poskytují.

Konstrukce výškoměru, variometru a rychloměru prošla společně s letectvím dlouhým vývojem a řadou proměn, které jsou shrnuty v kapitole 3.1. S ohledem na téma této práce však bude dále pojednáváno jen o historii výškoměrů a variometrů.



Obr. 1/1-Příklad umístění základní trojice přístrojů (1-výškoměr, 2-variometr, 3-rychloměr)

1.2)Motivace a volba tématu práce

Důsledkem historického vývoje (viz. kapitola 3.1), který již autor této práce posledních 15

let sám aktivně sleduje, bylo způsobeno, že moderní elektronické systémy (EFIS) a přístroje v kategorii všeobecného letectví stále nedosáhly rozšíření a kvalit systému a přístrojů, které jsou již více jak 30 let dostupné v kategorii vojenských a dopravních letadel. Hlavní příčinou je cena, následná snaha o její snížení pak ovlivňuje i dosahované výkonové možnosti těchto systémů.

V případě bezpilotních prostředků je pak mnohdy nutné volit značný kompromis mezi kvalitou systému pro měření výšky a vertikální rychlosti a výslednou cenou prostředků, vybaveného tímto systémem.

Na základě tohoto poznání, autorova (studijně) odborného zaměření na aerometrické přístroje a získáním pozitivních zkušeností s alternativními možnostmi měření barometrického tlaku během tvorby své diplomové práce, se autor při volbě tématu této práce rozhodl prozkoumat zejména využití těchto alternativních možností měření barometrického tlaku ale i dalších technik pro možné vylepšení způsobů měření výšek a vertikálních rychlostí.

Průzkum je zaměřen zejména na oblast společných měřících jednotek určených pro kategorii všeobecného letectví a případně i bezpilotních prostředků za účelem možného zvýšení kvality měření a snížení nákladu nutných k výrobě systémů založených na těchto vylepšených způsobech. Po poradě s vedoucím této práce a schválením oborou radou bylo zvoleno téma s výše uvedeným názvem Vylepšený systém pro měření výšky.

2) Teoretický rozbor

Pro snazší popis problematiky uvedené v dalších částech této práce je nutné nejprve definovat a vysvětlit některé dále používané základní pojmy (a vztahy mezi nimi), principy a s nimi spojené konstrukční prvky.

2.1) Výška a její měření v letectví

Výška a možné způsoby jejího určování jsou základním předmětem výzkumu popisovaným v této práci.

2.1.1) Definice výšky

Výška je jako veličina dle platných norem obecně definována jako svislá vzdálenost referenčního bodu (např. těžiště letadla) od určité vztažné (základní) úrovně. Za určující svislici je pak považována siločára zemského gravitačního pole, která zároveň prochází referenčním bodem a bodem, který je součástí vztažné úrovně [1].

Z pohledu matematického zápisu je pak možné výše uvedenou definici zapsat v základním tvaru (uvažujeme konstantní gravitační zrychlení) jako tzv. geometrickou výšku:

$$H_g = \int_0^{H_g} dh \quad (2.1.1)$$

kde

H_g je geometrická výška

dh diferenciál výšky

V případě, že zohledníme proměnnost gravitačního zrychlení v závislosti na výšce a pro danou zeměpisnou šířku získáme tzv. geopotenciální výšku ve tvaru:

$$H_p = \int_0^{H_p} \frac{g(h)}{g(0)} dh \quad (2.1.2)$$

kde

H_p je geopotenciální výška

$g(h)$ gravitační zrychlení ve výšce h

$g(0)$ gravitační zrychlení pro $h=0$ (vztažnou úroveň) a danou zeměpisnou šířku

dh diferenciál výšky

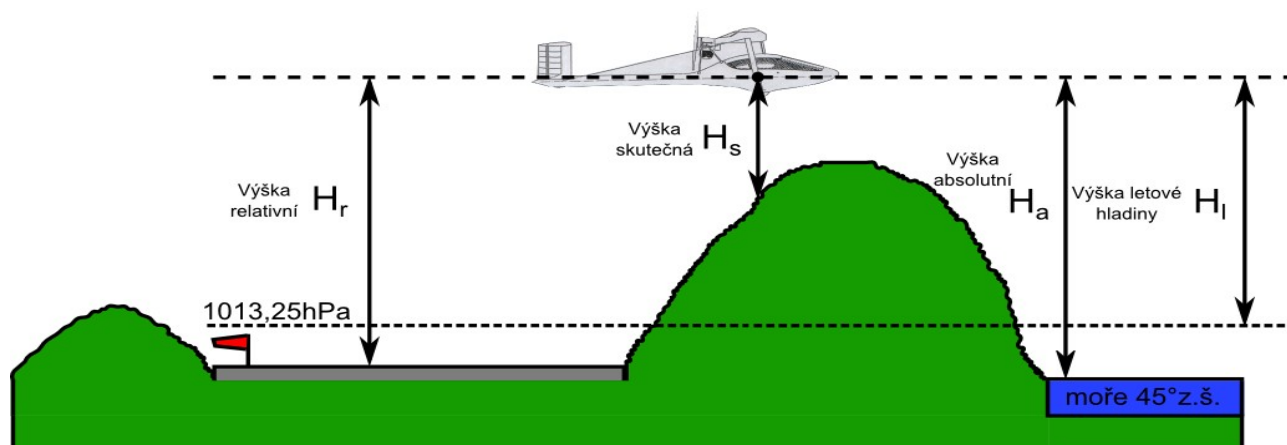
Pro rozsahy výšek (0-10km) a severní šířky ($<\pm 70^\circ$) uvažované v této práci jsou však rozdíly při určení výšky dle vztahu (2.1.1) a (2.1.2) minimální a pro další úvahy je použita definice

geometrické výšky dle základní rovnice (2.1.1). (při uvažování dohodnutého normálního tíhového zrychlení $g=9,81\text{ms}^{-2}$.), která bude dále označována jako H , případně bude doplněna příslušným dolním indexem (viz. dále) [2], [3].

Pro oblast letectví je pak významnější definice výšek podle typu vztažné (základní) úrovně, ke které je výška vztahována. Rozlišujeme následující definice výšky dle vztažné hladiny, které jsou dále znázorněny na obr. 2/1 [2],[4]:

- **výška absolutní H_a** -je vztahována k vztažné úrovni, kterou je hladina moře na 45° zeměpisné šířky. V letecké terminologii se tato výška označuje mezinárodní značkou QNH, v anglickém názvosloví je pak označována jako Altitude above mean sea level, zkráceně se za udanou číselnou hodnotou připojuje zkratka AMSL.
- **výška relativní H_r** -je vztahována k vztažné úrovni, kterou může být libovolně zvolený bod (místo) na zemi. Zpravidla jde o místo počátku měření výšky, v letectví tedy zpravidla referenční bod vzletové/přistávací dráhy. V letecké terminologii se tato výška označuje mezinárodní značkou QFE, v anglickém názvosloví pak jako Height above ground level, zkráceně se za udanou číselnou hodnotou připojuje zkratka AGL.
- **výška letové hladiny H_l** -je vztahována k vztažné úrovni, kterou je bod (hladina) atmosféry s atmosferickým tlakem rovným $1013,25\text{hPa}$. V letecké terminologii se tato výška označuje mezinárodní značkou QNE, v anglickém názvosloví jako Flight level, zkráceně se označuje zkratkou FL s následně udanou číselnou hodnotou. Oproti předchozím definovaným výškám se pak v leteckém provozu užívá při této definici výšky pouze hodnot ve stovkách stop, které jsou předávány ve zkráceném formátu, např. výška letové hladiny $H_l=30000\text{stop}$ je vyjadřována jako FL300.
- **výška skutečná H_s** -je vztahována k vztažné úrovni, kterou je bod (místo) na zemi, kterým aktuálně prochází svislice definovaná výše a procházející zároveň referenčním bodem (letadlem). V anglickém názvosloví se tato výška nepřesně označuje jako tzv. Radio altitude podle metody, kterou se v letectví nejčastěji určuje. Zkráceně se za udanou číselnou hodnotou připojuje zkratka RA.

Mimo výše uvedených definic existují ještě další definice výšek dle dalších typů vztažných hladin, např. tlaková, teplotní, hustotní. Pro potřeby této práce však nebudou tyto definice výšek využity.



Obr. 2/1-Znázornění jednotlivých definic výšek dle typu vztažné (základní) úrovně

2.1.2) Základní principy měření výšky v letectví

V letectví se používají následující principy, které umožňují měření vždy určité definice výšky uvedené výše [1], [2], [5], [6], [7], [8]:

- **barometrická metoda**-princip této metody vychází ze zjištěné a popsané závislosti změny statického absolutního atmosferického tlaku vzduchu (dále jen tlaku vzduchu) se změnou výšky. Měření výšky je pak tedy založeno na měření změny tlaku vzduchu pomocí vakuované tlakoměrné krabice (aneroidu) nebo v současnosti pomocí elektronického tlakového senzoru. Tyto změřené změny tlaku vzduchu jsou pak přepočítány pomocí výše zmíněné známé závislosti na hodnotu výšky. Podle zvolené (přednastavené) hodnoty referenčního statického absolutního atmosferického tlaku vzduchu (dále jen referenčního tlaku vzduchu), vůči které se změny tlaku posuzují pak odpovídá přepočet:

 - *výšce absolutní H_a* -pokud byla hodnota referenčního tlaku vzduchu nastavena na hodnotu aktuálního tlaku vzduchu v dané oblasti přepočteného na hladinu moře na 45° zeměpisné šířky
 - *výšce relativní H_r* -pokud byla hodnota referenčního tlaku vzduchu nastavena na hodnotu aktuálního tlaku vzduchu ve zvoleném bodě představujícím vztažnou úroveň
 - *výšce letové hladiny H_l* -pokud byla hodnota referenčního tlaku vzduchu nastavena na hodnotu 1013,25hPa.

Barometrická metoda tedy umožňuje měření výšek H_a , H_r , H_l v rozsahu cca. 0-20km. Využívá se k měření ve všech oblastech letectví.

- **radiová (elektrická) metoda**-je založena na měření časového zpoždění mezi vysláním a příjmem vysokofrekvenčních elektromagnetických vln, které se po svém vyslání k zemskému povrchu odrazí zpět k měřicímu zařízení (letadlu). Ze známe rychlosti šíření elektromagnetických vln a změřeného časového zpoždění je pak možné určit skutečnou výšku H_s měřicího zařízení (letadla) nad zemí v rozsahu cca. 0-1000m. Radiová metoda se využívá u větších letadel k měření skutečné výšky během vzletu a přistání těchto letadel.
- **inerciální metoda**-je založena na měření vertikálního zrychlení pomocí akcelerometru, ze kterého je po kompenzaci a odečtení gravitačního zrychlení dvojitou integrací určen údaj relativní výšky H_r teoreticky v neomezeném rozsahu. Relativní výška je pak vztažena ke vztažné úrovni, odpovídající bodu, ve kterém bylo zahájeno měření vertikálního zrychlení. Inerciální metoda se využívá u větších letadel jako doplňková (záložní) metoda měření k základní barometrické metodě.
- **satelitní metoda**-je založena na měření časového zpoždění mezi vysláním elektromagnetických signálů od skupiny satelitů, různě umístěných na oběžné dráze Země a příjmem těchto signálů přijímačem. Z určených časových zpoždění jednotlivých signálů je pak možné určit polohu přijímače včetně jeho absolutní výšky H_a , případně skutečné výšky H_s (pokud jsou k dispozici podklady pro určení nadmořské výšky zemského povrchu v určené poloze přijímače) v rozsahu cca. 0-100km. Satelitní metoda se užívá ve všech oblastech letectví jako doplňková (záložní) metoda měření k základní barometrické metodě.
- **parametrická metoda**-je založena na měření hustoty vzduchu pomocí ionizujícího záření. Hustota vzduchu je pak na základě zjištěné a popsané závislosti převáděna na hodnotu absolutní výšky H_a v rozsahu cca. 20-80km. Parametrická metoda se užívá u speciálních letadel s velkým dostupem pro měření absolutních výšek při jejich letu ve vyšších partiích atmosféry.
- **optická metoda**-je založena na měření úhlu mezi dvěma body na zemském povrchu, které jsou od sebe ve známé vzdálenosti. Se znalostí této vzdálenosti a změřeného úhlu je pak možné triangulací určit skutečnou výšku H_s . Optická metoda se užívá ve zvláštních případech jako reference při cejchování systémů pro měření výšky, založených na jiných metodách.

Podle zvoleného tématu této práce a pro své největší rozšíření se pak uvažuje pro měření výšky v této práci nejčastěji využívat barometrickou metodu, která je dále detailně rozvedena v následujících kapitolách.

2.2) Vertikální rychlost a její měření v letectví

Vertikální rychlost je další veličinou, která je předmětem výzkumu popisovaném v této práci.

2.2.1) Definice vertikální rychlosti

Vertikální rychlost je odvozenou veličinou vycházející z veličiny výšky, kterou je možné definovat jako časovou derivaci výšky a matematicky ji zapsat v základním tvaru [2], [6]:

$$v_y = \frac{dh}{dt} \quad (2.2.1)$$

kde

v_y je vertikální rychlost
 dh diferenciál výšky
 dt diferenciál času

Pro účely zpracování v současných číslicových systémech se pak zpravidla používá upravená definice vertikální rychlosti jako diference výšky za danou konstantní diferenci času, kterou je možné matematicky zapsat ve tvaru:

$$v_y = \frac{h_{(t+\Delta t)} - h_{t1}}{\Delta t} \quad (2.2.2)$$

kde

v_y je vertikální rychlost
 $h_{(t+\Delta t)}$, h_{t1} hodnoty výšky v daných časech
 Δt konstantní diference času

V oblasti systémů určených pro použití v kluzácích je pak navíc velikost diference času volitelná jako parametr (dle aktuálního režimu letu kluzáku). Určovaná diference výšky se pak nazývá tzv. parametrickou vertikální rychlostí, kterou je možné ze vztahu (2.2.2) formálně matematicky přepsat do tvaru [6]:

$$v_{yp} = \frac{h_{(t+t_p)} - h_{t1}}{t_p} \quad (2.2.3)$$

kde

v_{yp} je parametrická vertikální rychlost
 $h_{(t+t_p)}$, h_{t1} jsou hodnoty výšky v daných časech
 t_p volitelná diference času (1-5s)

2.2.2) Základní principy měření vertikální rychlosti v letectví

V letectví se používají následující principy měření vertikální rychlosti [2], [6], [7]:

- **tlaková metoda**-využívá převodu vertikální rychlosti na diferenci (rozdíl) tlaku vzduchu pomocí zvláštního pneumaticko-mechanického zařízení, tzv. kapiláry a vyrovnávacího objemu. Diference tlaku vzduchu je pak měřena diferenční tlakoměrnou krabicí, nebo pomocí tzv. křídélkového diferenčního tlakoměru (variometru). Měřená vertikální rychlost pak odpovídá definici dle vztahu (2.2.1). Tato metoda se používá v klasickém mechanických přístrojích starších letounů a kluzáků.
- **výpočtová metoda**-je založena na určování vertikální rychlosti výpočtem difference (rozdílu) výšky za danou diferenci času dle vztahů (2.2.2) a (2.2.3). Informace o změnách výšky jsou získávány ze systému pro měření výšky. Výpočtová metoda se používá v moderních elektronických systémech ve všech oblastech letectví.
- **inerciální metoda**-je založena na shodném principu jako inerciální metoda měření výšky, s tím rozdílem, že zpracovaný údaj s akcelerometru je integrován pro určení vertikální rychlosti pouze jednou. Tato metoda se používá ve zvláštních případech u větších letadel.
- **vektorová metoda**-využívá určení vertikální rychlosti výpočtem ze změřené skutečné vzdušné rychlosti letadla a jeho polohových úhlů. Využívá se pouze ve zvláštních případech.

S ohledem na zvolené téma této práce se pak uvažuje pro měření vertikální rychlosti použití výpočtové metody, která by využívala informace ze systému pro měření výšky.

2.3) Barometrické měření výšky

Při používání barometrické metody, se pro výpočet výšky ze změřené změny statického absolutního atmosférického tlaku vzduchu využívá některá z forem tzv. barometrické rovnice. Ta matematicky popisuje již výše zmíněnou a využívanou známou závislost mezi změnou tlaku vzduchu a změnou výšky. Při odvození této rovnice se pro její přijatelně složitě vyjádření, využitelné v praxi, předpokládá v oblasti jejího použití platnost tzv. Mezinárodní standardní atmosféry (MSA) [2], [7], [9].

2.3.1) Mezinárodní standardní atmosféra

Mezinárodní standardní atmosféra (MSA), v anglické terminologii rovněž označovaná jako International standard atmosphere (ISA) je model průměrného chování zemské atmosféry, nezávislý na místě a ročním období. Získán byl na základě rozsáhlých dlouhodobých měření prováděných na začátku 50. let 20. století pod záštitou mezinárodní organizace pro civilní letectví ICAO.

První verze pochází z roku 1952, poslední aktualizace tohoto modelu proběhla v roce 1993. Model zavádí základní parametry a konstanty atmosféry a stanovuje průběh teploty a rychlosti zvuku v atmosféře se změnou výšky.

Na základě mezinárodních dohod se tento model závazně používá v letectví při všech aplikacích využívajících pro své měření parametry a veličiny okolní atmosféry. Díky tomu jsou pak všechny takové výsledky měření, získávané z různých systémů a v různých situacích, určovány na základě stejné metodiky a je možné je mezi sebou spolehlivě porovnávat, či jinak zpracovávat. V letecké praxi pak použití modelu MSA přispívá zejména k bezpečnosti, kdy přístroje a systémy na palubách jednotlivých letadel (výškoměry, rychloměry,...) pak zobrazují shodné hodnoty při shodných parametrech letu. [9], [10].

2.3.2) Základní parametry MSA

Stanoveny byly tyto základní parametry (hladina moře na 45° zem. Šířky) [2], [11], [12]:

- absolutní tlak vzduchu $p_0=101325\text{Pa}$ (29,921in Hg, 760mm Hg)
- teplota vzduchu $T_0=15^\circ\text{C}$ (288,15K)
- hustota vzduchu $\rho_0=1,2250\text{kgm}^{-3}$
- gravitační zrychlení $g_0=9,80665\text{ms}^{-2}$

Dále byly stanoveny tyto základní konstanty:

- universální plynová konstanta $R_p=8314,32\text{JK}^{-1}\text{kmol}^{-1}$
- molekulová váha vzduchu $M_v=28,9644\text{kgkmol}^{-1}$

Je uvažováno konstantní gravitační zrychlení (nezávislé na výšce) odpovídající hodnotě g_0 .

Vzduch je uvažován jako ideální plyn a vztah mezi jeho tlakem, objemem, teplotou a množstvím se řídí tzv. stavovou rovnicí ideálního plynu ve tvaru [11]:

$$pV = nR_p T \quad (2.3.1)$$

kde

p	je tlak plynu
V	objem plynu
n	počet molových jednotek v objemu V
T	teplota plynu
R_p	universální plynová konstanta

Průběh teploty vzduchu se změnou výšky byl stanoven jako [11]:

$$T(H) = T_0 + \tau H \quad (2.3.2)$$

kde

H je výška
T(H) teplota vzduchu ve výšce H
T₀ teplota vzduchu na hladině moře
τ teplotní koeficient

Teplotní koeficient τ byl pak stanoven na:

- $\tau = -6,5 \cdot 10^{-3} \text{K} \cdot \text{m}^{-1}$ pro H=0-11000m
- $\tau = 0$ pro H=11000-20000m
- $\tau = 1 \cdot 10^{-3} \text{K} \cdot \text{m}^{-1}$ pro H=20000-32000m

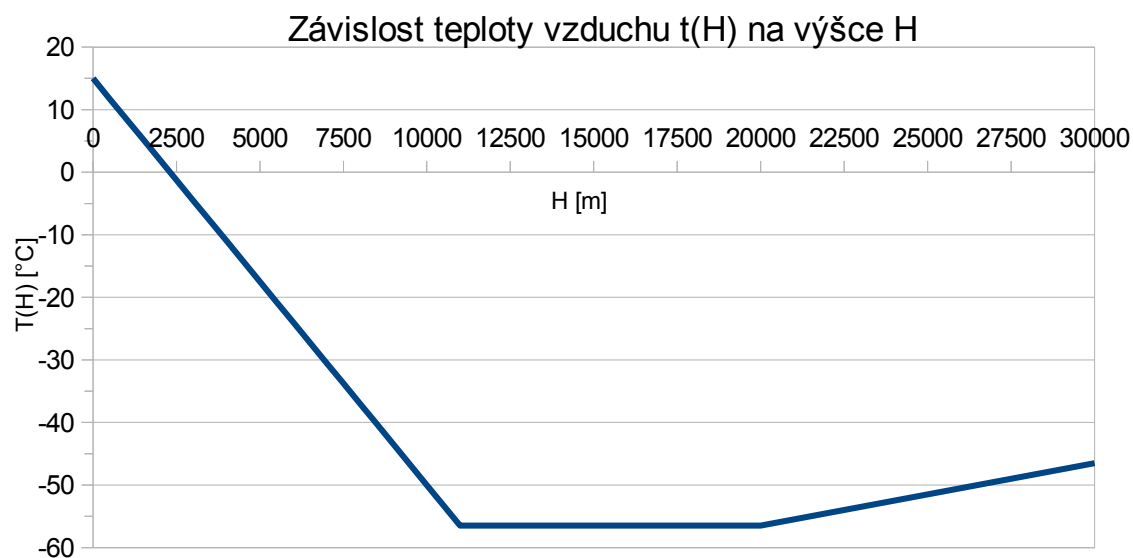
Průběh teploty vzduchu se změnou výšky je znázorněn na obr. 2/2.

Rychlost zvuku byla stanovena jako [11]:

$$v_z = 20,046 \sqrt{T} \quad (2.3.3)$$

kde

T je absolutní teplota vzduchu

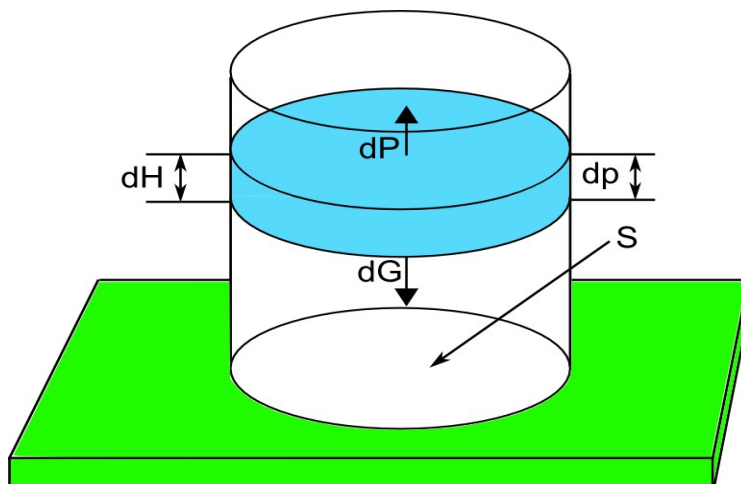


Obr. 2/2-Znázornění průběhu teploty vzduchu se změnou výšky dle MSA.

2.3.3) Odvození barometrické rovnice

Odvození barometrické rovnice vychází z následující představy zobrazené na obr. 2/3, platnosti MSA a dále konstantního gravitačního zrychlení popsané [2], [9], [11].

Pokud máme sloupec vzduchu, který se vertikálně nepohybuje (je v klidu), nedochází k žádné výměně jeho molekul s okolím a nepůsobí na něj žádná další vnější síla, musí pro každou jeho myšlenou vrstvu (element) o tloušťce dH platit rovnováha mezi tíhovou a „vztlakovou“ silou, působící na tuto vrstvu, kterou je možné vyjádřit jako [2]:



Obr. 2/3-Model sloupce vzduchu uvažovaný při odvození barometrické rovnice

$$dG + dP = \rho g S dH + S dp = \rho g dH + dp = 0 \quad (2.3.4)$$

kde

- dG je tíhová síla působící na vrstvu (element) sloupce vzduchu způsobená vahou vrstvy vzduchu
- dP „vztlaková síla“ působící na vrstvu (element) sloupce vzduchu daná rozdílem tlaků mezi místem spodní a horní hranice vrstvy
- ρ hustota vzduchu
- $g = g_0$ gravitační zrychlení
- S průřez sloupce vzduchu
- dH tloušťka vrstvy (elementu) sloupce vzduchu
- dp rozdíl tlaku mezi místem spodní a horní hranice vrstvy

Hustota vzduchu ρ je závislá na teplotě a tlaku vzduchu a její závislost je možné ze stavové rovnice ideálního plynu (2.3.1), rozšířené pro obecné množství plynu a následnými úpravami postupně vyjádřit ve tvaru [11]:

$$pV = nR_p T = \frac{m}{M_v} R_p T \Rightarrow p = \frac{m}{V} \frac{R_p T}{M_v} = \rho \frac{R_p T}{M_v} \Rightarrow \rho = \frac{p M_v}{R_p T} \quad (2.3.5)$$

kde

- m je hmota vzduchu
- M_v molekulová váha vzduchu

Součin hustoty a tíhového zrychlení ρg , tzv. měrnou tíhu je pak možné úpravou rovnice (3.5) vyjádřit jako [11]:

$$\rho g = \frac{p M_v}{R_p T} g = \frac{p}{T} \frac{M_v g}{R_p} = \frac{p}{T} \frac{1}{R} \quad (2.3.6)$$

kde $R = R_p / (M_v g)$ je upravená plynová konstanta

Dosazením rovnice (2.3.6) do základní rovnice (2.3.4), separací proměnných a vyjádřením funkční závislosti tlaku a teploty na výšce dostaneme vztah [2]:

$$\frac{p}{TR} dH + dp = 0 \Rightarrow \frac{dp}{p} = -\frac{dH}{TR} \Rightarrow \frac{dp}{p(H)} = -\frac{dH}{T(H)R} \quad (2.3.7)$$

Pro vyjádření závislosti teploty na výšce je možné využít rovnici (2.3.2), po jejímž dosazení do rovnice (2.3.7) získáme vztah [2]:

$$\frac{dp}{p(H)} = -\frac{dH}{(T_0 + \tau H)R} \quad (2.3.8)$$

Ten odpovídá základní diferenciální rovnici pro závislost tlaku vzduchu na výšce. Po substituci za $(T_0 + \tau H)$ a obecném řešení této rovnice získáme tvar [2]:

$$[\ln p(H)]_{p(0)}^{p(H)} = -\frac{1}{R\tau} [\ln (T_0 + \tau H)]_0^H \quad (2.3.9)$$

kde $p(H)$ je statický absolutní atmosferický tlak vzduchu ve výšce H nad příslušnou vztáznou úrovní
 $p(0)$ referenční statický absolutní atmosferický tlak vzduchu, tj. tlak vzduchu v místě příslušné vztázné úrovně (v nulové výšce)

Do tohoto tvaru po dosazení mezí a úpravě získáme závislost tlaku vzduchu na výšce (barometrickou rovnici) ve tvaru [2]:

$$p(H) = p(0) \left[\frac{T_0}{T_0 + \tau H} \right]^{\frac{1}{R\tau}} \quad (2.3.10)$$

Úpravou rovnice (2.3.10) je pak možné získat tvar barometrické rovnice pro výpočet výšky ze známých hodnot tlaku vzduchu (v dané výšce) a referenčního tlaku vzduchu jako [2]:

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - 1 \right] \quad (2.3.11)$$

Pro účely výpočtů v dalších částech této práce je možné rovnici (2.3.11) upravit dále pro případ, že tlak vzduchu v dané výšce je vyjádřen jako diference (rozdíl) tlaku oproti referenčnímu tlaku vzduchu. Rovnice pak po úpravě získá tvar [2]:

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(0) + p(H) - p(0)} \right)^{R\tau} - 1 \right] = \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(0) + p_d} \right)^{R\tau} - 1 \right] \quad (2.3.12)$$

kde

$p_d = p(H) - p(0)$ je diference (rozdíl) mezi tlakem vzduchu ve výšce H a referenčním tlakem vzduchu

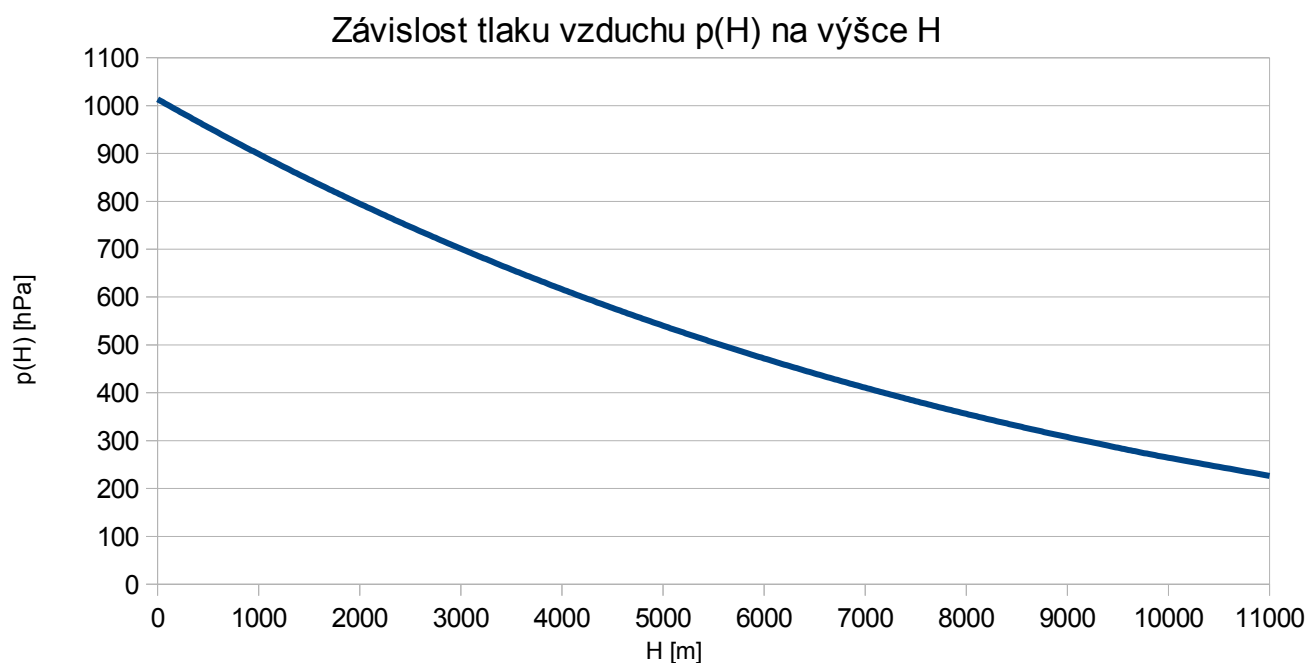
Dosazením konstant a parametrů MSA pro rozsah výšek uvažovaných v této práci (0-5km) je možné vyjádření (2.3.10), (2.3.11) a (2.3.12) barometrické rovnice upravit do tvarů (vhodných např. pro číslíkové zpracování) [2]:

$$p(H) = p(0) \left[1 - 2,2558 \cdot 10^{-5} H \right]^{5,2559} \quad (2.3.13)$$

$$H = -44331 \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{-0,19026} - 1 \right] = 44331 \left[\left(1 - \frac{p(H)}{p(0)} \right)^{0,19026} \right] \quad (2.3.14)$$

$$H = -44331 \left[\left(\frac{p(0)}{p(0) + p_d} \right)^{-0,19026} - 1 \right] = 44331 \left[1 - \left(1 + \frac{p_d}{p(0)} \right)^{0,19026} \right] \quad (2.3.15)$$

Výpočtem jednotlivých hodnot pomocí rovnice (2.3.13) je pak možné sestrojít grafické znázornění již v počátku zmíněné závislosti průběhu tlaku vzduchu se změnou výšky (za předpokladu referenčního tlaku vzduchu $p(0) = 1013,25 \text{ hPa}$), které je znázorněno na obr. 2/4.



Obr. 2/4-Znázornění průběhu tlaku vzduchu se změnou výšky ($p(0) = 1013,25 \text{ hPa}$)

2.3.4) Vliv použití MSA na přesnost určení výšky

Použití modelu Mezinárodní standardní atmosféry při barometrickém měření výšky přináší kromě již zmíněných výhod v jednotné metodice určování výšky i nevýhodu v přesnosti určení (reálné) výšky, pokud dochází k výraznějším odchylkám chování reálné atmosféry od modelu MSA. Při těchto odchylkách existuje možnost vzniku poměrně výrazného rozdílu mezi hodnotou výšky určené dle modelu MSA rovnicí (2.3.14), případně (2.3.15) na základě změřené hodnoty tlaku vzduchu a reálnou výškou, ve které byl tento tlak vzduchu změřen [1], [2], [5].

Vzniklá chyba určení výšky sice výrazně neovlivňuje bezpečnost v leteckém provozu (všechny jednotlivé měřicí systémy v dané oblasti reálné atmosféry vykážou stejnou chybu), ale v případě nutnosti dodržení reálné výšky na základě vnějších požadavků (např. dodržení výškových hranic vzdušných prostorů, fotografické snímkování pro účely kartografie, dlouhodobé sledování pozemních „cílů“ ze zvolené výšky,...) může tato chyba výrazně snížit přesnost měření a omezit tak možnost použití této metody pro výše zmíněné účely.

Proto je součástí této práce i prověření možnosti měření odchylek reálné atmosféry během činnosti navrhovaného systému a zpracování kompenzace jejich vlivu do výpočtů výšky ze změřené hodnoty tlaku vzduchu.

Pro tyto potřeby jsou pak odvozeny následující vlivy jednotlivých vstupních parametrů a proměnných na velikost chyby určení výšky pomocí barometrické rovnice [2], [13], [14]:

vliv chyby v měření hodnoty tlaku vzduchu $p(H)$ ve výšce H

Při určení vlivu chyby v měření hodnoty tlaku vzduchu $p(H)$ na chybu určení výšky H vyjdeme z rovnice (2.3.11), kterou derivujeme podle proměnné $p(H)$ a získáme tvar:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dp(H)} H &= \frac{d}{dp(H)} \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - 1 \right] = \frac{d}{dp(H)} \left[\frac{T_0}{\tau} p(0)^{R\tau} p(H)^{-R\tau} - \frac{T_0}{\tau} \right] = \\ &= \left[\frac{T_0 p(0)^{R\tau}}{\tau} \cdot (-1) R\tau p(H)^{-R\tau-1} \right] = -T_0 R \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} \frac{1}{p(H)} \end{aligned} \quad (2.3.16)$$

vliv chyby v měření hodnoty tlaku vzduchu $p(H)$ je pak možné vyjádřit ve tvaru:

$$\Delta H_{p(H)} = -T_0 R \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} \frac{1}{p(H)} \Delta p(H) \quad (2.3.17)$$

kde

$\Delta H_{p(H)}$ je chyba určení výšky H vlivem chyby v měření hodnoty tlaku vzduchu $p(H)$
 $\Delta p(H)$ chyba v měření hodnoty tlaku vzduchu $p(H)$

vliv chyby v nastavení hodnoty referenčního tlaku vzduchu $p(0)$

Při určení vlivu chybného nastavení hodnoty referenčního tlaku vzduchu $p(0)$ na chybu určení výšky H postupujeme obdobně derivací rovnice (2.3.11) podle proměnné $p(0)$ na tvar:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dp(0)} H &= \frac{d}{dp(0)} \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - 1 \right] = \frac{d}{dp(0)} \left[\frac{T_0}{\tau} \frac{1}{p(H)} p(0)^{R\tau} - \frac{T_0}{\tau} \right] = \\ &= \left[\frac{T_0}{\tau} \frac{1}{p(H)} \cdot R\tau p(0)^{R\tau-1} \right] = T_0 R \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} \frac{1}{p(0)} \end{aligned} \quad (2.3.18)$$

vliv chyby v nastavení hodnoty referenčního tlaku vzduchu $p(0)$ je pak možné vyjádřit ve tvaru:

$$\Delta H_{p(0)} = T_0 R \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} \frac{1}{p(0)} \Delta p(0) \quad (2.3.19)$$

kde

$\Delta H_{p(0)}$ je chyba určení výšky H vlivem chyby v nastavení hodnoty referenčního tlaku
vzduchu $p(0)$
 $\Delta p(0)$ chyba v nastavení hodnoty referenčního tlaku vzduchu $p(0)$

vliv odchytky teploty vzduchu T_0

Při určení vlivu odchytky základní teploty vzduchu T_0 od modelu MSA na chybu určení výšky H , provedeme derivaci rovnice (2.3.11) podle proměnné T_0 a získáme tvar:

$$\frac{d}{dT_0} H = \frac{d}{dT_0} \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - 1 \right] = \frac{1}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - 1 \right] \quad (2.3.20)$$

vliv odchytky teploty vzduchu T_0 je pak možné vyjádřit ve tvaru:

$$\Delta H_{T_0} = \frac{1}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - 1 \right] \Delta T_0 \quad (2.3.21)$$

kde

ΔH_{T_0} je chyba určení výšky H vlivem odchytky teploty vzduchu T_0
 ΔT_0 odchytky teploty vzduchu T_0

vliv odchytky teplotního koeficientu τ

Při určení vlivu odchytky teplotního koeficientu τ od modelu MSA na chybu určení výšky H , provedeme derivaci rovnice (2.3.11) podle proměnné τ a získáme tvar:

$$\begin{aligned}
\frac{d}{d\tau} H &= \frac{d}{d\tau} \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - 1 \right] = \frac{d}{d\tau} \left[\frac{T_0}{\tau} \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - \frac{T_0}{\tau} \right] = \\
&= \frac{d}{d\tau} \frac{T_0}{\tau} \cdot \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} + \frac{T_0}{\tau} \cdot \frac{d}{d\tau} \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} - \frac{d}{d\tau} \frac{T_0}{\tau} = \\
&= -\frac{T_0}{\tau^2} \cdot \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} + \frac{T_0}{\tau} \cdot \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} \ln \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right) R - (-1) \frac{T_0}{\tau^2} = \\
&= \frac{T_0}{\tau^2} \left[-\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} + R \tau \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} \ln \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right) + 1 \right] = \frac{T_0}{\tau^2} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} \left(-1 + R \tau \ln \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right) \right) + 1 \right]
\end{aligned}
\tag{2.3.22}$$

vliv odchylky teplotního koeficientu τ je pak možné vyjádřit ve tvaru:

$$\Delta H_{\tau} = \frac{T_0}{\tau^2} \left[\left(\frac{p(0)}{p(H)} \right)^{R\tau} \left(-1 + R \tau \ln \left(\frac{p(0)}{p(H)} \right) \right) + 1 \right] \Delta \tau
\tag{2.3.23}$$

kde

ΔH_{τ}

$\Delta \tau$

je chyba určení výšky H vlivem odchylky teplotního koeficientu τ
odchylka teplotního koeficientu τ

Za účelem porovnání velikosti vlivu jednotlivých vstupních parametrů pak byly vytvořeny následující tabulky 2-1, 2-2, 2-3, 2-4, zobrazující velikost chyby určení výšky pro danou výšku a změnu (chybu, odchylku) příslušného vstupního parametru:

Tab. 2-1 vliv chyby v měření hodnoty tlaku vzduchu $p(H)$ ve výšce H [m]

chyba $p(H)$ [hPa]/ výška H[m]	-10	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10
0	83,24	66,59	49,94	33,30	16,65	0,00	-16,65	-33,30	-49,94	-66,59	-83,24
500	87,36	69,89	52,42	34,94	17,47	0,00	-17,47	-34,94	-52,42	-69,89	-87,36
1000	91,73	73,38	55,04	36,69	18,35	0,00	-18,35	-36,69	-55,04	-73,38	-91,73
1500	96,38	77,10	57,83	38,55	19,28	0,00	-19,28	-38,55	-57,83	-77,10	-96,38
2000	101,31	81,05	60,79	40,53	20,26	0,00	-20,26	-40,53	-60,79	-81,05	-101,31
2500	106,57	85,26	63,94	42,63	21,31	0,00	-21,31	-42,63	-63,94	-85,26	-106,57
3000	112,17	89,73	67,30	44,87	22,43	0,00	-22,43	-44,87	-67,30	-89,73	-112,17
3500	118,13	94,50	70,88	47,25	23,63	0,00	-23,63	-47,25	-70,88	-94,50	-118,13
4000	124,49	99,59	74,69	49,80	24,90	0,00	-24,90	-49,80	-74,69	-99,59	-124,49
4500	131,28	105,02	78,77	52,51	26,26	0,00	-26,26	-52,51	-78,77	-105,02	-131,28
5000	138,53	110,82	83,12	55,41	27,71	0,00	-27,71	-55,41	-83,12	-110,82	-138,53

Tab. 2-2 vliv chyby v nastavení hodnoty referenční tlaku vzduchu $p(0)$ [m]

chyba $p(0)$ [hPa]/ výška H[m]	-10	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10
0	-83,24	-66,59	-49,94	-33,30	-16,65	0,00	16,65	33,30	49,94	66,59	83,24
500	-82,30	-65,84	-49,38	-32,92	-16,46	0,00	16,46	32,92	49,38	65,84	82,30
1000	-81,36	-65,09	-48,82	-32,55	-16,27	0,00	16,27	32,55	48,82	65,09	81,36
1500	-80,42	-64,34	-48,25	-32,17	-16,08	0,00	16,08	32,17	48,25	64,34	80,42
2000	-79,49	-63,59	-47,69	-31,79	-15,90	0,00	15,90	31,79	47,69	63,59	79,49
2500	-78,55	-62,84	-47,13	-31,42	-15,71	0,00	15,71	31,42	47,13	62,84	78,55
3000	-77,61	-62,09	-46,56	-31,04	-15,52	0,00	15,52	31,04	46,56	62,09	77,61
3500	-76,67	-61,34	-46,00	-30,67	-15,33	0,00	15,33	30,67	46,00	61,34	76,67
4000	-75,73	-60,58	-45,44	-30,29	-15,15	0,00	15,15	30,29	45,44	60,58	75,73
4500	-74,79	-59,83	-44,88	-29,92	-14,96	0,00	14,96	29,92	44,88	59,83	74,79
5000	-73,85	-59,08	-44,31	-29,54	-14,77	0,00	14,77	29,54	44,31	59,08	73,85

Tab. 2-3 vliv odchylky teploty vzduchu T_0 [m]

odchylka T_0 [K]/ výška H[m]	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	25
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
500	-43,38	-34,70	-26,03	-17,35	-8,68	0,00	8,68	17,35	26,03	34,70	43,38
1000	-86,76	-69,40	-52,05	-34,70	-17,35	0,00	17,35	34,70	52,05	69,40	86,76
1500	-130,13	-104,11	-78,08	-52,05	-26,03	0,00	26,03	52,05	78,08	104,11	130,13
2000	-173,51	-138,81	-104,11	-69,40	-34,70	0,00	34,70	69,40	104,11	138,81	173,51
2500	-216,89	-173,51	-130,13	-86,76	-43,38	0,00	43,38	86,76	130,13	173,51	216,89
3000	-260,27	-208,21	-156,16	-104,11	-52,05	0,00	52,05	104,11	156,16	208,21	260,27
3500	-303,65	-242,92	-182,19	-121,46	-60,73	0,00	60,73	121,46	182,19	242,92	303,65
4000	-347,02	-277,62	-208,21	-138,81	-69,40	0,00	69,40	138,81	208,21	277,62	347,02
4500	-390,40	-312,32	-234,24	-156,16	-78,08	0,00	78,08	156,16	234,24	312,32	390,40
5000	-433,78	-347,02	-260,27	-173,51	-86,76	0,00	86,76	173,51	260,27	347,02	433,78

Tab. 2-4 vliv odchylky teplotního koeficientu τ [m]

odchylka τ [K/m]/ výška H[m]	-0,005	-0,004	-0,003	-0,002	-0,001	0	0,001	0,002	0,003	0,004	0,005
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
500	-2,16	-1,73	-1,29	-0,86	-0,43	0,00	0,43	0,86	1,29	1,73	2,16
1000	-8,70	-6,96	-5,22	-3,48	-1,74	0,00	1,74	3,48	5,22	6,96	8,70
1500	-19,68	-15,75	-11,81	-7,87	-3,94	0,00	3,94	7,87	11,81	15,75	19,68
2000	-35,16	-28,12	-21,09	-14,06	-7,03	0,00	7,03	14,06	21,09	28,12	35,16
2500	-55,17	-44,14	-33,10	-22,07	-11,03	0,00	11,03	22,07	33,10	44,14	55,17
3000	-79,78	-63,83	-47,87	-31,91	-15,96	0,00	15,96	31,91	47,87	63,83	79,78
3500	-109,05	-87,24	-65,43	-43,62	-21,81	0,00	21,81	43,62	65,43	87,24	109,05
4000	-143,02	-114,42	-85,81	-57,21	-28,60	0,00	28,60	57,21	85,81	114,42	143,02
4500	-181,77	-145,41	-109,06	-72,71	-36,35	0,00	36,35	72,71	109,06	145,41	181,77
5000	-225,34	-180,27	-135,20	-90,13	-45,07	0,00	45,07	90,13	135,20	180,27	225,34

Z tabulek vyplývá, že největší chybu určení výšky H způsobují odchylky teplotních parametrů od předpokládaných hodnot modelu MSA. Jedná se zejména o údaj T_0 , jehož odchylka v rámci mezí, běžně dosažitelných v našich klimatických podmínkách, může způsobovat chybu určení výšky až ve stovkách m. Uvedené odvození a výpočty pak dokazují, že v případě nutnosti přesného určování reálné výšky pomocí barometrické metody je tedy nutné výpočet výšky na základě změřené hodnoty tlaku vzduchu kompenzovat (upravovat) dle aktuálního stavu reálné atmosféry a zapracování možnosti měření odchylek reálné atmosféry od modelu MSA u navrhovaného systému je oprávněné.

2.4) Požadované přesnosti měření výšky a vertikální rychlosti v letectví

Všechny přístroje, používané v letadlech nebo pilotovaných prostředcích, musí v dnešní době splňovat dohodnuté minimální požadované přesnosti měření, dané příslušnými předpisy. S postupným vývojem leteckých přístrojů a rozvojem celosvětového letectví po 2.světové válce došlo k postupnému sjednocení požadavků jednotlivých států a k mezinárodnímu odsouhlasení dodržování společných norem, daných sjednocenými předpisy Federálních leteckých úřadů USA (FAA) a Evropské agentury pro bezpečnost letectví (EASA). Podle těchto norem pak musí všechny výškoměry, které jsou založené na barometrické metodě a určují výšku podle modelu MSA, pracovat s minimální přesností, respektive maximální dovolenou tolerancí, která je definována v levé polovině tabulky 2-5 [8], [15], [16].

Tab. 2-5 Dovolené tolerance výškoměrů založených na barometrické metodě

Kontrolní výška H_k [feet]	Kontrolní výška H_k [m]	Tolerance [feet]	Tolerance [m]	Tlak vzduchu ps ve výšce H_k [hPa]	Tlak vzduchu pst+ ve výšce ($H_k + tolerance$) [hPa]	Tlak vzduchu pst- ve výšce ($H_k - tolerance$) [hPa]	Dovolená chyba $p_{st+} - p_s$ [hPa]	Dovolená chyba $p_{st-} - p_s$ [hPa]
-1000	-305	±20	±6,1	1050,39	1049,63	1051,14	-0,75	0,75
0	0	±20	±6,1	1013,25	1012,52	1013,98	-0,73	0,73
500	152,5	±20	±6,1	995,08	994,36	995,81	-0,72	0,72
1000	305	±20	±6,1	977,18	976,47	977,89	-0,71	0,71
1500	457,5	±25	±7,6	959,54	958,67	960,42	-0,88	0,88
2000	610	±30	±9,2	942,16	941,13	943,20	-1,03	1,04
3000	915	±30	±9,2	908,16	907,16	909,17	-1,00	1,01
4000	1220	±35	±10,7	875,16	874,03	876,30	-1,14	1,14
6000	1830	±40	±12,2	812,08	810,85	813,30	-1,22	1,22
8000	2440	±60	±18,3	752,72	751,00	754,45	-1,72	1,73
10000	3050	±80	±24,4	696,93	694,77	699,10	-2,16	2,17
12000	3660	±90	±27,5	644,53	642,25	646,82	-2,28	2,29
14000	4270	±100	±30,5	595,37	593,00	597,76	-2,38	2,38
16000	4880	±110	±33,6	549,29	546,85	551,75	-2,45	2,46
18000	5490	±120	±36,6	506,15	503,65	508,65	-2,50	2,51
20000	6100	±130	±39,7	465,78	463,25	468,32	-2,53	2,54
22000	6710	±140	±42,7	428,06	425,52	430,62	-2,54	2,56
25000	7625	±155	±47,3	376,16	373,62	378,71	-2,54	2,55
30000	9150	±180	±54,9	301,03	298,58	303,51	-2,46	2,47
35000	10675	±205	±62,5	238,55	236,23	240,88	-2,32	2,34
40000	12200	±230	±70,2	187,00	184,87	189,16	-2,13	2,15
45000	13725	±255	±77,8	144,87	142,95	146,81	-1,92	1,94
50000	15250	±280	±85,4	110,78	109,08	112,49	-1,70	1,72
55000	16775	±700	±213,5	83,49	80,15	86,94	-3,34	3,45
60000	18300	±1000	±305	61,92	58,20	65,82	-3,72	3,90

Na základě stanovených maximálních dovolených tolerancí, byly v pravé části tabulky 2-5 dopočítány maximální dovolené hodnoty chyby měření tlaku vzduchu pro jednotlivé hodnoty kontrolní výšky H_k . Z tabulek je zřejmé, že nejvyšší požadavky na přesnost měření tlaku se nachází v oblasti měření výšky 0-300m. Nejnižší dovolená chyba měření tlaku je pak stanovena pro výšku 300m (v tabulce 2-5 označena červeným zvýrazněním). Z tabulek rovněž vyplývá, že hodnota maximální dovolené chyby měření tlaku vzduchu není stejná pro kladné a záporné dovolené tolerance určení výšky. Pro uvažovaný rozsah výšek v této práci (0-5km) je však tato nesymetrie zanedbatelná.

Variometry, (založené na tlakové metodě, nebo určující vertikální rychlost výpočtem z údajů výškoměru, pracujícího na základě barometrické metody), pak musí pracovat s minimální přesností, respektive maximální dovolenou tolerancí, která je definována v tabulce 2-6 [15], [16].

Tab. 2-6 Dovolené tolerance variometrů

Kontrolní interval výšky ih_k [feet]	Kontrolní interval výšky ih_k [m]	Kontrolní vertikální rychlost v_{yk} [feet/min]	Kontrolní vertikální rychlost v_{yk} [m/s]	Tolerance [feet/min]	Tolerance [m/s]
2000-2500	610-760	500	2,5	±100	±0,5
2000-3000	610-920	1000	5,1	±200	±1,0
2000-4000	610-1220	2000	10,2	±300	±1,5
2000-5000	610-1530	3000	15,3	±300	±1,5
2000-6000	610-1830	4000	20,3	±400	±2,0
2000-7000	610-2140	5000	25,4	±500	±2,5
15000-17000	4580-5190	2000	10,2	±300	±1,5
15000-19000	4580-5800	4000	20,3	±400	±2,0
28000-30000	8540-9150	2000	10,2	±300	±1,5
28000-32000	8540-9760	4000	20,3	±400	±2,0

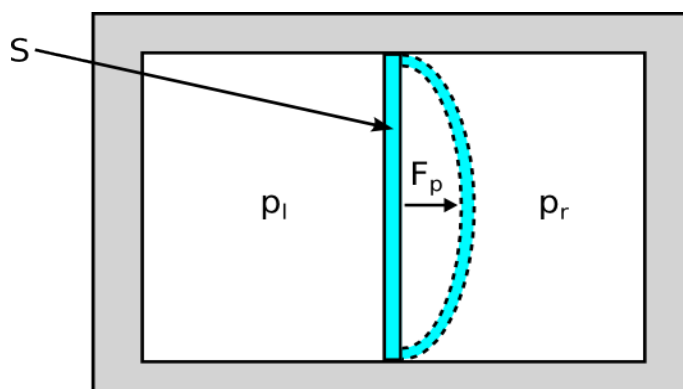
Mimo přesnosti je pro variometry založené na tlakové metodě a výpočetní metodě s konstantní časovou diferencí dále stanoveno předepsané minimální a maximální zpoždění indikace vertikální rychlosti. To je stanoveno jako časový interval, v jakém se (hodnota) vertikální rychlosti, indikovaná variometrem, musí vrátit z předepsaného rozsahu hodnoty zpět na hodnotu 0. Kombinace předepsaných (počátečních) hodnot vertikálních rychlostí a dovolených časových intervalů pro přístroje s různými rozsahy měření pak uvádí tabulka 2-7 [2].

Tab. 2-7 Dovolené zpoždění indikace vertikální rychlosti variometrem

Rozsah přístroje [feet/min]	Rozsah přístroje [m/s]	Předepsaný rozsah hodnot [feet/min]	Předepsaný rozsah hodnot [m/s]	Dovolený časový interval [s]
>±2000	>±10,2	od 200 do 2000	od 1 do 10,2	od 3 do 12
<=±2000	<=±10,2	od 180 do 1800	od 0,9 do 9,2	od 3 do 12
<=±2000	<=±10,2	Od -180 do -1800	od -0,9 do -9,2	od 3 do 12
>±2000	>±10,2	od -200 do -2000	od -1 do -10,2	od 3 do 12

2.5) Měření tlaku vzduchu

Při využívání barometrické metody je nutné pro určování výšky měřit hodnotu statického absolutního atmosferického tlaku vzduchu. Mimo zvláštních laboratorních případů je toto měření zajištěno pomocí snímače (senzoru) tlaku, tj. převodníku, který tlak vzduchu jako vstupní veličinu převádí na jinou, pro vjem člověka, či elektronický systém lépe zpracovatelnou, výstupní veličinu (poloha ručky, elektrický signál).



Obr. 2/5-Základní konstrukce snímače tlaku

Základní konstrukce všech snímačů je založena na uzavřeném prostoru, který je rozdělen pružnou přepážkou, tzv. membránou (obr. 2/5). Pokud je do vzniklé levé části prostoru, tzv. komory přiveden vzduch o rozdílném tlaku, než je tlak vzduchu v pravé vzniklé části (komoře), začne na membránu působit síla, kterou je možné vyjádřit jako [17]:

$$F_p = S(p_l - p_r) \quad (2.5.1)$$

kde

p_l je tlak v levé části prostoru

p_r je tlak v pravé části prostoru

F_p je síla vyvolaná rozdílem tlaků v levé a pravé části prostoru

S plocha membrány

Tato síla pak způsobí pružnou deformaci membrány, která je úměrná velikosti působící síly a tedy i rozdílu tlaků v levé a pravé komoře. Následným změřením a převedením deformace membrány pomocí některého vhodného způsobu získáme příslušnou požadovanou výstupní veličinu, která odpovídá působícímu rozdílu tlaků v levé a pravé komoře.

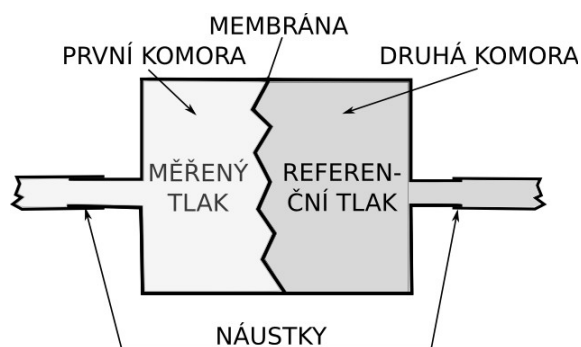
Existuje mnoho typů/druhů snímačů tlaku podle konkrétního způsobu realizace jednotlivých prvků základní konstrukce. Pro účely této práce je pak možné je rozdělit do několika kategorií podle následujících parametrů [18]:

- použité tlakové reference
- způsobů měření deformace membrány
- typem výstupu

2.5.1) Kategorie snímačů tlaku podle použité tlakové reference

Podle použité tlakové reference je možné rozdělit snímače tlaku na 2 základní kategorie [2], [18]:

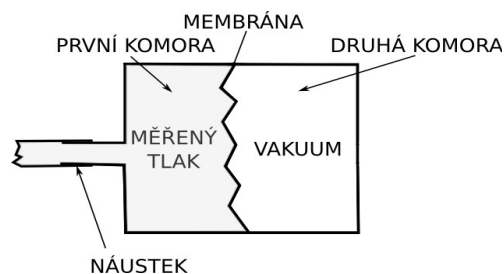
- **diferenční snímač tlaku (obr. 2/6)**- základní konstrukce snímače je realizována tak, že obě z komor jsou opatřeny náustky. Náustek první komory umožňuje přivedení vzduchu o měřeném tlaku. Náustek druhé komory, pak umožňuje přivedení vzduchu o určitém tlaku, jenž zpravidla tvoří referenci, vůči které snímač měří/posuzuje tlak v první komoře. Po přivedení vzduchu o „měřeném“ tlaku do první komory a vzduchu o „referenčním“ tlaku, do druhé komory, pak dojde ke vzniku síly působící na membránu, která je popsána vztahem (2.5.1).



Obr. 2/6-Diferenční snímač tlaku

Velikost pružné deformace membrány je pak úměrná velikosti rozdílu těchto tlaků. Směr deformace membrány pak bude závislý na vzájemné velikosti obou přivedených tlaků a může být jak kladný (tj., že „měřený“ tlak je větší než „referenční“), nebo záporný. Diferenční snímač má pak na základě tohoto uspořádání i rozsah daný jako \pm maximální dovolený tlak, daný navrženou pevností membrány (např. $\pm 100\text{hPa}$).

- **absolutní snímač tlaku (obr. 2/7)**-základní konstrukce snímače je realizována obdobně jako u diferenčního snímače. Druhá komora je však při výrobě vakuována a následně trvale uzavřena. Vytvořené vakuum v této komoře tím začne tvořit zvláštní případ „referenčního“ tlaku. Po přivedení vzduchu o měřeném tlaku do první komory dojde ke vzniku již výše popisované síly, působící na membránu, kterou je možné v tomto případě vyjádřit jako:



Obr. 2/7-Absolutní snímač tlaku

$$F_p = S(p_l - p_r) = S(p_l - 0) = S p \quad (2.5.2)$$

kde

F_p je síla vyvolaná působícím měřeným tlakem

S plocha membrány

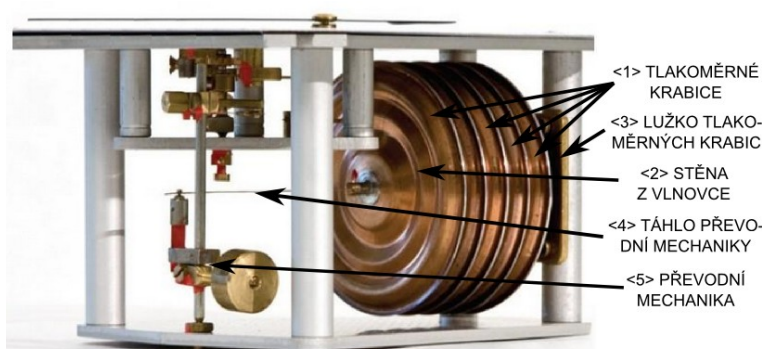
$p_l = p$ měřený tlak

Velikost následně vzniklé pružné deformace membrány směrem k vakuované komoře je pak úměrná velikosti přivedeného tlaku vůči vakuu, což odpovídá absolutní hodnotě (velikosti) přivedeného tlaku, která je takto definována. Absolutní snímač tlaku má teoreticky rozsah měření 0hPa až maximální dovolený tlak, daný navrženou pevností membrány. Absolutní snímače tlaku určené pro měření atmosferického tlaku vzduchu pak mají horní hranici rozsahu obvykle 1100hPa , což odpovídá maximální hodnotě absolutního atmosferického tlaku dosažitelného na úrovni hladiny moře (cca. 1080hPa), zvýšené o bezpečnostní rezervu.

2.5.2) Kategorie snímačů tlaku podle způsobů měření deformace membrány

Podle způsobu měření deformace membrány je možné snímače tlaku rozdělit na 4 základní kategorie [2], [17], [18]:

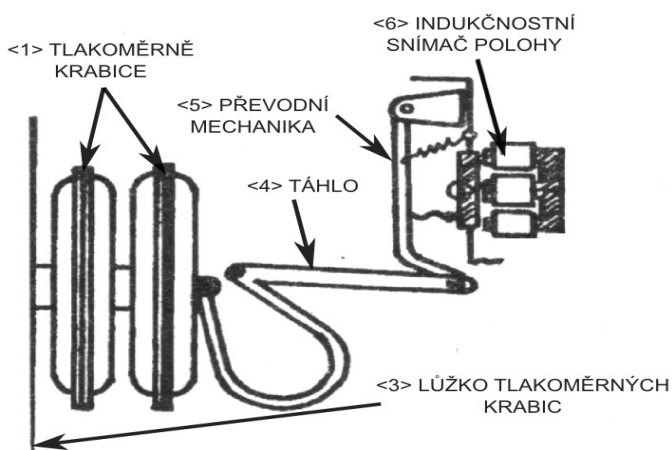
- **mechanické snímače**-u této kategorie snímačů je pružná deformace membrány měřena pomocí přesné (převodní) mechaniky, která průhyb deformované membrány převádí na mechanický pohyb ručky (přímo) připojeného ukazatele (obr. 2/8), nebo pohyb měřícího prvku snímače



Obr. 2/8-Mechanický absolutní snímač tlaku s více tlakoměrnými krabicemi [O1]

polohy (obr. 2/9). Membrána a komory snímače jsou pak u této kategorie snímačů realizovány pomocí tzv. tlakoměrné krabice <1>. Ta je tvořena svařením dvou stěn z vlnovce <2>, vytvořeného z tenkého plechu kovové slitiny velmi stálých vlastností.

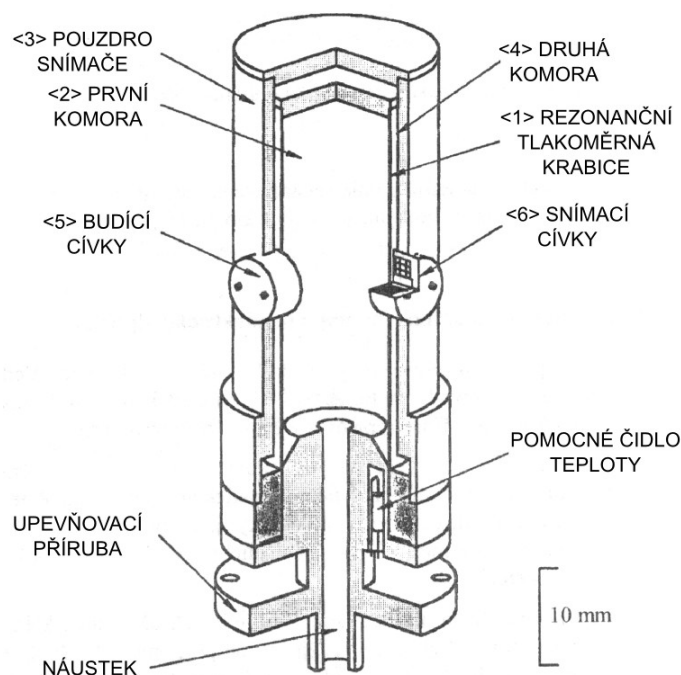
Vnitřek krabice pak tvoří jednu z komor, dotěsněný prostor, do kterého je krabice umístěna (např. pouzdro přístroje) pak druhou komoru. V případě absolutního snímače je vnitřní komora vakuována, v případě diferenčního snímače je do vnitřní komory zpravidla přiváděn vzduch o „referenčním“ tlaku. Stěny tlakoměrné krabice pak tvoří dvojici membrán. Střed jedné stěny (membrány) je připojen k nepohyblivému lůžku <3>, ke středu druhé stěny je pak připojeno táhlo <4> převodní mechaniky <5>, které snímá průhyb stěn (membrán) tlakoměrné krabice. Pro zvýšení citlivosti se u těchto snímačů (v případě potřeby) používá i sériové řazení více tlakoměrných krabic, které jsou středy (styčných/ svých jednotlivých) stěn pevně spojeny dohromady a průhyb stěn jednotlivých krabic se pak sčítá (obr. 2/8).



Obr. 2/9-Mechanický absolutní snímač tlaku se dvěma tlakoměrnými krabicemi a indukčností snímačem polohy [O2]

- **rezonanční snímače**-u této kategorie snímačů se deformace membrány (měří a) převádí na hodnotu rezonanční frekvence tzv. rezonátoru. Podle druhu použitého rezonátoru ve snímači se pak tyto snímače rozdělují na další 2 podkategorie:

- *rezonanční snímače s tlakoměrnou komorou* [2], [19]-u této podkategorie rezonančních snímačů tvoří výše uvedený rezonátor samotná tlakoměrná komora (obr. 2/10). Ta má oproti provedení u mechanických snímačů tvar válce <1> opět vyrobeného z tenkého plechu kovové feromagnetické slitiny velmi stálých vlastností. Vnitřní část válce pak tvoří první komoru <2> pro přivedení vzduchu o měřeném tlaku, dotěsněný prostor mezi válcem a pouzdem snímače <3> pak tvoří druhou komoru <4>, která je v případě



Obr. 2/10-Rezonanční snímač s rezonanční tlakoměrnou krabicí (absolutní varianta) [O3]

absolutního snímače vakuována, v případě diferenčního snímače je do ní přiváděn vzduch o „referenčním“ tlaku. Stěna válcové tlakoměrné krabice pak tvoří membránu. V pouzdru snímače jsou pak zabudovány dvě dvojice cívek. První dvojice <5> slouží k elektromagnetickému buzení stěny tlakoměrné krabice, druhá o 90° otočená dvojice <6>, pak ke snímání polohy stěny tlakoměrné krabice. Obě dvojice cívek jsou pak zapojeny do zpětnovazebního obvodu pro buzení kmitů.

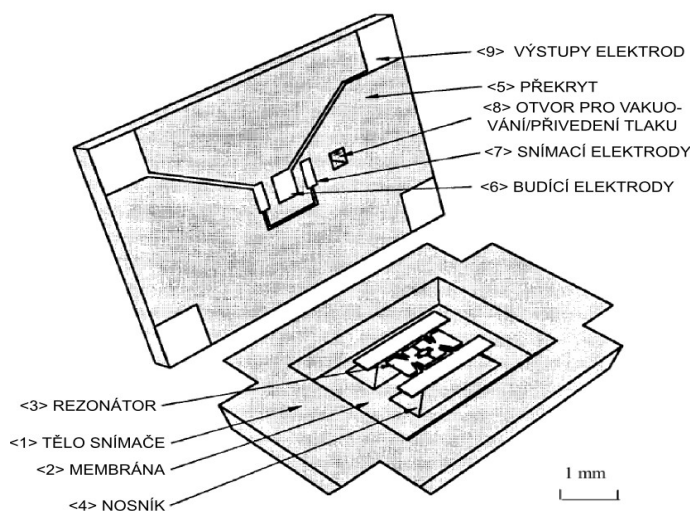
Po spuštění tohoto obvodu dojde k rozkmitání stěny rezonanční tlakoměrné krabice. Její kmity se ustálí na hodnotě (vlastní) rezonanční frekvence takto vzniklého rezonančního systému. Po následném přivedení vzduchu o měřeném tlaku do vnitřní komory tento tlak vyvolá pružnou deformaci stěny tlakoměrné krabice a s ní i vznik mechanického napětí ve stěně tlakoměrné krabice. Toto mechanické napětí pak způsobí změnu hodnoty rezonanční frekvence tlakoměrné krabice, která je úměrná velikosti pružné deformace membrány a tedy i měřenému tlaku.

- *Rezonanční snímače s mikromechanickým rezonátorem* [2], [20], [21], [22]-u této podkategorie rezonančních snímačů je rezonátor tvořen samostatným konstrukčním prvkem, který je vyráběn spolu s dalšími částmi snímače (mikromechanickou technologií) z monokrystalického křemíku (obr. 2/11).

Základem snímače je destička monokrystalického křemíku tvořící tělo snímače <1>. V této destičce je vyleptána „vanička“, která vytváří prostor pro umístění rezonátoru, ztenčená stěna destičky v místě „vaničky“ pak vytváří membránu <2> snímače. Rezonátor snímače <3> je v místě „vaničky“ připevněn na membránu snímače pomocí nosníků <4>. Tělo snímače je pak uzavřeno překrytem <5>, na kterém jsou umístěny 2 sady elektrod.

První sada <6> zajišťuje elektrostatické buzení rezonátoru, druhá sada <7> pak snímá aktuální polohu rezonátoru na základě změn kapacity.

Uzavřením těla snímače pak prostor rezonátoru rovněž začne tvořit jednu z komor, která je v případě absolutního snímače vakuována, v případě diferenčního snímače je do ní přiváděn <8> vzduch o „referenčním“ tlaku. Dotěsněné (vnější) pouzdro snímače, do kterého je vloženo tělo snímače, pak tvoří druhou komoru pro přivedení vzduchu o měřeném tlaku. Výstupy budících i snímacích elektrod <9> jsou

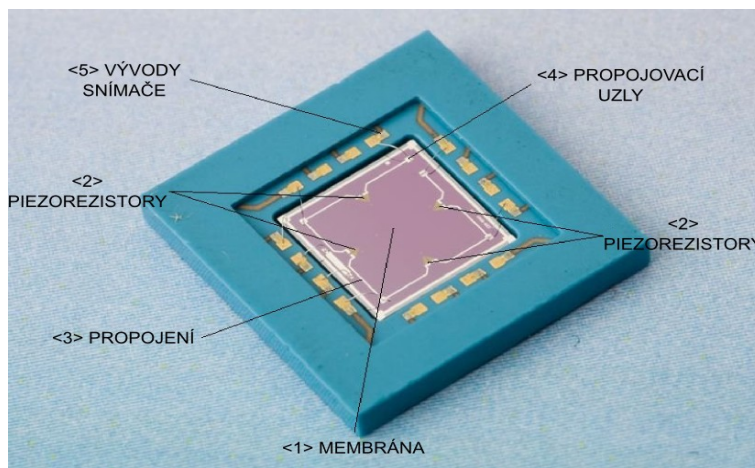


Obr. 2/11-Rezonanční snímač s mikromechanickým rezonátorem [O4]

připojeny ke zpětnovazebnímu obvodu, který zajistí rozkmitání rezonátoru na jeho (vlastní) rezonanční frekvenci. Po přivedení vzduchu o měřeném tlaku do pouzdra snímače způsobí tento tlak pružnou deformaci membrány, ta začne silově působit na nosníky a vlastní rezonátor. Toto silové působení pak způsobí vznik mechanického napětí v rezonátoru, které se projeví ve změně rezonanční frekvence rezonátoru. Tato změna je úměrná velikosti pružné deformace membrány a tedy působícímu měřenému tlaku.

■ piezorezistivní (tenzometrické) snímače

(obr. 2/12) [2], [23], [24]-u této kategorie snímačů se pružná deformace membrány převádí na hodnotu odporu prvku citlivého na mechanické namáhání, tzv. piezorezistoru. Jádrem snímače tvoří destička křemíku, která je ve svém středu z obou stran rovnoměrně odleptaná.



Obr. 2/12-Vnitřní struktura piezorezistivního snímače [O5]

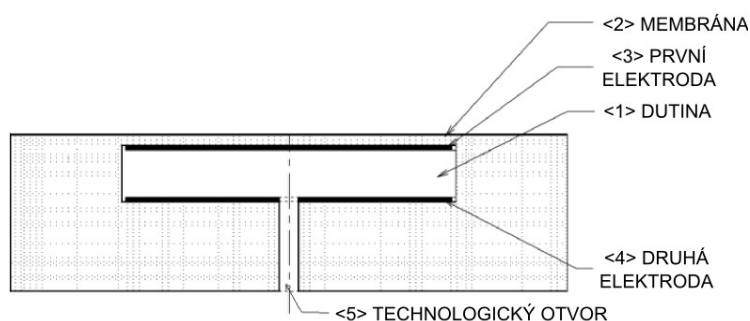
Ztenčené místo destičky pak tvoří membránu <1>, na jejíž povrch jsou v určitém uspořádání naneseny piezorezistory <2>. Jednotlivé piezorezistory jsou na membráně vhodně propojeny <3> a požadované propojovací uzly <4> jsou vyvedeny na příslušné vývody snímače <5>.

Destička je pak vložena do pouzdra snímače tak, že jeho vnitřní prostor rozděluje na první a druhou komoru. Obdobně jako u již popsaných kategorií, je do jedné z komor přiváděn náustkem vzduch o měřeném tlaku, druhá komora je pak v případě absolutního snímače vakuována, v případě diferenčního snímače je do ní přiváděn vzduch o „referenčním“ tlaku. Při působení měřeného tlaku na membránu se začne membrána pružně deformovat, což způsobí vznik mechanického namáhání struktury membrány, které se přenáší i na nanesené piezorezistory. Ty začnou na základě tohoto namáhání měnit svou hodnotu odporu, která je úměrná velikosti pružné deformace membrány a tedy i měřenému tlaku.

Při vhodném umístění 4 piezorezistorů na membránu je možné piezorezistory dále zapojit do Wheatsonova můstku a získat tak převod pružné deformace membrány na hodnotu napětí.

■ kapacitní snímače (obr. 2/13)

[2], [25], [26]- u této kategorie snímačů se pružná deformace membrány převádí na hodnotu kapacity ve snímači vzniklého fiktivního kondenzátoru. Základem snímače je dutina <1> vytvořená v křemíkovém těle snímače, která je



Obr. 2/13-Kapacitní snímač [O6]

uzavírána pružnou membránou <2> a vytváří první z komor. Na spodní část dutiny je nanesen vodivý film <3> tvořící první elektrodu. Vnitřní strana membrány je rovněž potažena vodivým filmem <4> a tvoří druhou elektrodu. Obě elektrody jsou pak propojeny s příslušnými vývody snímače (nejsou znázorněny). Díky malé výšce dutiny pak tato dvojice elektrod vytváří fiktivní vzduchový kondenzátor. Ve spodní části snímače je dále vytvořen technologický otvor <5>, který je v případě absolutního typu snímače využit pro vakuování komory, v případě diferenčního typu snímače je osazen náustkem pro přivedení vzduchu o „referenčním tlaku“. Celá struktura je pak hermeticky uzavřena v pouzdře snímače (není znázorněno), které vytváří druhou z komor, určenou pro přivedení vzduchu o měřeném tlaku. Po přivedení vzduchu o měřeném tlaku se membrána začne deformovat, což způsobí změnu vzdálenosti elektrod snímače, která se projeví ve změně kapacity fiktivního kondenzátoru. Změna této kapacity je pak pomocí pomocných obvodů převáděna na změnu hodnoty napětí, či frekvence.

2.5.3) Kategorie snímačů tlaku podle typu výstupu

Podle typu výstupu je možné rozdělit snímače tlaku na 3 základní kategorie [17]:

- **snímače s mechanickým výstupem**-výstupem snímače je příslušná velikost vysunutí táhla, poloha páky či úhel natočení hřídelky, které jsou na základě kalibračních měření svázány s příslušnou velikostí měřeného tlaku. Mechanický výstup je pevně spojen s kategorií mechanických snímačů z pohledu způsobů měření deformace membrány.

- **snímače s pasivním elektrickým výstupem**-výstupem snímače je příslušná elektrická veličina podle použitého způsobu měření deformace membrány. Její hodnota je pak na základě kalibračních měření svázána s příslušnou velikostí měřeného tlaku. Pro kategorii piezorezistivních snímačů jde o odpor(y) příslušných piezorezistorů, pro kategorii kapacitních snímačů, pak kapacitu fiktivního kondenzátoru. U kategorií rezonančních snímačů není pasivní elektrický výstup možný.
- **snímače s aktivním elektrickým výstupem**-výstupem snímače je elektrický signál, kde příslušná hodnota některého z jeho parametrů (podle použitého způsobu měření deformace membrány) je na základě kalibračních měření svázána s příslušnou velikostí měřeného tlaku. Pro kategorii rezonančních snímačů jde obvykle o střídavý signál, odebíraný ze zabudovaného zpětnovazebního budicího obvodu, jehož „měronosným“ parametrem je frekvence, odpovídající rezonanční frekvenci rezonátoru. Kategorie piezorezistivních snímačů má obvykle na svém výstupu stejnosměrný signál, jehož „měronosným“ parametrem je napětí, které odpovídá zesílené hodnotě napětí na příslušných měřících uzlech zabudovaného Wheatsonova můstku. Kategorie kapacitních snímačů může mít na svém výstupu stejnosměrný i střídavý signál, v závislosti na použitém pomocném obvodu. U stejnosměrného signálu je pak „měronosným“ parametrem napětí, u střídavého signálu frekvence, oba parametry pak jsou úměrné kapacitě fiktivního kondenzátoru kapacitního snímače.
- **snímače s digitálním výstupem**-výstupem snímače je číselný údaj, který je na základě kalibračních měření svázán s příslušnou velikostí měřeného tlaku, nebo jeho číselné vyjádření již přímo odpovídá této příslušné velikosti měřeného tlaku. Digitálním výstupem může být vybavena kategorie rezonančních, piezorezistivních i kapacitních snímačů. Snímače pak mají uspořádání výstupu shodné se snímači s aktivním elektrickým výstupem, elektrické signály jsou pak ale podle využívaného „měronosného“ parametru dále zpracovány přidaným čítačem, nebo analogově-digitálním (A/D) převodníkem s digitálním výstupem.

3)Současný stav problematiky

Před stanovením hlavních cílů této práce je nutné shrnout současný stav barometrického měření výšky a měření vertikální rychlosti v letectví. Shrnutí se zabývá zejména problematikou použitých snímačů tlaků v jednotlivých dostupných systémech, rozsahem těchto systémů, jejich přesností, citlivostí a rozlišitelností měření výšky a vertikální rychlosti. Udává také cenu těchto systémů s porovnáním k ceně letounu, nebo bezpilotního prostředku, ve kterém je daný systém využit.

3.1)Stručná historie vývoje výškoměrů a variometrů

V prvních letadlech v období 1900-1920 byly výškoměry a variometry realizovány pomocí jednoduchých analogových ukazatelů, pracujících na baro-mechanickém principu (obr. 3/1). S vývojem letectví ve 20. a 30. letech 20. století se oba přístroje začaly postupně zdokonalovat a dosahovat přesnějších měření i indikací letových údajů, z pohledu principu šlo však stále o stejné baro-mechanické přístroje s obdobným rozsahem měřených veličin, jako měly jejich předchůdci [1], [27], [28], [29], [30].



Obr. 3/1-Analogový baro-mechanický výškoměr (~1920) [07]

Milníkem je pak období během a po skončení 2. světové války, kdy vlivem masivního rozvoje letectví došlo i k výraznému rozvoji všech leteckých přístrojů. Nejprve dochází u výškoměru i variometru k výraznému zvyšování jejich měřících rozsahů, díky rostoucím výkonům tehdejších vojenských letadel. V dalším kroku pak dochází k postupnému doplňování jejich konstrukce o elektromechanické a elektrické prvky, které umožňují další zvýšení přesnosti měření (servovýškoměry), přidání některých nových funkcí (např. indikaci dosažení přednastavené výšky) a zejména propojení daného přístroje s ostatními systémy letadla (např. odesílání údaje výšky a vertikální rychlosti pro potřeby autopilota,...). Objevují se i nové principy měření obou veličin, založené na radiovém a inerciálním principu. S tímto rozvojem dochází i k postupnému rozdělení jednotlivých typů obou přístrojů do několika skupin dle kategorie letadel, do kterých měly být použity [1], [28]:

- Pro kategorii poválečných vojenských a civilních dopravních letadel, dochází k dalšímu intenzivnímu rozvoji obou přístrojů. Ten je podporován důrazem na tvorbu takové avioniky, která bude svými možnostmi pokrývat další zvyšování výkonnosti, složitosti a bezpečnosti tehdejších letadel bez ohledu na cenu, rozměry a částečně i váhu takového přístroje. Dochází k integraci výškoměru a variometru do podoby společné měřící jednotky s dálkovým přenosem měřených údajů (obr. 3/2).

Jednotlivé přístroje (indikátory) na přístrojové desce pak již neměří příslušné letové údaje samostatně, ale na základě vysílaných údajů ze společné měřící jednotky, umístěné mimo přístrojovou desku, která obsahuje měřící prvky. Tímto snížením počtu samostatně měřících přístrojů se snižuje složitost přístrojových desek i nároky na údržbu. V 60. a 70. letech 20. století pak dochází u měřících jednotek, založených na baro-mechanickém principu, k nahrazování elektromechanických měřících prvků za plně elektronické tlakové snímače, což zvyšuje jejich spolehlivost. U jednotek založených na radiovém a inerčním principu dochází k dalšímu zvyšování jejich výkonnosti. Dalším krokem je pak integrace samostatných indikátorů na přístrojové desce do společných indikátorů, realizovaných CRT obrazovkami (obr. 3/3) a vznik tzv. Electronic Flight Instrument systémů (EFIS). Výhodou tohoto uspořádání je krom snížení počtu samostatných přístrojů i lepší možnost indikace jednotlivých veličin, včetně např. zvýraznění mezních stavů apod. Na přelomu 80. a 90. let 20.století se ke stávajícím možnostem přidává nový princip měření výšky GPS přijímačem.



Obr. 3/2-Společná měřící jednotka vojenského letounu (~1970) [O8]

U již zavedených měřících jednotek pak dochází k dalšímu zdokonalování vlastností díky jejich přechodu na digitální zpracování měřených signálů, jednotky pracující na baro-elektronickém principu se pak začínají nazývat Air Data Computer (ADC), společné indikátory EFIS systému pak začínají být realizovány pomocí LCD displejů [1], [28]. Všechny tyto úpravy pak přinášejí další zvýšení spolehlivosti a přesnosti těchto systémů, snížení nároků na údržbu a menší rozměry a váhu. Jediným parametrem, u kterého nedochází k výraznému zlepšení je cena těchto systémů.



Obr. 3/3-EFIS systém letounu B747 (~1970) [O9]

- U rodící se skupiny poválečných sportovních a turistických letadel, tvořící základ tzv. kategorie Všeobecného letectví (GA), k obdobnému rozvoji nedochází. Při volbě přístrojů je totiž kladen naopak důraz na přijatelnou cenu a nízkou váhu, při dostatečné kvalitě měření příslušného letového údaje. Využívané a vyráběné výškoměry a variometry jsou tudíž konstrukčně stále založeny na klasickém baro-mechanickém principu, který umožňuje vyrábět lehké, jednoduché a levné samostatně pracující přístroje.



Obr. 3/4-Výškoměr s kódovaným výstupem výšky (~1970) [O10]

Ty však neumožňují zavedení nových funkcí, které se začínají vyskytovat u vojenských a dopravních letadel. Jedinou výraznější modernizací je pouze zavedení elektronického výstupu kódované výšky (obr. 3/4), získávané z hlavního baro-mechanického výškoměru, pro potřeby odpovídače sekundárního radaru, který se v 70. letech 20.století stává standardním vybavením u větších letadel všeobecného letectví.

Ke změně dochází až koncem 80. let 20.století, kdy díky zvýšení dostupnosti a snížení ceny elektronických tlakových snímačů a celkové miniaturizaci elektroniky dochází ke vzniku prvních integrovaných elektronických měřicích jednotek založených na baro-elektronickém principu a určených pro kategorii všeobecného letectví. Z důvodu dosažení co nej přijatelnější ceny, jsou však používány méně přesné tlakové snímače, které pouze zaručují splnění základních požadavků na přesnost měření těmito jednotkami. Oproti kategorii vojenských a dopravních letadel tyto jednotky také nejsou umístěny mimo přístrojovou desku, ale jsou integrovány jako ADC blok přímo do konstrukce EFIS systému na přístrojové desce. V menší míře se začínají rovněž prosazovat zástavby GPS přijímače, původně zamýšleného zejména pro účely navigace, ale postupně i pro získávání záložního údaje o výšce. Měřicí jednotky výšky a vertikální rychlosti, založené na radiovém a inerčním principu, se díky své ceně a komplikovanější zástavbě neprosazují vůbec. S příchodem a prudkým rozvojem kategorie ultralehkých letadel v 90. letech 20.století a prvním desetiletím tohoto tisíciletí pak dochází ke snaze postupně dále zlevnit a zavést EFIS systémy s integrovaným ADC blokem a GPS přijímačem i pro tuto kategorii (obr. 3/5 [1], [28]).



Obr. 3/5-EFIS systém TL Integra pro ultralehké letouny (~2005) [O11]

I přes další rozvoj elektroniky a častou volbou použití méně přesných (avšak cenově dostupnějších) tlakových snímačů je však tato snaha stále limitována výslednou vysokou cenou EFIS systémů. Tyto systémy jsou pak i přes všechny výše popsané výhody instalovány jen do ultralehkých letounů vyšších tříd.

Samostatnou a relativně novou skupinou jsou pak typy výškoměrů a variometrů pro kategorii bezpilotních prostředků. Z původně dálkově řízených (RC) modelů letadel se v posledních 30 letech vyvinulo kompletně nové odvětví létajících prostředků, různých rozměrů a hmotností, od miniaturních vrtulníků, přes několikakilogramové drony, až po bezpilotní vojenské letouny o hmotnostech několika tun. Nejnovější verze těchto prostředků jsou již mnohdy schopny mimo standardního režimu dálkového ovládání provádět letovou činnost i v kompletně samostatném režimu. První výškoměry a variometry byly pro tuto kategorii v 90. letech 20. století vytvářeny úpravou ADC bloků pro EFIS systémy určené pro všeobecné letectví.



Obr. 3/6-Společná měřicí jednotka pro bezpilotní prostředky (2018) [O12]

S postupným vývojem a zejména zmenšováním těchto prostředků (drony) v posledních 15 letech jsou pak vyráběny specializované miniaturní společné měřicí jednotky (obr. 3/6), pracující na baro-elektronickém principu. Tyto jednotky dále často využívají jako doplňkovou informaci výškové údaje z GPS přijímače, který slouží pro navigaci bezpilotního prostředku [1], [28].

Obdobně jako u kategorie všeobecného letectví i zde s vývojem sensorů a elektroniky dochází k postupnému snižování ceny těchto jednotek a v posledních 5-7 letech jsou vlivem rozvoje kategorie tzv. low-cost sensorů k dispozici i relativně levné varianty měřicích jednotek. Pro podkategorii malých a levných dronů může přesto instalace kvalitní společné měřicí jednotky, zajišťující funkci výškoměru a variometru, stále představovat značnou dodatečnou investici. Při použití levné jednotky s low-cost sensory může prostředek naopak dosahovat nedostatečných kvalit měření výšky.

3.2) V současnosti využívané výškoměry a systémy pro měření výšky

Pro barometrické měření výšky a měření vertikální rychlosti v kategorii civilních a vojenských letadel se v současnosti stále používá koncepce společné měřicí jednotky, realizovaná v podobě Air Data Computeru (ADC). S ohledem na velkou setrvačnost v letectví je stále možné u současně provozovaných letounů najít ADC starší technologie, stejně tak jako ADC současné výroby, které se liší svými parametry a některé typy i používanou kategorií snímačů tlaku.

Jako zástupce ADC starší technologie je možné použít ADC HG180V (obr. 3/7) vyráběný společností Honeywell v 90. letech 20. století a využívaný v letounech B737CL [31]. ADC je založený na rezonančních snímačích s rezonanční tlakoměrnou krabicí, rozsah ADC je -1000ft – 50000ft (-305m-15240m). Přesnost ADC udanou výrobcem se nepodařilo zjistit. Na základě plnění předepsaných požadavků na přesnost měření výšky ADC a jeho rozsahu je však možné předpokládat přesnost měření výšky s chybou nižší než 6,1m. Rozlišitelnost měření výšky ADC je 10ft (3m). ADC neposkytuje údaj o vertikální rychlosti. Cena ADC (bazarový kus) je přibližně 150 000Kč.

Jako zástupce současných ADC je možné použít ADC AC32 (obr. 3/8), vyráběný v současnosti firmou Thommen a užívaný v menších dopravních letounech (např. L-410, King Air 350) [32]. Jde o ADC rovněž založený na rezonančním snímači s rezonanční krabicí, rozsah ADC je -1000ft-53000ft (-305m-16154m). Přesnost ADC je 4,85m. Rozlišitelnost měření výšky je 5ft (1,5m). ADC rovněž poskytuje údaj o vertikální rychlosti získané výpočtovou metodou v rozsahu $\pm 20000\text{ft}/\text{min}$ ($\pm 102\text{m}/\text{s}$). Cena nového ADC je přibližně 500 000Kč.



Obr. 3/7-ADC HG180V [O13]



Obr. 3/8-ADC AC32 [O14]

Pro kategorii civilních a vojenských letadel jsou mimo kompletních ADC k dispozici i moduly pro měření tlaku a samostatné snímače tlaku. Zástupcem modulů pro měření tlaku může být použit modul HG1152 (obr. 3/9), vyráběný v současnosti firmou Honeywell [33]. Modul je založen na piezorezistivním snímači tlaku, rozsah modulu je -2000ft-50000ft (-610m-15240m). Přesnost modulu je výrobcem udávána na 0,02% z rozsahu modulu. Modul má digitální výstup, který poskytuje číselný údaj o velikosti měřeného tlaku vzduchu. Rozlišitelnost modulu odpovídá po přepočtu rozlišitelnosti měření výšky 1ft (0,3m). Cena modulu je přibližně 70 000Kč.



Obr. 3/9-Modul pro měření tlaku HG1152 [O15]

Jako zástupce snímačů tlaku je možné použít absolutní snímač tlaku RPT (obr. 3/10), vyráběný firmou Druck [34]. Jde o špičkový rezonanční snímač s mikromechanickým rezonátorem. Rozsah snímače je od 34 do 1300 hPa. Snímač má zaručenou přesnost 0,01% z rozsahu a aktivní elektrický výstup s klidovou rezonanční frekvencí ($p=1013\text{hPa}$) 36kHz, citlivost snímače je pak 3 Hz/hPa. Cena těchto snímačů se pohybuje kolem 105 000Kč.



Obr. 3/10-Snímač tlaku RPT [O16]

Mimo elektronických systémů se v omezené míře používají v této kategorii i baro-mechanické přístroje, zastoupené zejména záložními výškoměry.

V kategorii všeobecného letectví se pro měření výšky a měření vertikální rychlosti v současnosti používají dvě základní skupiny přístrojů. První skupinou jsou klasické baro-mechanické přístroje, druhou skupinou pak jednotky EFIS systémů.

Baro-mechanické přístroje jsou samostatné přístroje, založené na mechanických snímačích tlaku s jednou, příp. více tlakoměrnými krabicemi.

Prvním zástupcem těchto přístrojů může být výškoměr LUN1124 a variometr LUN1144 (obr. 3/11), vyráběné společností Mikrotechna Praha [35, 36].

Výškoměr LUN1124 se v současnosti používá zejména jako záložní výškoměr u moderních sportovních letadel, vybavených EFIS systémem, nebo je hlavním výškoměrem u starších sportovních a ultralehkých letounů.



Obr. 3/11-Výškoměr LUN1124 a variometr LUN1144 [O17]

Výškoměr má rozsah měření výšky -300-10000m (-980ft-32800ft). Přesnost výškoměru není výrobcem konkrétně udávána, přístroj však splňuje předepsané požadavky na přesnost měření výšky, na jejichž základě a rozsahu přístroje je možné určit minimální dosahovanou přesnost 6,1m. Rozlišitelnost měření výšky je pak 5m (16ft). Cena výškoměru je pak v případě nového kusu přibližně 12 000Kč v případě použitého 4 000-7 000Kč.

Variometr LUN1144 určuje vertikální rychlost pomocí tlakové metody, má rozsah měření $\pm 10\text{m/s}$ ($\pm 2000\text{ft/min}$) a je vybaven teplotní kompenzací. Je zabudován zejména ve starších sportovních a ultralehkých letounech. Cena variometru je přibližně 6 000Kč.

Druhým zástupcem těchto přístrojů jsou výškoměr a variometr, vyráběné firmou Winter. Tyto přístroje se v posledních 30 letech staly standardem baro-mechanických přístrojů na evropském trhu.

V současnosti jsou stále ve velké míře instalovány zejména do kluzáků jako hlavní výškoměr a variometr, rovněž však jako záložní přístroje u moderních sportovních letadel s EFIS systémem. Příkladem těchto přístrojů může být výškoměr 4FGH10 a variometr 5STVM 5-3 [37]. Výškoměr má rozsah měření 0-10000m (0-32800ft). Přesnost výškoměru udaná výrobcem je 15m zřejmě v nulové výšce, rozlišitelnost měření výšky 5m (16ft). Cena výškoměru je pak přibližně 25 000Kč. Variometr určuje vertikální rychlost pomocí tlakové metody a má rozsah měření $\pm 5\text{m/s}$ ($\pm 980\text{ft}$), jeho cena je přibližně 16 000Kč.

Jednotky EFIS systému s integrovaným měřicím blokem výšky jsou založeny na absolutních elektronických snímačích tlaku, zpravidla pracujících na piezorezistivním principu. Prvním příkladem těchto jednotek může být systém TL Integra od českého výrobce TL Electronic [38]. TL (obr. 3/5) TL Integra využívá k měření výšky piezorezistivní absolutní snímač tlaku. Rozsah systému je 0-4600m. Přesnost systému výrobce udává 4,6m. Rozlišitelnost je pak 1ft (0,3m). Ceny systému dle jeho konfigurace se pohybuje od 60 000 do 100 000Kč.

Druhým příkladem je pak EFIS systém Dynon D-10A amerického výrobce Dynon Avionics (obr. 3/12) [39]. Systém je rovněž založen na piezorezistivním absolutním snímači tlaku. Rozsah měření systému je -1200-30000ft (-375-10000m). Přesnost měření výšky výrobce neudává, musí být však dle stanovených předpisů nižší než 6m. Rozlišitelnost měření výšky tímto systémem je pak 1ft (0,3m). Cena tohoto systému je pak dle konfigurace od 55 000 do 70 000Kč.

Zástupcem společné měřicí jednotky pro bezpilotní prostředky je jednotka MvarioEX (obr. 3/13) od českého výrobce Jetý [40]. Jednotka je založena na piezorezistivním absolutním snímači tlaku kategorie „low-cost“. Rozsah měření systému je 0-21000m. Přesnost měření výšky výrobce udává na 9m. Rozlišitelnost měření výšky tímto systémem je udávána 0,1m. Cena tohoto systému je pak 2 250Kč.



Obr. 3/12-Dynon EFIS-D10A [O18]



Obr. 3/13-MvarioEX [O19]

4) Cíle disertační práce

Na základě informací uvedených v teoretickém rozboru a zjištěných poznatků o současném stavu barometrického měření výšky a z něho vycházejícího měření vertikální rychlosti byl stanoven následující hlavní cíl disertační práce:

- nalézt a prověřit možná vylepšení barometrického principu měření výšky a z něho vyplývajícího měření vertikální rychlosti za účelem zvýšení kvality měření a snížení nákladů na vytvoření systému zajišťující toto měření

Rozborem hlavního cíle pak byly stanoveny následující dílčí cíle:

- prověřit možnost alternativního použití diferenčního snímače při barometrickém měření výšky tj.:
 - provést rozbor hlavních vlastností a určit podmínky, za kterých je možné diferenční snímač použít při barometrickém měření výšky
 - provést návrh systému, využívajícího diferenční snímač tlaku pro barometrické měření výšky a následné měření vertikální rychlosti
 - provést realizaci navrženého systému a určit jeho předpokládané vlastnosti
 - ověřit vlastnosti navrženého systému v laboratorních i reálných podmínkách
- prověřit možnost provádění korekcí modelu MSA dle reálných podmínek při barometrickém měření výšky
 - provést návrh korekčního bloku, umožňujícího korekci modelu MSA na základě informací o reálném stavu atmosféry
 - provést zabudování korekčního bloku do navrženého systému, využívajícího diferenční snímač tlaku
 - ověřit chování a vliv korekčního bloku na přesnost měření výšky
- zhodnotit celkové chování navrženého systému tj.:
 - určit výsledné zlepšení kvality měření při použití navrženého systému v porovnání se současnými systémy
 - určit cenové náklady navrženého systému a porovnat je se současnými systémy

5) Barometrické měření výšky pomocí diferenčního snímače tlaku

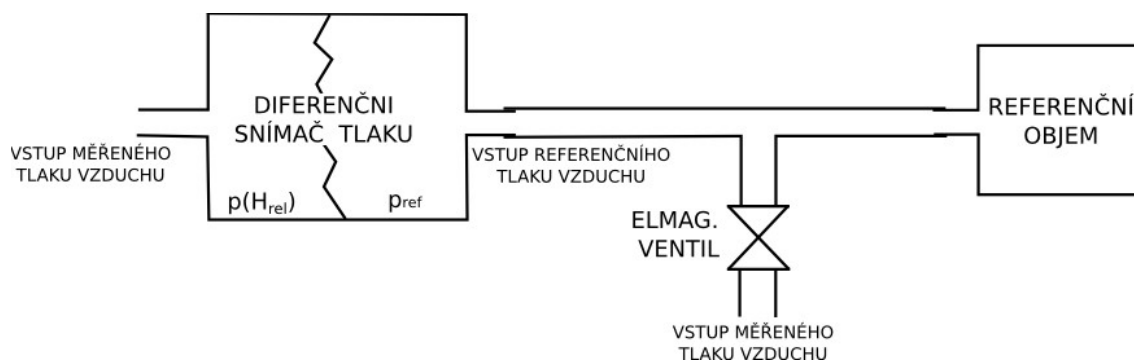
5.1) Vlastnosti absolutního a diferenčního snímače tlaku při použití pro barometrické měření výšky

V současných výškoměrech a společných měřicích jednotkách, pracujících na barometrickém principu, se pro měření hodnoty tlaku vzduchu používá výhradně kategorie absolutních snímačů tlaku, jejichž princip činnosti a základní vlastnosti byly popsány v kapitole 2.5.1.

Důvodem je zejména výhoda, že absolutní snímač měří přivedený tlak do první komory vůči vakuu a tedy, (jak již bylo popsáno v kapitole 2.5.1), vzniklá pružná deformace membrány a následně výstupní signál snímače je pak úměrný absolutní hodnotě přivedeného měřeného tlaku. Pokud tento tlak odpovídá tlaku vzduchu v okolí letadla, z této hodnoty může být přímo pomocí barometrické rovnice určena příslušná výška, ve které se letadlo nachází. Další výhodou vakua, jako použité reference, vůči které je přivedený vzduch o atmosferickém tlaku měřen, je jeho stálost a nezávislost na vnějším prostředí, zejména teplotě [A2], [18], [41].

Použití vakua jako reference však přináší rovněž i výrazná omezení při konstrukci absolutního snímače. Reálný absolutní snímač tlaku musí při svém provozu odolávat tlaku až 1100hPa, zároveň však musí umožňovat měření výšky s přesností splňující mezinárodní požadavky kladené na letecké přístroje, jejichž rozbor byl uveden v kapitole 2.4. Z něj vyplývá, že maximální dovolená chyba měření absolutního snímače musí být nižší než $\pm 0,71$ hPa, což při předpokládaném rozsahu snímače 1100hPa představuje maximální dovolenou relativní chybu měření nižší než $\pm 0,065\%$ z rozsahu. Z hlediska rozlišitelnosti, která se v případě současných systémů dle kapitoly 3) pohybuje okolo hodnoty 2m, pak snímač musí rozlišit změnu tlaku cca. 24Pa, což pro vzorový snímač představuje změnu 0,022% rozsahu přístroje. Tyto parametry pak kladou velmi vysoké nároky na kvalitu tohoto snímače, které se následně odráží v jeho vysoké ceně (průměrně 10000-15000Kč). Ta se pak přenáší do vyšších celkových nákladů nutných na vytvoření systému využívajícího tento snímač [A2], [41].

V této práci je dle vytyčených cílů plánováno ověření barometrického měření výšky, využívající pro měření tlaku vzduchu diferenční snímač tlaku, jehož princip činnosti a základní vlastnosti byly popsány v kapitole 2.5.1. Z nich vyplývá, že samotný snímač není možné pro měření výšky využít. Situace se změní, pokud se pomocí pneumatického obvodu, tzv. referenčního objemu (obr. 5/1) zajistí, aby byl do druhé komory pro účely měření přiveden a následně v ní uzavřen vzduch o známém referenčním tlaku vzduchu z určitého počátečního místa (např. z místa startu).



Obr. 5/1-Konstrukce referenčního objemu

Pokud se do první komory přivede vzduch z okolí letadla, výstupní údaj snímače odpovídá rozdílu tlaku vzduchu z okolí letadla vůči referenčnímu tlaku z počátečního místa a je možné jej pomocí upravené barometrické rovnice převést na výšku letadla H_{rel} vůči počátečnímu místu (např. místu startu) jako [A1, A2], [41]:

$$H_{rel} = \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p(H_{ref})}{p(H_{rel}) + p(H_{ref}) - p(H_{ref})} \right)^{R\tau} - 1 \right] = \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{p_{ref}}{p_d + p_{ref}} \right)^{R\tau} - 1 \right] \quad (5.1.1)$$

kde

$p(H_{rel})$ je tlak vzduchu ve výšce H_{rel}
 $p(H_{ref})=p_{ref}$ referenční tlak vzduchu z počátečního místa
 $p_d=p(H_{rel})-p_{ref}$ určený rozdíl (diference) tlaků vzduchu diferenčním snímačem ve výšce H_{rel} ,
 $T_0=288,15K$, $\tau=-6,5 \cdot 10^{-3}K^{-1}$, $R=29,271mK^{-1}$ (podle MSA).

Při znalosti absolutní výšky počátečního bodu H_{aref} je pak možné určit i absolutní výšku H_a letu letadla jako:

$$H_a = H_{rel} + H_{aref} \quad (5.1.2)$$

kde

H_{rel} je výška letadla vůči počátečnímu bodu
 H_{aref} absolutní výška počátečního bodu

Diferenční snímač je pak schopen měřit výšku letadla H_{rel} vůči počátečnímu místu až do velikosti, odpovídající diferencii tlaků p_{dmax} , kterou je snímač svým rozsahem schopen změřit. Oproti absolutnímu snímači je tedy možné podle požadovaného rozsahu měření výšky H_{rel} zvolit požadovaný rozsah diferenčního snímače. Při potřebě menšího rozsahu měření (např. 0-5km ve sportovním letectví, odpovídající diferencii tlaků $p_d \sim 500hPa$) je tedy možné zvolit snímač s tímto rozsahem.

Další možností je rozdělit celkový požadovaný rozsah měření výšky, resp. difference tlaku na několik stejných úseků (např. 10x 50hpa), kde celkový určený rozdíl tlaků p_d pro určení výšky H_{rel} dle rovnice (5.1.1) vznikne jako suma měření rozdílů tlaků na jednotlivých úsecích (tato koncepce bude vysvětlena níže) [A1,A2].

Při použití diferenčního snímače s menším rozsahem, však může být pro splnění požadavků na přesnost měření výšky použit snímač s mnohem vyšší maximální dovolenou relativní chybou (např. 0,7% z rozsahu pro snímač s rozsahem $\pm 50\text{hPa}$). Při těchto snížených požadavcích je pak možné použít diferenční snímače s menší přesností, jejichž cena tvoří cca. 1/5 až 1/10 ceny absolutního snímače, dosahujícího obdobné přesnosti měření výšky. V případě, že nesledujeme ekonomické potřeby návrhu je naopak možné při použití kvalitního a přesného diferenčního snímače dosáhnout mnohem přesnějšího měření difference tlaků a tedy i výšky H_{rel} , než je tomu u systémů využívajících absolutní snímač tlaku. Pokud známe rozsah a přesnost porovnávaného diferenčního a absolutního snímače, je možné obecně vyjádřit možné zlepšení přesnosti měření tlaku vzduchu K_p při použití diferenčního snímače, místo absolutního jako:

$$K_p = \frac{\Delta_a}{\Delta_d} = \frac{\delta_a \cdot r_a}{2\delta_d \cdot |r_d|} \quad (5.1.3)$$

kde

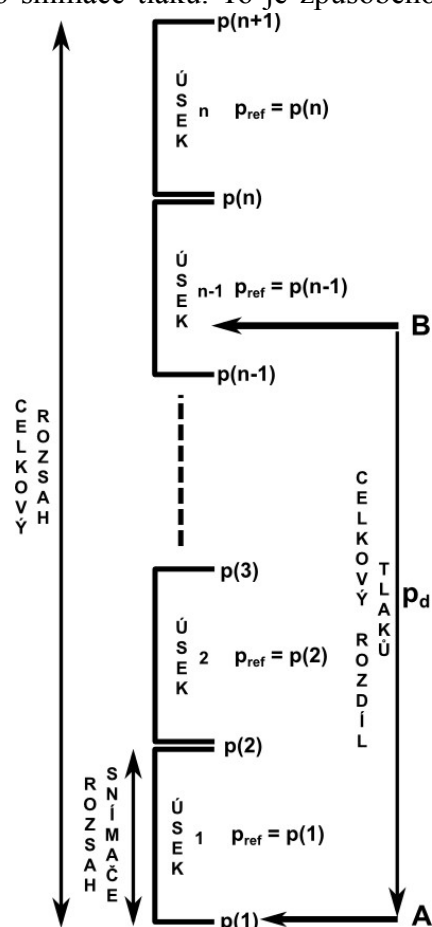
- K_p je zlepšení přesnosti měření tlaku vzduchu
- Δ_d, Δ_a absolutní chyba měření tlaku diferenčním/absolutním snímačem
- r_d, r_a rozsah diferenčního/absolutního snímače
- δ_d, δ_a relativní chyba měření tlaku diferenčním/absolutním snímačem

Další podstatnou výhodou pak je, že díky nižšímu rozsahu má diferenční snímač obvykle i vyšší rozlišitelnost a citlivost, než je tomu v případě absolutního snímače tlaku. To je způsobeno tím, že membrána snímače může být díky menšímu dovolenému tlaku mnohem méně robustní a tuhá, což ji umožňuje reagovat svým průhybem na mnohem menší změny tlaku, než je tomu v případě absolutních snímačů. Toho lze využít například pro citlivější a přesnější určení údaje vertikální rychlosti [A1,A2].

Využití diferenčního snímače však s sebou přináší i několik nevýhod souvisejících s použitím vzduchu jako reference ve druhé komoře snímače a s koncepcí měření rozdílu tlaků na více úsecích. Tyto „princiální“ nevýhody pak musí být pro zajištění spolehlivého určení rozdílu tlaků následně kompenzovány.

5.2) Návrh modulu pro barometrické měření výšky s využitím diferenčního snímače tlaku

Na základě výše uvedeného rozboru principu použití diferenčního snímače tlaku pro měření výšky H_{rel} nad počátečním místem byla navržena základní koncepce modulu pro barometrické měření výšky s využitím diferenčního snímače (dále jen diferenčního modulu).



Obr. 5/2-Schématické znázornění (koncepce) měřících úseků

Tato koncepce využívá výhod použití diferenčního snímače s menším rozsahem s tím, že celkového rozsahu snímače dosahuje pomocí rozdělení požadovaného měřicího rozsahu modulu na několik stejných měřicích úseků (obr. 5/2). Velikost těchto úseků p_{sec} pak odpovídá měřicímu rozsahu diferenčního snímače. To umožňuje použití levného diferenčního snímače s relativně malým rozsahem při dosažení velkého měřicího rozsahu diferenčního modulu. Celkový rozdíl tlaků p_d je pak určen jako postupný součet změřených rozdílů tlaků na jednotlivých úsecích, který je možné pro příklad na obr. 5/2 vyjádřit jako [A1,A2]:

$$p_d = p(B) - p(A) = [p(2) - p(1)] + [p(3) - p(2)] + \dots + [p(n) - p(n-1)] = p_{d1} + p_{d2} + \dots + p_{dn-1} \quad (5.2.1)$$

kde

p_d je celkový rozdíl tlaků
 p_{d1}, \dots, p_{dn-1} jsou změřené rozdíly tlaků na jednotlivých měřicích úsecích
 n je počet měřicích úseků

Pokud se neuplatní další chyby, je pak možné podle [13], [14], [42] vyjádřit absolutní chybu určení celkové hodnoty rozdílu tlaků Δ_{pd} při použití více úseků (za předpokladu stejně velkých úseků, pro celý měřicí rozsah hlavního modulu) jako:

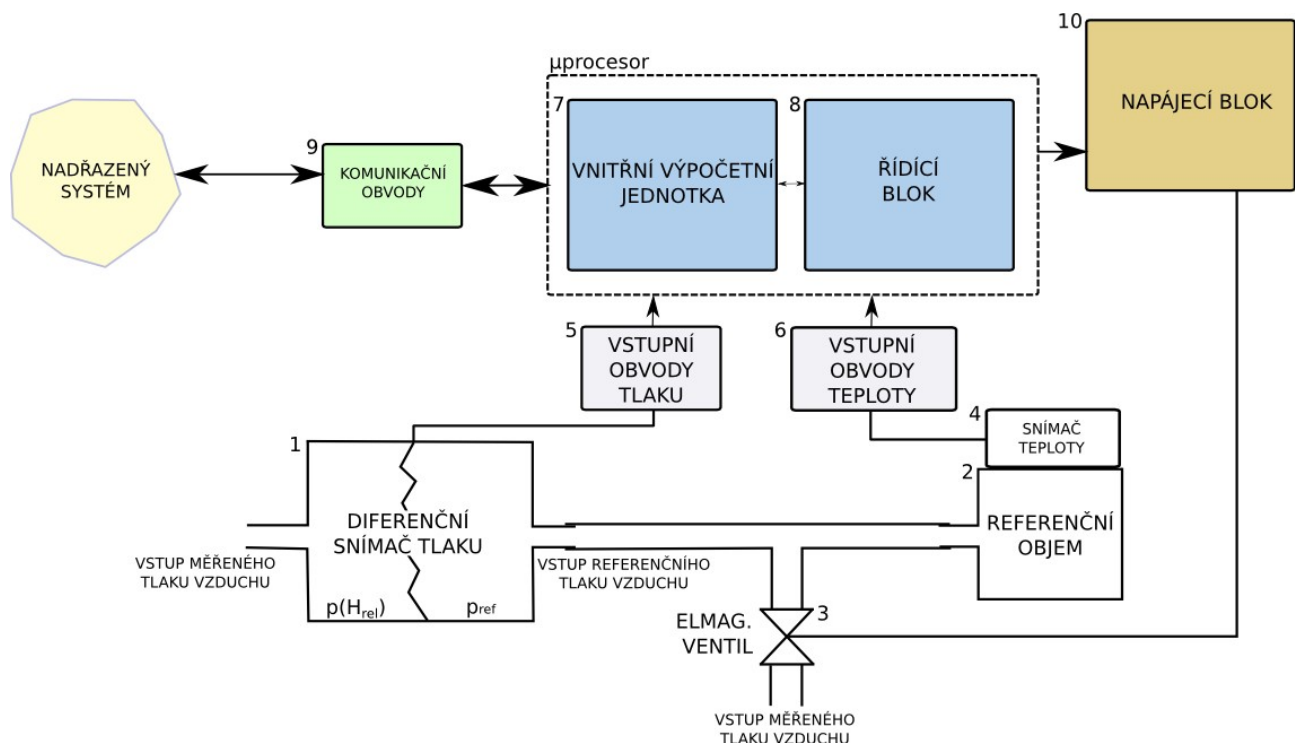
$$\Delta_{pd} = \sqrt{\Delta_{[p(2)-p(1)]}^2 + \Delta_{[p(3)-p(2)]}^2 + \dots + \Delta_{[p(n)-p(n-1)]}^2} = \Delta_{p_{sec}} \sqrt{n} = \delta_{p_{sec}} p_{sec} \sqrt{n} \quad (5.2.2)$$

kde

Δ_{pd} je chyba určení celkové hodnoty rozdílu tlaku p_d
 $\Delta_{[p(2)-p(1)]} = \Delta_{[p(3)-p(2)]} = \dots = \Delta_{[p(n)-p(n-1)]} = \Delta_{p_{sec}}$ maximální chyba určení rozdílu tlaků na měřicím úseku diferenčním snímačem
 $\delta_{p_{sec}}$ maximální relativní chyba určení rozdílu tlaků na měřicím úseku diferenčním snímačem
 p_{sec} velikost měřicího úseku
 n počet měřicích úseků

Blokové schéma navrhovaného diferenčního modulu je zobrazeno na obr. 5/3.

Základ modulu tvoří diferenční snímač <1>. První vstup diferenčního snímače je vyveden do vnější atmosféry s tlakem $p(H_{rel})$. Druhý vstup je připojen k referenčnímu objemu <2>, tvořeným zásobníkem pro uchování vzduchu o referenčním tlaku p_{ref} a elektromagnetickým ventilem <3>, který umožňuje přivedení a následné uzavření vzduchu o referenčním tlaku v referenčním objemu. Referenční objem je vybaven přesným snímačem teploty <4>, který umožňuje kompenzaci změn referenčního tlaku p_{ref} vlivem teploty. Výstup diferenčního snímače tlaku stejně jako výstup teplotního snímače je pomocí vstupních obvodů <5,6> připojen k μ procesoru, který tvoří funkci vnitřní výpočetní jednotky <7> a řídicího bloku <8>. Pro komunikaci s nadřazeným systémem je modul vybavený komunikačními obvody <9>. Napájení modulu a výkonové ovládání elektromagnetického ventilu pak zajišťuje napájecí blok <10>.



Obr. 5/3-Blokové schéma diferenčního modulu

Na začátku měření řídicí blok <8> otevře v počátečním místě A (viz. obr. 5/2) elektromagnetický ventil <3> a naplní referenční objem <2> vzduchem o referenčním tlaku $p_{ref}=p(1)$ z tohoto místa A. Zároveň je určena i počáteční teplota vzduchu v referenčním objemu pomocí přesného teploměru <4>. Následně je elektromagnetický ventil uzavřen a diferenční snímač <1> začne na prvním úseku měřit rozdíl p_{d1} mezi atmosferickým tlakem $p(H_{rel})$ v aktuálním místě měření a vzduchem o referenčním tlaku p_{ref} , jehož aktuální teplota je měřena pomocí přesného teploměru. Výstupní údaje diferenčního snímače a přesného teploměru jsou pak vedeny do interní výpočetní jednotky <7> a řídicího bloku. Interní výpočetní jednotka na základě změřených změn teploty vzduchu v referenčním objemu provede kompenzaci výstupního údaje diferenčního snímače a následně tento údaj přepočte na hodnotu výšky H_{rel} nad počátečním místem podle vztahu (5.1). Vypočtená hodnota H_{rel} je potom odeslána do nadřazeného systému [A1].

Řídicí blok kontroluje souběžně s činností interní výpočetní jednotky stav modulu a v okamžiku, kdy měřená hodnota rozdílu tlaků p_{d1} dosáhne velikosti měřícího úseku p_{sec} (rozsahu diferenčního snímače), provede „přepnutí“ modulu na druhý měřící úsek. „Přepnutí,“ (viz. obr. 5/2) je, po zapamatování poslední měřené hodnoty rozdílu tlaků p_{d1} interní výpočetní jednotkou, provedeno otevřením elektromagnetického ventilu a naplněním referenčního objemu vzduchem o referenčním tlaku $p_{ref}=p(2)$ z místa přepnutí.

Zároveň dojde k odměření nové počáteční teploty vzduchu v referenčním objemu pro kompenzaci údaje diferenčního snímače na druhém úseku. Diferenční modul pak opět začne měřit rozdíl p_{d2} mezi atmosferickým tlakem $p(H_{rel})$ v aktuálním místě měření a referenčním tlakem p_{ref} , který přičítá k poslední měřené hodnotě rozdílu tlaků p_{d1} na prvním úseku podle rovnice (5.4).

Celková určená hodnota rozdílu tlaků p_d je pak opět přepočítávána na hodnotu výšky H_{rel} nad počátečním místem podle vztahu (5.1), s tím, že pro účely tohoto výpočtu je však stále hodnota $p_{ref}=p(1)$. Dále se postup opakuje.

V okamžiku, kdy měřená hodnota rozdílu tlaku p_{d2} dosáhne opět velikosti úseku p_{sec} , provede řídicí blok další „přepnutí“ na třetí měřicí úsek, atd (viz. obr. 5/2). Určování celkové hodnoty rozdílu tlaků p_d a výšky H_{rel} nad počátečním místem pak probíhá obdobně jako na výše popsaném druhém měřicím úseku.

V případě „přepínání“ modulu z vyššího na nižší měřicí úsek je situace obdobná s tím rozdílem, že po „přepnutí“ je aktuálně měřená hodnota rozdílu mezi $p(H_{rel})$ a p_{ref} kladná a přičítá se k záporným hodnotám rozdílu tlaků určených na předchozích úsecích.

Zvláštním případem je situace, kdy diferenční modul dosáhne nejvyšší celkové určené hodnoty rozdílu tlaku p_d (nejvyššího místa měření) a ze stoupání přejde do klesání. Řídicí blok pak provádí „přepnutí“ modulu na nižší měřicí úsek až ve chvíli, kdy měřeny rozdílu tlaku přejde ze záporné do kladné hodnoty a (v ní) dosáhne velikosti měřicího úseku p_{sec} (viz. obr.5/2). Touto technikou je pak možné výrazně snížit počet nutných „přepnutí“ systému, což lze využít ke zvýšení přesnosti systému a životnosti elektromagnetického ventilu [A2].

5.3)Kompenzace „principiálních“ nevýhod navrženého diferenčního modulu

Jak již bylo zmíněno výše, při využití diferenčního snímače tlaku pro barometrické měření výšky je nutné pro zajištění přesného určení rozdílu tlaků p_d navrženým diferenčním modulem, kompenzovat některé „principiální“ nevýhody [A1,A2]. Jedná se zejména o tyto 3 následující oblasti:

- **závislost referenčního tlaku vzduchu na teplotě**-mezi hlavní slabiny navrženého modulu pak patří zejména závislost referenčního tlaku vzduchu, uzavřeného v referenčním objemu, na teplotě. V případě uvažování reálného vzduchu jde o velmi složitou závislost, kterou ovlivňují nejen fyzikální parametry vzduchu (počáteční teplota, tlak, vlhkost,...) ale i chemické složení vzduchu [43], [44]. Pokud však pro potřeby návrhu základní kompenzace budeme uvažovat vzduch jako ideální plyn podle definice Mezinárodní standardní atmosféry, je možné tuto závislost zjednodušit a popsat ji pomocí stavové rovnice ideálního plynu (2.3.1) uvedené v teoretickém rozboru.

Za předpokladu neměnného molového množství vzduchu n uzavřeného v konstantním referenčním objemu V je pak možné rovnici (2.3.1) upravit do tvaru:

$$\frac{p}{T} = nR_p V = konst \quad (5.3.1)$$

Při uvažování dvou stavů, ve kterých se může vzduch v referenčním objemu dle (5.3.1) nacházet, je pak možné odvodit jejich vzájemný vztah jako:

$$\frac{p_1}{T_1} = \frac{p_2}{T_2} \quad (5.3.2)$$

kde

p_1, p_2 je tlak vzduchu v referenčním objemu ve stavu 1,2

T_1, T_2 termodynamická teplota vzduchu ve stavu 1,2.

Tento vztah je možné po úpravě vyjádřit jako změnu (chybu) referenčního tlaku vzduchu Δp v referenčním objemu při vzniklou při změně teploty T_1 (počáteční) na T_2 (aktuální) jako:

$$\Delta p = p_2 - p_1 = \frac{p_1}{T_1} T_2 - p_1 = p_1 \left(\frac{T_2 - T_1}{T_1} \right) \quad (5.3.3)$$

kde

Δp je změna (chyba) referenčního atmosferického tlaku v referenčním objemu vzniklá vlivem teploty

p_1 počáteční referenční tlak vzduchu

T_1 počáteční teplota vzduchu

T_2 aktuální teplota vzduchu

Za předpokladu určení počáteční a aktuální teploty vzduchu v referenčním objemu pomocí teplotního čidla je pak možné použít vztah (5.3.3) pro korekce určeného rozdílu tlaku pomocí diferenčního snímače tlaku a získat tak potřebnou kompenzaci jedné z hlavních nevýhod navrženého modulu.

- **zajištění odebrání a uzavření vzduchu v referenčním objemu**-dalším problémem navrhovaného modulu je zajištění spolehlivého a rychlého odebrání vzduchu o referenčním tlaku při současně dokonalém hermetickém uzavření tohoto vzduchu v referenčním objemu. Prostudováním parametrů běžně dostupných elektromagnetických ventilů bylo zjištěno, že původně zamýšlené standardní průmyslové elektromagnetické ventily, vyráběné pro řízení pneumatických systémů, nebude možné použít nejen pro jejich větší rozměry a hmotnost, ale zejména pro jejich nedostatečnou těsnost, která neumožňuje uchování konstantního množství vzduchu v referenčním objemu po dostatečně dlouhou dobu.

Hledání proto byla zaměřeno do oblasti elektromagnetických ventilů pro lékařské a laboratorní zařízení, kde je možné najít ventily s velmi vysokou těsností, umožňující uchování vzduchu v referenčním objemu po dostatečně dlouhou dobu. Výhodou těchto ventilů jsou rovněž obvykle i malé rozměry a menší hmotnost. Nevýhodou je však často menší propustnost v otevřeném stavu, která může vyžadovat delší dobu (až jednotky sekund) pro spolehlivé odebrání vzduchu o referenčním atmosferickém tlaku do referenčního objemu. Dalším problémem je rovněž i relativně vysoká cena, která se promítá do ceny navrhovaného systému a snižuje tak jeho ekonomickou výhodnost. Po prostudování výše uvedené oblasti a za pomoci firmy DataCon MSI s.r.o. se však podařilo najít několik typů elektromagnetických ventilů, které by mohly být použity v zamýšleném systému.

Tyto ventily mají dostatečnou těsnost, jejich propustnost umožňuje dostatečně rychlé odebírání vzduchu a jejich cena výrazně neovlivňuje cenu navrhovaného systému.

S řešením tohoto problému souvisí i problematika velikosti referenčního objemu. Při použití velkého referenčního objemu se výrazně potlačí vliv případných netěsností elektromagnetického ventilu i pneumatického systému referenčního objemu, rovněž se však zvýší potřebná doba pro odebrání vzduchu o referenčním tlaku a naopak. Použití velkého referenčního objemu rovněž zvyšuje i prostorové nároky navrhovaného systému.

S ohledem na uváděné úniky a propustnosti u nalezených vhodných elektromagnetických ventilů a s očekávaným trváním „přepnutí“ diferenčního modulu maximálně v jednotkách sekund, byla optimální velikost referenčního objemu pro navrhovaný systém určena na 10-100ml.

- **vznik chyby určení výšky při „přepínání“ modulu**-v neposlední řadě je nevýhodou, že diferenční snímač během „přepínání“ modulu na nový úsek není schopen (dle výše uvedeného principu) měřit vývoj rozdílu tlaku, ke kterému během přepínání došlo. Toto „přerušování“ měření může při rychlém stoupání nebo klesání letadla během „přepínání“ modulu způsobit velké chyby v určení celkové hodnoty rozdílu tlaků p_d a následně tedy i určené výšky H_{rel} vůči počátečnímu místu. Hodnota této chyby má pak navíc integrační charakter a její vývoj závisí na aktuálním manévru letadla ve chvílích „přepnutí“. Protože změnu výšky letadla, respektive odpovídající změnu celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklou během „přepínání“ modulu není možné předvídat, bylo nutné pro potlačení možné chyby navrhnout pomocný modul, který hlavnímu diferenčnímu modulu poskytne „náhradní údaj“ o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepínání“ modulu [45], [46].

5.4) Návrh pomocného modulu

Je-li diferenční modul doplněn o pomocný modul poskytující „náhradní údaj“, je určení celkové hodnoty rozdílu tlaku p_d možné pro příklad na obr. 5/2 vyjádřit rozšířením vztahu (5.2.1) jako [A1]:

$$p_d = p(B) - p(A) = p_{d1} + p_{d2} + \dots + p_{dn-1} + p_{dp1} + p_{dp2} + \dots + p_{dpm} \quad (5.4.1)$$

kde

p_{d1}, \dots, p_{dn-1}	jsou změřené rozdíly tlaků na jednotlivých měřicích úsecích
p_{dp1}, \dots, p_{dpm}	určené „náhradní údaje“ o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepínání“ diferenčního modulu
n	počet měřicích úseků
m	počet „určených náhradních“ údajů o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepínání“ diferenčního modulu

Absolutní chybu určení celkové hodnoty rozdílu tlaků Δ_{pd} (pro celý měřicí rozsah diferenčního modulu) je pak možné vyjádřit rozšířením vztahu (5.2.2) jako:

$$\Delta_{pd} = \sqrt{\Delta_{p_{sec}}^2 n + \Delta_{p_{mu}}^2 m} = \sqrt{\Delta_{p_{sec}}^2 n + \Delta_{p_{mu}}^2 (2(n-1)-1)} \quad (5.4.2)$$

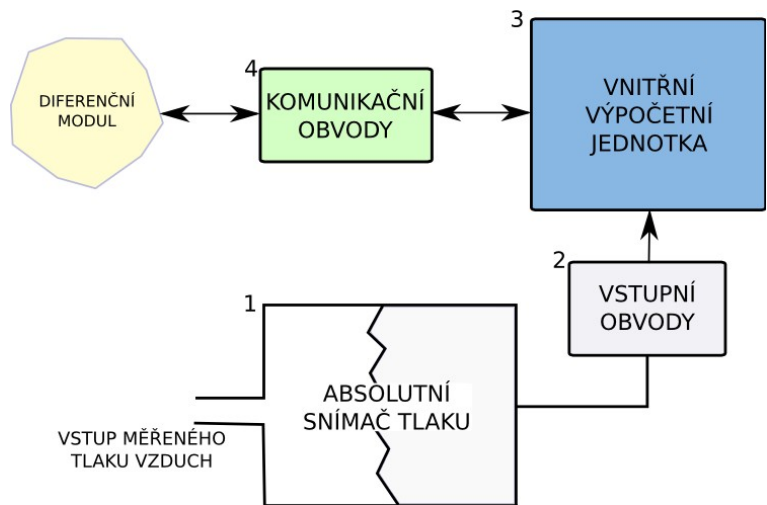
kde

Δ_{pd}	je chyba určení celkové hodnoty rozdílu tlaku p_d (diferenčního modulu doplněného o pomocný modul)
$\Delta_{p_{sec}}$	maximální chyba určení rozdílu tlaků na měřicím úseku diferenčním snímačem,
n	počet měřicích úseků
$\Delta_{p_{mu}} = \max(\Delta_{p_{dp1}}, \Delta_{p_{dp2}}, \dots, \Delta_{p_{dpm}})$	maximální chyba „náhradního údaje“ o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepínání“ diferenčního modulu, určeného pomocným modulem
$m = 2(n-1) - 1$	(za předpokladu běžného typu letu) počet určených „náhradních údajů“ o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepínání“ diferenčního modulu

Z pohledu principu získávání „náhradního údaje“ pomocným modulem pak byl proveden rozbor 4 možných koncepcí pomocného modulu.

5.4.1) Pomocný modul založený na absolutním snímači tlaku

Pomocný systém založený na absolutním snímači tlaku získává „náhradní údaj“ o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků během „přepínání“ diferenčního modulu pomocí určování změn absolutního tlaku vzduchu v okolí letadla. Blokové schéma navrženého pomocného modulu je na obr. 5/4. Absolutní snímač <1> je vstupními obvody <2> připojen do vnitřní výpočetní jednotky pomocného modulu <3>, která výsledné výpočty a výstupní údaje odesílá pomocí komunikačních obvodů <4> do diferenčního modulu [A1].



Obr. 5/4-Pomocný modul založený na levném absolutním snímači tlaku

Určování „náhradního údaje“ pomocí absolutního snímače tlaku je pak založeno na určování změn (rozdílu) měřené absolutní hodnoty tlaku vzduchu vůči „počáteční hodnotě“. Na začátku ohlášeného „přepnutí“ diferenčního modulu si vnitřní výpočetní jednotka <3> pomocného modulu uloží aktuální absolutní hodnotu tlaku vzduchu měřenou absolutním snímačem <1> jako svou „počáteční hodnotu“ p_{ap} . V okamžiku ohlášeného dokončení „přepnutí“ hlavního modulu pak vnitřní výpočetní jednotka pomocného modulu odečte od aktuálně měřené absolutní hodnoty tlaku p_{aa} uloženou „počáteční hodnotu“ p_{ap} . Vypočtený rozdíl tlaků $p_{dp} = p_{aa} - p_{ap}$ pak interní výpočetní jednotka pomocného modulu odešle do diferenčního modulu jako „náhradní údaj“ o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepnutí“.

Diferenční modul pak tento údaj přičte ke své poslední určené celkové hodnotě rozdílu tlaků p_d a pokračuje v měření na novém měřicím úseku.

Použití rozdílového určení „náhradního údaje“ pak navíc umožňuje využít pro měření některý z tzv. absolutních snímačů tlaku kategorie „low-cost“, u kterých potlačí část jeho významných nedostatků. U těchto snímačů jde zejména o vyšší nejistotu měření absolutního tlaku související s nízkou dlouhodobou stabilitou posuvu převodní charakteristiky a nelinearitou převodní charakteristiky, jak dokládá vlastní ověřování uvedené v následujících kapitolách.

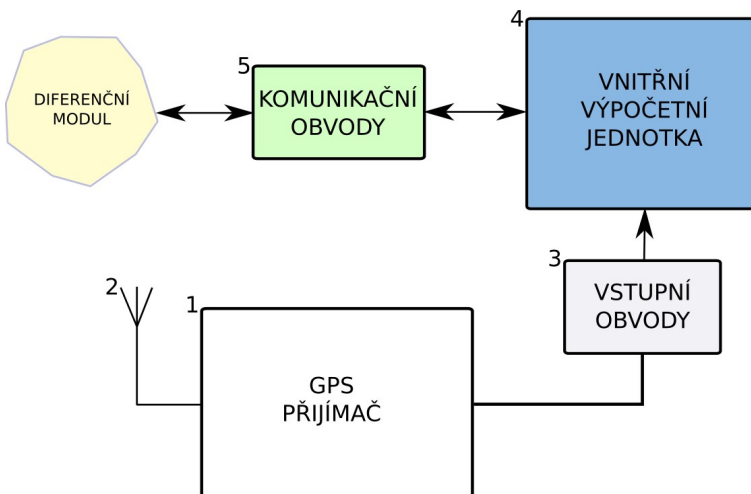
Posuv převodní charakteristiky, stejně jako část nelinearity (pro blízkou polohu počáteční a aktuální hodnoty měřeného absolutního tlaku) se při rozdílovém odečtu údaje totiž neuplatní. Přidáním termostatování snímače se pak dále minimalizuje chyba měření vlivem teplotní závislosti. Tímto způsobem (rozdílové měření výšky, termostatování) je pak možné docílit spolehlivého určení „náhradního údaje“ i pomocí absolutního snímače tlaku kategorie „low-cost“, používaného ve spotřební elektronice. Díky tomu nedojde ke zvýšení ceny realizace pomocného modulu, ke kterému by jinak došlo v případě nutnosti použití drahého precizního absolutního snímače tlaku. Tím může být zachován i původní záměr vytvoření cenově co nejpříjemnějšího systému, využívajícího diferenční snímač tlaku pro barometrické měření výšky.

Další výhodou této koncepce je i možnost přivedení vzduchu o měřeném tlaku z okolí letadla do pomocného modulu ze stejného pneumatického systému letadla, který přivádí vzduch o měřeném tlaku do diferenčního modulu.

Nevýhodou pak může být případná nutnost termostatování absolutního snímače tlaku kategorie „low-cost“.

5.4.2) Pomocný modul založený na přijímači GPS

Pomocný modul založený na přijímači GPS, získává náhradní údaj o vývoji výšky pomocí určování změn nadmořské výšky získané z přijímače GPS. Blokové schéma navrženého pomocného modulu je znázorněno na obr. 5/5. Jádrem pomocného modulu je tvořeno GPS přijímačem <1>, který je propojen s GPS anténou <2> a určenou polohu odesílá pomocí vstupních obvodů <3> do vnitřní výpočetní jednotky <4>. Ta pak výsledné výpočty a výstupní údaje odesílá pomocí komunikačních obvodů <5> do diferenčního modulu.



Obr. 5/5-Pomocný modul založený na GPS přijímači

V okamžiku, kdy diferenční modul nahlásí „přepnutí“, vnitřní výpočetní jednotka pomocného systému <4> určí z údaje o aktuální poloze, vypočtené GPS přijímačem <1>, počáteční absolutní výšku, kterou uloží do své paměti. Následně diferenční modul provede „přepnutí“ na nový úsek po jehož ohlášeném dokončení vnitřní výpočetní jednotka určí aktuální nadmořskou výšku a vypočte rozdíl mezi aktuální a počáteční nadmořskou výškou. Následně podle posledního určeného údaje výšky H_{rel} vůči počátečnímu místu, zasláno z diferenčního modulu a tohoto vypočteného rozdílu nadmořských výšek, vypočte vnitřní výpočetní jednotka ekvivalentní hodnotu změny celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepínání“ diferenčního modulu, kterou jako „náhradní údaj“ odešle do diferenčního modulu.

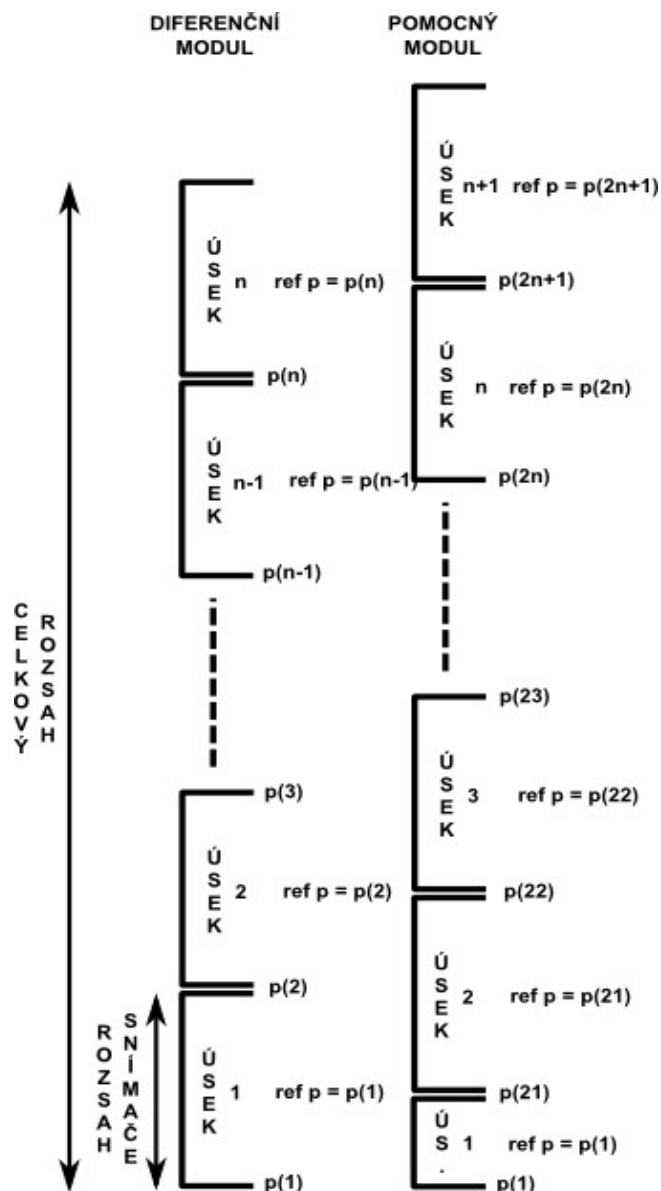
Výhodou tohoto uspořádání je odolnost GPS přijímače vůči vnějším vlivům (teplota, vibrace), stejně jako odlišný způsob určování náhradního údaje o vývoji výšky v porovnání s diferenčním modulem. Nevýhodou pak nutnost případných zásahů do konstrukce letadla z důvodu instalace GPS antény, nižší dosahované přesnosti určené polohy (nadmořské výšky) GPS přijímačem v případě nepříznivé konfigurace satelitů GPS a nutnost dalších přepočtu určeného rozdílu nadmořských výšek zpět na změnu celkové hodnoty rozdílu tlaku.

5.4.3) Pomocný modul založený na diferenčním snímači tlaku

Pomocný systém založený na diferenčním snímači tlaku, je mezi ostatními koncepcemi zvláštní tím, že pomocný modul má totožnou konstrukci (viz. obr. 5/3) jako diferenční modul. Tato koncepce pomocného modulu pak může pracovat ve dvou režimech:

- **režim přerušovaného provozu**-v tomto režimu je pomocný modul při normálním provozu diferenčního modulu vypnut, přičemž jeho elektromagnetický ventil je otevřen a do referenčního objemu trvale přichází vzduch o měřeném tlaku z okolí letadla. V okamžiku, kdy diferenční modul nahlásí „přepnutí“, dojde ke spuštění pomocného modulu, uzavření elektromagnetického ventilu a pomocný modul začne určovat diferenci tlaků mezi aktuálním a přepínacím místem. Po ohlášení dokončení „přepnutí“ diferenčního modulu odešle pomocný modul aktuální změřenou diferenci tlaků mezi aktuálním a přepínacím místem jako „náhradní údaj“ o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepnutí“.
- **režim souvislého provozu**-v tomto režimu je pomocný modul spuštěn od počátku měření diferenčního modulu s tím, že řídicí blok <8> provede první „přepnutí“, pomocného modulu již v polovině prvního měřicího úseku diferenčního modulu. Dojde tak k vzájemnému posunutí měřicího úseku pomocného a diferenčního modulu (obr. 5/6), což umožňuje použití pomocného modulu v okamžiku, kdy diferenční modul provádí „přepnutí“ na nový měřicí úsek. Způsob určení „náhradního údaje“ je pak obdobný jako v případě pomocného modulu založeného na absolutním snímači tlaku, kdy je od sebe odečtena aktuální a počáteční hodnota celkového rozdílu tlaku, určená pomocným modulem. Určený rozdíl je pak odeslán jako náhradní údaj o změně celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepnutí“.

Naopak v případě, že pomocný modul zahájí kvůli zachování svého provozu své „přepnutí“, změní se krátkodobě funkce obou modulů a diferenční modul zajišťuje funkce pomocného modulu pro pomocný modul.



Obr. 5/6-Znázornění měřících úseků při souvislém provozu

Výhodou tohoto typu pomocného modulu je přímé měření „náhradního údaje“ při režimu přerušovaného provozu modulu. Při režimu souvislého provozu modulu je naopak možné pomocný modul začít využívat jako plnohodnotný druhý diferenční modul, souvisle pracující paralelně s prvním diferenčním modulem. Oba diferenční moduly pak mohou sloužit jako zdroj informace o výšce nad počátečním bodem, což lze využít pro zálohování, či zpřesnění určení výsledné výšky H_{rel} pomocí fúze těchto informací.

Nevýhodou této koncepce pomocného modulu je pak komplikovanější konstrukce a s ní související vyšší cena pomocného modulu, která snižuje celkovou ekonomickou výhodnost systému, využívajícího diferenční snímač tlaku pro barometrické měření výšky.

5.4.4) Pomocný modul založený na inerciálním systému

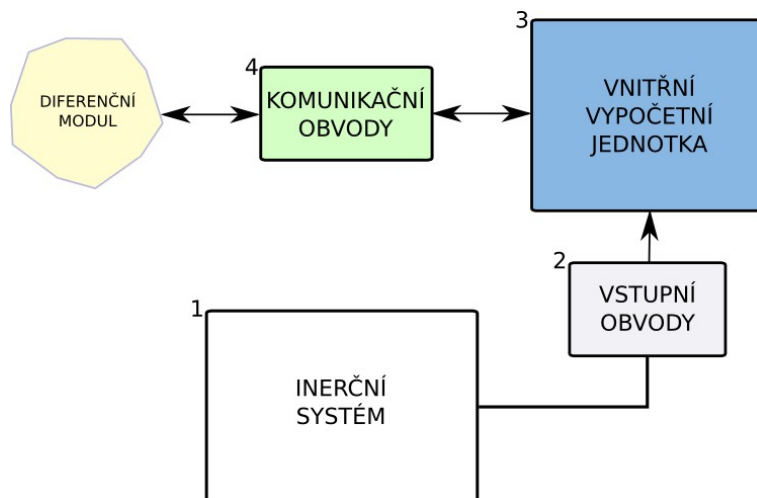
Pomocný modul založený na inerciálním systému získává náhradní údaj o vývoji výšky za pomoci integrace údaje vertikálního zrychlení. Blokové schéma navrženého pomocného modulu je znázorněno na obr. 5/7. Jádro pomocného modulu je tvořeno inerciálním systémem <1>, který je pomocí vstupních obvodů <2> propojen s vnitřní výpočetní jednotkou <3>. Ta odesílá výsledné výpočty a výstupní údaje pomocí komunikačních obvodů <4> do diferenčního modulu.

V případě použití této koncepce pomocného modulu musí diferenční modul také poskytovat i údaj o vertikální rychlosti, který je nutný pro nastavení počátečního stavu pomocného modulu.

V okamžiku, kdy diferenční modul ohlásí „přepnutí“, odešle s tímto ohlášením i určenou aktuální hodnotu vertikální rychlosti. Vnitřní výpočetní jednotka pomocného modulu <3> si pak tuto hodnotu uloží pro následné výpočty jako počáteční údaj o vertikální rychlosti letadla a na základě výstupních údajů z inerciálního systému <1> začne určovat vertikální zrychlení letadla. Při průběhu „přepínání“ diferenčního modulu vnitřní výpočetní jednotka následně určuje integraci údaje o vertikálním zrychlení průběh vertikální rychlosti, ze kterého následnou druhou integrací vypočítává náhradní údaj o vývoji výšky během „přepnutí“ diferenčního modulu. Po dokončení „přepnutí“ diferenčního modulu pak vnitřní výpočetní jednotka přepočte určený náhradní údaj o vývoji výšky během „přepnutí“ na ekvivalentní hodnotu změny celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepnutí“ diferenčního modulu a odešle ji do diferenčního modulu jako „náhradní údaj“.

Výhodou této koncepce pomocného modulu je úplná nezávislost inerciálního systému na vnějším prostředí a vybavení letadla, stejně jako odlišný způsob určování náhradního údaje o vývoji výšky v porovnání s diferenčním modulem.

Nevýhodou pak je komplikovanější určování změny celkové hodnoty rozdílu tlaků, vzniklé během „přepnutí“ diferenčního modulu. Dále potom možnost ovlivnění inerciálního systému vznikem falešných vertikálních zrychlení od vibrací konstrukce letadla a vyšší cena.



Obr. 5/7-Pomocný modul založený na inerciálním systému

5.4.5) Zhodnocení rozboru koncepcí pomocných modulů

Na základě výše uvedeného rozboru všech 4 možných koncepcí pomocného modulu a porovnáním jejich základních vlastností byla pro experimentální realizaci a další ověřování vybrána koncepce pomocného modulu s absolutním snímačem a pomocného modulu založeného na přijímači GPS.

Pomocný modul s absolutním snímačem byl jako nejlepší varianta vybrán pro svoji přímou možnost určování změn celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepnutí“, dále pro svoji jednoduchost a možnost dosažení nízké ceny při použití snímače tlaku kategorie „low-cost“.

Pomocný modul založený na přijímači GPS byl vybrán z důvodu své odolnosti proti vnějším vlivům a rovněž díky svému odlišnému způsobu určování náhradního údaje o vývoji výšky v porovnání s diferenčním modulem a pomocným modulem s absolutním snímačem.

Pomocný modul založený na diferenčním snímači nebyl, i přes své nejpřímější určování změn celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepnutí“, vybrán z důvodu své komplikovanější koncepce, která je již navíc užita u diferenčního snímače. Pomocný modul založený na inerciálním principu pak nebyl zvolen pro své relativně složité určování změn celkové hodnoty rozdílu tlaků vzniklé během „přepnutí“.

6) Vylepšený systém pro měření výšky

6.1) Návrh vylepšeného systému pro měření výšky

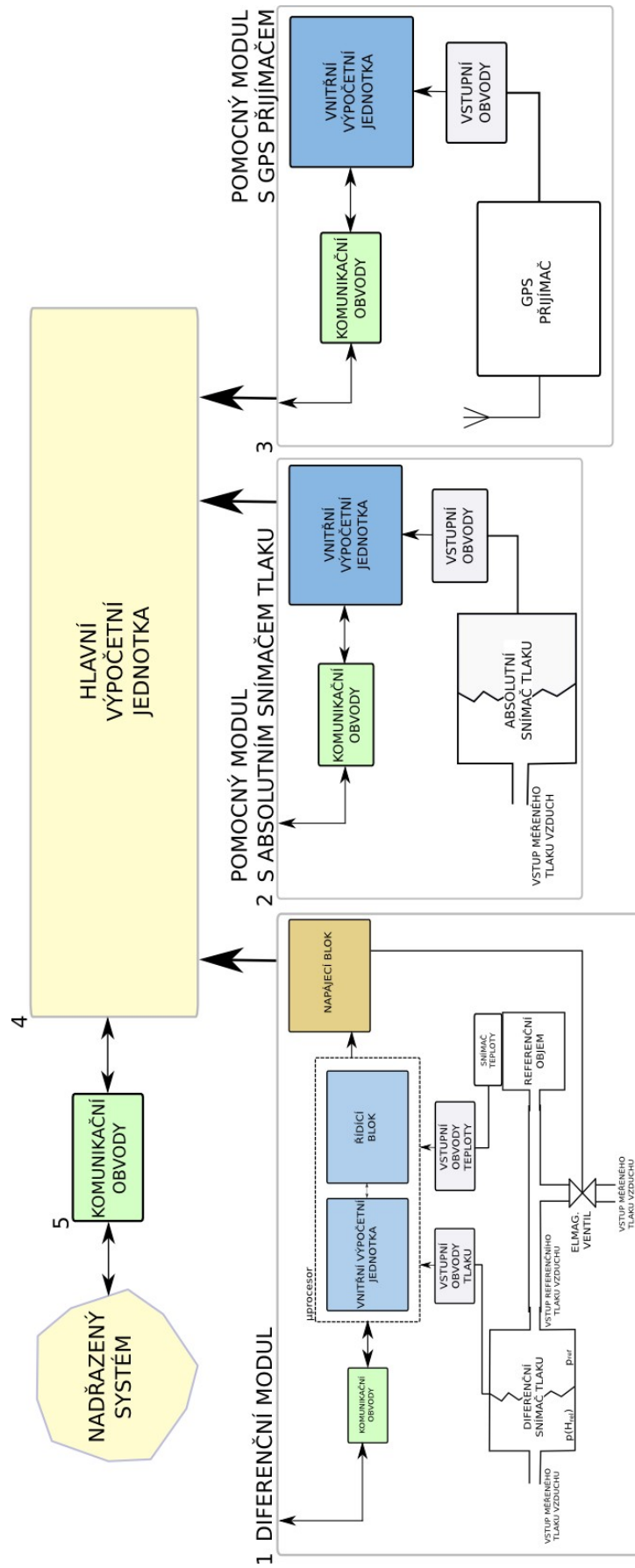
Na základě všech provedených rozborů a návrhů dílčích prvků v kapitole 5 byla navržena výsledná koncepce diferenčního barometrického systému pro měření výšky, která je znázorněná na obr. 6/1.

Základ systému tvoří navržený diferenční modul <1>, doplněný o navržený pomocný modul založený na absolutním snímači tlaku kategorie „low-cost“ <2> a navržený pomocný modul založený na přijímači GPS <3>. Komunikační obvody všech 3 modulů jsou pak zapojeny do přidané hlavní výpočetní jednotky <4>, která zajišťuje vzájemnou komunikaci mezi moduly, sběr všech (výsledných) výpočtů a výstupních údajů z jednotlivých modulů a následný výpočet výsledných požadovaných veličin, které pomocí komunikačních obvodů <5> odesílá do nadřazeného systému (počítač, EFIS systém letadla,..).

Při „přepínání“ diferenčního modulu je možné pro účely zkoušek využít pro poskytnutí „náhradního údaje“ buď vždy jeden z pomocných modulů nebo oba moduly současně. Při současném použití obou modulů se pak jako výsledný „náhradní údaj“ používá průměr z údajů poskytnutých pomocnými moduly.

V souvislosti s touto navrženou koncepcí pak byla rovněž upravena koncepce diferenčního modulu, kdy výpočet výšky H_{rel} vůči počátečnímu místu již nezajišťuje diferenční modul, ale vypočítává jej hlavní výpočetní jednotka. Diferenční modul pak do hlavní výpočetní jednotky odesílá jako svůj hlavní výstup určený celkový rozdíl tlaků p_d a aktuální teplotu vzduchu v referenčním objemu.

Všechny ostatní koncepce a návrhy diferenčního a pomocných modulů zůstaly zachovány dle popisů v kapitole 5. Pro úvodní testy se pak předpokládá použití „náhradního údaje“ z pomocného modulu založeného na absolutním snímači.



Obr. 6/1-Blokové schéma koncepce vylepšeného systému pro měření výšky

6.2) Korekce modelu MSA na základě reálného stavu atmosféry

Jak již bylo ukázáno v rámci kapitoly 2.3.4 teoretického rozboru, použití konstant modelu Mezinárodní standardní atmosféry (MSA) v barometrické rovnici může při výraznějších odchylkách stavu reálné atmosféry způsobit velké chyby v určení výšky na základě změřené hodnoty tlaku vzduchu.

Rovněž bylo uvedeno, že vznik této chyby nemá vliv na oblast letectví a jeho bezpečnost. Jelikož všechny přístroje povinně pracují s modelem MSA, vykážou stejnou chybu v určení výšky a tedy vůči sobě zobrazí při stejné hodnotě tlaku vzduchu shodné hodnoty. Tudíž se neovlivní vzájemný vertikální rozstup letadel, či dodržení přidělené letové hladiny řízením letového provozu apod.

V případě zvláštních aplikací, však mohou tyto chyby způsobit závažné narušení správného provedení těchto aplikací. Jde nejčastěji o udržení určité konstantní hodnoty absolutní, či relativní výšky v dlouhodobějším časovém horizontu. Patří sem i společně využití údajů výšky i z dalších systémů, určujících výšku jinak než barometrickým principem.

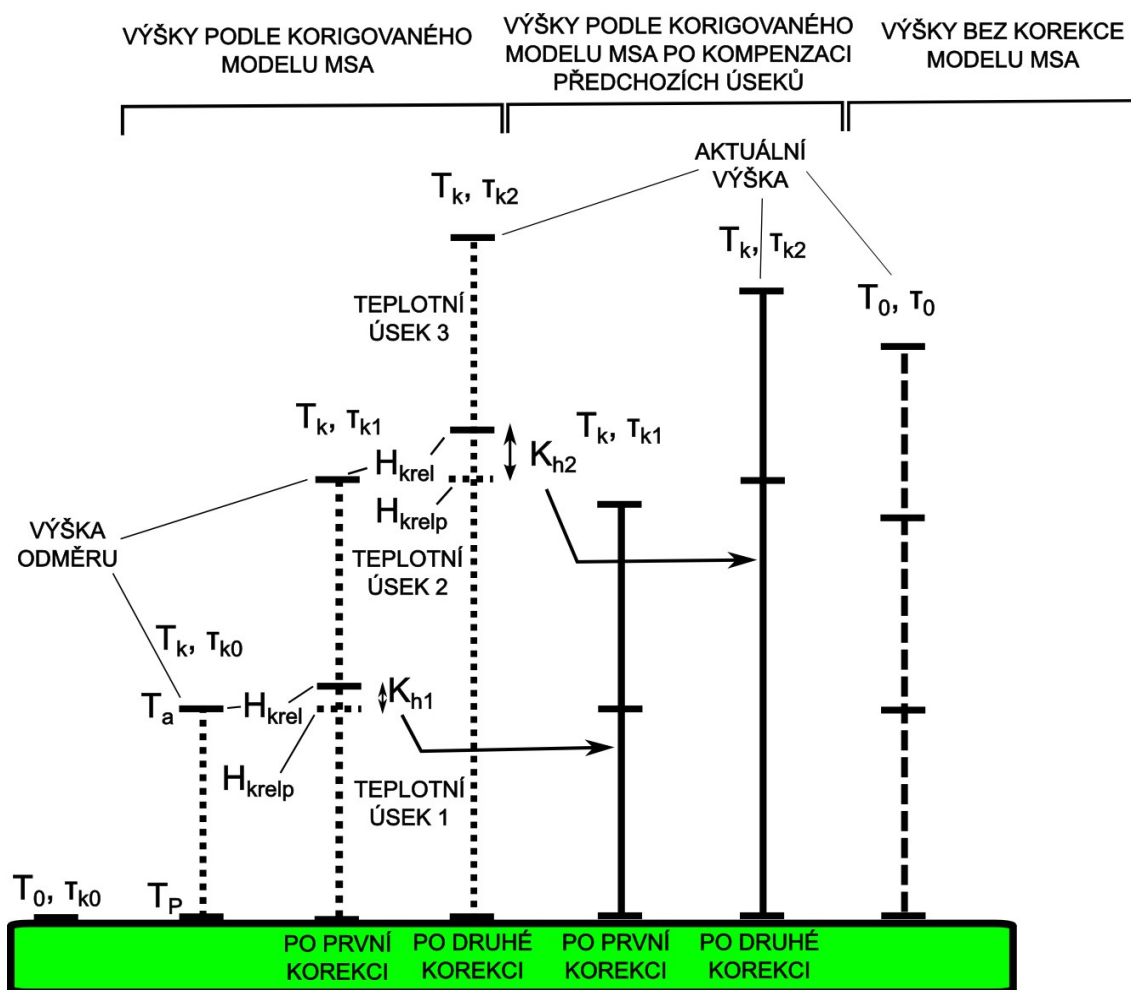
Prvním příkladem může být provoz bezpilotního prostředku-dronu, určeného ke snímkování vybrané části krajiny, či města ze stejné výšky v různých ročních obdobích, který pro měření své výšky využívá barometrický princip (např. z důvodu špatného příjmu GPS signálu ve městě) a používá konstanty modelu MSA. Vyjděme z předpokladu, že měření výšky dronu bude při všech letech relativní a operátor vždy před startem tedy nastaví referenční hodnotu tlaku $p(0)$ na aktuální hodnotu tlaku v místě startu, čímž bude výškoměr dronu v místě startu udávat nulový údaj výšky. Pokud bude následně dron při svém prvním snímkování např. na jaře ustaven v letu do určité relativní výšky (např. 50m nad místem startu) a operátor si tuto výšku uloží jako referenční pro další lety, může dojít k tomu, že v dalším ročním období vystoupá dron dle této uložené referenční hodnoty do zcela jiné relativní výšky (v létě například jen do 40m, v zimě pak do 70m), ačkoliv operátor nastavil před startem dronu správný tlak $p(0)$. Důvodem je, že výškoměr dronu předpokládá chování atmosféry dle konstant modelu MSA, avšak reálné parametry letní, či zimní atmosféry se od parametrů jarní atmosféry (která se nejvíce blíží modelu MSA) výrazně liší. Hodnota tlaku vzduchu, odpovídající uložené referenční hodnotě výšky, se pak bude v letní, či zimní atmosféře nacházet ve zcela jiné relativní výšce než v atmosféře dle modelu MSA.

U druhého příkladu nastane podobný problém při velké odchylce parametrů reálné atmosféry od modelu MSA, kdy bude porovnáván výstup barometrického výškoměru a výškový výstup z GPS přijímače. Ačkoliv bude barometrický výškoměr na začátku měření nastaven na stejnou hodnotu výšky, jakou udává GPS přijímač, se stoupající výškou bude docházet ke zvětšující se (kladné, nebo záporné) odchylce údaje barometrického výškoměru od údaje přijímače GPS. Důvod je opět v určování výšky výškoměrem pomocí barometrické metody, využívající model MSA, který neodpovídá průběhu parametrů v aktuální reálné atmosféře, vůči určování výšky GPS přijímačem pomocí „geometrické“ metody.

Pro potlačení těchto chyb byl proto v hlavní výpočetní jednotce navrhovaného vylepšeného systému rozšířen programový blok, který mimo výpočtu standardní výšky H_{rel} nad počátečním místě dle rovnice (5.1) a na základě modelu MSA, bude dále vypočítávat hodnotu korigované výšky H_{krel} , jejíž výpočet bude prováděn na základě korigovaného modelu MSA, zohledňujícího aktuální stav reálné atmosféry.

Jak bylo zjištěno rozbořem v kapitole 2.3.4 největší vliv na chybu určení výšky pomocí barometrické metody mají odchylky parametru teploty vzduchu na hladině moře T_0 a teplotního koeficientu τ .

Parametr počátečního tlaku $p(0)$ již není tak významný, navíc je téměř vždy správně zkorigován nastavením systému na příslušný typ výšky (absolutní, relativní) před letem. Pro korekci modelu MSA bylo tedy nutné zajistit, aby navržený vylepšený systém prováděl určení počáteční hodnoty parametru T_0 a τ a následně průběžně aktualizoval hodnotu parametru τ na základě průběžných měření teplot vzduchu během svého provozu. Vzhledem k tomu, že diferenční modul byl již pro své potřeby vybaven přesným teplotním snímačem, bylo možné jej využít i pro korekci modelu MSA. Pro potřeby určení počáteční hodnoty parametru T_0 pak bylo dále nutné doplnit navržený vylepšený systém o nutnost zadání vstupu nadmořské výšky místa startu pilotem/operátorem.



Obr. 6/2-Znázornění korekce modelu MSA

Model MSA je pak korigovaný způsobem, který je znázorněn na obr. 6/2. Po nastavení nadmořské výšky startu systém pomocí teplotního snímače diferenčního modulu odměří aktuální teplotu vzduchu v místě startu. Tu pak na základě známé nadmořské výšky pomocí vztahu (2.3.2) přepočte na korigovanou hodnotu T_k , kterou uloží do paměti. Při tomto prvním přepočtu se předpokládá $\tau_{k0} = -0,0065 \text{K} \cdot \text{m}^{-1}$. Zároveň tuto změřenou hodnotu uloží jako údaj počáteční teploty T_p pro následné určení parametru τ_k . Po vzletu začne vylepšený systém určovat hodnotu korigované výšky H_{krel} pomocí rovnice (5.1.1) s tím, že za hodnotu T_0 již ale dosazuje určenou hodnotu T_k . Po dosažení určité „odměřové“ výšky (např. 100m) si systém teplotním snímačem odměří aktuální hodnotu teploty T_a . Odečtením této hodnoty od počáteční teploty se pak určí první korekce parametru $\tau_{k1} = T_a - T_p$ během prvního teplotního úseku, následně si systém hodnotu aktuální teploty T_a uloží jako počáteční teplotu T_p . Dále systém uloží hodnotu aktuální korigované výšky H_{krel} jako H_{krelp} hodnotu celkového rozdílu tlaku p_d jako p_{dp} . Posledním úkonem je korekce parametru T_k z hodnoty T_0 podle získaného parametru τ_{k1} . Po dosazení parametru τ_{k1} do rovnice (5.1.1) ale vylepšený systém musí podle nového parametru τ_{k1} určit, jaká je korigovaná výška H_{krel} prvního „odměřového“ místa z hodnoty p_{dp} a porovná ji z uloženou hodnotou H_{krelp} . Vzniklý rozdíl pak jako kompenzaci K_{h1} změny velikosti prvního výškového úseku vlivem změny parametru τ_{k0} na τ_{k1} musí odečítat od aktuální vypočtené hodnoty H_{krel} .

V další části letu na teplotním úseku 2 pak korigovanou výšku H_{krel} vylepšený systém určuje opět pomocí rovnice (5.1.1) a za parametr τ dosazuje parametr τ_{k1} . Při dostoupaní do další odměřové výšky (200m), systém obdobně jako na první „odměřové“ výšce uloží potřebné parametry H_{krelp} , p_{dp} a provede měření teploty nové určení parametru τ , který si uloží jako τ_{k2} . Spolu s parametrem T_k ho užívá pro výpočet korigované výšky H_{krel} až do další „odměřové“ výšky. Po provedení změny parametru τ_{k1} na τ_{k2} však opět musí provést kompenzaci K_{h2} vlivu této změny na velikost předchozích úseků stejným způsobem jako na první „odměřové“ výšce. Tento postup se neustále opakuje, systém si postupně vytváří tabulku parametrů $\tau_{k1} \dots \tau_{kn}$, $K_{h1} \dots K_{hn}$.

Při klesání systém pracuje tak, že při dosažení předchozí „odměřové“ výšky se vrátí k používání předchozího parametru τ_{kn} a naopak přičte kompenzaci K_{hn} za tento úsek.

Vylepšený systém si tedy postupně při stoupaní tímto vytváří korigovaný model MSA, který uplatňuje při výpočtu korigované výšky H_{krel} s tím, že pro každý přepočet však musí kompenzacemi $K_{h1} \dots K_{hn}$ kompenzovat nové změny na původní úseky, pro zachování správného výpočtu korigované výšky H_{krel} . Pro srovnání je v pravé části obr. 6/2 také ukázáno, jaké bude pro stejnou situaci chování systému, pokud by využíval původní nekorigovaný model MSA.

6.3) Zvýšení přesnosti měření navrženého systému pomocí fúze dat

V průběhu návrhu výsledné koncepce vylepšeného systému pro měření výšky, začala být zřejmá možnost koncepce dodatečného zvýšení výsledné přesnosti navrhovaného systému pomocí fúze dat z jednotlivých modulů. Tato možnost vyplynula ze získaných prvotních informací o předpokládaném chování zvolených modulů.

Koncepce vychází z předpokladu, že informace poskytované pomocným modulem s absolutním snímačem tlaku a pomocným modulem založeným na GPS přijímači by nesloužily pouze k určování „náhradního“ údaje, ale byly by trvale poskytovány hlavní výpočetní jednotce navrženého systému po celou dobu činnosti systému. Vhodným zkombinováním těchto informací s hlavním údajem, poskytovaným diferenčním modulem, by pak mělo být dosaženo zvýšení přesnosti určení výsledných výstupních veličin (celkového rozdílu tlaků, respektive výsledné výšky).

Na základě provedeného rozboru možných řešení fúze těchto informací (způsobu jejich zkombinování) byla jako výsledné řešení použita zjednodušená varianta fúze dat založená na myšlence adaptivního váženého průměru. Toto řešení bylo vybráno po přihlédnutí k předpokládanému charakteru dostupných informací a možnostem navrženého hardwaru.

Vybraná varianta vychází z určení výsledné výšky vůči počátečnímu místu pomocí zpřesněného určení celkového rozdílu tlaků p_{dz} , které lze vyjádřit vztahem

$$p_{dz} = \frac{k_{p_d} p_d + k_{p_{da}} p_{da} + k_{p_{dg}} p_{dg}}{k_{p_d} + k_{p_{da}} + k_{p_{dg}}} \quad (6.3.1)$$

kde

- p_{dz} je zpřesněný celkový rozdíl tlaků
- k_{p_d} váha celkové hodnoty rozdílu tlaků poskytované diferenčním modulem
- p_d celková hodnota rozdílu tlaků poskytovaná diferenčním modulem
- $k_{p_{da}}$ váha celkové hodnoty rozdílu tlaků poskytované pomocným absolutním modulem
- p_{da} celková hodnota rozdílu tlaků poskytovaná pomocným absolutním modulem
- $k_{p_{dg}}$ váha celkové hodnoty rozdílu tlaků vypočtené z poskytnutých údajů pomocným GPS modulem
- p_{dg} celková hodnota rozdílu tlaků vypočtená z poskytnutých údajů pomocným GPS modulem

Výsledná zpřesněná výška H_{relz} vůči počátečnímu místu je pak z tohoto údaje vypočtena pomocí vztahu (5.1), dosazením vypočtené hodnoty p_{dz} do proměnné p_d .

Princip určení hodnoty jednotlivých vah k_{p_d} , $k_{p_{da}}$, $k_{p_{dg}}$ ve výpočtu váženého průměru je možné vyjádřit jako:

$$k_{p_d} = \frac{\Delta_{ref}}{\Delta_{p_d}}; k_{p_{da}} = \frac{\Delta_{ref}}{\Delta_{p_{da}}}; k_{p_{dg}} = \frac{\Delta_{ref}}{\Delta_{p_{dg}}} \quad (6.3.2)$$

kde

- Δ_{ref} je zvolená referenční chyba měření
- Δ_{p_d} chyba určení celkové hodnoty rozdílu tlaků pro danou celkovou hodnotu rozdílu tlaků poskytovanou diferenčním modulem
- $\Delta_{p_{da}}$ chyba určení celkové hodnoty rozdílu tlaků pro danou celkovou hodnotu rozdílu tlaků poskytovanou pomocným absolutním modulem
- $\Delta_{p_{dg}}$ chyba určení celkové hodnoty rozdílu tlaků pro danou celkovou hodnotu rozdílu tlaků vypočtenou z poskytnutých údajů pomocným GPS modulem

Při provozu systému v tomto režimu se pak upraví činnost jednotlivých modulů a hlavní výpočetní jednotky následujícím způsobem:

- diferenční modul bude do hlavní výpočetní jednotky dále odesílat určenou celkovou hodnotu rozdílu tlaků p_d bez dalších změn.
- pomocný modul s absolutním snímačem tlaku bude mimo své základní funkce poskytování „náhradního údaje“ pro diferenční modul dále odesílat do hlavní výpočetní jednotky svou určenou celkovou hodnotu rozdílu tlaků p_{da} . Tato hodnota pak bude určována jako:

$$P_{da} = P_{aa} - P_{as} \quad (6.3.3)$$

kde

p_{aa} je aktuální absolutní hodnota tlaku měřená pomocným absolutním modulem
 p_{as} absolutní hodnota tlaku při spuštění měření

Hodnota absolutního tlaku při spuštění měření p_{as} bude získána změřením a uložením absolutní hodnoty tlaku pomocným absolutním modulem ve chvíli zahájení měření diferenčního modulu.

- pomocný modul založený na přijímači GPS bude rovněž mimo své základní funkce poskytování „náhradního údaje“ dále určovat a odesílat do hlavní výpočetní jednotky určenou hodnotu nadmořské výšky H_{GPS} společně s údajem o chybě určení této výšky ΔH_{GPS} .
- nejvíce upravena bude koncepce hlavní výpočetní jednotky. Ta po přijetí hodnoty určeného celkového rozdílu tlaků p_d a p_{da} z diferenčního a pomocného absolutního modulu stanoví chybu určení těchto hodnot Δp_d a Δp_{da} . Hodnotu těchto chyb pro určenou hodnotu p_d a p_{da} určí hlavní výpočetní jednotka z tabulek průběhu chyby měření diferenčního a pomocného absolutního modulu. Tyto tabulky budou vytvořeny na základě výsledků získaných během kalibrace obou modulů a budou uloženy v paměti hlavní výpočetní jednotky.

Celkovou hodnotu rozdílu tlaků p_{dg} , z poskytnutého údaje výšky H_{GPS} pomocným GPS modulem určí jednotka s využitím vztahu (2.3.13) jako:

$$p_{dg} = p(H_{GPS}) - p(H_s) = p_s \left\{ \left[1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_{GPS} \right]^{5,26} - \left[1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_s \right]^{5,26} \right\} \quad (6.3.4)$$

kde

$p(H_{GPS})$ je aktuální absolutní hodnota tlaku vypočtená na základě údaje H_{GPS}
 $p(H_s)$ absolutní hodnota tlaku při spuštění měření vypočtená na základě údaje H_s
 p_s absolutní hodnota tlaku v místě spuštění měření přepočtená na hladinu moře
 H_{GPS} aktuální výška určená pomocným GPS modulem
 H_s výška místa spuštění

Absolutní hodnota tlaku v místě spuštění měření přepočtená na hladinu moře p_s je dostupná na každém letišti jako údaj o aktuálním tlaku na letišti, hodnota výšky místa spuštění H_s je rovněž dostupná jako údaj o nadmořské výšce dráhy letiště.

Hodnotu Δp_{dg} pak hlavní výpočetní jednotka určí jako:

$$\begin{aligned}
\Delta p_{dg} &= \sqrt{\left\{ \frac{d}{dp_s} \left[p_s \left[\left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_{GPS} \right)^{5,26} - \left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_s \right)^{5,26} \right] \Delta p_s \right\}^2 + \right.} \\
&+ \left. \left\{ \frac{d}{dH_{GPS}} \left[p_s \left[\left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_{GPS} \right)^{5,26} - \left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_s \right)^{5,26} \right] \Delta H_{GPS} \right\}^2 \right. = \\
&= \sqrt{\left\{ \left[\left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_{GPS} \right)^{5,26} - \left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_s \right)^{5,26} \right] \Delta p_s \right\}^2 +} \\
&+ \left\{ p_s \left[5,26 \left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_{GPS} \right)^{4,26} \cdot 2,26 \cdot 10^{-5} \right] \Delta H_{GPS} \right\}^2 = \\
&= \sqrt{\left\{ \left[\left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_{GPS} \right)^{5,26} - \left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_s \right)^{5,26} \right] \Delta p_s \right\}^2 +} \\
&+ \left\{ 1,19 \cdot 10^{-4} p_s \left[\left(1 - 2,26 \cdot 10^{-5} H_{GPS} \right)^{4,26} \right] \Delta H_{GPS} \right\}^2
\end{aligned} \tag{6.3.5}$$

kde

ΔH_{GPS} je chyba určení aktuální výšky pomocným GPS modulem

Δp_s chyba určení absolutní hodnoty tlaku v místě spuštění měření přepočtené na hladinu moře

Pozn. Při odvození vztahu 6.3.5 nebyla uvažována složka způsobená chybou určení výšky místa spuštění ($\Delta H_s < 0,1\text{m}$). Důvodem je, že velikost složky, způsobená touto chybou, je v porovnání se zbylými složkami výsledné chyby Δp_{dg} zanedbatelná.

Výsledkem výše uvedené myšlenky je pak postup, kdy hlavní výpočetní jednotka v každé fázi letu vyhodnocuje aktuální předpokládanou přesnost jednotlivých modulů a podle ní vypočítává dle vztahů (6.3.2) váhu uplatnění údajů z těchto modulů ve výpočtu zpřesněného celkového rozdílu tlaků p_{dz} dle vztahu (6.3.1).

7) Experimentální realizace

Na základě všech návrhů, uvedených v kapitole 5 a 6 byla vytvořena experimentální realizace ve formě prototypu vylepšeného systému pro měření výšky.

7.1) Výběr snímačů tlaku pro diferenční a pomocný modul

Prvním krokem experimentální realizace bylo provedení průzkumu dostupných snímačů tlaku, použitelných v diferenčním a pomocném modulu.

Pro realizaci diferenčního modulu byly uvažovány tyto diferenční snímače s následujícími vlastnostmi.

Snímač	Typ	Rozsah	Přesnost (z rozsahu)	Výstup	Cena
PRO HDIM100P5	tenzometrický se zabudovaným zesilovačem	±100hPa	1,5%	napětí, 0,5-4V	nezjištěna
Honeywell SURSENSE DC075B	tenzometrický se zabudovaným zesilovačem	±75hPa	1,0%	napětí, 0,25-4,25V	2500Kč
Honeywell HSC001PD	tenzometrický se zabudovaným zesilovačem	±69hPa (±1psi)	1,0%	napětí, 0,125-4,875V	725Kč
Freescall Semiconductor MPVX7007DP	tenzometrický se zabudovaným zesilovačem	±69hPa (±1psi)	5,0%	napětí, 0,5-4,5V	250Kč
GE Sensing / NovaSensor NPA-300B-001D	tenzometrický se zabudovaným zesilovačem	±69hPa (±1psi)	1,5%	napětí, 0,5-3V (kombinováno s digitálním výstupem)	350Kč

Tab. 6-1 Dostupné diferenční snímače použitelné pro realizaci diferenčního modulu

Po porovnání vlastností jednotlivých snímačů byl zvolen jako výsledný diferenční snímač typ Honeywell HSC001PD. Důvodem této volby byla optimální kombinace všech parametrů v porovnání s ostatními, v té době dostupnými a prostudovanými senzory. Další důvodem byla rovněž skutečnost, že autor již měl s tímto snímačem kladné zkušenosti z dřívější doby.

Pro realizaci pomocného modulu byly uvažovány tyto absolutní snímače s následujícími vlastnostmi.

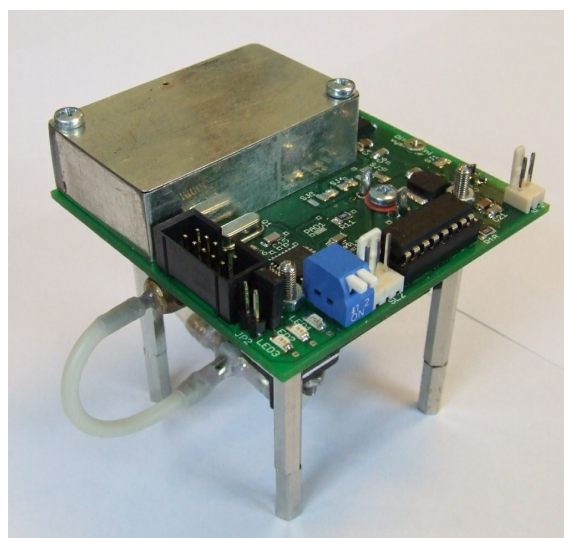
Snímač	Typ	Rozsah	Přesnost	Dlouhodobá stabilita	Výstup
Measurement Specialties MS5607	tenzometrický se zabudovaným A/D převodníkem	10-1200hPa	1,5hPa	1hPa/rok	digitální, 24bitů
Infineon KP236	Kapacitní se zabudovaným převodníkem kapacita-napětí	400 - 1150hPa	10hPa	nezjištěna	Napětí, 0,5-4,5V
Bosch BMP180	tenzometrický se zabudovaným A/D převodníkem	300-1100hPa	1hPa	1hPa/rok	Digitální, 19bitů
Sensirion SPT-BX	Kapacitní se zabudovaným A/D převodníkem	300-1100hPa	2hPa	nezjištěna	digitální

Tab. 6-2 Dostupné snímače použitelné pro realizaci pomocného modulu

Po porovnání vlastností jednotlivých snímačů byl zvolen výsledným snímačem typ Bosch BMP180 opět jako nejlepší kompromis z dostupných prostudovaných senzorů. Další důvodem pak byla skutečnost, že se autor v rámci svého doktorského studia zabýval již před realizací pomocného modulu u tohoto typu snímače určováním jeho dlouhodobých charakteristik. V době realizace pomocného modulu bylo tudíž k dispozici několik kusů tohoto typu snímače, s velmi dobrou znalostí jejich individuálních charakteristik a dlouhodobého chování, které mohli být využity při realizaci pomocného modulu.

7.2) Realizace diferenčního modulu

Základem realizace diferenčního modulu (obr. 7/1) je zvolený diferenční snímač Honeywell HSC001PD s šířím měřicího úseku p_{sec} (rozsahu snímače) $\pm 69\text{hPa}$ [47]. Pro realizaci referenčního objemu byl na základě rozboru uvedeného v kapitole 5.3 použit ocelový zásobník o velikosti 10ml a elektromagnetický ventil 01-341P-00-H0. Tento ventil je určen pro přesné pneumatické řídicí obvody a vyznačuje se minimálními úniky v uzavřeném stavu a dlouhou životností mechaniky ventilu.

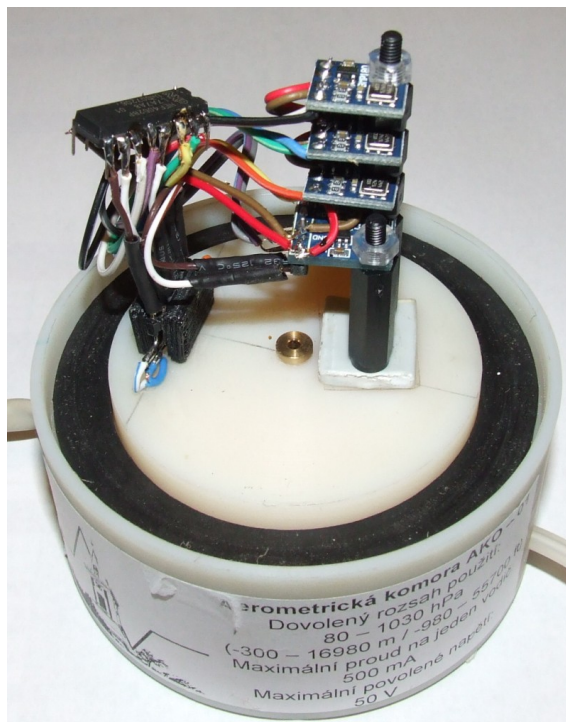


Obr. 7/1-Realizace diferenčního modulu

Pro měření teploty v zásobníku byl pak použit přesný snímač teploty typu L-1020 od firmy Heraeus, doplněný o pomocné obvody, který je umístěn na plášti ocelového zásobníku [48]. Rozsah snímače je -20°C až 80°C . Řízení modulu zajišťuje μ procesor ATMEGA8, který realizuje jak funkci vnitřní výpočetní jednotky, tak řídicího bloku [49]. Pro takto vzniklý diferenční modul pak byla vypracována programová část, která realizuje popsané koncepce a postupy z kapitol 5.2, 5.3 a 5.4. Cena realizace diferenčního modulu pak byla určena na 5500Kč.

7.3) Realizace pomocného modulu založeného na absolutním snímači tlaku

Realizace pomocného modulu (na obr. 7/2 zachycena pouze sensorová část se vstupními obvody) je založena na absolutním snímači tlaku kategorie „low-cost“ BMP 180 [50]. Vyčítání a zpracování údajů z absolutního snímače je zajištěno pomocí μ procesoru ATMEGA8 [49], kterým je realizována funkce vnitřní výpočetní jednotky. Pro průběžné testy jednotlivých kusů dostupných snímačů byly navíc oproti návrhu v kapitole 5.4.1 rozšířeny vstupní obvody modulu a řízení modulu tak, aby mohl mít na svém vstupu čtveřici snímačů. Programová část modulu pak realizuje popsané postupy a koncepce z kapitoly 5.4.1. Rozsah měření modulu je na základě použitého typu snímače -220 - 5500m . Cena realizace pomocného modulu byla určena na 2200Kč.



Obr. 7/2-Realizace pomocného modulu založeného na absolutním snímači tlaku

7.4) Realizace pomocného modulu založeného na GPS přijímači

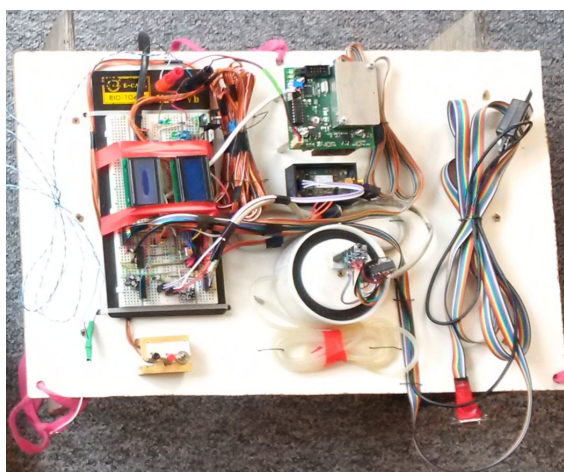
Realizace pomocného modulu (na obr. 7/3 již v zástavbě s černou anténou referenčního GPS systému) je založena na průmyslově vyráběném GPS přijímači ublox NEO 6M, doplněného o miniaturní GPS anténu [51]. GPS přijímač disponuje zabudovanou nastavitelnou programovou částí, která umožňuje s pomocí hlavní výpočetní jednotky realizovat popsané postupy a koncepce z kapitoly 5.4.2. Cena realizace tohoto modulu určena na 500Kč.



Obr. 7/3-Realizace pomocného modulu založeného na GPS přijímači

7.5) Realizace vylepšeného systému pro měření výšky

Připojením diferenčního modulu a pomocného modulu k hlavní výpočetní jednotce, realizované pomocí μ procesoru ATMEGA8, doplněného o rozšíření vstupních a výstupních obvodů, vznikla výsledná experimentální realizace vylepšeného systému pro měření výšky (obr 7/4) [49]. Ta pomocí své programové části realizuje postupy popsané v kapitolách 6.1, 6.2 a 6.3 a výsledné vypočtené údaje odesílá pomocí komunikačních obvodů, realizované převodníky TTL>RS232 do počítače k dalšímu zpracování.



Obr. 7/4-Realizace vylepšeného systému pro měření výšky

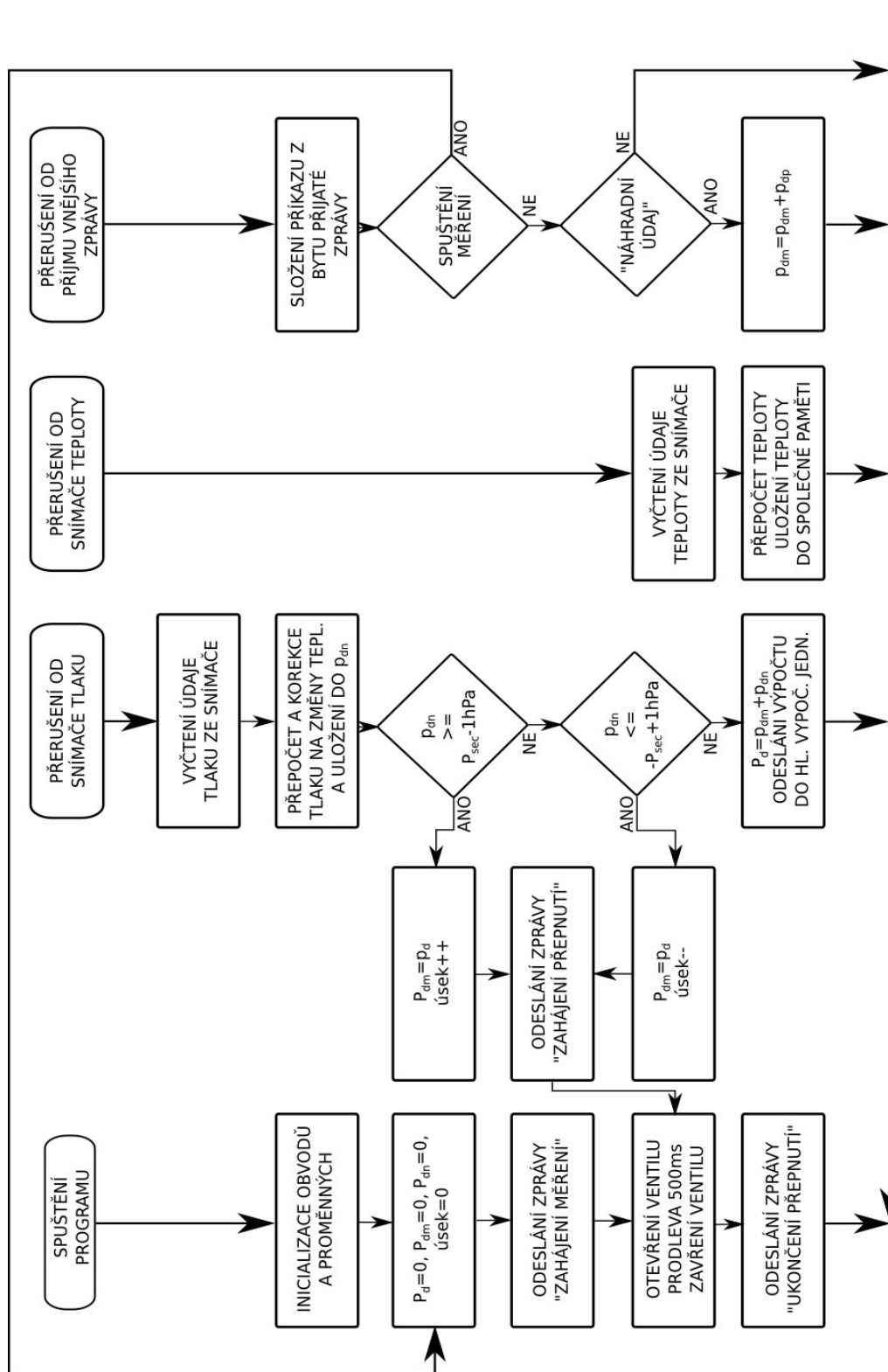
7.6) Realizace programového vybavení

Na základě koncepcí uvedených v kapitolách 5.2, 5.3, 5.4, 6.1, 6.2 a 6.3 byly pro jednotlivé moduly a hlavní výpočetní jednotku vytvořeny příslušné programy, na jejichž základě moduly a hlavní výpočetní jednotka realizuje potřebné úlohy.

Programy byly napsány v jazyce C a s pomocí příslušných knihoven využívají maximum hardwarových funkcí a možností použitých μ procesoru ATMEGA8 (obvody přerušení, časovače,...) [49].

7.6.1) Programové vybavení diferenčního modulu

Blokový vývojový diagram programu diferenčního modulu je znázorněn na obr. 7/5.

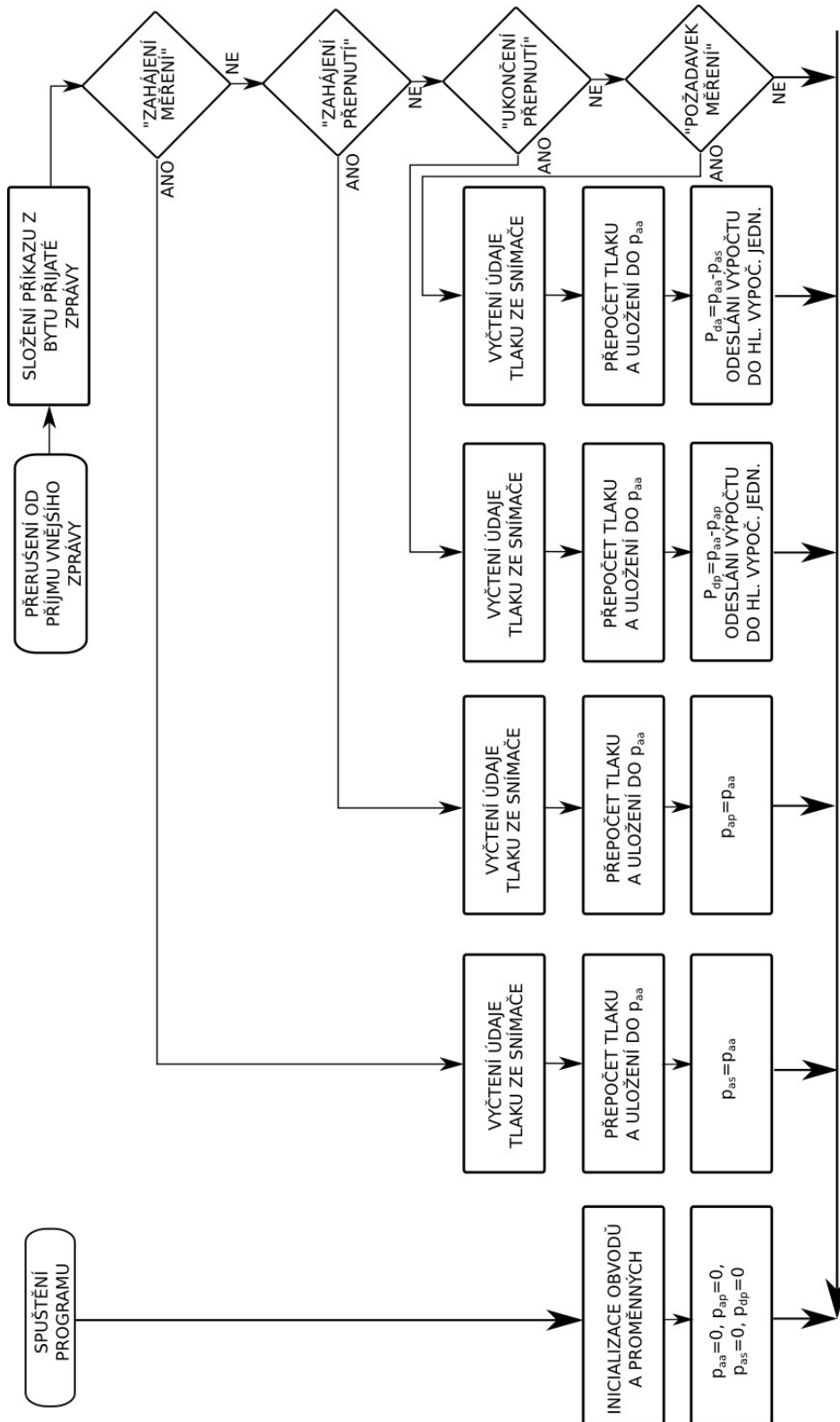


Obr. 7/5-Blokový vývojový diagram programu diferenčního modulu

Struktura programu je asynchronní. Zdrojem spouštěcích signálů jsou pak přerušení od jednotlivých částí obvodu modulu, které spouští vykonání příslušných částí programu. Hlavním spouštěcím signálem je přerušení od A/D převodníku diferenčního senzoru, který s frekvencí cca. 2Hz odesílá do μ procesoru určenou hodnotu rozdílu tlaků. Dalším významným spouštěcím signálem je pak přerušení od komunikačních obvodů v případě příjmu zprávy od ostatních částí systému.

7.6.2) Programové vybavení pomocného modulu s absolutním snímačem

Blokový vývojový diagram programu pomocného modulu s absolutním snímačem je znázorněn na obr. 7/6.



Obr. 7/6-Blokový vývojový diagram programu pomocného absolutního modulu

Struktura programu je opět asynchronní. Hlavním spouštěcím signálem je v tomto případě přerušení od komunikačních obvodů, které přijímají zprávy s příkazy, na jejichž základě pomocný absolutní modul provádí své příslušné úlohy.

7.6.3) Programové vybavení pomocného GPS modulu

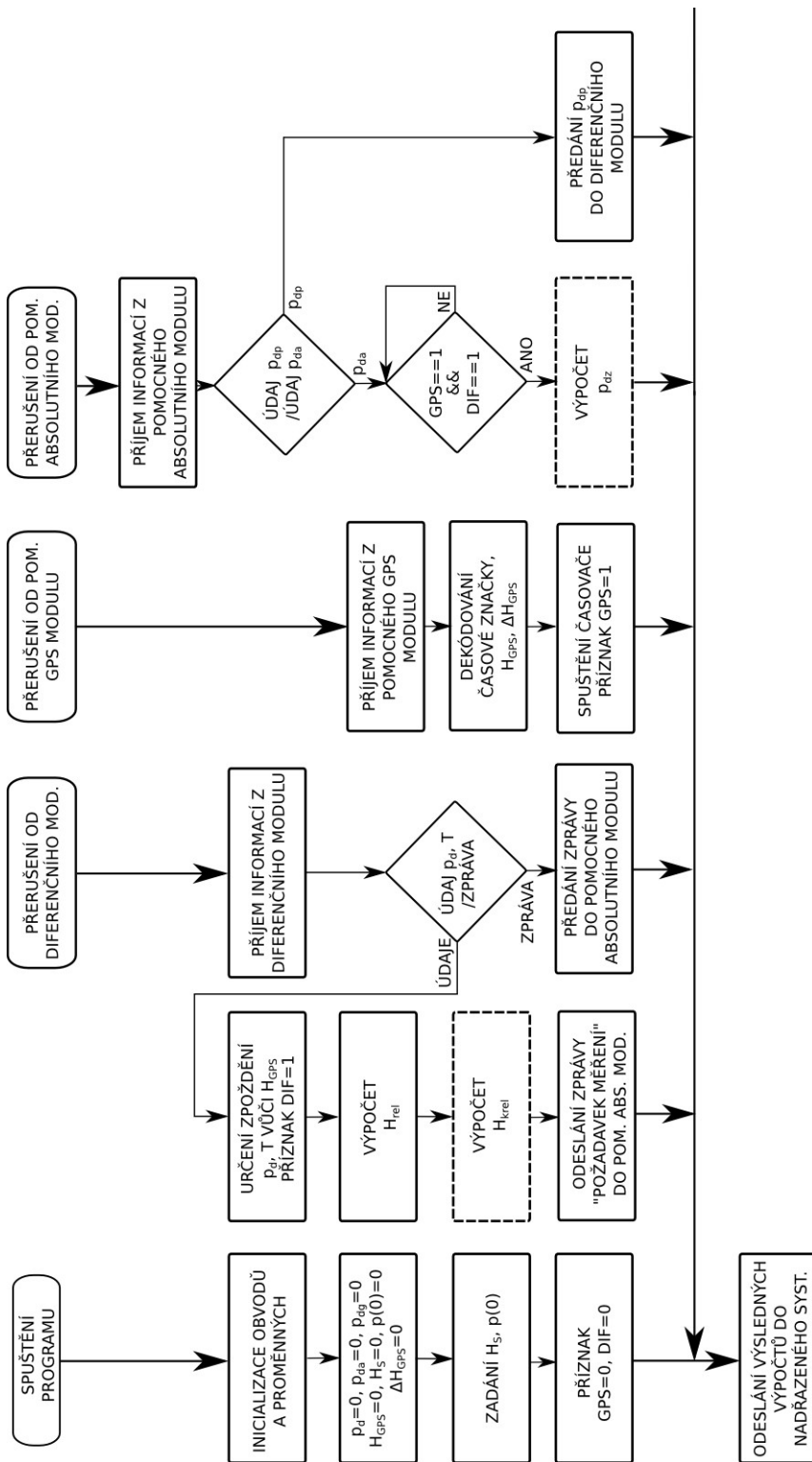
V případě pomocného GPS modulu bylo zjištěno, že pro zajištění požadovaných úloh bude dostačující využití výrobcem zabudovaného programu GPS přijímače. Ten po příslušném nastavení odesílá při běhu systému v přesných vteřinových intervalech časové značky spolu s tzv. NMEA zprávou, která obsahuje veškeré informace požadované systémem od tohoto modulu.

7.6.4) Programové vybavení hlavní výpočetní jednotky

Blokový vývojový diagram programu hlavní výpočetní jednotky je znázorněn na obr. 7/7 a popisuje základní režim činnosti systému. Ten využívá při „přepínání“ diferenčního modulu „náhradní údaj“ z pomocného absolutního modulu a dochází při něm k výpočtu korekcí modelu MSA a zpřesněného měření pomocí fúze dat.

I v případě hlavní výpočetní jednotky je hlavní struktura programu asynchronní. Hlavním spouštěcím signálem je pak přerušení od příjmu NMEA zpráv z pomocného GPS modulu s frekvencí 1Hz, které spouští vždy nový provozní cyklus hlavní výpočetní jednotky. Po příjmu a dekódování této zprávy hlavní výpočetní jednotka čeká na spouštěcí signál od přerušení vlivem příjmu informací z diferenčního modulu. Podle jejich povahy pak hlavní výpočetní jednotka buď provádí jejich předání do pomocného modulu s absolutním snímačem, nebo začne provádět výpočet výsledných veličin H_{rel} , H_{krel} . Následně hlavní výpočetní jednotka odešle příkaz k provedení odměru do pomocného absolutního modulu. Po příjmu požadovaných údajů z tohoto modulu provede hlavní výpočetní jednotka výpočet H_{relz} pomocí fúze dat, čímž dokončí provozní cyklus.

Po každé dílčí operaci hlavní výpočetní jednotka rovněž odesílá aktualizace určených a vypočtených výsledných veličin do nadřazeného systému (PC).



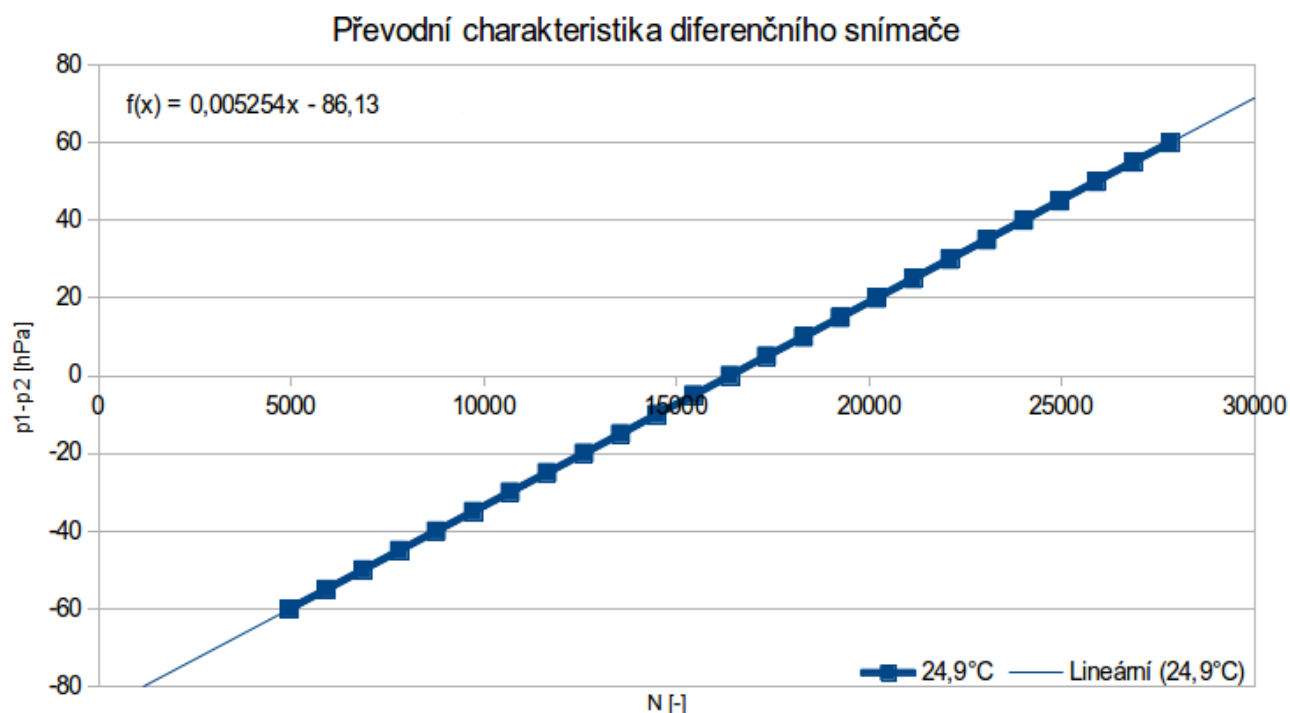
Obr. 7/7-Blokový vývojový diagram programu hlavní výpočetní jednotky

8)Ověření experimentální realizace

Po dokončení experimentální realizace vylepšeného systému pro měření výšky, bylo provedeno ověření jeho chování a základních charakteristik následující skupinou testů.

8.1)Ověření diferenčního modulu

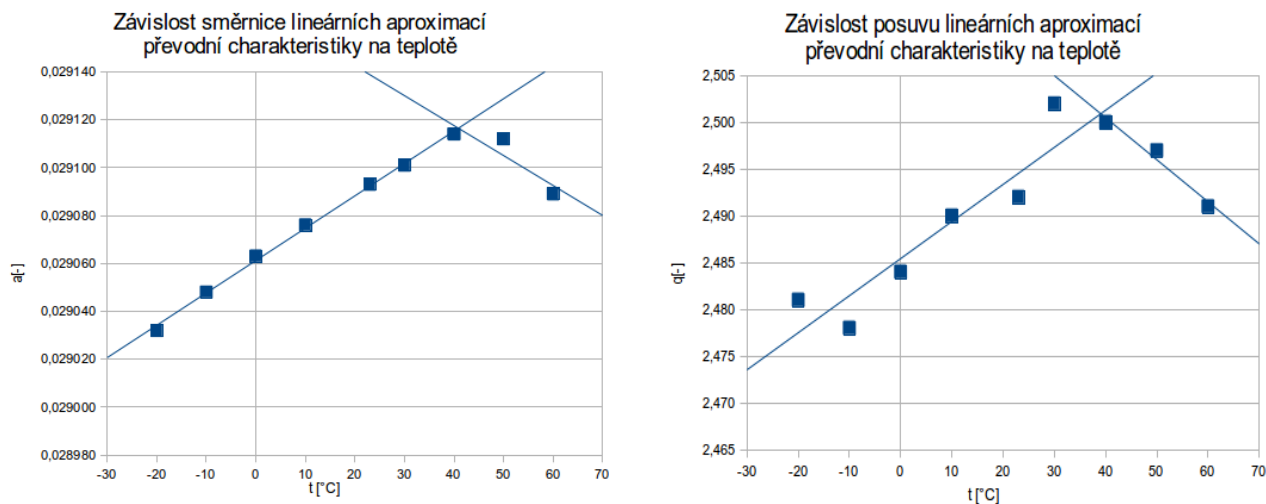
Prvním krokem bylo ověření chování a získání základních charakteristik diferenčního modulu. U modulu byla jako první určená převodní charakteristika zobrazená na obr. 8/1.



Obr. 8/1-Převodní charakteristika diferenčního snímače

Z výsledků vyplynulo, že vzhledem k jejímu velmi dobrému lineárnímu charakteru bude možné pro následné přepočty výstupního údaje snímače na údaj diferenčního tlaku použít pouze lineární aproximaci.

Následně byla měřením v teplotní komoře určena teplotní závislost převodní charakteristiky snímače, která je znázorněna pomocí teplotní závislosti koeficientů lineární aproximace na obr. 8/2.

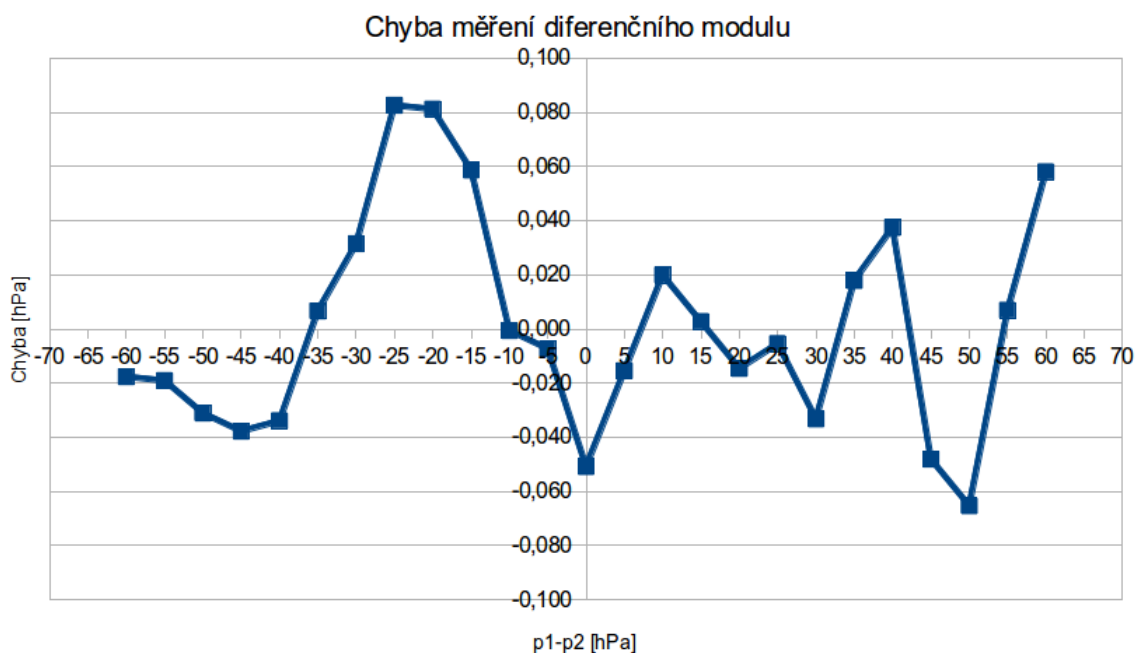


Obr. 8/2-Teplotní závislost převodní charakteristiky diferenčního snímače

Z výsledků vyplývá nelineární závislost převodní charakteristiky na teplotě. Pro správný výpočet měřené diference tlaku z výstupního údaje snímače bude tedy nutné vždy určit konkrétní převodní charakteristiky snímače pro danou teplotu. Určení příslušných koeficientů lineární aproximace převodní charakteristiky může být provedeno např. výpočtem z aproximací výše změřených dat (viz. obr. 8/2), nebo přímým načtením nejbližších známých koeficientů z interní tabulky modulu vytvořené z těchto dat. Teplota pak bude určována pomocí teplotního snímače pro měření teploty vzduchu v referenčním objemu.

Dále byla ověřena těsnost celé soustavy referenčního objemu pomocí jednoduchého testu, kdy byl postupně v referenčním objemu uzavírán vzduch o různém rozdílu tlaku vůči okolí za konstantní okolní teploty a po každém uzavření byl po dobu 30 minut sledován vývoj hodnoty tlaku uvnitř referenčního objemu pomocí diferenčního snímače tlaku. Během všech testů nedošlo k významné změně hodnoty tlaku uvnitř referenčního objemu a tudíž bylo prokázáno, že referenční objem je dokonale utěsněn a volba elektromagnetického ventilu i velikosti zásobníku vzduchu byla správná.

V závěru testů diferenčního modulu pak byl určen průběh chyby měření diferenčního modulu v celém jeho rozsahu měření, který je znázorněn na obr. 8/3. Určení bylo provedeno porovnáním výstupního údaje změřené diference tlaků diferenčním modulem vůči diferenci tlaku nastavené kalibrátorem PACE, ke kterému byl diferenční modul svými vstupy připojen.



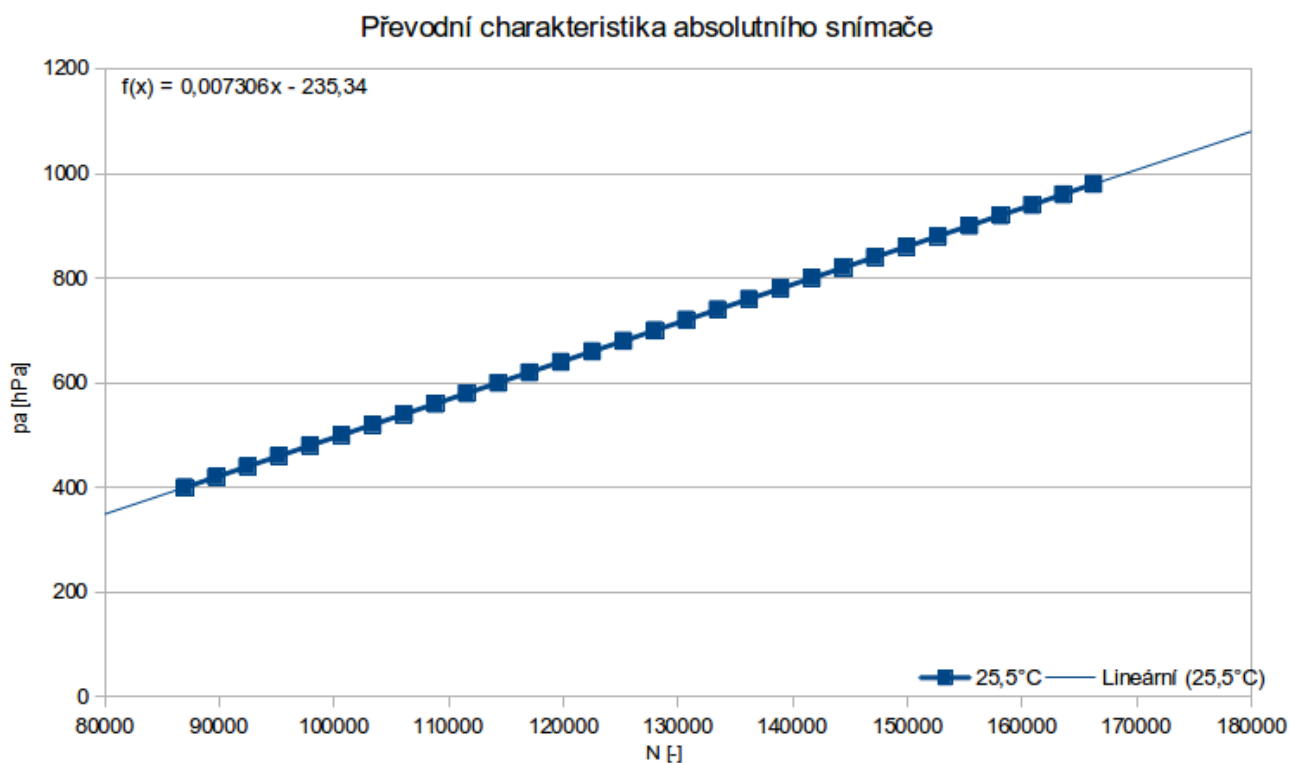
Obr. 8/3-Průběh chyby měření diferenčního modulu

Na základě tohoto měření pak byla určena maximální chyba měření diferenční modulu $\Delta p_{sec}=0,08\text{hPa}$. Během měření také byla určena rozlišitelnost diferenčního modulu, jako nejmenší změna tlaku, která vyvolá změnu nejméně významného bitu (LSB) výstupního údaje diferenčního modulu, která je $0,02\text{hPa}$.

8.2)Ověření pomocného modulu založeného na absolutním snímači tlaku

Realizace pomocného modulu založeného na absolutním snímači tlaku byla ověřena v obdobném rozsahu jako realizace diferenčního modulu.

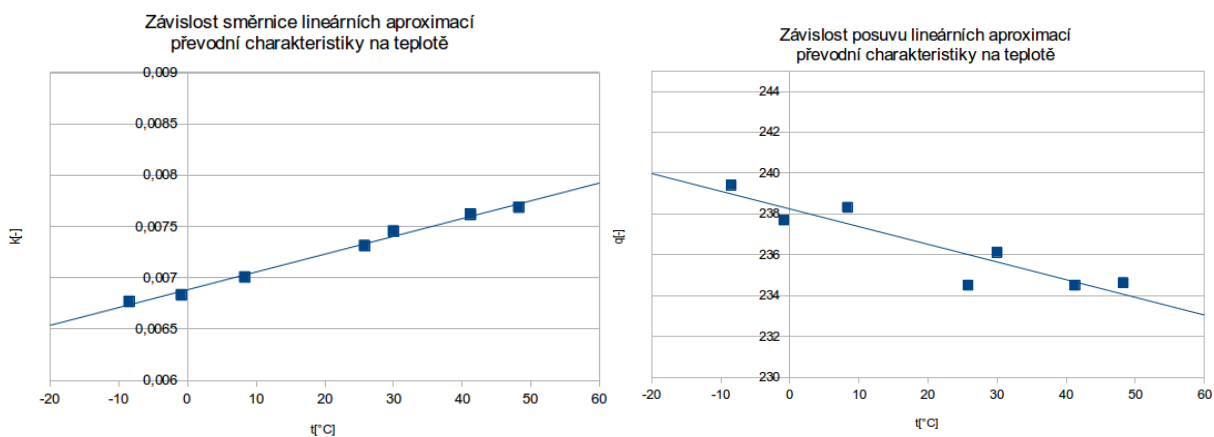
Převodní charakteristika absolutního snímače je zobrazená na obr. 8/4.



Obr. 8/4-Převodní charakteristika absolutního snímače

I v tomto případě má převodní charakteristika lineární charakter, kde se chyba nelinearity významně neuplatní na přesnosti určování „náhradního údaje“ a bude možné pro následné přepočty výstupního údaje snímače na údaj absolutního tlaku použít pouze lineární aproximaci.

Po určení převodní charakteristiky následovalo určení teplotní závislosti převodní charakteristiky absolutního snímače obdobným způsobem jako v případě diferenčního snímače, určená teplotní závislosti koeficientů lineární aproximace je pak znázorněna na obr. 8/5.



Obr. 8/5-Teplotní závislost převodní charakteristiky absolutního snímače

Z určených teplotních závislostí opět vyplývá nelineární závislost převodní charakteristiky snímače na teplotě, se složitým průběhem závislosti posuvu převodní charakteristiky na teplotě, který potvrzuje správnost myšlenky absolutní snímač termostatovat pro dosažení odpovídající přesnosti měření.

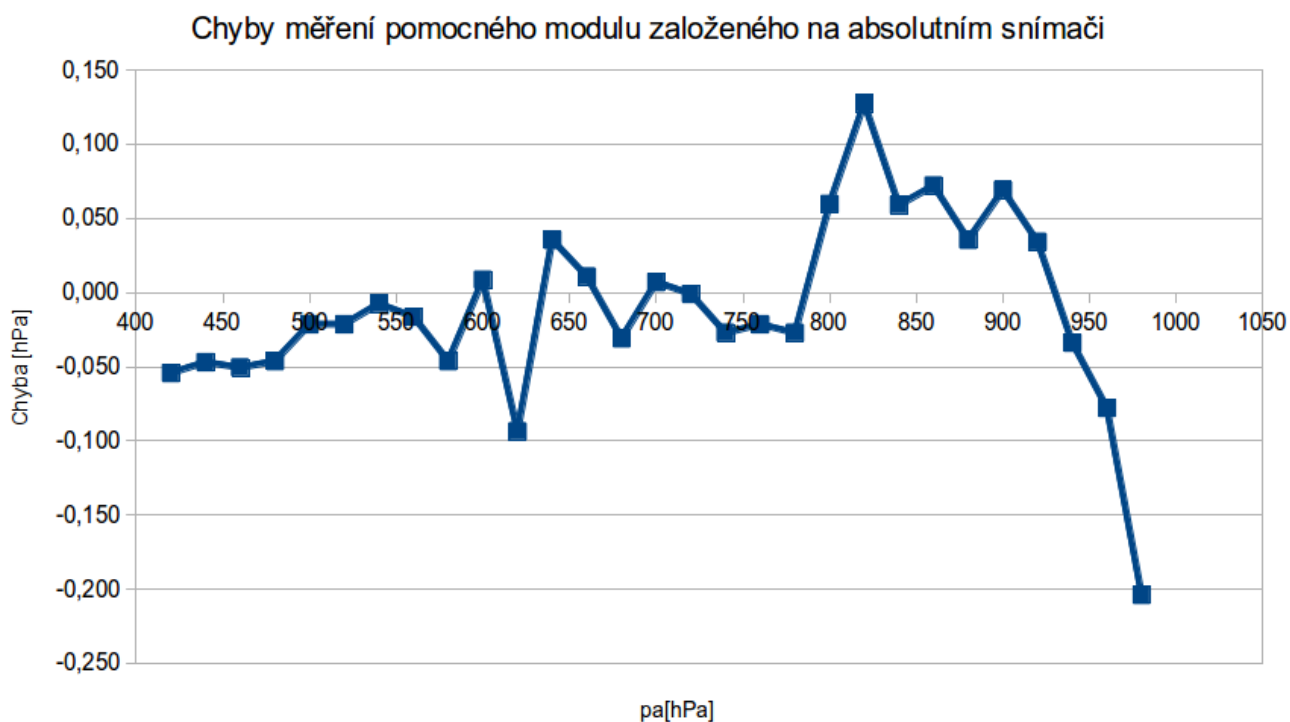
Jak již bylo zmíněno v kapitole 7.1, absolutní snímač, použitý v pomocném modulu, byl i součástí skupiny snímačů, u kterých byly zjišťovány jejich dlouhodobé charakteristiky. Charakteristiky byly určovány tak, že u snímačů byly několikrát v letech 2015 a 2019 vždy určeny jejich převodní charakteristiky za stejných okolních podmínek. Po provedení posledního měření v roce 2019 byly pak pro jednotlivé časové úseky porovnávány koeficienty lineárních aproximací těchto převodních charakteristik s počátečním měření v roce 2015. Výsledky uvádí následující tabulka 7-1.

Tabulka 7-1 Dlouhodobé charakteristiky snímače 1

Datum	Koeficient k	Koeficient q
26.3.2015	0,007313	234,42
26.11.2015	0,007350	236,41
3.3.2016	0,007334	236,38
6.3.2019	0,007310	235,10
Datum	Změna [%]	Změna [%]
26.3.2015	0,00	0,00
26.11.2015	0,50	0,85
3.3.2016	0,29	0,84
6.3.2019	-0,04	0,29
Průměrná změna	0,25	0,66

Z tabulky vyplývá, že velikost průměrné změny posuvu převodní charakteristiky snímače je přibližně 2,5 vyšší než změna směrnice. To potvrzuje vhodnost použití koncepce rozdílového určování „náhradního údaje“ u tohoto modulu.

V závěru testů pomocného modulu pak byl určen průběh chyby určování „náhradního údaje“ pomocí pomocného modulu v celém jeho rozsahu měření. Měření probíhalo tak, že byla vždy kalibrátorem PACE prováděna změna nastavení tlaku o 20hPa a byla určována následná velikost změny výstupního údaje pomocného modulu. Určený rozdíl mezi velikostí změny výstupního údaje vůči hodnotě 20hPa pak odpovídá chybě určování „náhradního údaje“ a je znázorněn na obr .8/6.



Obr. 8/6-Průběh chyby měření pomocného modulu založeného na absolutním snímači

Na základě tohoto měření pak byla určena maximální chyba určování „náhradního údaje“ pomocí pomocného modulu $\Delta p_{ni}=0,20\text{hPa}$.

8.3) Ověření vylepšeného systému pro měření výšky v laboratorních podmínkách

Po získání kalibrací a základních vlastností diferenčního modulu a pomocného modulu založeného na absolutním snímači tlaku, byla ověřena funkce plně pracující realizace navrženého vylepšeného systému pro měření výšky v laboratorních podmínkách.

Pro provádění zamýšlených testů byl nejprve definován fiktivní let odpovídající letu sportovního letadla. Ten se sestává z části stoupaní, kdy letadlo bude konstantní rychlostí 1,6m/s 25 minut stoupat do cílové výšky 2500m a následně začne klesat stejnou rychlostí do místa přistání.

Po definici fiktivního letu mohla být v první části zkoušek určena teoretická chyba určení celkové hodnoty rozdílu tlaků Δp_d realizovaného systému pro fiktivní let. Celý navržený systém, pracující (podle podmínek fiktivního letu) na 5 měřicích úsecích s celkovým rozsahem měření 0-2850m má pak dle vztahu 5.4.10 a stanovených chyb dílčích modulů teoretickou chybu určení celkové hodnoty rozdílu tlaků $\Delta p_d=0,56\text{hPa}$. Tato chyba pak odpovídá teoretické chybě určení výšky H_{rel} nad počátečním místem (v místě startu, dle MSA) $\Delta H_{rel}=4,7\text{m}$. Teoretická rozlišitelnost celého systému pak odpovídá rozlišitelnosti diferenčního modulu a je 0,02hPa. To odpovídá změně výšky nad počátečním místem 16cm (v místě startu, dle MSA).

Tyto teoretické výsledky pak reprezentují ideální stav funkce systému a rovněž ukazují maximální teoretickou přesnost, kterou může tato realizace vylepšeného systému pro měření výšky dosáhnout.

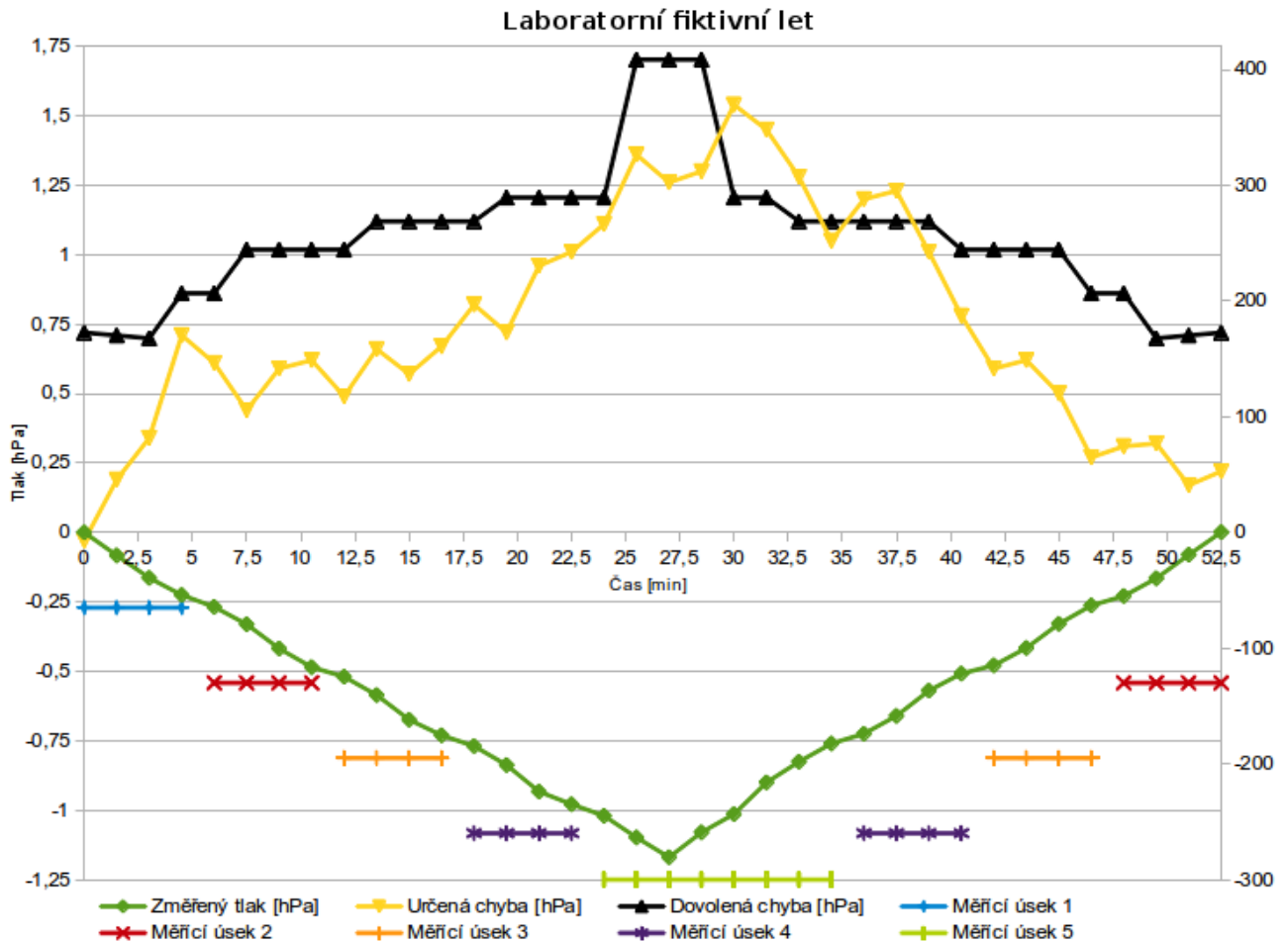
Po tomto teoretickém určení byl pak proveden celkový laboratorní test systému, který simuloval podmínky fiktivního letu. Celý plně pracující systém byl uzavřen do vzduchotěsné komory (obr. 8/7), ve které byl tlak vzduchu řízen kalibrátorem PACE6000 [52]. Ten postupně nastavoval tlak vzduchu v komoře tak, aby odpovídal průběhu výšky s časem fiktivního letu. Po celou dobu testu (50minut) byly zaznamenávány hodnoty nastavovaného tlaku kalibrátorem PACE a výstupní hodnoty určované celkové hodnoty rozdílu tlaků p_d měřené navrženým systémem.

Výsledky testů jsou pak zobrazeny na obrázku 8/8. Spodní část grafu zobrazuje záznam průběhu určované celkové hodnoty rozdílu tlaků p_d navrženým systémem během fiktivního letu. Rovněž je zde naznačeno na kterém měřicím úseku v danou chvíli prováděl navržený systém měření.



Obr. 8/7-Experimentální realizace při laboratorním testu fiktivního letu

Horní část grafu pak zobrazuje průběh chybu určení celkové hodnoty rozdílu tlaků Δ_{pd} navrženým systémem, která byla určena jako rozdíl mezi výstupním údajem p_d systému a nastaveným tlakem v komoře pomocí kalibrátoru PACE. Průběh chyby Δ_{pd} je pak doplněn o znázornění maximální dovolené chyby vycházející s požadavků na přesnost výškoměrů v civilním letectví, uvedených v kapitole 2.4.



Obr. 8/8-Výsledky laboratorního testu simulující fiktivní let

Test ukázal, že navržený systém vykazuje některé předpokládané nestandardní vlastnosti. Nestandardní je především závislost velikosti chyby Δ_{pd} , která se zvyšuje se zvyšujícím se rozdílem měřeného tlaku (stoupáním do vyšší výšky), avšak naopak klesá při klesání, což souvisí s koncepcí přepínání a postupnou kumulací dílčích chyb, které se však při klesání opět nulují. „Přepínání“ mezi úseky pak způsobuje nevratnou chybu, která je ale dle výsledků kompenzována dobře pracujícím pomocným systémem.

Maximální chyba určení celkové hodnoty rozdílu tlaků systémem během fiktivního letu byla určena na $\Delta_{pdmax}=1,54hPa$, což odpovídá chybě určení výšky $\Delta H_{relmax}=12,8m$. Tato hodnota chyby pak ale díky svému výše uvedenému nestandardnímu průběhu zcela neodpovídá kvalitě měření systému, protože je dosahována jen v nejvyšší partiích měření a při zpětném klesání se chyba zmenšuje.

To může představovat i výhodu, protože při zpětném klesání k místu startu (přistávání letadla) systém opět začne dosahovat minimální chyby měření oproti jiným systémům s rovnoměrně rozloženou chybou měření podle svého rozsahu. Toto tvrzení pak může být doloženo i hodnotou maximální chyby určení celkového rozdílu tlaku na prvním úseku která byla $\Delta p_{dmax1}=0,71hPa$, což odpovídá chybě určení výšky $\Delta H_{relmax1}=5,9m$.

8.4)Ověření vylepšeného systému pro měření výšky v reálných podmínkách

Na závěr ověřovacích měření byl naplánován celkový test experimentální realizace navrženého vylepšeného systému pro měření výšky při reálném letu na palubě sportovního letounu.

V rámci příprav byl pak po drobných úpravách k systému přidán referenční diferenční GPS systém, který na základě uložených referenčních letových údajů z GPS přijímače μ Blox NEO-M8P a po letu získaných GPS korekcí ze systému CZEPOS poskytuje při poletovém rozboru referenční údaj o výšce, ve které se letoun v jednotlivých bodech letu nacházel [53], [54].

Vlastní letový test byl proveden ultralehkým letounem Straton D8. Straton D8 (obr. 8/9) je český dvoumístný ultralehký motorový letoun s charakteristikami kluzáku a motorem v tlačném uspořádání, který svými výkonnostními charakteristikami dokáže imitovat let sportovního motorového letounu, ultralehkého letounu i bezmotorového kluzáku. Po několika dalších úpravách systému a letounu byla celá realizace navrženého systému zamontována do letounu jak je zobrazeno na obr. 8/10. Veškeré výsledné údaje ze systému pak byly ukládány do přenosného počítače, rovněž umístěného na palubě letounu.

V původním programu byla naplánována sada několika testů, které měly imitovat let jednotlivých kategorií letadel. Z důvodu vznikající časové tísně, související s dokončováním této práce a technických problémů při experimentální realizaci, byl nakonec proveden pouze jeden krátký úspěšný test. Ten imitoval let ultralehkého letounu kolem letiště ve výšce 300m (tzv. okruh).



Obr. 8/9-Straton D8 před prvním letovým testem

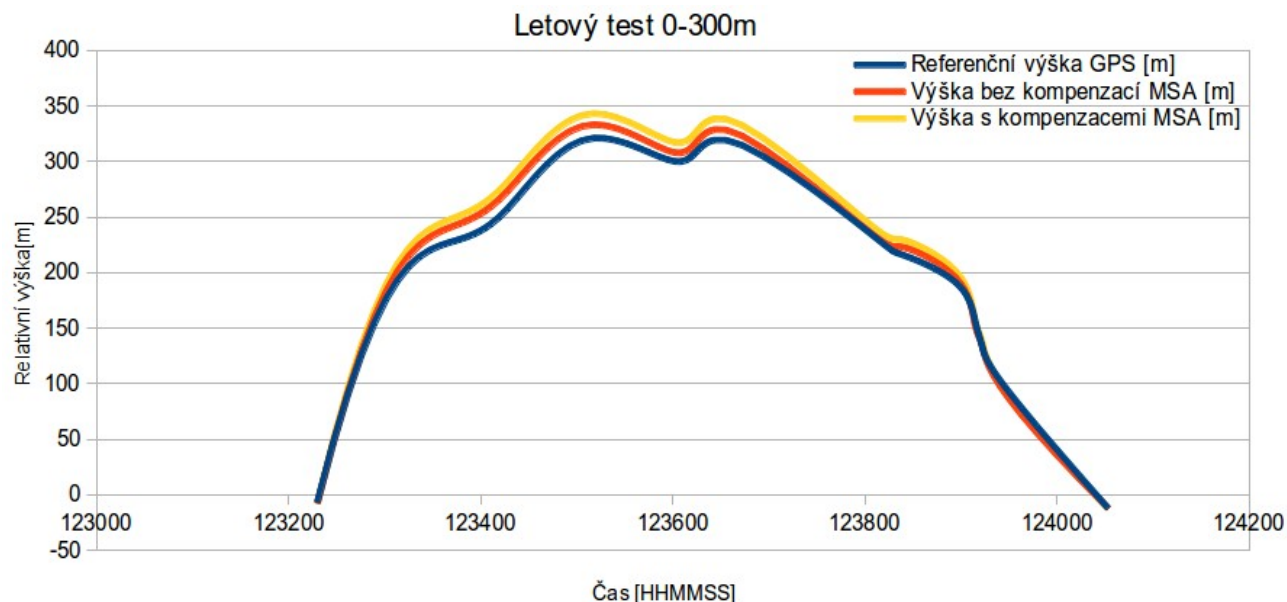


Obr. 8/10-Uspořádání experimentální realizace na palubě letounu Straton D8

Během testu pak systém poskytoval údaj o výšce H_{rel} nad počátečním místem (letišťem) podle standardní modelu MSA a nově pak i podle korigovaného modelu MSA, dle údajů z teplotního snímače diferenčního modulu.

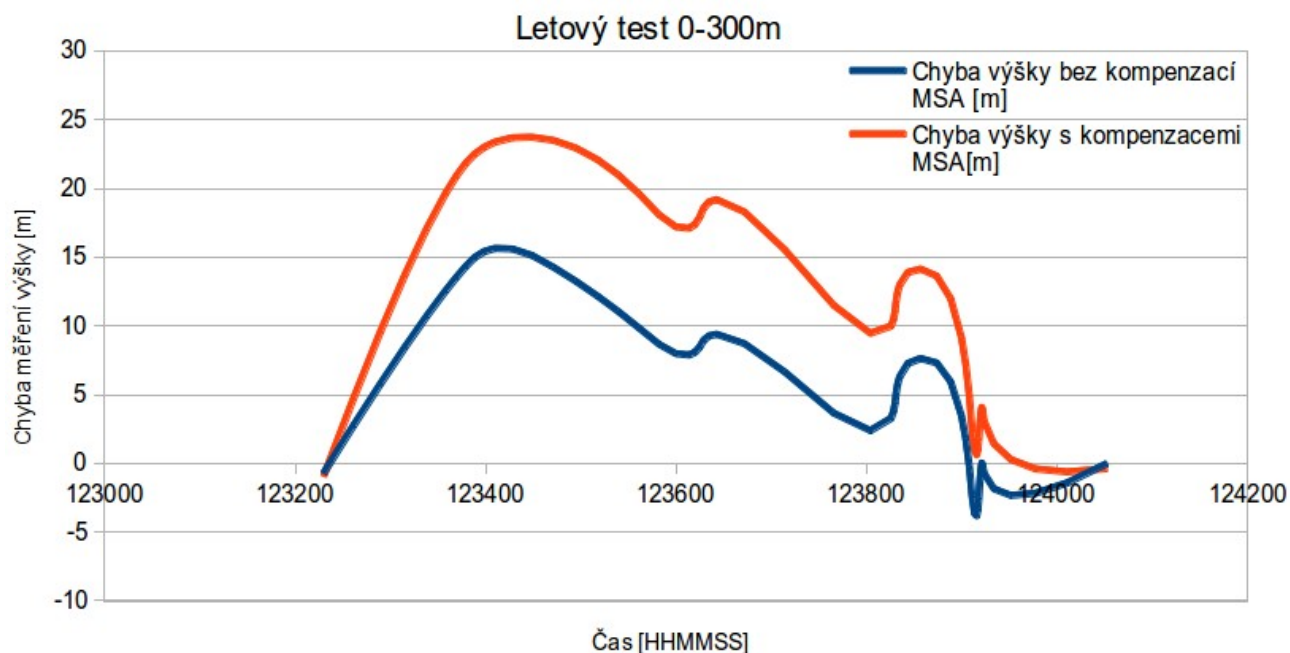
Výsledky testu jsou uvedeny v grafech na obr. 8/11 a 8/12.

Graf na obr. 8/11 zobrazuje průběh zaznamenaných výšek, určených referenční diferenčním GPS systémem a navrženým systémem během letu.



Obr. 8/11-Průběh zaznamenaných výšek při letovém testu

Graf na obr. 8/12 pak zobrazuje chyby určení výšky H_{rel} vůči počátečnímu místu s nekorigovaným a korigovaným modelem MSA.



Obr. 8/12-Průběh chyb určení výšky H_{rel}

Z grafů je patrné obdobné chování systému z pohledu průběhu velikosti chyby určení výšky vůči počátečnímu místu ΔH_{rel} jako při laboratorním testu, atypickým byl poměrně prudký nárůst chyby po startu letounu, který v polovině stoupání začal významně klesat a v nejvyšším místě letu byl již na své poloviční hodnotě.

Důvodem vzniku této anomálie bylo pravděpodobně nedostatečné vyrovnání teplot mezi vzduchem uzavřeným v referenčním objemu a teplotním snímačem, připevněným na zásobníku, během začátku letu. To pak způsobovalo nesprávné korekce systému na změnu tlaku v referenčním objemu vlivem teploty. Nejvyšší chyba určení výšky ΔH_{rel} byla v této části letu 16m, následným ustálením pak klesla na hodnotu kolem 8m. Při přistání ($H_{rel} < 150m$) se pak systém choval dle očekávání, vykázal minimální chybu určení výšky $\Delta H_{rel} < 3,5$ m a svou přesností převyšoval kvalitu měření v současnosti používaných systémů.

Zcela nesprávné bohužel bylo chování korekcí modelu MSA, který místo snižování odchylky určované výšky H_{rel} nad počátečním místem naopak tuto odchylku zvyšoval. Důvodem toho byl pravděpodobně stejný problém s nedostatečným vyrovnáním teplot, na základě něhož systém určoval zcela nesprávné hodnoty teplotních parametrů T_0 a τ .

9) Závěr

Dokončením této disertační práce byly získány následující závěry.

9.1) Obsahové shrnutí práce

V úvodu práce jsou popsány postupy pro měření výšky a vertikální rychlosti letu v letectví. Jsou zde odvozeny základní vztahy pro barometrická měření, včetně požadavků na přesnost měření a rozboru vlivu jednotlivých parametrů, které ji ovlivňují. Na základě popisu snímačů a současných systémů byly stanoveny cíle disertace, spočívající v netypickém použití diferenčního snímače tlaku vzduchu pro měření výšky letu. V práci je dále popsán použitý postup měření diferenčním snímačem na více měřících úsecích, včetně jeho výhod a nevýhod. Dále jsou zde popsány postupy pro snížení hlavní nevýhody zvoleného postupu diferenčního měření, k níž dochází při přepínání referenčního tlaku. Ty zahrnují návrh pomocného modulu, provádějícího pomocné měření absolutního tlaku vzduchu, jehož výsledek se pro měření výšek využije při přepínání diferenčního modulu.

V následující části je popsán postup při korekci barometrického měření výšky v reálné atmosféře za předpokladu, že má být měřena vždy stejná výšková hladina při proměnné teplotě a teplotním koeficientu. Je zde rovněž navržen jednoduchý způsob pro zpřesnění měření pomocí fúze dat všech použitých zdrojů informace.

V experimentální části je popsána realizace vylepšeného systému pro měření barometrické výšky, využívající diferenčního a pomocného absolutního modulu. Jsou zde popsány parametry použitých tenzometrických snímačů, včetně jejich dlouhodobé stability. Rovněž je zde popsána realizace pomocného GPS modulu, jehož použití se uvažuje v navržené fúzi dat. Následuje ověření realizovaného systému v laboratorních podmínkách, kde byl pomocí přesného zdroje tlaku vzduchu realizován fiktivní průběh letu. Na základě dobrých výsledků bylo potom realizováno také použití systému při skutečném letu ultralehkého letounu.

9.2) Celkové zhodnocení navrženého vylepšeného systému pro měření výšky

Provedené experimenty ukazují, že realizovaný systém umožňuje ve výškách do 100m nad zvoleným počátečním místem dosahovat přesnosti měření výšky H_{rel} nad počátečním místě do 3,5m. Při výstupu do vyšších výšek se tato chyba, dle charakteristického chování systému, postupně zvyšuje, s klesáním do nižších výšek se však tento systém dostává zpět na vyšší kvalitu měření.

Teoretická mez navržené realizace předpokládá možnost dosažení přesnosti měření výšky H_{rel} ve výšce 2850m, reprezentované chybou určení výšky, až $\Delta H_{rel} \leq 4,7m$, reálně nyní realizace pracuje v této výšce s chybou $\Delta H_{rel} \sim 13m$. Problém při použití systému v reálné atmosféře zřejmě spočívá v nepřesném měření teploty vnějšího vzduchu nevhodným umístěním teplotního snímače na plášť komory referenčního tlaku. Měřením určená rozlišitelnost systému je přibližně 16 cm.

Cena celé realizace byla určena na 9000Kč. V této částce však samozřejmě nejsou započítány náklady za čas strávený vývojem.

Porovnáním výše shrnutých vlastností se současnými systémy, uvedenými v kapitole 3, lze konstatovat, že navržený systém dosahuje v oblasti výšek do 150m nad počátečním bodem stejných resp. lepších parametrů než současné systémy, naopak zaostává ve vyšších výškách. Z hlediska rozlišitelnosti pak tato realizace dle očekávání výrazně překonává možnosti baro-mechanických přístrojů a vyrovnává se s možnostmi elektronických systémů. Z hlediska ceny vychází realizace ve většině případů výhodněji. Tento parametr je však vůči komerčním systémům, u kterých musel být zaplacen vývoj, obtížně porovnatelný.

Zatím bez možnosti porovnání je vlastnost navrženého systému provádět kompenzace modelu MSA, kterou dle dostupných informací, žádný ze současných systémů nedisponuje.

9.3) Splnění cílů disertační práce

V rámci této disertační práce byl v kapitole 2 a 5 proveden kompletní rozbor vlastností diferenčního snímače a určeny podmínky, za kterých může být diferenční snímač použit při barometrickém měření výšky. Jde zejména o nutnost kompenzace principiálních nedostatků provozu snímače. Tato kompenzaci si pak vynucuje realizaci systému pro kompenzaci změn tlaku v referenčním objemu a pomocný modul, zajišťující poskytování „náhradního údaje“ během „přepínání“ modulu.

Po získání dostatečného množství informací o této problematice byla navržena koncepce vylepšeného systému pro měření výšky, založená na použití diferenčního snímače, využívající všech jeho výhod a naopak kompenzující jeho principiální nevýhody.

Tato koncepce pak byla následně zrealizována v podobě experimentální realizace.

Na základě rozsáhlé sady měření, uvedené v kapitole 8, byly nejprve na základě dílčích výsledků určeny předpokládané vlastnosti navrženého systému, které byly následně ověřeny v laboratorních podmínkách i při reálném testu.

Do navrženého systému byl dále zakomponován programový blok, popsany v kapitole 6, zajišťující korekci modelu Mezinárodní standardní atmosféry (MSA). Ten byl vytvořený na základě podrobného rozboru problematiky ovlivnění barometrického určení výšky vlivem odchylek parametrů MSA v barometrické rovnici, provedeném v kapitole 2.3.4. Chování tohoto bloku pak bylo ověřeno v rámci letových testů, uvedených v kapitole 8.

Celkové zhodnocení chování systému pak bylo provedeno v kapitole 9.1.

Shrnutím veškeré výše uvedené činnosti a předložených výsledků chování experimentální realizace navrženého vylepšeného systému pro měření výšky lze předpokládat, že všechny vytyčené a požadované cíle této práce byly splněny.

Za přínos této práce k současnému stavu problematiky měření výšky autor považuje návrh a realizaci kompletního systému pro měření výšky, založeného na diferenčním snímači tlaku.

Ten svým netradičním, avšak výhodným chováním z pohledu průběhu kvality měření výšky s dosahovanou výškou představuje možnou zajímavou alternativu ke stávajícím systémům, založeným na absolutních snímačích tlaku. Jako další přínos považuje autor této práce podrobné prozkoumání vlivu odchylek parametrů barometrické rovnice na odchylky určení výšky touto metodou a jejich následné důsledky a s tím související návrh koncepce systému, který tyto odchylky kompenzuje a podle dostupných informací zatím nebyl v současných systémech použit.

Další zlepšení navrženého systému a provedené realizace vidí autor této práce zejména v dalším zdokonalení korekčních obvodů navrženého systému. Jde zejména o lepší tepelné propojení snímače teploty se vzduchem v referenčním objemu a další zdokonalení pomocného modulu, minimalizujícího vznik chyby určení celkového rozdílu tlaků p_d při „přepínání“ diferenčního modulu.

10)Seznam publikací

10.1)Publikace související s disertační prací

10.1.1)Impaktované časopisy

- [A1] AUERSVALD, J., K. DRAXLER, M. ŠIPOŠ. A Low-cost Aerometric Sensor System for Sport Aviation . In:Journal of Electrical Engineering. Bratislava, 2019. ISSN 1335 – 3632. DOI: 10.2478/jee-2019-0059/

10.1.2)Ostatní

- [A2] AUERSVALD, J., K. DRAXLER. Aerometric system for general aviation. In: KŘIVÁNEK, V., ed. *2015 International Conference on Military Technologies (ICMT)*. International Conference on Military Technologies, Brno, 2015-05-19/2015-05-21. Praha: IEEE Czechoslovakia Section, 2015. ISBN 978-80-7231-976-3. DOI 10.1109/MILTECHS.2015.7153718.
- [A3] DRAXLER, K., J. AUERSVALD, J. HALGAŠÍK, R. STYBLÍKOVÁ, Use of a Resonant Sensor for Differential Air Pressure Measurements In: Proceedings of Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC) 2014. Vail, Colorado: IEEE Instrumentation and Measurement Society, 2014, pp. 1275-1278. ISSN 1091-5281. ISBN 978-1-4673-6385-3.
- [A4] AUERSVALD, J. Altimeter Module for an Unmanned Aerial Vehicle. In: Pegasus Student Conference, Milano: , 2012.

10.2)Publikace nesouvisející s disertační prací

10.2.1)Impaktované časopisy

10.2.2)Ostatní

- [B1] PAČES, P., J. POPELKA., J. AUERSVALD. Standalone Trailing Probe for Aero metrical Measurements. In: *DASC 2012 - 31th Digital Avionics System Conference - Proceedings*. 31th Digital Avionics System Conference, Williamsburg, 2012-10-14/2012-10-18. Piscataway: IEEE Operations Center, 2012. s. 1-12. ISSN 2155-7209. ISBN 978-1-4673-1699-6. DOI 10.1109/DASC.2012.6382275.

- [B2] České vysoké učení technické v Praze Fakulta elektrotechnická, Praha, CZ. *Vlečená aerometrická sonda*. Původci: J. AUERSVALD et al. Česká republika. Užitný vzor CZ 25769. 2013-08-15. Dostupné z: <http://isdv.upv.cz/portal/pls/portal/portlets.pta.det?pskup=2&propv=2012&pcipv=27146>.
- [B3] AUERSVALD, J., K. DRAXLER., M. PROŠEK. Utilization of Air Pressure Resonant Sensors for Calibrating Aircraft Aerometric Instruments. In: KŘIVÁNEK, V. a A. ŠTEFEK, eds. *ICMT'13 - Proceedings of the International Conference on Military Technologies*. International Conference on Military Technologies, Brno, 2013-05-22/2013-05-23. Brno: Univerzita obrany, 2013. s. 901-906. ISBN 978-80-7231-917-6.
- [B4] AUERSVALD, J. et al. Aerometrická vlečená sonda. In: *MDS 2012 - Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel*. Brno, 2012-10-17/2012-10-18. Brno: Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, 2012. s. 25-33. ISBN 978-80-7231-894-0.
- [B5] AUERSVALD, J. et al. Aerometrická vlečená sonda-rok poté. In: *MDS 2013 - Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel*. Brno, 2013-10-17/2013-10-18. Brno: Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, 2013.

11) Použitá literatura

- [1] E. H. J. Pallett, *Aircraft Instruments & Integrated Systems*, Harlow, UK, Longman Group UK Ltd, 1992, pp. vii-viii, 25–29, 161-167.
- [2] DRAXLER, Karel. *Přístrojové systémy letadel II*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2002, 124 s. ISBN 80-010-2484-9.
- [3] KAYTON, Myron, Walter R. FRIED, ed. *Avionics Navigation Systems* [online]. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, 1997 [cit. 2019-08-31]. DOI: 10.1002/9780470172704. ISBN 9780470172704.
- [4] KELLER, Ladislav. *Učebnice pilota 2008: pro žáky a piloty všech druhů letounů a sportovních létajících zařízení, provozujících létání jako svou zájmovou činnost*. Cheb: Svět křídel, 2008. ISBN 978-80-86808-46-8.
- [5] COLLINSON, R. P. G. *Introduction to Avionics Systems* [online]. Boston, MA: Springer US, 2003 [cit. 2019-08-31]. DOI: 10.1007/978-1-4419-7466-2. ISBN 978-1-4757-5584-8.
- [6] *Glider Flying Handbook*, Federal Aviation Administration, 2013, FAA-H-8083-13A
- [7] TŮMA, Jan, Bohumil LANGER, Olga KRULIŠOVÁ. *Letecké palubní přístroje*. Praha: Naše vojsko, 1960.
- [8] MOIR, Ian, Allan SEABRIDGE, Malcolm JUKES. *Civil Avionics Systems* [online]. Chichester, UK: John Wiley & Sons, 2013 [cit. 2019-08-31]. DOI: 10.1002/9781118536704. ISBN 9781118536704.
- [9] OLIVER, John E. Standard atmosphere. *Climatology* [online]. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1987, s. 801-803 [cit. 2019-08-31]. Encyclopedia of Earth Science. DOI: 10.1007/0-387-30749-4_167. ISBN 0-87933-009-0. Dostupné z: http://www.springerlink.com/index/10.1007/0-387-30749-4_167
- [10] NORTH, Gerald R., John PYLE, Fuqing ZHANG. *Encyclopedia of Atmospheric Sciences*. 2nd Edition. Amsterdam: Academic Press, 2015.
- [11] REF. NO. 2533- 1975 (E). *International standard ISO 2533: Standard atmosphere*. Ženeva: International Organization for Standardization, 1975.
- [12] EUROCONTROL, Experimental Centre. *Revision of Atmosphere Model in BADA Aircraft Performance Model: EEC Technical Report No. 2010- 001* [online]. Brusel, 2010 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/library/001_Revision_of_BADA_atmosphere_model.pdf. Technical Report.

- [13] BOHÁČEK, Jaroslav. *Metrologie*. 2. vydání. Praha: České vysoké učení technické v Praze, 2017. ISBN 978-80-01-06169-5.
- [14] BOHÁČEK, Jaroslav. *Teorie měření*. Praha: Ediční středisko ČVUT, 1991.
- [15] 14 CFR Appendix E to Part 43 - Altimeter System Test and Inspection. *Legal Information Institute* [online]. [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/appendix-E_to_part_43
- [16] FAR 43 - Appendix E: Altimeter System Test and Inspection. *FAA-Aircraft-Certification* [online]. [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <http://www.faa-aircraft-certification.com/43-appendix-e.html>
- [17] J. Vetelino, A. Reghu, Introduction to Sensors, Boca Raton, FL, USA,;CRC Press, 2011.
- [18] D. Tandeske, Pressure Sensors Selection and Application, New York, NY, USA,;Marcel Dekker Inc., 1991, pp. 178- 187, 198–200.
- [19] THE RESONANT CYLINDER PRESSURE SENSOR. *Sensorland* [online]. [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <http://www.sensorland.com/HowPage007.html>
- [20] WANG, Junbo, Deyong CHEN, Lei LIU, Zhengwei WU, Lei LIU, Lingyun WANG a Daoheng SUN. A micromachined resonant pressure sensor with DETFs resonator and differential structure. 2009 IEEE Sensors [online]. IEEE, 2009, s. 1321-1324 [cit. 2014-02-06]. DOI: 10.1109/ICSENS.2009.5398404. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=5398404>
- [21] JIANG, Yiwen, Xiaohui DU, Zhan ZHAN, Bulei XU, Wenlong LV, Lingyun WANG, SUN. Design and simulation of fully-symmetrical resonant pressure sensor. 2012 7th IEEE International Conference on Nano/Micro Engineered and Molecular Systems (NEMS) [online]. IEEE, 2012, s. 702-707 [cit. 2014-02-06]. DOI: 10.1109/NEMS.2012.6196872. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?Arnumber=6196872>
- [22] YANG CHUAN, Chia-Fang, Andrew B. GUO CAN, Matthew W. MESSANA, J PROVINE, Daniela T. BUCHMAN, Gary J. O'BRIEN, Thomas W. KENNY. Structure design on MEMS TiN resonant pressure sensors. 2010 IEEE 5th International Conference on Nano/Micro Engineered and Molecular Systems [online]. IEEE, 2010, s. 30-33 [cit. 2014-02-06]. DOI: 10.1109/NEMS.2010.5592131. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=5969187>
- [23] Piezoresistive pressure sensors. CIS. CiS Forschungsinstitut für Mikrosensorik und Photovoltaik GmbH [online]. [cit. 2014-02-06]. Dostupné z: <http://www.cismst.org/en/loesungen/piezoresistiver-drucksensor/>

- [24] Piezoresistive effect. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2014-02-06]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Piezoresistive_effect
- [25] VAISALA. TECHNOLOGY DESCRIPTION: Vaisala BAROCAP® Sensor for Measuring Pressure. 2012, 2 s. Dostupné z: [http://www.vaisala.com/Vaisala%20Documents/Technology %20Descriptions/CEN-TIA-BAROCAP-Technology-description-B210845EN-B.pdf](http://www.vaisala.com/Vaisala%20Documents/Technology%20Descriptions/CEN-TIA-BAROCAP-Technology-description-B210845EN-B.pdf)
- [26] LIAN, Zhang, Yu JINSONG, Liu HAO, Mitja JERLAH, Marko HROVAT, Marko PAVLIN, Daoheng SUN. Conditioning circuit for precise SiC capacitive pressure sensors. 2011 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications [online]. IEEE, 2011, s. 559-563 [cit. 2014- 02-06]. DOI: 10.1109/ICIEA.2011.5975648. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=5276589>
- [27] BRADLEY, John Kirkhman. *The History and Development of Aircraft Instruments-1909 to 1919*. Londýn, 1994. Disertační práce. University of London. Vedoucí práce Norman Smith.
- [28] MCKINLAY, W.H. The Evolution of Aircraft Instruments. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* [online]. 1970, 42(2), 32-37 [cit. 2019-08-31]. DOI: 10.1108/eb034604. ISSN 0002-2667. Dostupné z: <http://www.emeraldinsight.com/doi/10.1108/eb034604>
- [29] Archimedes Archive: Kollsman's Barometric Altimeter. *APPEL Knowledge Services* [online]. 2007 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: https://appel.nasa.gov/2010/02/27/ao_2-1_f_kollsman-html/
- [30] Letecký výškoměr G. Lufft. *VHU Praha* [online]. [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <http://www.vhu.cz/exhibit/letecky-vyskomer-g-lufft/>
- [31] Flight Instruments. *THE BOEING 737 TECHNICAL SITE* [online]. [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <http://www.b737.org.uk/flightinsts.htm>
- [32] THOMMEN AIRCRAFT, EQUIPMENT AG. *DIGITAL AIR DATA COMPUTER: TYPE AC32 RVSM* [online]. MuttENZ [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: https://thommen.aero/wp-content/uploads/2017/02/02_AC32-RVSM_THOMMEN-1.pdf
- [33] HONEYWELL. *Air Data Module* [online]. Phoenix, 2015 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <https://aerospace.honeywell.com/en/~/-/media/aerospace/files/brochures/c61-0125-000-003-air-data-modules-bro.pdf>
- [34] GE MEASUREMENT & CONTROL. RPS/DPS 8000: High Accuracy Resonant Pressure Sensor [online]. 2013, 8 s. [cit. 6.2.2014]. Dostupné z: <http://www.ge-mcs.com/download/pressure-level/920-519E-E-LR.pdf>

- [35] MIKROTECHNA, PRAHA. Altimeters [m]. *MIKROTECHNA PRAHA a.s.* [online]. Praha, 2019 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <https://www.mikrotechna.cz/index.php/en/aerospace-manufacturing/altimeters-m>
- [36] MIKROTECHNA, PRAHA. Vertical Speed Indicators. *MIKROTECHNA PRAHA a.s.* [online]. Praha, 2019 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <https://www.mikrotechna.cz/index.php/en/aerospace-manufacturing/vertical-speed-indicators>
- [37] WINTER, Instruments. Winter Instruments Bordgeräte. *Winter Instruments* [online]. [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <https://www.winter-instruments.de/>
- [38] TL elektronik, Light Sport Aircraft. TL elektronik Czech. Hradec Kralove, Czech Republic. June 2019. [Online] Available: http://www.tl-elektronic.com/index.php?page=lsa&p_id=19
- [39] Dynon Avionics, Flight Instruments | EFIS-D10A. Dynon Avionics. Woodinville, USA. June 2019. [Online] Available: <https://www.dynonavionics.com/efis-d10a.ph>
- [40] JETI, model. MVario2 EX. *JETI model s.r.o.* [online]. 2019 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <http://www.jetimodel.com/cs/katalog/Duplex-2-4-EX/Merici-senzory-EX/@produkt/MVario2-EX/>
- [41] AUERSVALD, Jan. *Měření barometrické výšky pro bezpilotní prostředky*. Praha, 2012. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze. Vedoucí práce Karel Draxler.
- [42] Guide to the expression of uncertainty in measurement, Team of authors of JCGM, 2008.
- [43] W. Kauzmann, *Kinetic Theory of Gases*, New York, NY, USA, :Dover Publications, 2012, pp. 10-21.
- [44] D. E. Bolanakis, K. T. Kotsis and T. Laopoulos, “Temperature influence on differential barometric altitude measurements,” in IDAACS, Warsaw, Poland, 2015, pp. 120–124.
- [45] D.Sathyamorthy, S. Shafii, Z. F. M. Amin, A. Jusoh, S. Z. Ali: Evaluating the Trade-Off between Global Positioning System (GPS) Accuracy and Power Saving from Reduction of Number of GPS Receiver Channels, Proceeding of the 2015 International Conference on Space Science and Communication, 2015.
- [46] T. Li, P.Chueh,V. Chueh : Errors in the Pressure and Blanchard Altitudes for a Cross Country Flight, Northrop Grumman Navigation Systems, 2009.
- [47] TruStability® Silicon Pressure Sensors: HSC Series-High Accuracy, Honeywell International Inc., Golden Valley, MN, USA, 2011 .

- [48] HERAEUS. *L 1020: Platinum Resistance Temperature Detector according to DIN EN 607 51* [online]. Kleinostheim: Heraeus Nexensos, 2019 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: https://www.heraeus.com/media/media/hne/datasheets/l_sensors/en_9/l_1020_e.pdf
- [49] MICROCHIP. *ATmega8. Microchip* [online]. 2019 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <https://www.microchip.com/wwwproducts/en/ATmega8#datasheet-toggle>
- [50] BMP 180 Digital pressure sensor, Bosch Sensortec GmbH. Reutlingen, Germany. May 2015. [Online] Available: https://ae-bst.resource.bosch.com/media/_tech/media/datasheets/BST-BMP180-DS000.pdf .
- [51] U - BLOX AG. *NEO - 6 u - blox 6 GPS Modules: Data Sheet* [online]. Thalwil, Switzerland, 2011 [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: [https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_\(GPS.G6-HW-09005\).pdf](https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_(GPS.G6-HW-09005).pdf)
- [52] Pace 6000. *Datacon s.r.o.* [online]. 2019 [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: <http://www.datacon.cz/pace-6000.html>
- [53] U - BLOX AG. *NEO -M8P u-blox M8 High Precision GNSS Modules: Data Sheet* [online]. Thalwil, Switzerland, 2017 [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: https://www.u-blox.com/sites/default/files/NEO-M8P_DataSheet_%28UBX-15016656%29.pdf
- [54] CZEPOS: Síť permanentních stanic GNSS České Republiky. *CZEPOS* [online]. 2019 [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: <http://czepos.cuzk.cz/>

12) Použité obrázky

- [O1] METEOCLIMA. *Precision Aneroid Barometers* [online]. Drebach, Germany, 2012 [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: <https://www.khushbooscientific.com/productFile/ANEROID%20BAROMETER%20104.pdf>
- [O2] DRAXLER, Karel. *Přístrojové systémy letadel II*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2002, 124 s. ISBN 80-010-2484-9.
- [O3] DRAXLER, Karel. *Přístrojové systémy letadel II*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2002, 124 s. ISBN 80-010-2484-9.
- [O4] DRAXLER, Karel. *Přístrojové systémy letadel II*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2002, 124 s. ISBN 80-010-2484-9.
- [O5] Piezoresistive pressure sensors. CIS. CiS Forschungsinstitut für Mikrosensorik und Photovoltaik GmbH [online]. [cit. 2014-02-06]. Dostupné z: <http://www.cismst.org/en/loesungen/piezoresistiver-drucksensor/>
- [O6] VAISALA. TECHNOLOGY DESCRIPTION: Vaisala BAROCAP® Sensor for Measuring Pressure. 2012, 2 s. Dostupné z: <http://www.vaisala.com/Vaisala%20Documents/Technology%20Descriptions/CEN-TIA-BAROCAP-Technology-description-B210845EN-B.pdf>
- [O7] *Curtiss Jenny Restoration* [online]. [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: <http://curtissjennyrestoration.blogspot.com/2013/01/instrument-hookups.html>
- [O8] *The Central Air Data Computer in the F-14 Tomcat late 60's* [online]. [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: <http://bugbookmuseum.blogspot.com/2015/12/first-microprocessor-central-air-data.html>
- [O9] *Primary Flight Display, Boeing 747-400* [online]. [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Electronic_flight_instrument_system#/media/File:Primary_Flight_Display,_Boeing_747-400.png
- [O10] *Altimeters* [online]. [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: <http://impexaviation.de/Altimeters.html>
- [O11] TL elektronik, Light Sport Aircraft. TL elektronik Czech. Hradec Kralove, Czech Republic. June 2019. [Online] Available: http://www.tl-elektronik.com/index.php?page=lsa&p_id=19
- [O12] *Multiplex Vario /Altimeter Sensor For M-link Telemetry* [online]. [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: <https://www.modelflight.com.au/multiplex-vario-altimeter-sensor-for-m-link-telemetry.html>

- [O13] HONEYWELL HG180V3 AIR Data Computer [online]. [cit. 2019-8-31]. Dostupné z: <https://picclick.com/Honeywell-HG180V3-Air-Data-Computer-143213361695.html>
- [O14] THOMMEN AIRCRAFT, EQUIPMENT AG. DIGITAL AIR DATA COMPUTER: TYPE AC32 RVSM [online]. MuttENZ [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: https://thommen.aero/wp-content/uploads/2017/02/02_AC32-RVSM_THOMMEN-1.pdf
- [O15] HONEYWELL. Air Data Module [online]. Phoenix, 2015 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <https://aerospace.honeywell.com/en/~/-/media/aerospace/files/brochures/c61-0125-000-003-air-data-modules-bro.pdf>
- [O16] GE MEASUREMENT & CONTROL. RPS/DPS 8000: High Accuracy Resonant Pressure Sensor [online]. 2013, 8 s. [cit. 6.2.2014]. Dostupné z: <http://www.ge-mcs.com/download/pressure-level/920-519E-E-LR.pdf>
- [O17] MIKROTECHNA, PRAHA. Altimeters [m]. MIKROTECHNA PRAHA a.s. [online]. Praha, 2019 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <https://www.mikrotechna.cz/index.php/en/aerospace-manufacturing/altimeters-m>
 MIKROTECHNA, PRAHA. Vertical Speed Indicators. MIKROTECHNA PRAHA a.s. [online]. Praha, 2019 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <https://www.mikrotechna.cz/index.php/en/aerospace-manufacturing/vertical-speed-indicators>
- [O18] Dynon Avionics, Flight Instruments | EFIS-D10A. Dynon Avionics. Woodinville, USA. June 2019. [Online] Available: <https://www.dynonavionics.com/efis-d10a.ph>
- [O19] JETI, model. MVario2 EX. JETI model s.r.o. [online]. 2019 [cit. 2019-08-31]. Dostupné z: <http://www.jetimodel.com/cs/katalog/Duplex-2-4-EX/Merici-senzory-EX/@produkt/MVario2-EX/>

Zbývající obrázky uvedené v této disertační práci jsou autorské.