

Diplomová práce



České  
vysoké  
učení technické  
v Praze

**F3**

Fakulta elektrotechnická  
Katedra měření

## Aerometrický modul se dvěma diferenčními snímači

**Karolína Lacková**

Školitel: Ing. Martin Šipoš, Ph.D.

Odbor: Letectví a kosmonautika

Zameranie: Avionika

Február 2023



## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Lacková** Jméno: **Karolína** Osobní číslo: **510665**  
Fakulta/ústav: **Fakulta elektrotechnická**  
Zadávací katedra/ústav: **Katedra měření**  
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**  
Studijní obor: **Avionika**

## II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

**Aerometrický modul se dvěma diferenčními snímači**

Název diplomové práce anglicky:

**System for Accurate Altitude Measurement using Two Differential Sensors**

Pokyny pro vypracování:

Návrh a realizace aerometrického systému bude zahrnovat následující úkoly:

- Seznamte se se současnou podobou systému pro měření výšky a vertikální rychlosti s jedním diferenčním snímačem a ověřte jeho přesnost při letové zkoušce.
- Navrhněte koncept aerometrického systému (výběr diferenčních senzorů, GNSS modulu, uP, ukládání dat - SD karta, periferie (preferována komunikace po sběrnici CAN), atd.).
- Navrhněte a zrealizujte HW a FW aerometrického modulu, tj. navrhněte DPS, osadte a oživte HW, dále naprogramujte FW tak, aby systém byl schopen samostatně pracovat.
- Proveďte testování systému v laboratorních podmínkách (nalezení optimální konfigurace systému, rychlost přepínání, velikost referenčního objemu, atd.) a následně i v reálných podmínkách.
- Vyhodnoťte naměřená data z pohledu přesnosti a spolehlivosti určení výšky a vertikální rychlosti.

Seznam doporučené literatury:

- [1] DRAXLER, K. Přístrojové systémy letadel II. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2002, 124 s. ISBN 80-010-2484-9.  
[2] COLLINSON, R.P.G. Introduction to Avionics Systems, Third Edition, Springer Dordrecht Heidelberg London New York, DOI 10.1007/978-94-007-0708-5, e-ISBN 978-94-007-0708-5 ISBN 978-94-007-0707-8, 2011.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

**Ing. Martin Šipoš, Ph.D. katedra měření FEL (13138)**

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **08.09.2023**

Termín odevzdání diplomové práce: **09.01.2024**

Platnost zadání diplomové práce:

**do konce zimního semestru 2024/2025**

Ing. Martin Šipoš, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce

podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Mgr. Petr Páta, Ph.D.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomantka bere na vědomí, že je povinna vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studentky

## Podakovanie

Velkú vďaku by som chcela vyjadriť môjmu školiteľovi, Ing. Martinovi Šipovi, Ph.D., ktorý si ma zobral pod svoje krídla s vedomím, že som s tvorbou obdobného systému nemala žiadne predchádzajúce skúsenosti a že aj napriek tomu mi bol oporou počas tvorby tejto práce. Ďalšia nekonečná vďaka patrí môjmu milovanému Ing. Petrovi Šoustkovi, za jeho motiváciu a neopísateľnú podporu v plnení si mojich leteckých snov a ktorý je nosným pilierom môjho kariérneho a najmä osobného života. Vďaka patrí aj mojej rodine, kamarátom a kolegom z letiska, vďaka ktorým sa mi podarilo dotiahnuť túto prácu až do konca.

## Prehlásenie

Prehlasujem, že som predloženú prácu vypracovala samostatne, a že som uviedla všetku použitú literatúru.

V Praze, 10. februára 2023

## Abstrakt

Táto práca predstavuje vývoj a implementáciu aerometrického modulu s dvoma diferenciálnymi senzormi pre meranie výšky a vertikálnej rýchlosti lietadla. Princíp fungovania celého systému je založený na striedaní meracích rozsahov dvoch diferenciálnych senzorov a ich prelínaní, čo zaisťuje kontinualitu merania. Výstupy vybraných a použitých komponentov sú spracovávané pomocou mikrokontroléru využitím rôznych komunikačných rozhraní. Navrhnutý aerometrický modul je spracovaný do dosky plošných spojov, ktorej testovanie prebehlo v laboratórnych, ako aj reálnych letových podmienkach.

**Kľúčové slová:** diferenciálny senzor, Medzinárodná štandardná atmosféra, meranie výšky, meranie vertikálnej rýchlosti, GNSS modul, letový test

**Školiteľ:** Ing. Martin Šipoš, Ph.D.

## Abstract

This work presents the development and implementation of an aerometric module with two differential sensors for measuring aircraft altitude and vertical speed. The operating principle of the entire system is based on switching between the measurement ranges of two differential sensors and their interleaving, ensuring continuous measurement. The outputs of selected and used components are processed using a micro-controller through various communication interfaces. The designed aerometric module is integrated into a printed circuit board, which was tested under both laboratory and real-flight conditions.

**Keywords:** Differential sensor, International Standard Atmosphere, Altitude measurement, Vertical speed measurement, GNSS module, Flight test

**Title translation:** System for Accurate Altitude Measurement using Two Differential Sensors

## Obsah

<b>1 Úvod</b>	<b>1</b>	3.2 Výber klúčových komponentov .	28
<b>2 Teoretická časť</b>	<b>3</b>	3.2.1 Výber diferenčného senzoru .	28
2.1 Medzinárodná štandardná atmosféra . . . . .	3	3.2.2 Výber teplotného senzoru . . .	30
2.2 Hustota, teplota a tlak v súvislosti s meraním výšky . . . . .	5	3.2.3 Výber elektromagnetického ventilu . . . . .	31
2.3 Meranie výšky v letectve . . . . .	8	3.2.4 Výber mikrokontroléru . . . . .	32
2.4 Meranie vertikálnej rýchlosti v letectve . . . . .	12	3.2.5 GNSS Modul . . . . .	33
2.5 Zdroje chýb pri meraní výšky a vertikálnej rýchlosti v letectve . . . .	14	3.3 Princíp merania . . . . .	33
2.6 Tlakomerné senzory . . . . .	17	<b>4 Praktická realizácia systému</b>	<b>37</b>
2.6.1 Absolútne tlakové senzory . . .	19	4.1 Hardvérová realizácia systému . .	37
2.6.2 Diferenčné tlakové senzory . .	19	4.2 Softvérová realizácia systému . . .	40
2.6.3 Komunikácia použitím $I^2C$ zbernice . . . . .	22	<b>5 Experimentálna časť</b>	<b>45</b>
<b>3 Návrh systému pre meranie výšky a vertikálnej rýchlosti</b>	<b>23</b>	5.1 Laboratórne meranie . . . . .	45
3.1 Popis navrhnutého systému a komunikácie . . . . .	24	5.2 Test systému v reálnych letových podmienkach . . . . .	49
		<b>6 Záver</b>	<b>53</b>
		<b>A Bibliografia</b>	<b>55</b>

## Obrázky

2.1 Závislosť tlaku, teploty a hustoty podľa MSA [3].....	5	4.4 Formát prichádzajúcej NMEA správy z GNSS modulu .....	42
2.2 Prehľad výšok v letectve .....	11	4.5 Princíp funkcie TIMER.....	43
2.3 Krídelkový variometer, upraveno dle [9] .....	13	5.1 Testovanie nádrží s referenčným objemom .....	46
2.4 Let do vyšších teplôt vzduchu [15]	15	5.2 Objem 20 ml .....	47
2.5 Let do nižších teplôt vzduchu [15]	15	5.3 Objem 15 ml .....	47
2.6 Pitot-statický systém [17] .....	17	5.4 Objem 10 ml .....	48
2.7 Absolútny tlakový senzor [7] ...	19	5.5 Objem 5 ml .....	48
2.8 Diferenčný tlakový senzor [7] ...	20	5.6 Umiestnenie systému na palube lietadla WT9 Dynamic .....	50
3.1 Bloková schéma .....	24	5.7 Priebeh výšky počas letu .....	51
3.2 Princíp funkcie a konštrukcia ventilu [33].....	32	5.8 Priebeh vertikálnej rýchlosti počas letu .....	51
3.3 Funkcionalita systému .....	34		
4.1 Doska plošných spojov .....	38		
4.2 Doska plošných spojov po osadení vybranými komponentami .....	39		
4.3 Vývojový diagram navrhnutého systému .....	41		

## Tabuľky

2.1 Vplyv rôznych typov chýb výškomerov a variometrov . . . . .	16
3.1 Výber diferenčného senzoru . . . . .	29
3.2 Výber teplotného senzoru . . . . .	30







# Kapitola 1

## Úvod

Práca nesúca názov Aerometrický modul se dvěma diferenčními snímači sa zameriava na návrh a realizáciu aerometrického systému. V oblasti letectva sme svedkami stáleho posunu a inovácií, ktoré neustále prekonávajú hranice možného. Každým dňom technológie napredujú, čím prinášajú revolúciu v bezpečnosti, efektívite a funkčnosti palubných prístrojov. Nové technológie zvyšujú spoľahlivosť a výkonnosť leteckých prostriedkov. Tento nárast nárokov na technológiu je hnacou silou neustáleho vývoja a zdokonaľovania, ktorý nás vedie k bezpečnejšiemu, efektívnejšiemu a udržateľnejšiemu letectvu. V tejto ére je každý technologický pokrok nielen krokom vpred pre letectvo, ale aj pre celé ľudstvo, keďže otvára nové možnosti pre prieskum, spojenie a inovácie našej planéty. A preto táto práca skúma nové horizonty v návrhu merania atmosferických veličín, využívajúc dva diferenčné tlakové senzory. Úvodná kapitola práce je venovaná teoretickej časti, kde je podrobne rozobraná problematika merania výšky a vertikálnej rýchlosti v letectve ako aj chyby spojené s týmito meraniami. Spomenutá je aj Medzinárodná štandardná atmosféra, od ktorej sa odvíjajú výpočty hustoty, výšky a tlaku v atmosfére našej Zeme. V závere teoretickej časti sú spomenuté tlakomerné senzory a ich princíp fungovania, avšak pomerná väčšina je venovaná práve diferenčným senzorum, keďže tie zohrávajú najvýznamnejšiu rolu v tvorbe celého systému. Ďalším krokom práce bolo vytvoriť návrh systému pre meranie výšky a vertikálnej rýchlosti. Tu sa práca zameriava na popis navrhnutého systému a princíp jeho merania. Taktiež je zohľadnený výber kľúčových komponentov, použitých pre tvorbu meracieho systému. Po popise návrhu celého systému nasleduje praktická implementácia. Tá sa skladá z hardvérovej a softvérovej realizácie navrhnutého aerometrického systému. Po návrhu a realizácii hardvéru a softvéru systému nasleduje jeho testovanie v laboratórnych a reálnych letových podmienkach, s cieľom optimalizovať konfiguráciu a overiť presnosť a spoľahlivosť určenia výšky a vertikálnej rýchlosti.



## Kapitola 2

### Teoretická časť

V prvej kapitole tejto práce bude uvedený medzinárodne dohodnutý model ideálnej atmosféry, odvodený zo stavu atmosféry Zeme, v angličtine International Standard Atmosphere (ISA), do slovenčiny predkladaný ako Medzinárodná štandardná atmosféra (MSA). Prihliadne sa k teórii vzájomných vzťahov medzi tlakom, teplotou a hustotou vzduchu. Ďalšie kapitoly budú smerované k teoretickým rozborom merania výšky a vertikálnej rýchlosti v letectve, v čom to spočíva a aké sú princípy, techniky merania, definície a vzťahy. Taktiež nebude vynechaná neodlúčiteľná časť každého merania, zdroje chýb, ktoré vznikajú pri meraní výšky a vertikálnej rýchlosti v letectve. V poslednej podkapitole teoretickej časti bude uvedená teória diferenčných senzorov, keďže tie budú hrať najväčšiu rolu v tvorbe meracieho systému.

### 2.1 Medzinárodná štandardná atmosféra

Bez atmosféry Zeme by nebolo počasie. Len vďaka nerovnomernostiam teploty, tlaku, hustoty, hybnosti vzduchu a ďalším iným javom sa počasie na Zemi nepretržite mení. Keďže zemská atmosféra dostáva od Slnka neustály prísun energie, nemôže nikdy dosiahnuť vyrovnaného stavu. To znamená, že atmosféra nebude nikdy vybalansovaná a táto nerovnomernosť je zdrojom vzniku a vývoja poveternostných udalostí. Z hľadiska vertikálneho delenia atmosféry sa oblasť letectva pohybuje vo vrstve nazývanej troposféra, v ktorej je sústredených asi 80% hmotnosti celej atmosféry. Táto vrstva siaha do výšok 10-11 km, avšak táto hodnota osciluje podľa aktuálnych synoptických podmienok v širšom rozsahu. Odohráva sa v nej väčšina javov nazývaných počasím.

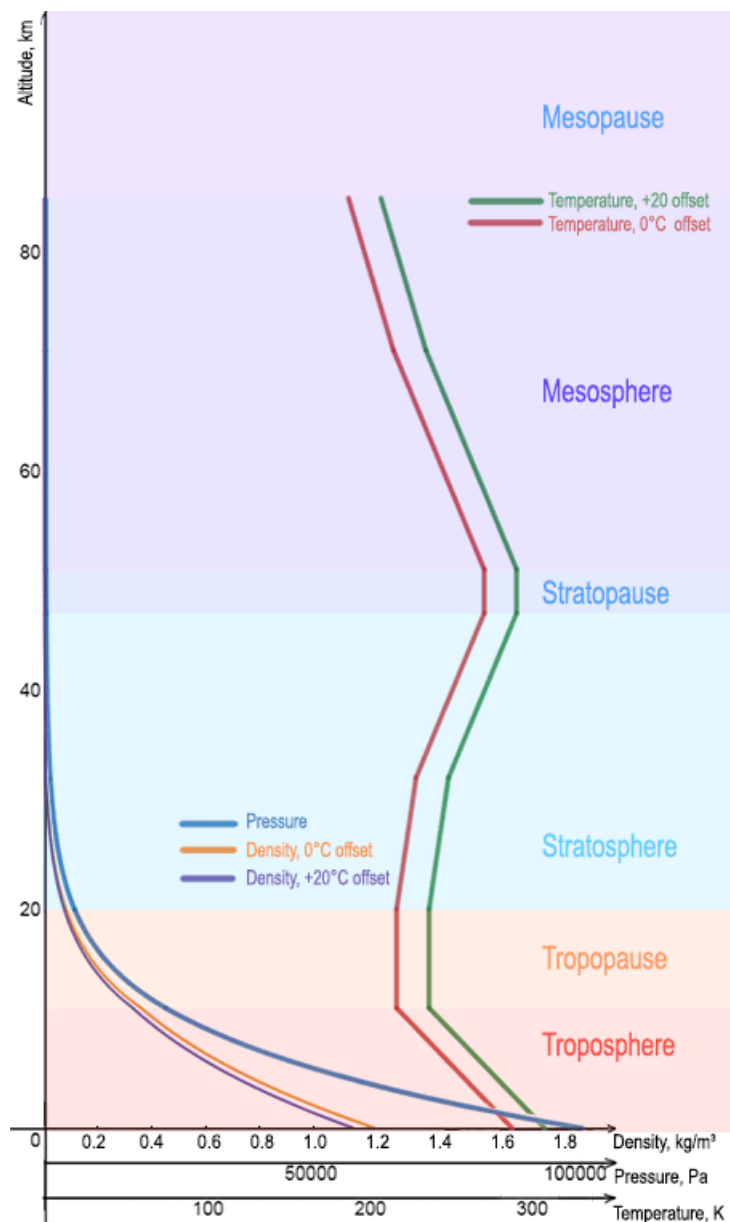
Kvôli týmto nerovnomernostiam atmosféry bol v roku 1952 Medzinárodnou organizáciou pre civilné letectvo, v angličtine International Civil Aviation Organization (ICAO) prijatý medzinárodne uznaný model, ktorý vystihuje prevládajúce pomery v atmosfére reprezentované behom celého roku vo všetkých zemepisných šírkach, nazývaný ako model Medzinárodnej štandardnej atmosféry (MSA), v angličtine International Standard Atmosphere (ISA). V tomto modeli sa predpokladá presná platnosť stavovej rovnice ideálneho plynu daná vzorcom:

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (2.1)$$

kde  $\rho$  je hustota plynu v  $\text{kg/m}^3$ ,  $R$  je merná plynová konštanta v  $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$  a  $T$  je teplota plynu v  $^{\circ}\text{C}$  a rovnice hydrostatickej rovnováhy

$$p = -z\rho g \quad (2.2)$$

kde  $p$  je tlak tekutiny,  $\rho$  je jej hustota a  $g$  je gravitačné zrýchlenie v  $\text{m/s}^2$ . V nadmorskej výške 0 m je predpísaný tlak 1013,25 hPa, teplota vzduchu  $15^{\circ}\text{C}$ , hustota vzduchu  $1,225 \text{ kg/m}^3$  a gravitačné zrýchlenie  $9,8066 \text{ m/s}^2$ . Vertikálny teplotný gradient od nadmorskej výšky 0m do 11000m je  $-0,0065 \text{ K/m}$  (resp.  $^{\circ}\text{C/m}$ ). Vo výške 11000 m je teda teplota vzduchu 216,65K (tj.  $-56^{\circ}\text{C}$ ), tlak vzduchu 226,32 hPa, hustota vzduchu  $0,36319 \text{ kg/m}^3$  a gravitačné zrýchlenie  $9,7727 \text{ m/s}^2$ . Od výšky 11000m do 20000m je vertikálny teplotný gradient rovný nule, to znamená, že je tu izotermia. Vo výške 20000m je preto teplota vzduchu 216,65K, tlak vzduchu 54,7487 hPa, hustota vzduchu  $0,0880345 \text{ kg/m}^3$  a gravitačné zrýchlenie  $9,745 \text{ m/s}^2$ . Hodnoty vo vyšších nadmorských výškach sú pre civilné letectvo zanedbateľné. Na základe vyššie uvedených východiskových predpokladov MSA je možné jednoznačne priradiť ku každej výške určitý tlak a naopak, ku každej hodnote tlaku vzduchu odpovedajúcu výšku, čo má význam predovšetkým pre využitie výškomerov. Ak sú výškomery nastavené podľa štandardnej atmosféry, je možné jednoducho zachovávať výškové odstupy lietadiel, ktoré sú pri bezpečnej leteckej prevádzke nevyhnutné. MSA má hlavný význam pre štandardizáciu ciachovania tlakových senzorov, ako sú výškomery, rýchlomery, variometry a iné tlakomerné prístroje používané v lietadlách. Taktiež sa v letectve štandardne pracuje s parametrami MSA napríklad pri výpočtoch výkonov lietadiel a každá odchýlka od MSA musí byť následne prepočítaná. [1] [2]



Obrázok 2.1: Závislosť tlaku, teploty a hustoty podľa MSA [3]

## 2.2 Hustota, teplota a tlak v súvislosti s meraním výšky

Pred prehĺbením sa do problematiky merania výšky budú uvedené vzájomné vzťahy medzi tlakom, teplotou a hustotou vzduchu, vďaka ktorým je možné sa dopracovať k požadovanému údaju o výške. Je očividné, že hustota vzdu-

chu rastie s rastúcim tlakom a klesá s rastúcou teplotou, následkom čoho v studenom vzduchu tlak s výškou stúpa rýchlejšie než vo vzduchu teplom. Hustota vzduchu má v letectve dôležitú úlohu, pretože predstavuje hmotu, ktorá je behom pohybu aerodynamického lietadla prenášaná cez nosné plochy a vyvoláva pritom na nich vztlakovú silu. Na hustote prostredia priamoúmerne závisí aj odporová sila, ktorá je odpovedajúca množstvu hmoty, ktorú musí letiace lietadlo okolo seba rozhrňať, pri čom spotrebováva energiu [1]. Vertikálna zmena hustoty vzduchu v atmosfére je podobná zmene tlaku. Hustota vzduchu s rastúcou výškou klesá nelineárne v dôsledku stlačiteľnosti vzduchu a zmien teploty s výškou. Príčinu tohto dejú je stavová rovnica ideálneho plynu, ktorá je popísaná v kapitole o Medzinárodnej štandardnej atmosfére. Hustotu vzduchu je teda možné vypočítať ako podiel tlaku  $p$  so súčinom plynovej konštanty  $R$  a teploty  $T$ , avšak zvlášť pre vzduch suchý, v ktorom je nulový objem vodnej pary a vzduch vlhký, ktorý ešte delíme na nasýtený a nenasýtený, kde rozdiel spočíva v množstve vodnej pary obsiahnutej v maximálnom možnom množstve pri danom tlaku a teplote. Hustota vzduchu sa zvyšuje s rastúcim tlakom a znižuje sa pri vyšších teplotách. To znamená, že vzduch je menej hustý, keď je teplejší, a hustejší, keď je chladnejší. Na základe Archimedovho zákona, menej hustý (teplejší) vzduch vystupuje nahor, zatiaľ čo hustejší (chladnejší) vzduch klesá smerom nadol. [2], [4], [5] Spomínajúc teplotu, teplo je formou energie, ktorá nám vyjadruje molekulárnu činnosť. Je mierou tepelného stavu a vyjadruje stupeň molekulárnej aktivity. Teplota lineárne s rastúcou výškou klesá. Pokles teploty s výškou je popisovaný vertikálnym teplotným gradientom, ktorým sa rozumie záporná zmena teploty vzduchu prislúchajúca jednotkovej vzdialenosti vo vertikálnom smere. Ovzdušie sa zahrieva hlavne od zemského povrchu. Prihliadnuc k fyzikálnym vlastnostiam ovzdušia a procesom vedenia tepla v atmosfére môže byť pokles rozmanitý. Najčastejšie sa reálny priebeh poklesu teploty s výškou porovnáva s tzv. suchoadiabatickým alebo vlhkoadiabatickým poklesom. Suchoadiabatický pokles teploty je zmena teploty každých 100 m výšky o  $1^\circ\text{C}$ . Vlhkoadiabatický pokles vyjadruje zmenu teploty o  $0.6^\circ\text{C}$  na každých 100 m. Uvádzaná zmena teploty prebieha vo vertikálne sa pohybujúcom vzduchu nasýtenom parou. Zmiernenie veľkosti zmeny teploty s výškou teda súvisí s uvoľňovaním latentného tepla pri kondenzácii vodnej pary vo vzduchu [6]. Podľa MSA sa počíta s teplotným úbytkom s výškou  $0.65^\circ\text{C}$  na 100 m. Samozrejme, že existujú prípady odchyľujúce sa od bežného poklesu teploty s výškou. Sú nimi izotermia a inverzia. Pri izotermii je gradient teploty rovný  $0.0^\circ\text{C}/100\text{ m}$ , čo znamená, že tu je teplota s výškou nemenná. Naopak pri teplotnej inverzii je gradient záporný, čo znamená, že teplota s výškou rastie. Atmosférický tlak má priamu súvislosť s hustotou vzduchu. Keďže hustota vzduchu klesá s rastúcou teplotou, v porovnateľných stĺpcoch vzduchu tej istej výšky platí, že chladnejší vzduch, s vyššou hustotou, má aj vyšší tlak, zatiaľ čo teplejší a menej hustý vzduch má nižší tlak. V dôsledku týchto rozdielov v hustote, chladnejšie oblasti prirodzene vytvárajú oblasti s vyšším atmosférickým tlakom, známe ako tlakové výšiny, zatiaľ čo teplejšie oblasti sú charakteristické nižším tlakom, čo vytvára tlakové nízky [5]. Poslednou nespomenutou, avšak

najvýznamnejšou veličinou zostal tlak. Jednotlivé molekuly atmosférických plynov sa neustále chaoticky pohybujú. Je medzi nimi určitá priemerná vzdialenosť, kde sa molekuly medzi sebou kmitavými pohybmi pohybujú vplyvom príťažlivých a odpudivých síl. Taktiež prichádza k nárazom na iné plochy vyskytujúce sa v ich okolí a tieto údery vyvolávajú silové pôsobenie. Molekúl je však obrovské množstvo a ich údery na jednotku plochy sú pomerne stále. Je známe, že určitá sila pripadajúca na jednotku plochy je definovaná ako tlak. Súhrnná sila všetkých nárazov molekúl atmosférických plynov na jednotku plochy je atmosférický tlak. Ten sa dá v danej hladine definovať ako tiaž vzduchového stĺpca o jednotkovom priereze, ktorý siaha od danej hladiny až na hornú hranicu atmosféry. Zaujímavou je barometrická rovnica, ktorá popisuje vzťah medzi tlakom vzduchu, výškou a teplotou [1].

$$p_2 = p_1 \exp \left[ -\frac{g(z_2 - z_1)}{RT} \right] \quad (2.3)$$

Za teplotu  $T$  sa dosadí priemerná teplota vrstvy v °C medzi výškovými hladinami  $z_1$  a  $z_2$  v metroch. Z rovnice je jasné, že tlak s rastúcou výškou vždy klesá. Nemôže prísť k inverzii tlaku ani v prípade extrémneho prehriatia prízemných vrstiev vzduchu. Taktiež ukazuje, že atmosféra nemá žiadnu hornú hranicu, pretože tlak vzduchu ubúda exponenciálne, s rastúcou výškou sa postupne približuje k nule, avšak ju nikdy nedosiahne. Baviac sa o vzťahu tlaku a jeho reprezentácii na výšku, je nutné vzťahovať výškové údaje k určitej hladine. V tomto prípade tieto informácie ovplyvnia nastavenie výškomeru. V letectve sa používajú tieto redukcie tlaku vyjadrené pomocou Q-kódov:

- QFF je hodnota tlaku prepočítaná z nameraného staničného tlaku, čo je skutočný atmosférický tlak nameraný v nadmorskej výške meteorologickej stanice, teda tiaž vzduchového stĺpca jednotkového prierezu, ktorý siaha od nadmorskej výšky stanice až po vonkajšiu hranicu atmosféry a redukciou podľa barometrickej rovnice na štandardnú hladinu, ktorá bola zvolená ako stredná hladina mora, v angličtine Mean Sea Level (MSL). Tento tlak sa dá využiť na približné určenie výšky letiska, terénu alebo trati letu nad strednou hladinou mora. V leteckej praxi sa však vo veľkej miere nevyužíva, táto hodnota je zaujímavá pre analýzu tlaku vzduchu na synoptických mapách.
- QFE – relatívna výška, je staničný tlak redukovaný na najvyšší bod letiska, prah dráhy, poprípade k vzťažnému bodu letiska. Redukcia tlaku QFE je rovnaká ako redukcia tlaku QFF. Tento tlak je využívaný pre vzlety a pristátia na danom letisku. V tomto prípade by nám výškomer ukázal na zemi hodnotu nula a v danej výške hodnotu výšky lietadla nad letiskom.
- QNH – absolútna výška, je staničný tlak redukovaný na strednú hladinu mora podľa podmienok štandardnej atmosféry. Na výškomery v tomto prípade po pristátí lietadla uvidíme výšku nad strednou hladinou mora plus výšku výškomeru nad zemou.



- QNE – výška letovej hladiny, je výška indikovaná barometrickým výškomerom pri nastavení štandardného tlaku 1013,25 hPa. Táto hodnota sa využíva letoch v letových hladinách. Tým, že majú od prevodnej výšky všetky lietadlá nastavenú rovnakú hodnotu tlaku, sú zaistené požadované bezpečnostné vertikálne rozstupy lietadiel. V tomto prípade nám teda výškomer neukazuje presnú hodnotu výšky lietadla [2].

Informácie o teplote a tlaku vzduchu sú obsiahnuté prakticky vo všetkých leteckých meteorologických správach, keďže tieto fyzikálne parametre stavu ovzdušia významne ovplyvňujú podmienky letu. Vplyv tlaku a teploty vzduchu sa prejavuje prostredníctvom hustoty vzduchu pri vzlete alebo dostupe lietadla, pri ťahu jeho motorov a taktiež pri šírení zvukových efektov vyvolávaných lietadlom ako zdrojom zvukových vln. Pozerajúc na spomínané veličiny z pilotského hľadiska, teda s čím musí byť posádka oboznámená pred zahájením letu. Teplota a hustota sa prejavujú vo všetkých fázach letu. Hrajú úlohu v otázke spotreby paliva ako aj indikácii rýchlosti letu a dostupu lietadla v závislosti od uvedených parametrov. Z hľadiska dĺžky rozjazdu lietadla, pri väčšine súčasných lietadiel sa zvýšenie alebo zníženie teploty o 10°C pri konštantných otáčkach motora prejaví zväčšením dĺžky rozjazdu o 13%, respektíve zmenšením dojazdu o približne 10% [6].

## 2.3 Meranie výšky v letectve

K meraniu výšky v letectve sa využíva výškomer, čo je v podstate tlakomer, ktorý prevádza zmeraný tlak vzduchu na hodnotu výšky, kde je jeho stupnica namiesto v jednotkách tlaku ciachovaná v jednotkách výšky. Ciachovanie výškomerov sa realizuje v praxi na základe zmeny tlaku vzduchu s výškou. Vzťah medzi tlakom a výškou je determinovaný taktiež aj teplotou vzduchu, ktorú však mechanický prístroj zohľadniť nevie, sú všetky výškomery kalibrované podľa jednotných pravidiel a považuje sa, že lietadlo sa pohybuje stále v štandardnej atmosfére. Keďže v reálnej atmosfére v podstate nenastávajú idealizované podmienky štandardnej atmosféry, líši sa výška uvedená výškomerom od skutočnej výšky a teda aj hustota vzduchu v hladine letu od hustoty, ktorá by bola v tejto hladine za podmienok MSA [1]. Odvodenie výpočtu pre výšku vychádza z barometrickej rovnice 2.3 a je dostupné v literatúrach, napr. [7] a [8], takže bude uvedená len finálna podoba vzorca, upravená do tvaru použiteľného pre číslicové spracovanie. Vypočítaná výška predstavuje hodnotu, ktorá by bola dosiahnutá v prípade, keby mala atmosféra hodnoty definované podľa štandardu MSA, bez vplyvu skutočných aktuálnych podmienok teploty a tlaku v okolí [4]. Výpočet je aplikovaný pre meranie absolútnych výšok v

rozsahu od 0km až po 11km.

$$H = 44,33 \times 10^3 \left[ 1 - \left( \frac{p_H}{p_0} \right)^{0.19026} \right] \quad (2.4)$$

kde  $H$  je výška v metroch,  $p_0$  a  $p_H$  sú tlaky vzduchov v nulovej výške a vo výške  $H$ , zadané v rovnakých jednotkách. Keďže navrhovaný systém bude aplikovaný pre výšky maximálne do troch kilometrov nad zemou, bude sa v nasledujúcich kapitolách odrážať výpočet výšky od vyššie uvedeného vzorca. Základné metódy merania výšky v letectve, ktoré umožňujú určiť požadovanú výšku sa rozdeľujú na: [9] [7] [10] [11]

- Barometrickú metódu, kde princíp metódy merania výšky vychádza z merania statického absolútneho tlaku vzduchu, z ktorého je pomocou známej závislosti prepočítavaný na geopotenciálnu výšku a merané rozdiely tlaku odpovedajú výškovým rozdielom. To znamená, že atmosférický tlak je vyjadrený výškou, ktorá zodpovedá štandardnej atmosfére. Podľa nastavenia referencie výškomeru, či už na miesto vzletu alebo pristátia, sa ňou môžu merať vyššie popísané výšky vyjadrené Q-kódmi a to výška relatívna QFE, výška absolútna QNH a výška letovej hladiny QNE. Táto metóda umožňuje merať uvedené výšky v rozsahu 0-20 kilometrov a je využívaná vo všetkých oblastiach letectva. Z hľadiska bezpečnosti letovej prevádzky, je táto metóda využívaná najviac a vďaka nej sú zaistené potrebné vertikálne rozstupy lietadiel v letových výškach a hladinách.
- Elektrickú metódu, ktorá je založená na odraze vysokofrekvenčnej vlny od zemského povrchu. Jej meranie využívajú rádiovýškomery, ktoré používajú vysokofrekvenčný signál a radarové výškomery, ktoré využívajú impulzný vysokofrekvenčný signál. Zo známej rýchlosti šírenia elektromagnetických vln a merania časového oneskorenia, je možné určiť skutočnú výšku nad zemou v rozsahu približne 0-1000m. Je využívaná najmä pri vzletoch a prestáti lietadiel.
- Inerciálnu metódu, ktorej princíp vychádza z merania vertikálneho zrýchlenia a pomocou akcelerometrov v mieste, v ktorom sa nachádza lietadlo a gravitačným zrýchlením v mieste štartu. Inerciálna metóda na základe princípu dvojitej integrácie signálu z akcelerometru meria relatívnu výšku, kde vzťažná úroveň odpovedá počiatku integrácie. Metóda dokáže udávať aj vertikálnu rýchlosť a to bez časového oneskorenia. Toto je veľká výhoda oproti variometrom, systémom na meranie vertikálnej rýchlosti lietadla, ktorého časové oneskorenie je významné najmä pre malé vertikálne rýchlosti.
- Parametrickú metódu, ktorá je založená na ionizácii atómov vzduchu pôsobením ionizujúcich lúčov. Energia častíc ionizačných lúčov dopadajúca na detektor je závislá na hustote vzduchu. Hustota vzduchu je potom prevádzaná na hodnotu absolútnej výšky v rozsahu približne do 200km.

K meraniu sú použité zdroje rádioaktívneho žiarenia  $\alpha$  (kladne nabité častice),  $\beta$  (záporne nabité častice) alebo  $\gamma$  (fotóny s veľkou energiou). V závislosti na meranej výške sa poloha žiariča vysielaajúceho ionizačné lúče a detektoru mení tak, aby bol signál na detektore konštantný. Z toho vyplýva, že pre maximálnu výšku bude pri konštantnom signály na detektore žiarič od neho najviac vzdialený a naopak. Táto metóda sa teda využíva k meraniu vo veľkých výškach, v kozmickej technike alebo pri určovaní výšky nadzvukových lietadiel s veľkým dostupom.

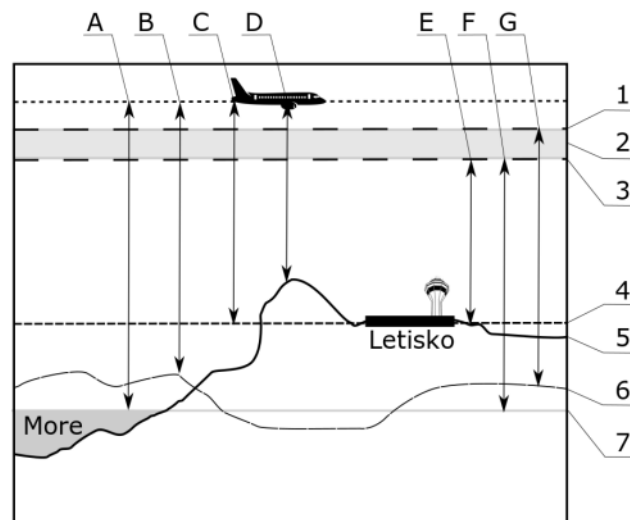
- Optickú metódu, kde sa meraná výška prevádza na meranie uhlov. So známej vzdialenosti dvoch bodov na zemskom povrchu a ich zmeraného uhla je pomocou triangulácie určiť skutočnú výšku. Táto metóda sa využíva najmä v prípadoch ciachovania systémov slúžiacich na meranie výšky.

Vyššie boli uvedené definície Q-kódov využívaných v letectve a metódy merania výšok. Avšak z hľadiska leteckej prevádzky sa uvádza ešte jedno rozdelenie výšok, ktoré je využívané najmä pri komunikácii s riadiacim letovej prevádzky, zjednodušenej komunikácii medzi pilotmi navzájom, ako aj tvorbe odletových, traťových, vyčkávacích a príletových máp. [2] [12]

- Výška nad letiskom. Táto výška indikuje tlak nastavený na QFE, ktorého použitie máme popísané vyššie.
- Nadmorská výška (altitude). Rozumieme ňou vertikálnu vzdialenosť bodu, poprípade hladiny definovaného miesta od strednej hladiny mora. V tomto prípade je výškomer nastavený na tlak QNH. Pri letoch sa takéto nastavenie výškomeru používa v letových oblastiach alebo v prevodnej výške. Pre nastavenie výškomeru sa použije najnižší tlak QNH predpovedaný v oblasti na 1 hodinu. Toto nastavenie je síce chybné ale bezpečné, pretože výškomer ukazuje nižšiu alebo maximálne správnu nadmorskú výšku.
- Letová hladina, anglicky Flight Level (FL), je plocha konštantného atmosférického tlaku vztiahnutá k hodnote tlaku 1013,25, teda QNE. Jednotlivé letové hladiny sú od seba oddelené stanovenými tlakovými intervalmi. Toto nastavenie sa využíva pri letoch nad prevodnou výškou. Aby bol zabezpečený bezpečný vertikálny rozstup od lietadiel, je potrebná informácia o type letu. Ak lietadlo letí za VFR (Visual Flight Rules) podmienok, čo je let, kde je vyžadovaný stály kontakt so zemou, použité letové hladiny pri letoch magnetickým kurzom 0-179° sú prvé tisíce stôp párne a pripočítava sa k nim 500 stôp (3500 ft, 5500 ft...) a pri magnetickom kurze 180-359° sú prvé tisíce stôp nepárne +500 stôp (4500 ft, 6500 ft...). Pri letoch za IFR (Instrument Flight Rules) podmienok, čo je let, kde referencia so zemou nie je potrebná a letí sa výhradne za využitia

palubných prístrojov, sa letí v letových hladinách s magnetickým kurzom 0-179° a 180-359° rovnako ako za VFR podmienok, avšak s rozdielom, že sa k výškam pripočítava 1000 stôp. Týmto delením je bezpečne zaistený rozstup od rôznych druhov prevádzok v priestore.

- Výška (height). Je vertikálna vzdialenosť nad stanovenou vzťažnou hladinou, zvyčajne nad povrchom zeme.
- Výšková hladina nad prekážkou (clearance). Uvádza sa ako výška nad prekážkami pri nastavení výškomeru na QNH, teda rozdiel výšky lietadla s výškomerom nastaveným na QNH a nadmorskou výškou prekážky. Využitie hlavne v priletových, odletových a vyčkávacích mapách a nezdarených pristátiach.
- Najnižšia letová hladina (minimum flight level). Je to najnižšia bezpečná letová hladina použiteľná pre zamýšľanú letovú trať. Závisí na najvyššej prekážke na trati, tlaku QNH a predpísanej výškovej vzdialenosti nad prekážkou (minimum terrain clearance)
- Prevodná výška (transition altitude). V tejto výške je vertikálna poloha lietadla určovaná referenciou k štandardnému tlaku 1013,25 hPa.
- Prevodná hladina (transition level). Je najnižšia použiteľná letová hladina, ktorá je k dispozícii nad prevodnou výškou.
- Prevodná vrstva (transition layer). Vzdušný priestor medzi prevodnou výškou a prevodnou hladinou.



Obrázok 2.2: Prehľad výšok v letectve

Kde 1 je prevodná hladina, 2 je prevodná vrstva, 3 je prevodná výška, 4 je QFE, 5 je terén, 6 je QNE, 7 je QNH, A je Altitude, B je Flight level, C je

Hight, D je True Altitude, E je Transition Height, F je Transition Altitude a G je Transition Level.

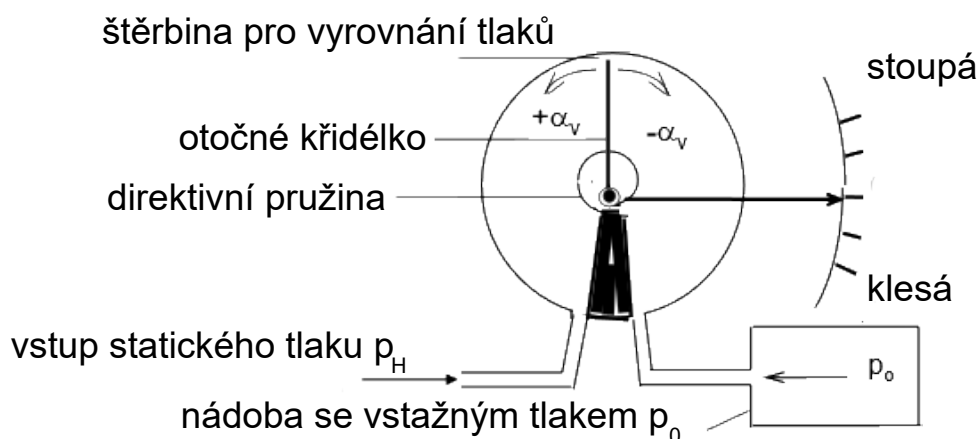
## 2.4 Meranie vertikálnej rýchlosti v letectve

Prístroj na meranie vertikálnej rýchlosti v letectve- variometer, v angličtine nazývaný ako vertical speed indicator (VSI), je jeden zo šiestich hlavných palubných prístrojov, založený na pitot-statickom systéme. Pre ozrejmienie, do šesť hlavných palubných prístrojov počítame výškomer, rýchlomer a variometer, ktoré sú založené na pitot-statickom systéme, ďalej umelý horizont, zatáčkomer a gyromagnetický kompas založené na gyroskopickom princípe fungovania. Pitot-statický systém v lietadle sa skladá z dvoch hlavných častí a to pitotovej trubice a statického portu. Pitotova trubica slúži na zachytávanie prúdiaceho vzduchu smerujúceho čelom k lietadlu. Meria celkový tlak, v ktorom je zahrnutý dynamický aj statický tlak. Statický port meria statický tlak vzduchu v okolitom prostredí a nie je ovplyvnený pohybom lietadla. Vďaka týmto dvom častiam sa vie následnými výpočtami dopracovať k dynamickému tlaku, ktorý sa stáva východiskovým údajom [13].) Variometer slúži pilotom na monitorovanie rýchlosti stúpania a klesania. Taktiež je využívaný na udržiavanie stanovenej letovej hladiny ako indikátor, že lietadlo neklesá ani nestúpa [14]. Je založený na meraní vertikálnej rýchlosti lietadla, definovanej ako časová zmena výšky. Opäť bude uvedený len finálny vzorec, ktorý bude použitý aj pri realizácii meracieho systému. Keďže sa v dnešnej dobe prevažne využívajú číslicové systémy, tak isto ako aj v tejto práci, uvedený vzorec je upravený pre číslicové spracovanie [8]

$$V_v = \frac{H_{n+1} - H_n}{\Delta t} \quad (2.5)$$

Kde  $V_v$  je vertikálna výška, hodnota  $H_n$  je výška v danom časovom okamžiku, hodnota  $H_{n+1}$  je výška v okamžiku oneskorenia o  $\Delta t$  a  $\Delta t$  je konštantná časová diferenciacia. Vertikálna rýchlosť je zložkou skutočnej vzdušnej rýchlosti v do smeru zvislice, prechádzajúcej ťažiskom lietadla a je udávaná buď vo feet/min alebo m/s. Variometre sú mechanické prístroje, ktoré merajú vertikálnu rýchlosť na základe vyhodnotenia časovej zmeny statického tlaku vzduchu odpovedajúcej časovej zmene výšky. Veľká väčšina variometrov vyhodnocuje zmenu tlaku pomocou tlakomernej nádrže s pružnými membránami a v odbornej literatúre je táto konštrukcia nazývaná ako membránový variometer. Pri tomto type variometru slúži k vyhodnocovaniu tlakového rozdielu medzi statickým tlakom a tlakom vo vyrovnávacom objeme diferenčná nádrž s pružnými membránami. Pri stúpaní alebo klesaní pri konštantnej vertikálnej rýchlosti sa vytvorí rozdiel tlaku statického a tlaku vo vyrovnávacom objeme. Tento rozdiel prehýba membránu, ktorej pohyb sa prenáša pomocou tiahla do vychyľovacej ručičky. Ďalším typom variometra, ktorý sa využíva v letectve

je tzv. krídelkový variometer. Ten sa využíva predovšetkým pri bezmotorových lietadlách, ktorým vyhovuje menší merací rozsah. Vyznačujú sa veľkou citlivosťou zvyšovanou veľkým vyrovnávacím objemom. Tento variometer sa skladá z komôrky valcového tvaru, ktorá má vo svojom strede uložené otočné krídelko. Medzi stenou komôrky a krídelkom je úzka štrbinka. Krídelko delí priestor komôrky na dve časti, kde do jednej je privádzaný statický tlak a druhá je spojená s nádržou s vyrovnávacím objemom, v ktorom sa nachádza vzťažný tlak. V momente, keď lietadlo začne meniť výšku, napríklad stúpať, klesá statický tlak, pri klesaní je tomu naopak. Pohyb ručičky, ktorá je pripojená na otočnú os krídelka je prevádzaný na údaj o klesaní alebo stúpaní vzhľadom k zmene tlaku.

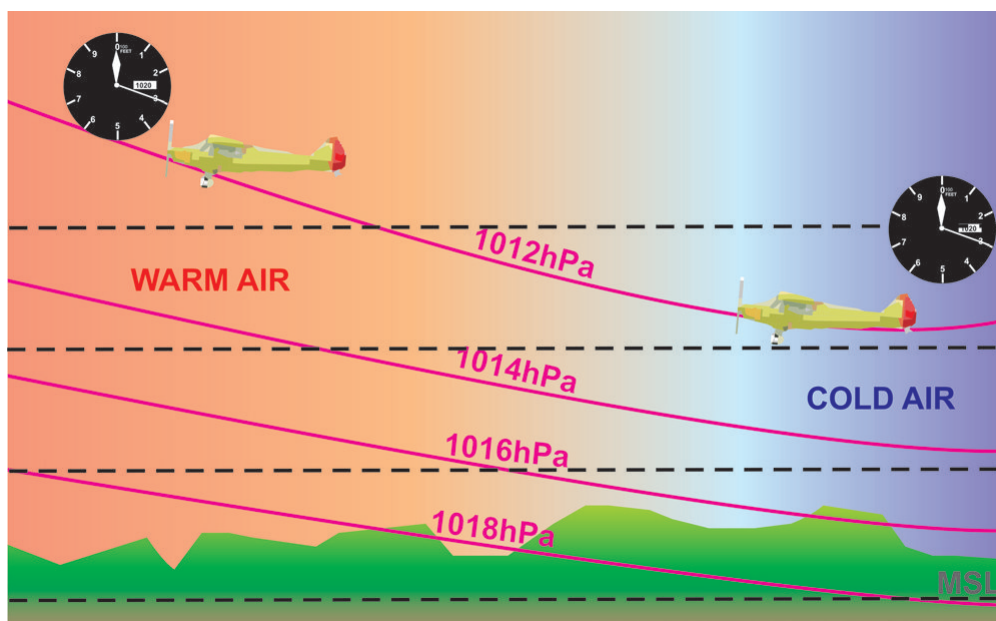


Obrázok 2.3: Krídelkový variometer, upraveno dle [9]

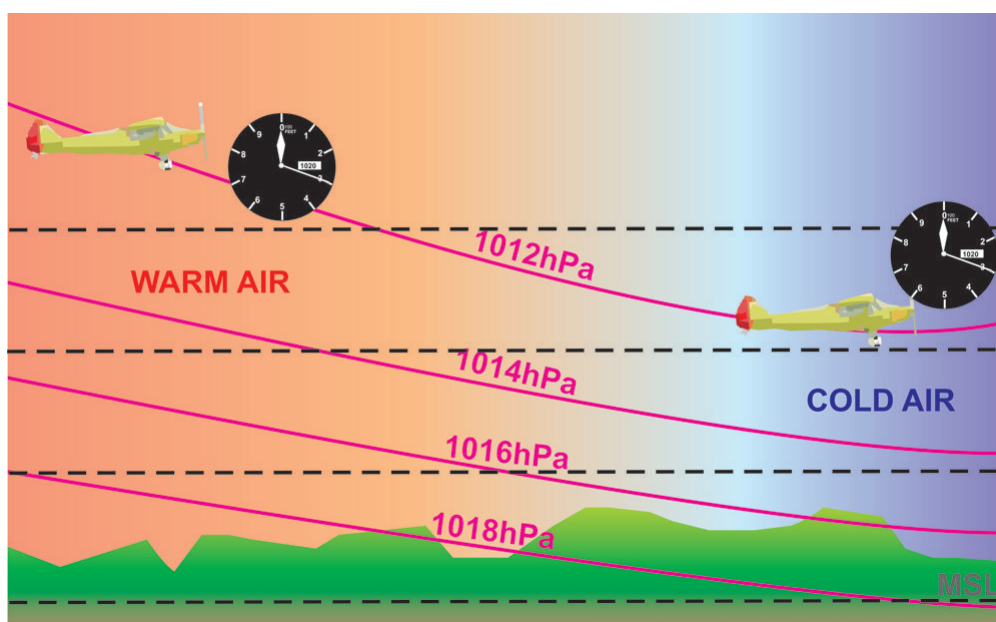
Medzi metódy merania vertikálnej rýchlosti patrí vyššie spomínaný variometer ako aj metóda vychádzajúca z definície časovej derivácie výšky v aerometrickom systéme, ktorý ako prvé privádza jednotlivé aerometrické veličiny na elektrický signál, z ktorého sa následne počíta vertikálna rýchlosť. Ďalej sa využíva inerciálna metóda, kde sa merané vertikálne zrýchlenie prevedie na elektrický signál, z ktorého sa po úprave vypočíta vertikálna rýchlosť. Vertikálna rýchlosť sa dá taktiež vypočítať zo skutočnej vzdušnej rýchlosti. Z tej je vertikálna rýchlosť získavaná výpočtom pomocou merania polohových uhlov, avšak táto metóda nie je bežne v praxi využívaná. Letectvo sa posúva míľovými krokmi vpred a súčasné dopravné ako aj vojenské lietadlá využívajú prevod aerometrických veličín na elektrické signály a pomocou výpočtových modulov vyhodnocujú na displejoch letové parametre [9].

## 2.5 Zdroje chýb pri meraní výšky a vertikálnej rýchlosti v letectve

Neodlúčiteľnou súčasťou každého meracieho prístroju je jeho chyba pri ukazovaní výslednej hodnoty. Zdroje týchto chýb sú rôznorodé avšak sú známe, takže sa pri tvorbe meracích systémov s nimi počíta. Ako prvá z chýb barometrických výškomerov bude uvedená metodická chyba. Tá vzniká nesúlalom medzi reálnym stavom atmosféry a závislosťou tlaku vzduchu na výške podľa MSA, ktorá je daná barometrickou rovnicou podľa ktorej sú ciachované výškomery. Túto chybu spôsobujú odchýlky tlaku a teploty v reálnej atmosfére oproti štandardným pomerom. Ďalšou z chýb je prístrojová chyba barometrického výškomeru. Tá je daná konštrukciou výškomeru a jej nasledujúce príčiny sú trenie v prevodových častiach výškomeru, nevyváženosťou jednotlivých dielov, nelinearitou stupnice, vplyvom teploty, hysteréziou a dopružovaním membrán. Vplyv trenia sa prejavuje silami, ktoré pôsobia v ložiskách, kĺboch a ozubených súkoliach. Vie sa znížiť pridávaním umelých vibrácií pomocou elektromagnetického vibrátoru, ktorý periodicky vibruje s frekvenciou v oblasti Hz. Tie majú vplyv aj na zníženie hysterézie a dopružovania membrán, takže znižujú chyby výškomerov. Hysterézia, dopružovanie membrán a linearita stupnice závisia na použitom materiále, prevedení barometrických nádrží a voľbe prevodného mechanizmu výškomeru. Teplotná chyba výškomeru je spôsobená veľkým tepelným rozsahom, v ktorom musí výškomer operovať. Teplota má vplyv na barometrickú nádrž, pri ktorej je teplotne závislý modul pružnosti materiálu membrán. Teplotná kompenzácia je najčastejšie realizovaná pomocou bimetalu, čo sú dva pásy rôznych kovov s odlišnými koeficientmi teplotnej rozťažnosti, spojené k sebe [9]. Pri vplyve odchýlky teploty vzduchu od štandardnej atmosféry na indikácii výškomeru platí, že ak tlak behom letu klesá, lietadlo je nižšie než je hodnota udávaná na výškomere, výškomer teda udáva vyššiu hodnotu. A naopak, ak tlak behom letu rastie, lietadlo je vyššie, než je hodnota indikovaná na výškomere, výškomer teda udáva nižšiu hodnotu. Z toho vyplýva, že pri letoch do oblastí s vyšším alebo nižším tlakom bude indikácia na výškomere iná ako je skutočná výška lietadla. Opravy týchto chýb sa prevádzajú podľa údajov tlaku, ktoré vie posádka získať od riadiacich letovej prevádzky v riadených priestoroch alebo od letovej informačnej služby v oblasti neriadeného vzdušného priestoru. V tomto prípade teraz uvažujeme odchýlky teploty a predpokladáme, že tlak vzduchu sa nemení. Platí, že pri letoch do nižších teplôt vzduchu sú údaje na výškomere vyššie ako skutočná výška a naopak, pri letoch do vyšších teplôt vzduchu sú hodnoty na výškomere nižšie ako skutočná výška. Tieto chyby sa dajú určiť a opraviť za pomoci grafov [2].



Obrázok 2.4: Let do vyšších teplôt vzduchu [15]



Obrázok 2.5: Let do nižších teplôt vzduchu [15]

Pozerajúc na chyby merania vertikálnej rýchlosti variometrom s tlakomer-  
nou nádržou, sú známe tri chyby a to prístrojová chyba variometru, metodická  
chyba a dynamická chyba. Prístrojová chyba variometrov je založená na mecha-  
nickom princípe a je daná histeréziou a dopružovaním membrány diferenčnej  
tlakomernej krabice, trením v prevodoch, závislosti výchylky membrány tla-

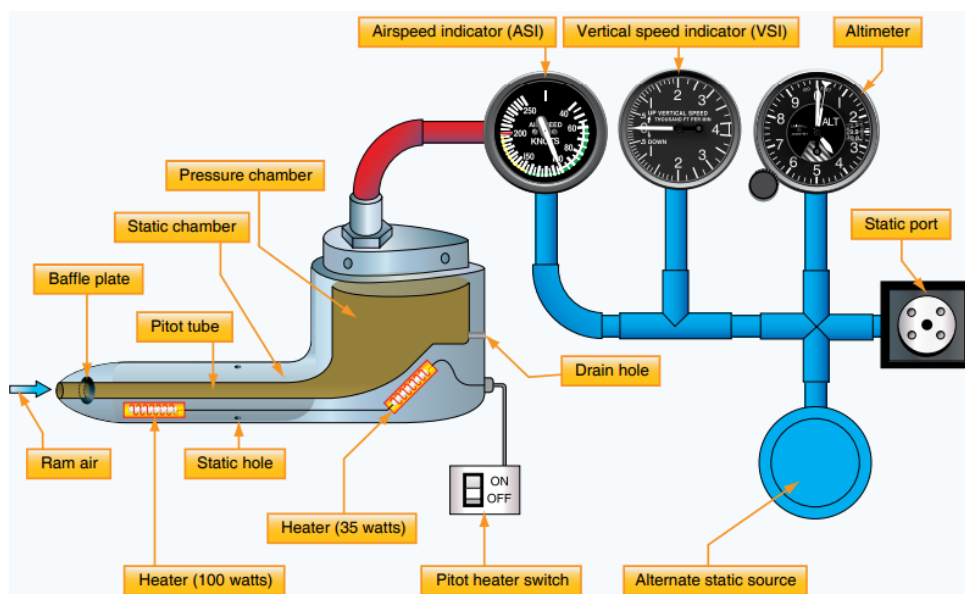


komernej krabice na teplote a teplotnou rozťažnosťou prevodov. Tak, ako boli tieto mechanické chyby popísané pri výškomeroch, ich fungovanie a prípadná eliminácia platí aj pri variometroch. Ďalšia chyba, ktorá ovplyvňuje funkciu variometrov je spomínaná metodická chyba. Je závislá na teplotnom súčiniteli a viskozite vzduchu vo vzťahu s meraním vertikálnej rýchlosti. Dochádza k nej v prípade, kedy je ciachovanie variometru prevádzané za inej, ako štandardnej teploty. Ako posledná je dynamická chyba variometra. Tá je spôsobená časovým oneskorením hodnoty vertikálnej rýchlosti z variometra oproti jej skutočnej hodnote [9]. Chybovosť pri všetkých aerometrických prístrojoch je známa a počíta sa s ňou. Združené letecké úrady, v angličtine označované ako JAA (Joint Aviation Authorities) platné pre Európu, ako aj americká organizácia FAA (Federal Aviation Administration) združujú stanovené povolené tolerancie prístrojov do publikácií JAR, pre Európu, a FAR pre Ameriku, ktoré sú verejne publikované, umožňujú konštruktérom pracovať s povolenými limitáciami a odchýlkami pri vývoji aerometrických systémov [16]. Vyššie bolo uvedené, že prístroje ako rýchlomer, výškomer a variometer sú založené na pitot-statickom systéme a v jednoduchosti bolo popísané ich fungovanie. Ďalej sa pozrieme na chybné indikácie palubných zariadení z pilotného hľadiska, teda čo budú ukazovať prístroje v lietadle, ak vznikne blokáda pitotovej trubice alebo statického portu. V tabuľke 2.1 sú uvedené prípady len pre výškomer a variometer, keďže tie sú hlavným predmetom skúmania tejto diplomovej práce.

Typ chyby	Výškomer	Variometer
Zablokovaná pitotova trubica	Neovplyvnené	
Zablokovaný jeden z dvoch statických portov	Nepresné pri bočnom sklze a veľmi citlivé pri turbulencii	
Oba statické porty zablokované	Nemenné s reálnym prírastkom alebo stratou výšky	Nemenné s reálnou variáciou vertikálnej rýchlosti
Blokácia pitotovej trubice a statických portov	Indikácie zostávajú konštantné aj napriek skutočným zmenám výšky a vertikálnej rýchlosti	

**Tabuľka 2.1:** Vplyv rôznych typov chýb výškomerov a variometrov

Pred zahájením každého letu je posádka lietadla povinná spraviť tzv. predletovú prehliadku. Počas tejto kontroly sa vizuálne prehliada a kontroluje celkový stav lietadla. Za studeného počasia je potrebné odstrániť aj malé nánosy snehu, ľadu a inovate na krídlach, kormidlách a chvostových stabilizačných plochách. Taktiež je potrebné skontrolovať voľnosť kormidiel, či náhodou neobsahujú ľad alebo iné cudzie predmety. Predletová prehliadka sa z pravidla začína v kabíne a pokračuje k chvostovým plochám, ďalej k pravému krídlu a následne k nosu lietadla a končí pri ľavom krídle. V prípade pitot-statického systému sa kontroluje samotná pitotova trubica, či sa v nej nenachádzajú cudzie predmety, hmyz alebo spomínaný ľad a námraza a to isté platí aj statickom porte. Dôkladná predletová príprava a kontrola je najlepšou prevenciou pri vzniku neželaných chýb.



Obrázok 2.6: Pitot-statický systém [17]

## 2.6 Tlakomerné senzory

Na trhu existuje mnoho typov snímačov na meranie tlaku. Táto podkapitola bude zameraná na princíp fungovania snímačov využívajúcich tlakovú referenciu. Tie sú delené na snímače merajúce absolútny tlak a diferenčný tlak. U všetkých tlakomerných snímačov platí, že základná konštrukcia je založená na uzavretom priestore, ktorý je rozdelený pružnou membránou. Tlak pôsobiaci na membránu snímača ju deformuje, a tá, za pomoci prevodníka prenáša informáciu na elektrický signál alebo polohu ručičky snímača, čo je pre ľudské oko vyhovujúci údaj [18]. Inými slovami, elektronický tlakový senzor detekuje aplikovaný tlak prostredníctvom fyzickej reakcie a meria príslušnú zmenu elektronicky. Presnosť, spoľahlivosť, rozsah merania a kompatibilita senzora s jeho cieľovým prostredím môžu byť ovplyvnené princípom snímania, ktorý využíva. Nižšie budú uvedené rôzne metódy prevodu mechanického posunu, ktorý sa vyskytuje v senzoroch, na elektrický výstup.

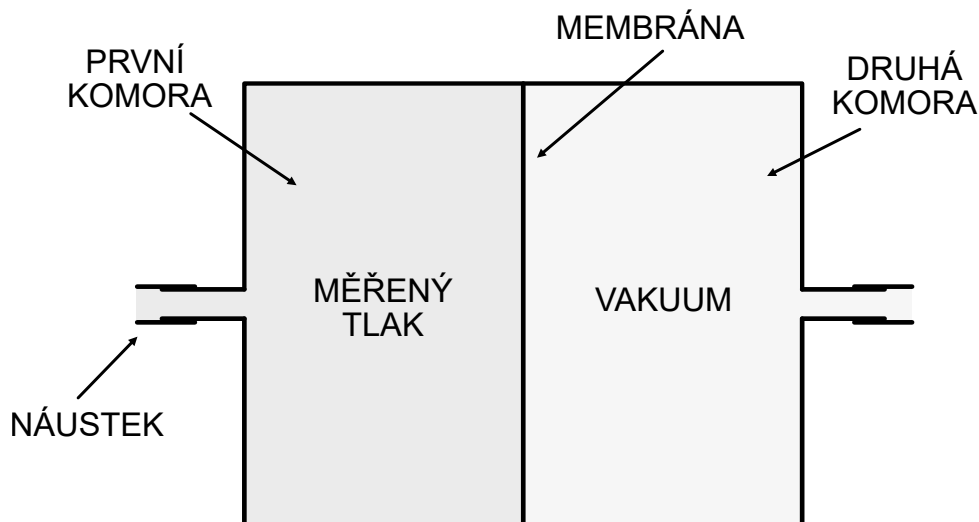
- Piezorezistívne napätové senzory merajú zmenu elektrického odporu jedného alebo viacerých rezistorov umiestnených na membráne. Zmena odporu je priamo úmerná napätiu spôsobenému tlakom na membráne. Rezistory sú pripojené v obvode Wheatstoneovho mostíka, ktorý je veľmi citlivým spôsobom prevodu malých zmien na výstupné napätie. Tieto senzory sú najstarším a najrozšírenejším typom tlakových senzorov. Ich

jednoduchá konštrukcia znamená nízke náklady a trvanlivosť. Sensory sú robustné s dobrou odolnosťou voči nárazom, vibráciám a dynamickým zmenám tlaku. Čítacie obvody sú veľmi jednoduché a umožňujú meranie s vysokým rozlíšením. Výstup je lineárny vo vzťahu k tlaku a doba odozvy je typicky pod jednu milisekundu. Môžu byť použité pre široký rozsah merania tlakov od 3 psi až do približne 20 000 psi a ich výstup je stabilný v čase.

- Kapacitné senzory vykazujú zmenu kapacity v dôsledku tlaku. Dokážu presne merať tlaky nižšie ako 10 milibarov a vydržia veľké preťaženie. Kapacitné senzory sú mechanicky jednoduché a robustné. Môžu pracovať v širokom teplotnom rozsahu a sú tolerantné voči krátkodobým podmienkam pretlaku. Môžu byť použité na meranie širokého rozsahu tlakov od vákua, až po vysoké tlaky okolo 10 000 psi. Keďže cez kondenzátor neprechádza žiadny jednosmerný prúd, sú v podstate nízkoenergetické. Kapacitné senzory vykazujú nízku hysteréziu a dobrú opakovateľnosť meraní. Majú tiež nízku citlivosť na teplotu. Doba odozvy je v rádoch milisekúnd.
- Piezoelektrické tlakové senzory využívajú vlastnosť piezoelektrických materiálov na generovanie elektrického náboja na ich povrchu, keď sú vystavené tlaku. Veľkosť náboja je priamo úmerná aplikovanej sile, pričom polarita udáva jej smer. Vďaka rýchlemu hromadeniu a rozptylu náboja pri zmenách tlaku sú tieto senzory ideálne na meranie dynamických tlakov, ktoré sa rýchlo menia. Hlavnou výhodou piezoelektrických sensorov je robustnosť a nízka spotreba energie. Na vytvorenie výstupu vyžadujú len veľmi malú deformáciu, takže v nich neexistujú skoro žiadne pohyblivé časti. Sú tolerantné k vysokým teplotám, takže sú vhodné pre aplikácie, ako je napríklad meranie tlakov v prúdových motoroch.
- Optické senzory využívajú interferometriu na meranie zmien tlakov v optickom vlákne. Detekujú zmenu tlaku prostredníctvom vplyvu na svetlo. V najjednoduchšom prípade môže ísť o mechanický systém, ktorý blokuje svetlo, keď tlak narastá. U pokročilejších sensorov umožňuje meranie fázového rozdielu veľmi presné merania malých zmien tlaku. Pri optickom tlakovom senzore založenom na intenzite svetla spôsobí zvýšenie tlaku postupné blokovanie zdroja svetla. Senzor potom meria zmenu prijatého svetla.
- Mikroelektromechanické systémy (MEMS) kombinujú malé mechanické a elektronické komponenty na kremíkovom čípe. Systémy využívajú miniatúrne mechanické štruktúry na detekciu zmien tlaku. Využitie MEMS systému je najbežnejšie pri piezorezistívnych a kapacitných senzoroch. MEMS systémy môžu byť použité na meranie fyzikálnych parametrov, ako sú akcelerácia, teplota a tlak. Elektronické komponenty môžu byť konštruované na rovnakom čípe na meranie výstupov zo sensorov, vykonávanie spracovania signálov a poskytovanie bezdrôtovej komunikácie [3].

### 2.6.1 Absolútne tlakové senzory

S rozmanitosťou dostupných tlakových senzorov môže byť náročné vedieť, ktorý je najvhodnejší pre realizáciu konkrétnej úlohy. Pri meraní tlaku vzduchu, konkrétne pre aplikácie ako sú barometrické merania alebo letecké výškomery, je absolútny tlakový senzor zariadením prvej voľby. Absolútne meranie je možné vďaka meraniu cieľového tlaku vzhľadom na známy tlak absolútneho vákuua. Použitím vákuua ako referencie, proti ktorej sa meria všetko, všetky merania poskytnú hodnotu väčšiu ako absolútne minimum definované referenciou. To je nevyhnutné pre presné meranie, pretože Boyleov zákon hovorí, že tlak plynu je nepriamo úmerný jeho objemu pri konštantnej teplote. Z konštrukčného hľadiska sa absolútne tlakové senzory skladajú z jednej komory, v ktorej je uzavreté vákuuum, ktoré slúži ako referencia a býva umiestnená vnútri senzoru a druhej komory, do ktorej je cez náustok privedené médium, ktoré je mierené zmerať. Tieto komory sú oddelené membránou, ktorá ho v dôsledku tlaku ohýba. Ak je v oboch komorách vákuuum, senzor na výstupe ukazuje nulu [8] [15] [17].

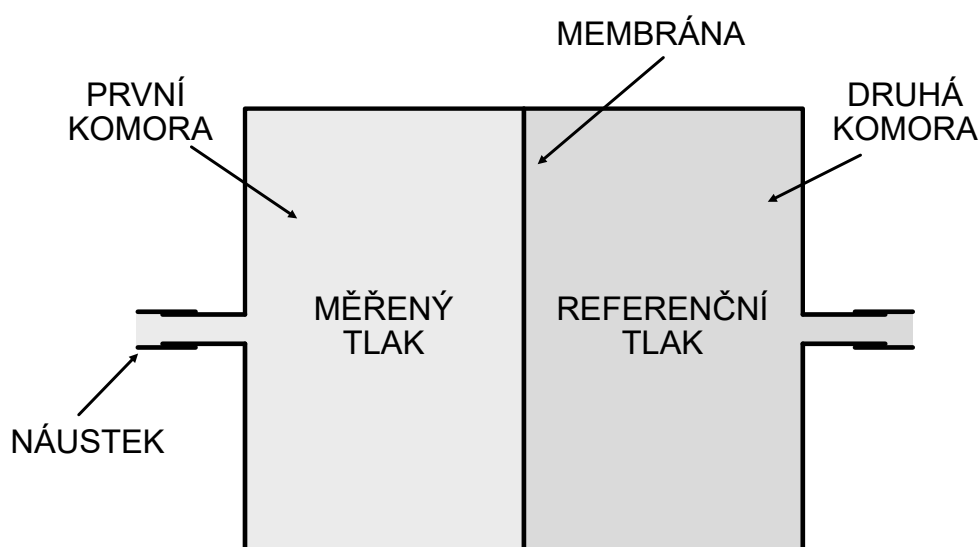


Obrázok 2.7: Absolútny tlakový senzor [7]

### 2.6.2 Diferenčné tlakové senzory

Snímače diferenčného tlaku slúžia v mnohých priemyselných systémoch ako oči a uši celého zariadenia, kde merajú tlakový rozdiel medzi dvoma bodmi v celom procese. Od ich požiadavkou na využitie môžu obsahovať membrány, tenzometre alebo kapacitné prvky. V porovnaní s bežnými tlakovými snímačmi merajúcimi či už absolútny tlak alebo pretlak, diferenčné senzory

sa špecificky zameriavajú na tlakový rozdiel medzi dvoma bodmi. Snímače na báze membrány využívajú deformáciu membrány na detekciu tlakových rozdielov. Typicky sú dva tlaky, ktoré majú byť merané, aplikované na opačné strany každej membrány. Ich konštrukcia je realizovaná za pomoci dvoch komôr, ku ktorým sú z každej strany pripojené trubičky na prívod vzduchu. Medzi komorami sa nachádza pružná membrána. Do jednej z komôr je privedený tzv. referenčný tlak, ktorý tvorí referenciu voči ktorej sa posudzuje tlak v komore, do ktorej je privedený meraný tlak. Po privedení oboch tlakov do svojich komôr, začnú vznikať sily pôsobiace na membránu a deformovať ju, čo je úmerné veľkosti rozdielov týchto tlakov. Z hľadiska smeru deformácie membrány môžeme byť výsledný tlak kladný, kedy je meraný tlak vyšší ako referenčný alebo záporný, kde je tomu naopak [7].



Obrázok 2.8: Diferenčný tlakový senzor [7]

Alternatívnym spôsobom merania diferenčného tlaku by mohlo byť separátne meranie každého privedeného tlaku absolútnym senzorom a ich následné odčítanie od seba. Toto by však viedlo k menej presnému meraniu diferenčného tlaku kvôli problému, že proces odčítavania rozmerov zvyšuje základnú nepresnosť každého konkrétneho merania. Diferenčné tlakové senzory poskytujú porovnávacie údaje medzi dvoma bodmi. Uvedme si toto tvrdenie na príklade ventilu napríklad v potrubí. V prípade, že je ventil plne otvorený, vzduch prúdiaci cez potrubie bude na oboch stranách rovnaký. Ak však existuje rozdiel v tlakoch na vstupe alebo výstupe, znamená to, že ventil nie je plne otvorený alebo sa nachádza nejaká prekážka v potrubí. Z hľadiska elektroniky sa dizajn obvodu diferenčného snímača tlaku aplikuje na kontinuálny prúd cez mostík. Výstupný signál je potom zosilňovaný a prepojený so vstupom meracieho systému. Ak je aplikácia založená na mikrokontroléri, signál môže byť pripojený k výstupnému pinu analógovo-digitálneho prevodníka. Na trhu však nájdeme aj plne integrované diferenčné senzory, ktoré obsahujú ob-

vody napríklad na kompenzáciu teploty s dvojitým stupňom zosilnenia, čo umožňuje jednoduché pripojenie k vstupu analógovo-digitálneho prevodníka mikrokontroléra. Nájďme však aj senzory, ktoré digitalizujú signál priamo vo vnútri senzora, čo umožňuje pripojenie k digitálnej sériovej zbernici, ktorou je napríklad  $I^2C$ . Tá však nie je jediným typom zbernice, ktorá sa používa pre komunikáciu so zariadením. Ako každý merací prístroj, tak aj diferenčné senzory čelia chybám, s ktorými je potrebné pri ich používaní počítať.

- Celková presnosť. Maximálna celková chyba je súčtom všetkých jednotlivých chybových premenných, ktoré sa môžu v senzore vyskytnúť. Tá sa označuje ako celkový rozsah chýb. Všetky chybové premenné ako napríklad kalibrácia offsetu a citlivosti, teplotná závislosť offsetu a citlivosti, nelinearita alebo hysterézia sú zahrnuté v celkovej presnosti senzora.
- • Teplotná chyba. Piezorezistívne diferenčné tlakové senzory používajú kremík ako polovodičový materiál, ktorý je závislý na teplote. To znamená, že akákoľvek zmena teploty môže potenciálne zmeniť meracie správanie senzora a viesť k teplotne indukovaným nulovým offsetom a chybám rozsahu. Mechanická funkčnosť elektrických spojení alebo káblov môže byť tiež ovplyvnená teplotou. Teplotná chyba ukazuje najväčšiu odchýlku charakteristickej krivky senzora od referenčnej teploty v kompenzovanom teplotnom rozsahu. Teplotná chyba nulového bodu (offsetu) a tiež rozsahu by mali byť zvážené individuálne. Teplotný koeficient v percentách na  $^{\circ}C$  sa často používa na vyjadrenie teplotnej chyby. Teplotná kompenzácia sa používa na prispôbenie diferenčného tlakového senzora k použitiu v špecifických teplotných podmienkach.
- Citlivosť. Diferenčné tlakové senzory majú veľmi tenkú a vysoko citlivú membránu, ktorá im umožňuje fungovať vo veľmi nízkych tlakových rozsahoch len niekoľkých milibarov. V niektorých prípadoch môže membrána citlivo reagovať na pohyby a vibrácie senzora, čo môže ovplyvniť stabilitu výstupných signálov senzora a spôsobiť nulové offsety.
- Kalibrácia. Počiatočná kalibrácia sa časom zhorší kvôli starnutiu materiálov a vplyvu okolitých podmienok. Tlakový senzor nie je schopný poskytovať dlhodobo spoľahlivé, presné, porovnateľné alebo použiteľné merania bez kalibrácie. Pravidelná kalibrácia nulového bodu sa odporúča častejšie v pracovných prostrediach s väčším zaťažením.
- Rozsah merania. Rozsah merania určuje úroveň okolitého tlaku, ktorú diferenciálny tlakový senzor môže tolerovať bez trvalých zmien svojich elektrických vlastností. Senzor je v ohrození poškodenia, keď okolitý tlak prekročí limit meracieho rozsahu a po dlhodobom prekročení tejto hodnoty, môže byť senzor úplne zničený.
- Nelinearita a hysteréza. Tieto faktory môžu ovplyvniť presnosť senzora, keď sa merané hodnoty pohybujú mimo optimálneho rozsahu.

- Dizajn a inštalácia. Chyby môžu vzniknúť aj v dôsledku nevhodného dizajnu senzora alebo chýb pri inštalácii a uvedení senzora do prevádzky [19].

### 2.6.3 Komunikácia použitím $I^2C$ zbernice

$I^2C$  je pomerne populárna technológia komunikácie a je dostupná aj na niektorých najmenších 8-bitových mikrokontroléroch. Jej aplikácia je jednoduchá, pretože na komunikáciu vyžaduje len dva káble, kde jeden z nich je použitý pre hodinový signál a druhý je využitý ako dvojsmerová dátová linka [20]. Keďže tento typ zbernice využívajú aj naše diferenčné senzory použité v tejto práci, ktoré budú detailnejšie rozpísané v ďalších kapitolách, uvedieme si niečo málo o charakteristike tejto zbernice. Internal-Integrated-Circuit Bus, označovanej ako  $I^2C$ , ktorej názov odpovedá internej dátovej zbernici slúžiacej pre komunikáciu a prenos dát medzi jednotlivými integrovanými obvodmi v rámci jedného zariadenia. Hlavnou výhodou je, že obojsmerný prenos prebieha výhradne po dvoch vodičoch, ako bolo spomínané vyššie a tými sú SDA data (serial data) a SCL hodiny (serial clock). Využitie tejto zbernice predovšetkým pri mikrokontroléroch optimalizuje nároky na počet vstupno-výstupných pinov a celkové zjednodušené výsledné zapojenie. Na jednu zbernicu môže byť pripojených viacero integrovaných obvodov. Obvody sú adresované 7-bitovo, v rozšírených verziách 10-bitovo, čo umožňuje pripojenie 128, resp. 1024 čipov s rôznou adresou na jednu spoločnú zbernicu. Prenosová rýchlosť zbernice pri základnej verzii odpovedá frekvencii hodín o 100 kHz. Vo vylepšených verziách môže táto hodnota stúpnuť na 400 kHz až 1 MHz, avšak nie všetky integrované obvody podporujú túto verziu. Z hľadiska princípu prenosu informácie je jeden z integrovaných obvodov nastavený ako MASTER a všetky ostatné obvody sú vo funkcii SLAVE. MASTER pri akomkoľvek prenose generuje hodinový signál cez vodič SCL. Keď jeden čip vysiela, prijímajú všetky ostatné a iba podľa adresy určujú, či sú dáta smerované práve im. Čip, ktorý chce vysielať alebo prijímať dáta musí najprv definovať adresu čipu, s ktorým chce komunikovať a definovať, či pôjde o príjem alebo vysielenie, resp. čítanie alebo zápis hodnoty. To nám určuje tzv. R/W bit (read/write), ktorý je súčasťou každej adresy.  $I^2C$  komunikácia však nie je jediný typ komunikácie, ktorú využívajú diferenčné senzory. V závislosti od typu senzora je možné využiť komunikácie ako SPI, UART, CAN (popísané v kapitole Návrh systému pre meranie výšky a vertikálnej rýchlosti) alebo wireless rozhrania ako Wi-fi, Bluetooth a ZigBee [21].

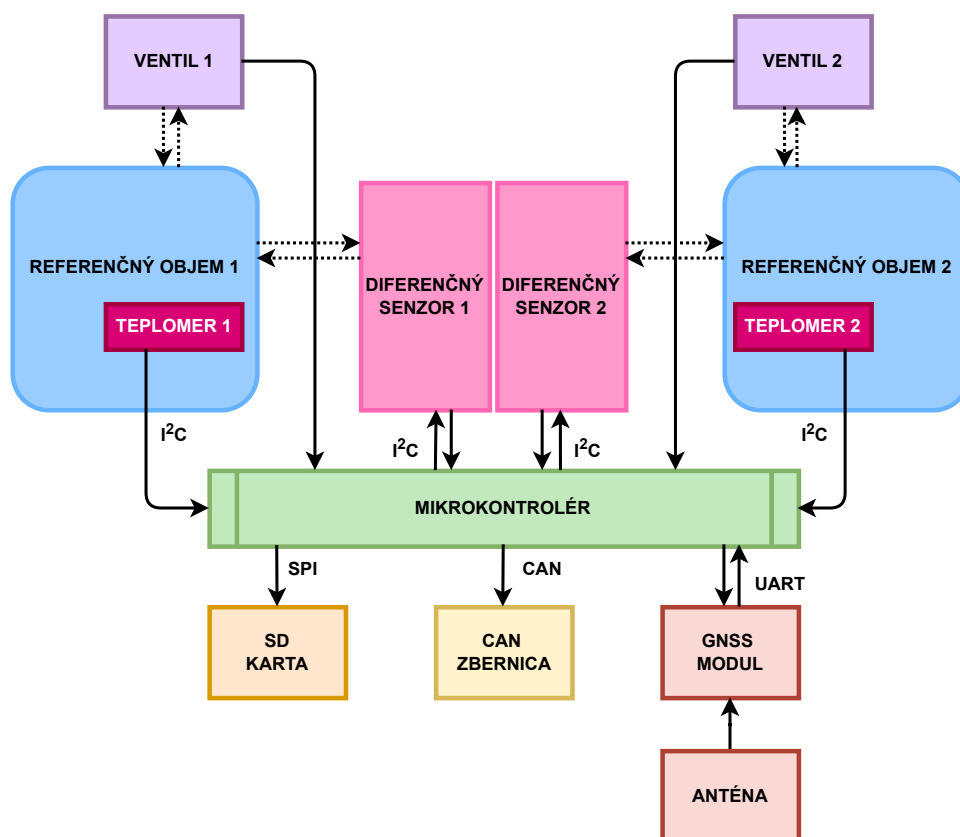
## Kapitola 3

### Návrh systému pre meranie výšky a vertikálnej rýchlosti

Táto kapitola je venovaná návrhu systému merania výšky a vertikálnej rýchlosti, založeného na meraní diferenčného tlaku pomocou dvoch diferenčných snímačov. Tento návrh a jeho následná realizácia vychádzajú z dizertačnej práce [7] a bakalárskej práce [8], kde bol v oboch prípadoch využívaný systém merania tlaku založený na meraní jedným absolútnym tlakovým snímačom a jedným diferenčným snímačom tlaku. Nachádza sa tu popis fungovania celého systému znázorneného v blokovej schéme aj s popisom komunikácií použitých cez vybrané rozhrania medzi jednotlivými časťami systému a princíp merania celého systému. Neodlúčiteľnou súčasťou realizácie navrhnutého systému je aj výber komponentov, ktoré budú použité na tvorbu výsledného prototypu. Pri nich budú uvedené ich základné parametre a princíp ich fungovania v navrhnutom systéme. Výsledkom tvrdenia z predchádzajúcich prác je, že diferenčný senzor ako taký, nemôžem byť použitý, pre meranie výšky samostatne. Systém musí byť doplnený o absolútny tlakový snímač, ktorý slúži ako hlavná tlaková referencia. Tento problém sa dá vyriešiť použitím práve dvoch diferenčných senzorov, ktorých princíp fungovania je vysvetlený v podkapitole o diferenčných senzoroch. Princíp fungovania celého systému je popísaný a znázornený na blokovej schéme uvedenej nižšie aj s označením rozhrania, cez ktoré jednotlivé časti v systéme komunikujú.



### 3.1 Popis navrhnutého systému a komunikácie



Obrázok 3.1: Bloková schéma

Na začiatku sa nachádzajú dva elektromagnetické ventily, ktoré slúžia na prívod tlakovej referencie do samostatnej nádrže s referenčným objemom. Elektromagnetický ventil je riadený na základe elektrického prúdu. Skladá sa z dvoch častí a to tela ventilu a cievky. Cievka sa skladá z navinutého medeného drôtu, ktorý obopína stred jadra s pohyblivým uzatváracím piestom. Úlohou cievky je pomocou prechádzajúceho elektrického prúdu tvoriť magnetické pole, ktoré následne pohne piestom a ventil je buď otvorený alebo zavretý. Elektromagnetické ventily teda využívajú elektrický prúd k premene na lineárny pohyb. Medzi dve hlavné kategórie elektromagnetických ventilov patria ventily normálne otvorené a normálne zavreté. Pri pôsobení elektrického prúdu na cievku je vytvárané magnetické pole, ktorého sila závisí na prúde, na počte závitov a na materiály pohyblivého jadra označovaného ako piest. Magnetické pole pohybuje týmto piestom a tým uzatvára či otvára ventil. Bez prúdu tak môže byť ventil buď otvorený alebo uzavretý. V navrhnutom systéme je použitý ventil s funkciou normálne zavretý. Cievky v elektromagnetických ventiloch sú napájané buď jednosmerným alebo striedavým prúdom. Cievky

s jednosmerným prúdom majú viac vinutia než cievky pre striedavý prúd. Sú menej náchylné k nečistotám a zdvíhacia sila v počiatkovej aj zdvihnutej pozícii zostáva stále rovnaká. Spotrebovaná energia a magnetická sila sú však pri jednosmerných cievkach závislé na teplote. Cievky napájané striedavým elektrickým prúdom sú náchylnejšie na nečistoty avšak vyznačujú sa rýchlejšou spínacou rýchlosťou [22]. Ventily sú pripojené k hlavnej výpočtovej jednotke, teda mikrokontroléru, z dôvodu vysielať signálu s príkazom otvoria alebo zavretia. Vnútri nádrže s referenčným objemom sa nachádza teplomer, ktorého funkciou je merať aktuálnu teplotu v počiatkovej a následne v danej letovej výške. Keďže do systému sú privádzané rôzne hodnoty tlaku v závislosti od meranej výšky, je potrebné zohľadniť teplotnú premenlivosť. Účelom teplotného snímača je získavanie informácií o vývoji teploty v nádrži s referenčným objemom. Ak považujeme vzduch v referenčnom objeme za ideálny plyn podľa definície MSA, ktorý má nemenné mólové množstvo, je možné z rovnice ideálneho plynu uvažovať dva stavy, v ktorých sa vzduch v referenčnom objeme môže nachádzať. Tieto stavy sú vyjadrené ako zmena tlaku v referenčnom objeme  $\Delta p$  v hPa s rozdielom teploty v počiatkovom mieste  $T_1$  a v aktuálnom mieste merania  $T_2$  obe v °C.

$$\Delta p = p_1 - p_2 = \frac{p_1}{T_1} T_2 - p_1 = p_1 \left( \frac{T_2 - T_1}{T_1} \right) \quad (3.1)$$

Za predpokladu určenia aktuálnej a počiatkovej teploty vzduch v nádrži s referenčným objemom pomocou teplotného senzoru, je následne možné za využitia vzťahu 3.1 aplikovať teplotnú korekciu nameraného tlaku diferenčným senzorom. Vďaka implementácii teplotného snímača do systému merania s diferenčným senzorom je možné kompenzovať chybu, spôsobenú zmenou teplotnej závislosti tlaku v referenčnom objeme. Teplomery použité v prototyp navrhnutého zariadenia komunikujú pomocou internej dátovej zbernice  $I^2C$ , ktorej princíp funkcie je popísaný v podkapitole o diferenčných senzoch. Ďalšími hlavnými komponentmi systému, poskytujúcimi dáta o vývoji výšky sú diferenčné senzory. Medzi hlavné výhody použitia diferenčného senzoru patrí veľká presnosť merania. Koncept merania s využitím týchto senzorov spočíva v rozdelení celkového rozsahu snímača na niekoľko rovnakých meracích úsekov. Veľkosť týchto úsekov potom zodpovedá meraciemu rozsahu diferenčného snímača. Celkový rozdiel tlakov je následne určený ako postupný súčet zmeraných rozdielov tlaku na jednotlivých úsekoch [7]. Na prvý z dvoch vstupov diferenčného snímača je privedený tlak cez hadičku z okolia lietadla. Na druhý vstup je následne privádzaný tlak taktiež cez hadičku z nádrže s referenčným objemom, ktorý tam bol napustený a uzatvorený za pomoci elektromagnetického ventilu pred zamýšľaným vzletom lietadla. Tlaky sú následne za pomoci diferenčného snímača medzi sebou porovnávané. Pred zahájením zamýšľaného vzletu je do nádrže s referenčným objemom napustený tlak zodpovedajúci základnej úrovni. Oba diferenčné snímače použité v prototyp komunikujú pomocou  $I^2C$  zbernice, kde použitý mikrokontrolér plní hodnotu MASTER a diferenčné senzory sú v pozícii SLAVE. Výsledná výška, počítaná z nameraných hodnôt z diferenčných senzorov v tejto práci

je počítaná ako:

$$H_{\text{rel}} = \frac{T_0}{\tau} \left( \frac{p_{\text{ref}}}{p_d + p_{\text{ref}}} \right)^{R_t} - 1 \quad (3.2)$$

Kde  $p_{\text{ref}}$  je referenčný tlak vzduchu privedený a nameraný v nádrži s referenčným objemom,  $p_d$  je rozdiel tlakov vzduchu nameraný pomocou diferenčného senzora v určenej výške,  $T_0 = 288.15 \text{ K}$ ,  $\tau = 6.5 \cdot 10^{-3} \text{ Km}^{-1}$  a  $R = 29.271 \text{ mK}^{-1}$  podľa MSA. Spomínajúc mikrokontrolér, ten v systéme slúži ako hlava a päta riadenia všetkých použitých komponentov. Zaisťuje komunikáciu medzi všetkými senzormi, spracúva namerané dáta a následne ich posiela do úložiska SD karty alebo na zbernicu CAN. Ďalšou časťou systému, ktorá hrá dôležitú rolu v meraní je GNSS modul spolu s anténou. Príjma dáta pomocou antény z rozpoznaných satelitných konštelácií GPS, GLONASS, GALILEO a BeiDou. Globálny navigačný satelitný systém, do angličtiny prekladaný ako Global Navigation Satellite System (GNSS), je elektronické zariadenie, ktoré určuje polohu, rýchlosť a čas založené na signáloch prijatých od satelitov umiestnených na obežnej dráhe Zeme a princíp fungovania spočíva v niekoľkých kľúčových krokoch, ktoré si v jednoduchosti opíšeme. GNSS modul príjma signály zo skupín satelitov, ktoré sú súčasťou rôznych satelitných konštelácií ako GPS (USA), GLONASS (Rusko), Galileo (Európa) alebo Beidou (Čína). Každý zo satelitov vysiela signály, ktoré obsahujú informácie o svojej aktuálnej polohe a presnom čase. Modul vypočíta vzdialenosť od každého satelitu na základe času, ktorý signál potrebuje na prejdienie od satelitu k modulu. Keďže signál cestuje rýchlosťou svetla, čas medzi vyslaním a prijatím signálu ukazuje vzdialenosť od satelitu. Na presné určenie polohy modulu na Zemi je potrebný signál aspoň zo štyroch satelitov. Modul používa metódu trilaterácie, kde sa využívajú tieto vzdialenosti ako "radiálne" vzdialenosti od každého satelitu a vypočítava sa bod, kde sa tieto sféry pretínajú, čím sa určuje presná poloha modulu. GNSS modul analyzuje tieto informácie a vypočíta presnú zemepisnú šírku, dĺžku a nadmorskú výšku modulu, ako aj presný čas. Okrem určovania polohy môže GNSS modul poskytnúť aj ďalšie informácie, ako sú rýchlosť, smer pohybu a čas. Výsledky sú potom poskytnuté cez vhodné rozhranie, ako napríklad sériové rozhranie (UART),  $I^2C$ , SPI alebo cez USB, pre ďalšie použitie v mienených aplikáciách [23] [24]. V systéme komunikuje GNSS modul cez sériové rozhranie UART. Skratka UART sa prekladá ako univerzálny asynchrónny prijímač/vysielač (Universal Asynchronous receiver-transmitter) a jedná sa o synchrónne a asynchrónne sériové rozhranie pre prenos medzi zariadeniami v oboch smeroch, teda plne duplexné. Je to časť hardwaru, ktorá pomocou dvoch pinov, zvyčajne označovaných ako Rx a Tx, odosielajú a prímajú dáta. Pre prenos dát sa používajú rámce, ktoré môžu mať päť až deväť bitov a sú od seba oddelené jedným štart bitom a jedným alebo dvoma stop bitmi. Každý rámec môže obsahovať ešte paritný bit pre kontrolu daného rámca. Dáta sú prenášané z dátovej zbernice do odosielajúceho UARTu v paralelnej forme. Potom, čo odosielajúci UART získa paralelné dáta z dátového zbernice, pridá začiatkový bit, paritný bit a ukončovaci bit, čím vytvorí dátový rámec. Následne sa tento dátový rámec vysiela sériovo, bit po bite na Tx pine. Prijímajúci UART číta

dátový rámec bit po bite na svojom Rx pine. Prijímajúci UART potom dáta opäť prevádza do paralelnej formy a odstráni začiatkový, paritný a ukončovaci bit. Nakoniec prijímajúci UART prenáša dátový rámec v paralelnej forme na dátovú zbernicu na prijímacej strane [25] [26]. Na ukladanie nameraných dát je do systému implementovaná SD karta. SD karta, kde skratka SD vychádza z anglického Secure Digital, je pamäťové médium, ktoré slúži k ukladaniu elektronických dát. Jej hlavnou výhodou je ľahká premiestniteľnosť z jedného zariadenia na druhé. Vnútri plastového obalu sa ukrýva tzv. flash pamäť, čo je pole buniek, ktoré sú samostatne prepisovateľné. Do jednotlivých blokov pamäti je možné elektronicky naprogramovať digitálnu informáciu, ktorá zostáva na SD karte uložená aj bez externého napájania [27]. SD karta v navrhnutom systéme komunikuje pomocou SPI. SPI, čo je skratka pre Serial Peripheral Interface, sa využíva na komunikáciu medzi mikrokontrolérom a ďalšími obvody. Mikrokontrolér funguje ako hlavné zariadenie MASTER, zatiaľ čo ostatné sú vedľajšie SLAVE. Hlavné zariadenie generuje hodinový signál (SCK), ktorý slúži na synchronizáciu komunikácie medzi obvody. Signál MOSI (Master out, Slave in) je určený na prenos dát od hlavného k vedľajšiemu zariadeniu. Naopak, signál MISO (Master in, Slave out) slúži na prenos dát od vedľajšieho zariadenia k hlavnému. SS (Slave Select) je signál, ktorý určuje, s ktorým vedľajším zariadením sa momentálne komunikuje [28]. Ďalším typom komunikácie a prenosu dát do systému je implementácia zbernice CAN. V angličtine Controller Area Network zbernica je robustný, nízkoúrovňový, sériový komunikačný systém, ktorý umožňuje viacerým zariadeniam komunikovať medzi sebou bez potreby hlavného počítača. Je to tzv. multi-master systém, kde každé zariadenie na zbernici môže iniciovať komunikáciu. Komunikácia cez CAN zahŕňa odosielanie a prijímanie správ v štruktúrovaných rámcoch, ktoré obsahujú identifikátor, ktorý indikuje prioritu správy, dáta a kontrolné sumy na zistenie a opravu chýb. CAN využíva metódu nazývanú CSMA/CA, v angličtine Carrier Sense Multiple Access/Collision Avoidance, kde je kontrolovaný každý uzol správy, či je zbernica voľná a až potom ju začne odosielať. Ak dva uzly začnú odosielať súčasne, systém identifikuje konflikt na základe priority (nižšie číselné identifikátory majú vyššiu prioritu) a uzol s nižšou prioritou zastaví svoje vysielanie. Taktiež poskytuje mechanizmy na detekciu a signalizáciu chýb, ako aj automatickú opravu niektorých typov chýb. Zbernica môže mať jednu z dvoch logických hodnôt - dominantnú alebo recesívnu. Počas súčasného prenosu dominantného bitu, logická 0 a recesívneho bitu, logická 1, bude výsledná hodnota dominantná. Systém bol pôvodne navrhnutý pre automobilový priemysel avšak jeho vysoká spoľahlivosť, robustnosť a odolnosť voči rušeniu začal využívať aj letecký priemysel pri riešení komplexných systémov. Tam sa využíva na rôzne účely ako napríklad na pripojenie rôznych senzorov k centrálnej jednotke na spracovanie a analýzu dát, na monitorovanie a kontrolu motorových systémov, na prenos dát medzi rôznymi avionickými systémami, vrátane navigačných a komunikačných systémov, na riadenie a monitorovanie rôznych palubných systémov ako napríklad osvetlenie lietadla alebo elektrický systém a taktiež na diagnostiku systémov lietadla a zjednodušenú údržbu tým, že poskytuje

detailné informácie o stave systémov a komponentov [29]. Systémy zbernice dát lietadla umožňujú širokej škále avionických zariadení komunikovať medzi sebou a vymieňať si dáta. Zbernica môže byť buď jednosmerná alebo dvojsmerná. Môžu byť tiež sériové, kde je jeden bit dát prenášaný naraz alebo paralelné, kde často 8, 16 alebo 32 bitov dát sa objaví ako skupina na viacerých dátových linkách súčasne. Kvôli obmedzeniam uloženým dĺžkou a hmotnosťou vodiča sú všetky praktické systémy zbernice lietadla založené na sériovom prenose dát [30].

## 3.2 Výber kľúčových komponentov

Pred začiatkom realizácie celého systému bolo treba vybrať kľúčové komponenty, ktoré budú slúžiť na meranie požadovaných údajov. Medzi ne patrí výber diferenčných senzorov, teplotných senzorov, ventilov, mikrokontroléru a GNSS modulu.

### 3.2.1 Výber diferenčného senzoru

Systém je navrhnutý najmä pre lietadlá kategorizované pod všeobecné letectvo, v angličtine General Aviation (GA), čo sú lietadlá operujúce nepravidelne, teda nie chartrovo a riadia sa medzi ne lety napríklad vetroňov, motorových padákov alebo ultralahkých lietadiel. Tento typ prevádzky je okrem iného ohraničený maximálnou výškou, v ktorom lietadlá môžu lietať aby nezasahovali do prevádzky komerčného alebo vojenského letectva. Táto výška, špecifikovaná pre oblasť GA býva publikovaná pre každú krajinu poskytujúcu tento typ prevádzky v leteckej informačnej príručke, v angličtine Aeronautical Information Publication (AIP). Zvyčajne je to výška do 6000 až 8000 stôp, čo je približne 1,8 až 2,5 kilometra, čo zodpovedá tlakovému rozdielu voči tlaku definovanému MSA okolo 200 až 300 hPa. Vzhľadom k tejto výške a tlakovej diferencii bol braný do úvahy aj výber diferenčného senzora, kde sa zameriavalo najmä na rozsah a presnosť daného senzoru.

Názov produktu	Rozsah merania	Presnosť	Rozlíšenie	Cena
DLLR-L30D-E1BD-C-NAV8	30 in H <sub>2</sub> O (75 hPa)	0.1 %	18 bit	86,00 €
HSCDRRN010ND2A3	10 in H <sub>2</sub> O (25 hPa)	1%	12 bit	81,19 €
5525DSO-DB001DS	1 psi (68 hPa)	0.25 %	24 bit	30,10 €
VN131CM-SM03-Q	60 cm H <sub>2</sub> O to 130 cm H <sub>2</sub> O (58-127 hPa)	0.05 %	24 bit	55,76 €
SSCMRRN010NDAA3	10 in H <sub>2</sub> O (25 hPa)	0.25 %	12 bit	64,81 €

**Tabuľka 3.1:** Výber diferenčného senzoru

Trh ponúka rôzne typy diferenčných tlakových senzorov o rôznych presnostiach a rozsahoch merania, avšak do tvorby meracieho systému bol vybraný senzor DLLR-L30D-E1BD-C-NAV8, farebne zvýraznený v tabuľke 3.1. Tento senzor disponuje presnosťou  $\pm 0,10\%$  svojho rozsahu, je schopný merať tlakové rozdiely s presnosťou na  $\pm 0,15$  hPa a jeho maximálny merací rozsah je  $\pm 75$  hPa, čo je najviac zo všetkých uvedených diferenčných senzorov. DLLR je digitálny senzor so signálovou cestou, ktorá zahŕňa snímací prvok, analógovo-digitálny prevodník s variabilnou bitovou hĺbkou, DSP (Digital Signal Processor) a IO blok, ktorý podporuje buď rozhranie  $I^2C$  alebo SPI. Senzor tiež obsahuje internú teplotnú referenciu a pridruženú kontrolnú logiku na podporu konfigurovaného režimu prevádzky. Keďže existuje iba jeden ADC prevodník (Analogue to Digital Converter), na vstupe ADC je taktiež multiplexor, ktorý vyberá zdroj signálu pre ADC. V tejto práci bolo vybrané komunikačné rozhranie  $I^2C$  pre tento senzor, na ktorom je pripojený vo funkcii SLAVE. Sekvencia čítania sedem bytov dát o stave meraného rozdielu tlakov začína prvým bytom, ktorý nesie informáciu o pripravenosti dát, nasledujú tri byty obsahujúce dáta o rozdiel tlakov a záverečné tri byty nesú informácie o teplote. ADC prevádza konverzie na raw senzorovom signály, referencii teploty a nulovej referencii počas meracieho cyklu ADC. DSP prijíma skonvertované informácie o tlaku a teplote a aplikuje viacúrovňovú prenosovú funkciu na kompenzáciu výstupu tlaku. Táto prenosová funkcia zahŕňa kompenzáciu rozsahu, offsetu, vplyvov teploty na rozsah, vplyvov teploty na offset a druhoradých teplotných vplyvov na offset. Podporovaných je päť meracích príkazov, ktoré vracajú hodnoty buď jedného tlakovo-teplotného merania alebo priemeru 2, 4, 8 alebo 16 meraní. Každý z týchto príkazov prebudí senzor zo stavu nečinnosti do aktívneho stavu a spustí merací cyklus. Pre príkazy štartu priemerovania sa tento cyklus opakuje príslušný počet krát, zatiaľ čo príkaz štartu jednorazového merania vykonáva jednu iteráciu. Keď DSP dokončí výpočty a nové hodnoty sú sprístupnené v I/O bloku, senzor sa vráti do stavu nečinnosti. Senzor zostáva v tomto stave s nízkou spotrebou energie, kým nie je prijatý ďalší merací príkaz. Po dokončení merania môže byť výsledok prečítaný pomocou príkazu na čítanie dát. ADC a DSP zostávajú v stave nečinnosti a I/O blok vráti 7 bajtov stavových a meracích dát. Informácia o teplote z tohto senzoru nebude použitá, pretože je do systému

implementovaný samostatný teplotný snímač [31].

### 3.2.2 Výber teplotného senzoru

Aby bolo zabezpečené presné určenie výšky je nevyhnutné kompenzovať niektoré principiálne nevýhody určenia rozdielu tlakov pri využití diferenciálneho snímača tlaku pre barometrické meranie výšky. To je zaistené implikáciou teplotného senzoru do celého systému. Opäť bol vytvorený prieskum trhu ohľadom teplotných senzorov a jeho zameraním bolo nájsť teplotný senzor s čo najväčším teplotným rozsahom, keďže teploty v spomínanej výške, kde bude systém testovaný variujú podľa ročného obdobia.

Názov produktu	Presnosť	Rozsah merania	Rozlíšenie	Cena
TMP114DIYMTR	+/- 0.5 °C	- 40 °C až +125°C	16 bit	2,17 €
MCP9601T-E/MX	+/- 0.5 °C	- 40 °C až + 125 °C	18 bit	8,36 €
ADT7410TRZ-REEL7	+/- 0.5 °C	- 55 °C až + 150 °C	16 bit	4,16 €
SI7050-A20-IMR	+/- 1 °C	- 40 °C až + 125 °C	14 bit	3,26 €
AS6214-AWLT-S	+/- 0.4 °C	- 40 °C až + 125 °C	14 bit	1,24 €

Tabuľka 3.2: Výber teplotného senzoru

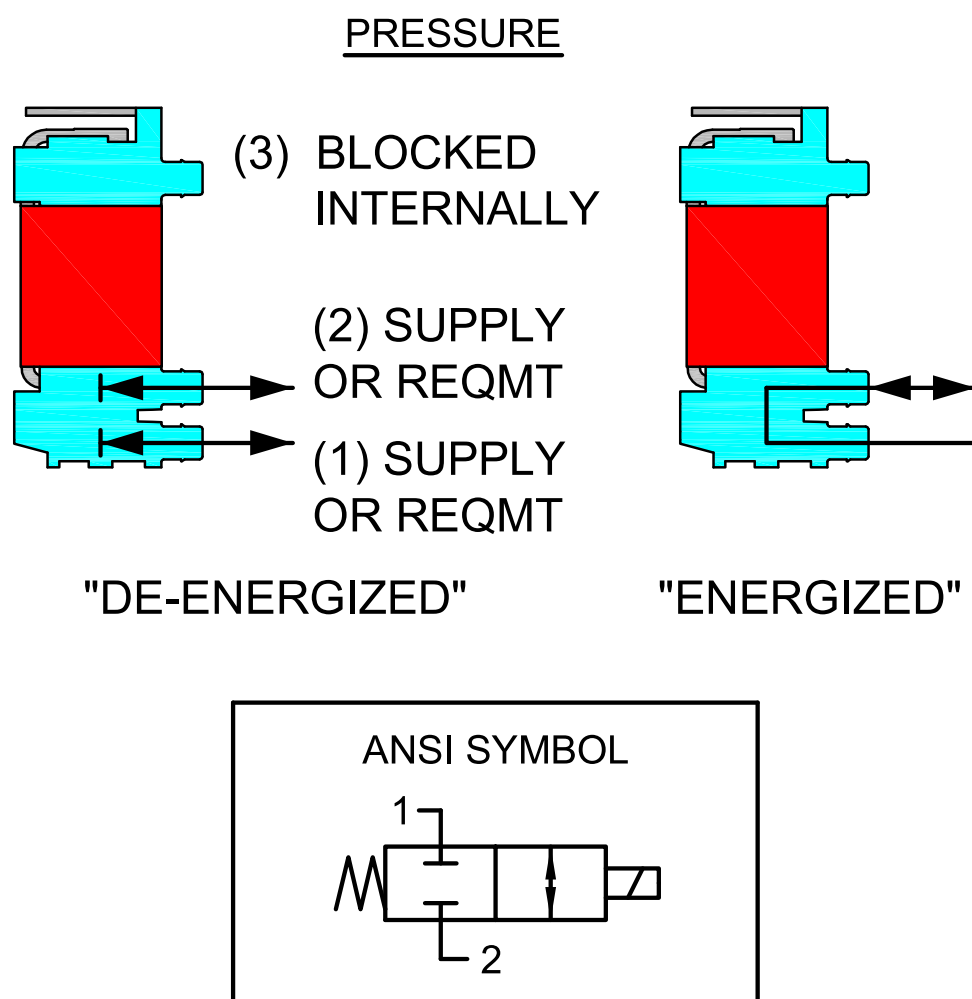
Do systému bol vybraný teplotný snímač ADT7410TRZ-REEL7, farebne zvýraznený v tabuľke 3.2. ADT7410 je vysoko presný digitálny teplotný senzor. Tento teplotný senzor je 13-bitový a je rozširiteľný na 16 bitov pre väčšie rozlíšenie. Generuje napätie proporcionálne k absolútnej teplote, a to sa porovnáva s internou napäťovou referenciou a vstupuje do presného digitálneho modulátora. Obsahuje referenciu teploty typu band gap a 13-bitový ADC na sledovanie a digitalizáciu teploty s rozlíšením 0,0625 °C. Rozlíšenie ADC je štandardne nastavené na 13 bitov (0,0625 °C). Toto je možné zmeniť na 16 bitov (0,0078 °C) nastavením bitu 7 v konfiguračnom registri. ADT7410 zaručuje prevádzku pri napájacích napätiach od 2,7 V do 5,5 V. Pri prevádzke na 3,3 V je priemerný prúd napájania typicky 210 A. ADT7410 je aplikovateľný pre použitie v rozsahu teplôt od -55 °C do +150 °C. Palubný teplotný senzor má vynikajúcu presnosť a linearitu v celom hodnotenom rozsahu teplôt bez potreby korekcie alebo kalibrácie zo strany používateľa. V normálnom režime senzor ADT7410 vykonáva automatickú postupnosť konverzie. Počas tejto automatickej postupnosti konverzie trvá každá konverzia 240 ms na dokončenie a senzor neustále konvertuje. To znamená, že hneď ako sa jedna teplotná konverzia dokončí, začne ďalšia. Výsledok každej teplotnej konverzie sa ukladá do registrov hodnôt teploty,

ktoré sú dostupné prostredníctvom rozhrania  $I^2C$ . V režime nepretržitej konverzie poskytuje čítacia operácia najnovší skonvertovaný výsledok [32].

### 3.2.3 Výber elektromagnetického ventilu

Požiadavky na elektromagnetický ventil použitý v tejto práci boli nízky únik, malý príkon s napájacím napätím maximálne 12 V DC, nízka hmotnosť a malé rozmery. Tieto kritériá komplikujú použitie bežných priemyselných elektromagnetických ventilov, kvôli ich veľkým rozmerom a nevyhovujúcim hmotnostiam ale predovšetkým kvôli nedostatočnej tesnosti, z čoho plynie následný únik požadovaného vzduchu z nádrže s referenčným objemom. Vzhľadom k požadovaným kritériám bol použitý rovnaký typ ventilu ako v práci [8] a to typ X-Valve od firmy Parker. Tento elektromagnetický ventil disponuje vhodnými parametrami pre použitie do meracieho systému a to únik menší ako 0,016 sccm, napájacie napätie 5 V DC a príkon 1W, hmotnosť 4,5 gramov a rozmery 23,4x7,9x12,2 milimetrov [8]. Jedná sa o miniatúrny pneumatický solenoidový ventil o malých rozmeroch. Jeho kompaktná veľkosť, nízka hmotnosť a nízka spotreba energie robia ideálne riešenie pre prenosné aplikácie a tie aplikácie, ktoré majú obmedzený priestor a dostupnú energiu. Konštrukcia tela ventilu je vhodná pre rozdeľovače alebo pneumatické pripojenia s hadičkovými koncovkami a je dostupná v dvoch konfiguráciách, a to ako 2-cestný normálne zatvorený a 3-cestný univerzálny [33]. Z dvoch spomínaných konfigurácií bola vybraná dvojcestná dvojsmerná konfigurácia v nezopnutom stave, čo znamená, že ventil je na začiatku svojho merania zatvorený.





Obrázok 3.2: Princíp funkcie a konštrukcia ventilu [33]

### 3.2.4 Výber mikrokontroléru

Mikrokontrolér z hľadiska realizácie meracieho systému zastáva funkciu hlavnej výpočtovej jednotky. K realizácii bol vybraný mikrokontrolér STM32F103C8T6. Rodina mikrokontrolérov STM32F103xx obsahuje vysokovýkonné jadro Arm Cortex M3 32-bitového RISC (Reduced Instruction Set Computer). Mikrokontrolér ponúka dva 12-bitové ADC prevodníky, tri všeobecné 16-bitové časovače plus jeden PWM (Pulse Width Modulation) časovač, ako aj štandardné a pokročilé komunikačné rozhrania, a to dve I2C a SPI, tri USART, USB a CAN. Funguje z napájacieho zdroja 2,0 až 3,6 V. Teplotná odolnosť sa pohybuje v rozsahu teplôt  $-40$  až  $+85$  °C a rozšírenom rozsahu teplôt  $-40$  až  $+105$  °C. Komplexná škála úsporných režimov umožňuje návrh aplikácií s nízkou spotrebou energie. Tieto vlastnosti robia rodinu mikrokontrolérov

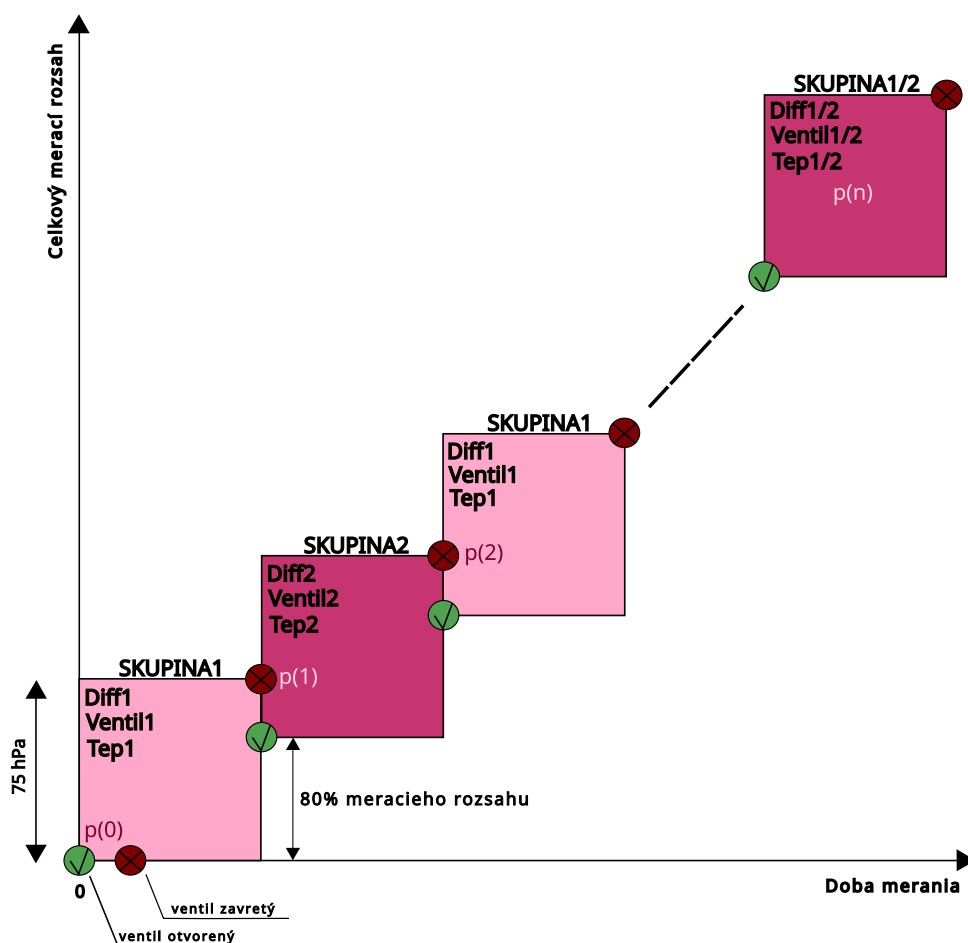
STM32F103xx vhodnou pre široký rozsah aplikácií ako sú pohony motorov, riadenie aplikácií, medicínske zariadenia, platformy GPS, priemyselné aplikácie a mnohé iné [34].

### ■ 3.2.5 GNSS Modul

Z GNSS modulov bol vybraný modul u-blox CAM-M8Q, umiestnený na breakout board, čo je vývojová doska s využitím tohto modulu pre príjem dát GPS, QZSS, GLONASS, BeiDou a Galileo. Okrem držiaku na batériu CR1225, ktorá slúži ako záloha napájania, má modul implementované ešte dva ďalšie konektory, ktoré slúžia k pripojeniu externej antény na vstup a výstup modulu. Do tohto modulu bolo využité zapojenie antény typu ANN-MS-0-005. V samotnom module sa však taktiež nachádza integrovaná širokopásmová a vše smerová GNSS anténa. Modul je možné ovládať pomocou UART, SPI a  $I^2C$ , vďaka čomu je použitie veľmi flexibilné. V našom systéme je pre komunikáciu využité rozhranie UART. Tento modul disponuje citlivosťou -167 dBm, má vysokú odolnosť voči rušivým signálom a nízku spotrebu energie. Prijímač modulu je 72 kanálový u-blox M8, s napájaním 2,7-3,6 V a spotrebou prúdu 30 mA v nepretržitej prevádzke alebo 10mA v úspornom režime pri napájaní 3 V. Moduly série CAM-M8 využívajú súbežné prijímanie až troch GNSS systémov (GPS/Galileo spolu s BeiDou alebo GLONASS), rozoznávajú viacero konštelácií súčasne a poskytujú vynikajúcu presnosť určovania polohy v scenároch, ako sú obývané oblasti alebo miesta so slabými signálmi. Pre ešte lepšie a rýchlejšie zlepšenie polohy podporuje séria CAM-M8 augmentáciu QZSS, GAGAN a IMES spolu s WAAS, EGNOS, MSAS. Vďaka implementácii GNSS modulu do systému môžeme nezávisle na nameraných dátach zisťovať informácie o polohe, čase, rýchlosti a výške.

## ■ 3.3 Princíp merania

To, ako je merací systém kompozične zostavený a aké komunikačné rozhrania využívajú jednotlivé senzory je znázornené v blokovej schéme na 3.1. Tá však neukazuje princíp merania celého systému. Celý princíp je zobrazený na obr.3.3



Obrázok 3.3: Funkcionalita systému

Časť, ktorá slúži na meranie diferenčného tlaku, kde sa nachádza diferenčný senzor, nádrž s referenčným objemom, ventil a teplotný senzor je zdvojená. To znamená, že tieto menované komponenty boli použité dvakrát, sú rovnaké, avšak meranie prevádzajú nezávisle od seba. Pre jednoduchší popis si komponenty rozdelíme do dvoch skupín. Skupina č.1 v sebe zahŕňa diferenčný senzor č.1, ventil č.1, nádrž č.1 a teplomer č.1 a skupina č.2 je zložená z diferenčného senzoru č.2, ventilu č.2, nádrže č.2 a teplomeru č.2, tak ako to je znázornené na vyššie uvedenom obrázku. Oba ventily sú v nezopnutom stave, čo znamená že cez ne netečie žiaden prúd, takže sú na začiatku merania normálne zavreté. Do systému je potrebné pred začiatkom merania uviesť aktuálny tlak z miesta vzletu lietadla, ktorý je možné získať z tlakomeru na letisku alebo od leteckej informačnej služby, ktorá poskytuje informácie o významnom počasí, okolitej prevádzke alebo aktivnosti letových priestorov, za predpokladu, že je let uskutočňovaný z neriadeného letiska. V prípade vzletu lietadla z riadeného letiska je možné sa dopracovať k informácii o tlaku zo správy ATIS (Automatic Terminal Information Service), čo je

automatické vysielanie základných informácií ohľadom aktuálneho počasia, používaných vzletových a pristávacích dráh alebo iných významných správach smerovaných pilotom. Keďže je do systému implementovaný GNSS modul, je taktiež možné vypočítať aktuálny tlak z dát nameraných týmto modulom. Po spustení programu, ešte pred zamýšľaným vzletom lietadla sa otvorí ventil č.1, ventil č.2 je zavretý. Vďaka otvoreniu ventilu č.1 je do nádrže č.1 privedený vzduch z miesta vzletu daného lietadla. Po privedení spomínaného prvotného vzduchu sa ventil č.1 zavrie, čo zaistí uzavretie prvej tlakovej referencie do nádrže s referenčným objemom. Keďže má diferenčný senzor dva výstupy, jeden z nich je pripojený hadičkou k nádrži s referenčným objemom a druhý je vyvedený von z lietadla. Po zahájení vzletu, kedy lietadlo začne stúpať do požadovanej výšky, sa začne meranie so skupinou č.1 tak, že diferenčný senzor č.1 porovnáva tlak uzavretý v nádrži č.1 s okolitým tlakom. Paralelne s tým sa meria teplota, ktorá je následne aplikovaná na korekciu výšky. Po dosiahnutí osemdesiatich percent meracieho rozsahu diferenčného senzoru č.1, kde maximálny merací rozsah je 75 hPa, sa otvára ventil č.2, vďaka ktorému sa privedie do nádrže č.2 aktuálny tlak v danej výške lietadla, čím sa pripraví na svoje následné meranie a ventil sa uzavrie. V bode, kedy sa ventil č.2 uzavrie sa prepína na meranie tlaku so skupinou č.2 a to tak, že je uložená posledná nameraná hodnota zo skupiny č.1, na ktorú následne nadväzuje meranie so skupinou č.2. Toto meranie, založené na princípe striedania dvoch diferenčných senzorov a prelínania ich rozsahov zaisťuje neustálu kontinualitu merania až do požadovanej alebo povolenej letovej výšky. Vďaka nameranej hodnote výšky sa následne dopočítava aj vertikálna rýchlosť lietadla, čo je zmena výšky za časový údaj s využitím vzorca uvedeného v kapitole o meraní vertikálnej výšky v letectve.



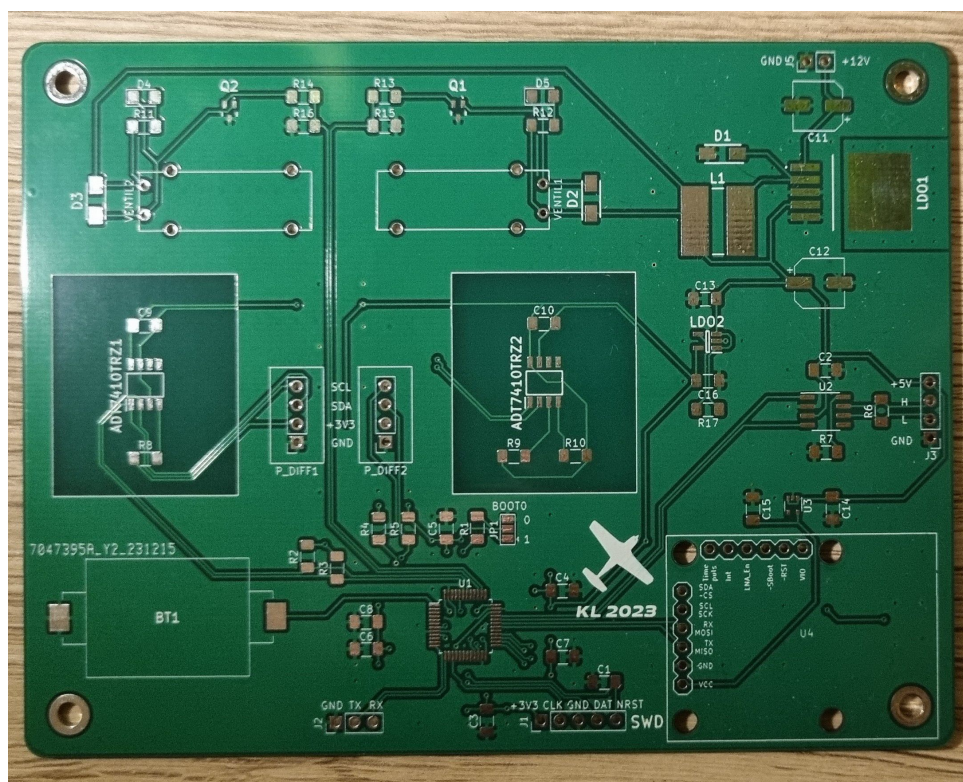
## Kapitola 4

### Praktická realizácia systému

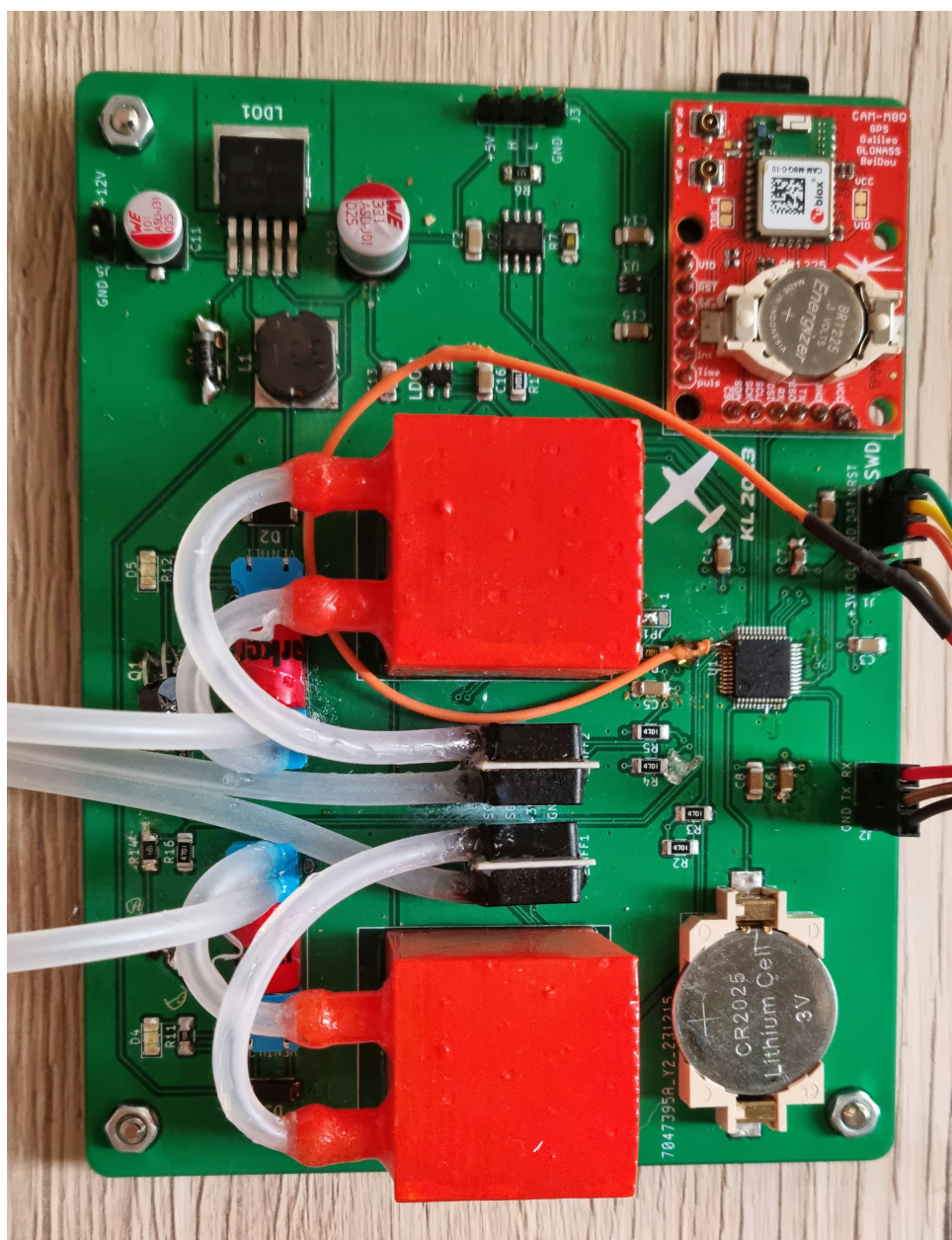
V tejto kapitole si popíšeme konštrukčnú, teda hardvérovú realizáciu navrhnutého systému. Následne si popíšeme softvérovú časť systému, kde sa zameriame na popis programu znázorneným výbojovým diagramom programového vybavenia.

#### 4.1 Hardvérová realizácia systému

Jednou požiadavkou tvorby aerometrického systému bol návrh dosky plošných spojov. Ten bol realizovaný v programe KiCad verzie 7.0.8. Program má užívateľsky priateľské rozhranie, je prehľadný a jeho hlavnou výhodou je, že zo schematického editoru je možné následne vytvoriť layout dosky plošných spojov. Taktiež je výhodou, že systém poskytuje 3D vizualizáciu navrhnutej dosky, vďaka čomu je uľahčená vizualizácia finálneho produktu. Návrh schémy a dosky sa nachádza v príklonách práce. Doska bola vyrobená firmou JLCPCB a k finálnemu produktu bol dodaný aj tzv. PCB stencil, čo je šablóna vyrobená z nehrdzavejúcej ocele s laserom vyrezanými otvormi, ktorá sa používa na nanášanie spájkovacej pasty na dosku pre umiestnenie povrchovo montovaných komponentov, v angličtine označovaných ako SMD (Surface Mount Device).



Obrázok 4.1: Doska plošných spojov



**Obrázok 4.2:** Doska plošných spojov po osadení vybranými komponentami

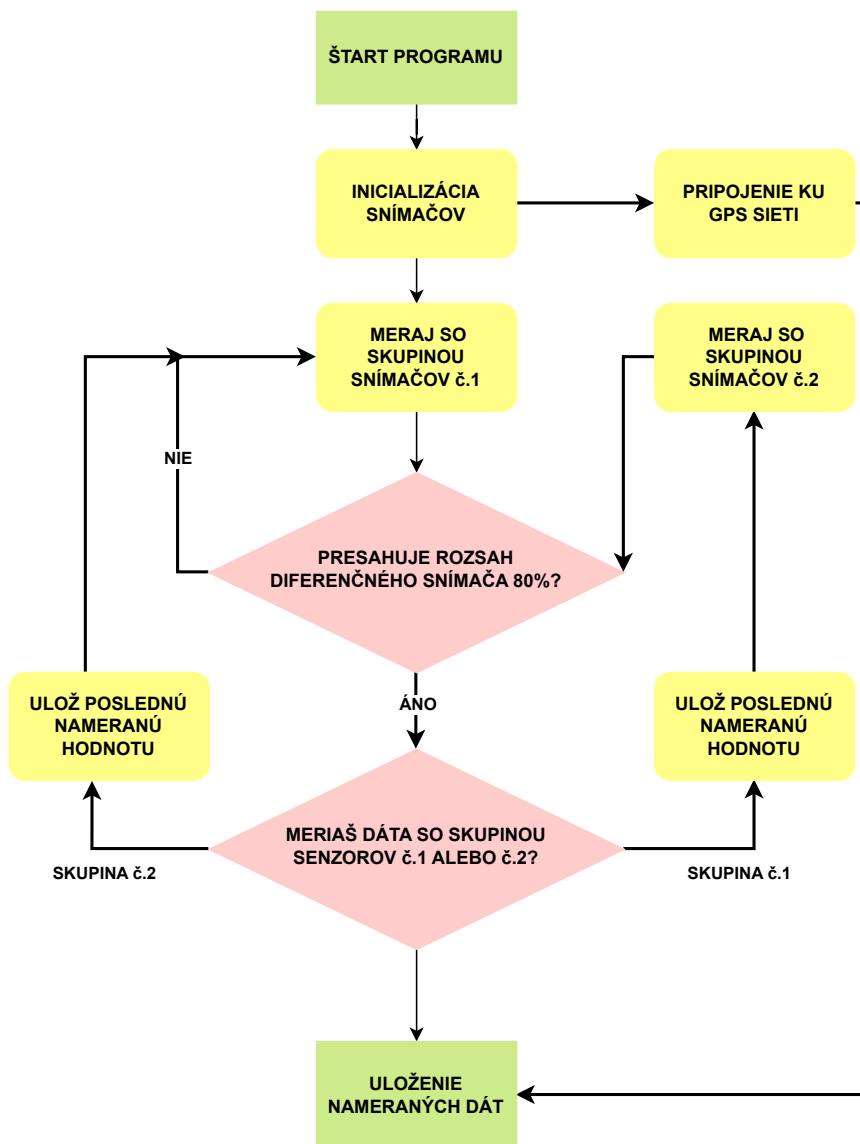
Systém bol navrhnutý na napájanie z batérií s napätím 12 V. Väčšina lietadiel general aviation funguje buď s 12 alebo 24 voltovým DC systémom. 12 voltov je bežnejšie u lietadiel postavených pred 80. rokmi 20. storočia. Základné komponenty zahŕňajú skladovaciu batériu s príslušným napätím, ktorá dodáva energiu na štartovanie motora a núdzovú energiu. Motorom poháňaný alternátor alebo generátor spolu s regulátorom napätia sú primárnym zdrojom elektrickej energie. Hlavný vypínač a elektrické vedenie sú pripojené k jednému alebo viacerým zbernicovým lištám, ističom a spínačom,



ktoré distribuujú energiu jednotlivým zariadeniam pre osvetlenie, elektroniku vrátane navigačných a komunikačných komponentov, ale aj primárnych letových prístrojov, vyhrievaniu pitotovej trubice, autopilotu, motorom zasúvacieho podvozku, štartérom motora atď.[35] Týchto vstupných 12 V je však regulovaných podľa požiadavkou daných komponentov. Elektromagnetické ventily je potrebné spínať napätím o 5 V, čo je zaistené regulátorom napätia typu LM2575. Ďalšie komponenty ako mikrokontrolér, diferenčné senzory, teplomery a GNSS modul fungujú na napätí o veľkosti 3,3 V, čo je zaistené ďalším regulátorom napätia typu TC2055. Pre GNSS modul je však použitý separátny regulátor napätia typu MIC5365 a to kvôli možnej interferencii GNSS modulu s ostatnými zariadeniami. Všetky komponenty boli zapájané podľa verejne publikovaných datasheetov. Do systému sú pridané aj nádržky s referenčným objemom, ktorých tvorba a testovanie sú popísané v experimentálnej časti tejto práce. Tieto nádržky sú umiestnené na teplotných senzoroach, kvôli meraniu teploty vzduchu, potom, ako elektromagnetický ventil uzavrie cestu prívodu vzduchu do ich objemu. Prepojenie nádržíek, či už s diferenčnými senzormi alebo ventilmi bolo zaistené mäkkou hadičkou o priemere jeden milimeter.

## 4.2 Softvérová realizácia systému

Softvérová realizácia výpočtovej jednotky bola popísaná v programovacom jazyku C v prostredí STM32CubeIDE vo verzii 1.13.2. Vývojová platforma STM32CubeIDE, využívajúca programovacie jazyky C alebo C++ slúži na vývoj aplikácií s možnosťami konfigurácií požadovaných periférií, generovaním kódov a ladiacimi funkcionalitami pre mikrokontroléry a mikroprocesory sérií STM32. Prostredie umožňuje výber predkonfigurovaného mikrokontroléru alebo mikroprocesoru, vďaka ktorému sa vytvorí a vygeneruje inicializačný kód. Túto možnosť je možné kedykoľvek počas vývoja zmeniť podľa požadovaných konfiguračných periférií bez vplyvu zmeny používateľského kódu. STM32CubeIDE taktiež zahŕňa štandardné a pokročilé funkcie ladenia, vrátane zobrazení registrov jadra hlavnej výpočtovej jednotky, pamätí a registrov periférií, ako aj sledovanie premenných v reálnom čase alebo analyzátor porúch. Prostredie ponúka použitie funkcií HAL knižníc, ktoré sú poskytované výrobcom mikokontroléru. Knižnice HAL (Hardware Abstraction Layer) poskytujú jednoduchý a všeobecný súbor rozhraní pre programovanie aplikácií s viacerými inštanciami na interakciu s vyššími vrstvami. Výhodou využívania knižníc HAL je najmä jednoduché ovládanie komunikačných periférií ako sú UART,GPIO, I2C, SPI, TIMER atď [36].



Obrázok 4.3: Vývojový diagram navrhnutého systému

Na obrázku 4.3 je uvedený vývojový diagram programového vybavenia systému. Po spustení programu začína ako prvá inicializácia snímačov. S touto inicializáciou sa spúšťa aj GNSS modul, ktorý v tomto systéme slúži na získavanie polohy, rýchlosti, výšky a času daného letu. Dáta z GNSS modulu sú prijímané v tzv. NMEA (National Marine Electronics Association) správe, ktorá je zobrazená na obrázku 4.4. Z celej správy je v tomto prípade zaujímavý riadok \$NGGA, v ktorom je obsiahnutá celá informácia ohľadom lokality, dátumu, času, počte fixnutých satelitov, HDOP (horizontal dilution of precision) čo je horizontálne zoslabenie presnosti a výšky. Správa generovaná použitým GNSS modulom aj napriek jej správnosti ohľadom spomínaných údajov nie je správna, pretože formát NMEA správy by po prijímaní signálu

#### 4. Praktická realizácia systému

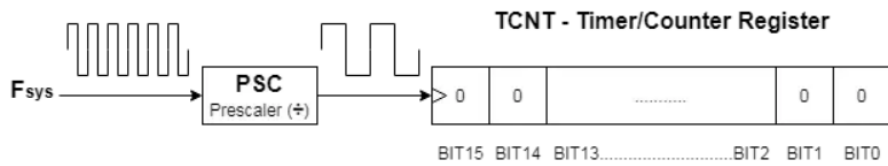
mal byť označený ako \$GNGGA. Táto chyba môže byť spôsobená nevhodným výberom antény.

```
PuTTY (inactive)
SV,3,3,09,88,45,059,27*54
SGNLL,4823.85786,N,01731.71282,E,204923.00,A,A*7A
SGNRMC,204924.00,A,4823.85794,N,01731.71272,E,0.218,,291223,,A*6A
SG,T,M,0.218,N,0.403,K,A*31
S,2,A,3,16,26,,,,,,6.41,2.39,5.94*1C
SGSA,A,3,79,88,,,,,,6.41,2.39,5.94*11
SGSV,3,1,10,07,07,323,,08,20,298,16,10,,21,16,58,224,25*4D
SV,3,2,10,18,43,062,23,21,03,253,,23,60,103,20,26,36,197,23*7E
SV,3,3,10,27,61,301,18,29,02,112,*7A
SGSV,3,1,09,65,38,086,20,66,16,139,22,72,19,026,18,78,13,201,18*6E
SV,3,2,09,79,43,251,29,80,31,319,22,81,61,313,,82,19,275,19*6D
SV,3,3,09,88,45,059,26*55
SGNLL,4823.85794,N,01731.71272,E,204924.00,A,A*71
SGNRMC,204925.00,A,4823.85822,N,01731.71245,E,0.442,,291223,,A*64
SG,T,M,0.442,N,0.819,K,A*3F
S,2,A,3,16,26,,,,,,6.40,2.39,5.94*1D
SGSA,A,3,79,88,,,,,,6.40,2.39,5.94*10
SGSV,3,1,10,07,07,323,,08,20,298,15,10,,21,16,58,224,25*4E
SV,3,2,10,18,43,062,23,21,03,253,,23,60,103,20,26,36,197,23*7E
SV,3,3,10,27,61,301,18,29,02,112,*7A
SGSV,3,1,09,65,38,086,20,66,16,139,22,72,19,026,17,78,13,201,18*6E
SV,3,2,09,79,43,251,30,80,31,319,22,81,61,313,,82,19,275,19*65
SV,3,3,09,88,45,059,27*54
SGNLL,4823.85822,N,01731.71245,E,204925.00,A,A*76
SGNRMC,204926.00,A,4823.85842,N,01731.71224,E,0.364,,291223,,A*65
SG,T,M,0.364,N,0.675,K,A*38
S,2,A,3,16,26,,,,,,6.40,2.39,5.94*1D
SGSA,A,3,79,88,,,,,,6.40,2.39,5.94*10
```

Obrázok 4.4: Formát prichádzajúcej NMEA správy z GNSS modulu

Tak, ako na obrázku funkcionality systému, sú aj v vo vývojovom diagrame rozdelené senzory na dve skupiny a to skupina č.1 a skupina č.2. Meranie začína so skupinou snímačov č.1. Tu sa vykonáva meranie so senzormi dovtedy, dokým rozsah diferenčného senzoru meracej skupiny č.1 nedosiahne osemdesiat percent. Ak nedosiahne túto hodnotu, meranie stále pokračuje so skupinou č.1. Ak ju dosiahne, program zisťuje, či meriame dáta so skupinou č.1 alebo č.2. Keď sa nachádzame s našim meraním v skupine č.1, ukladáme poslednú nameranú hodnotu získanú skupinou č.1 a meranie sa prepne do skupiny č.2 a nadväzuje svojím meraním na poslednú uloženú hodnotu zo skupiny č.1. Opäť prebieha meranie dovtedy, dokým rozsah diferenčného senzoru nepresiahne hodnotu osemdesiatich percent. Ak ju nedosiahne, meranie pokračuje so skupinou č.2. Kontrolou sa zaistí, či sa nachádzame s našim meraním v meracej skupine č.1 alebo skupine č.2. Ukladáme poslednú nameranú hodnotu skupinou č.2 a opäť prepíname meranie na skupinu č.1. Meranie je zaistené funkciou TIMER v prostredí STM32CubeIDE. Tento modul časovača je digitálny logický obvod, ktorý počíta pri každom cykle hodín. Do hardvéru sú implementované ďalšie funkcie na podporu modulu časovača, takže môže počítať nahor alebo nadol. Má tzv. prescaler na delenie vstupnej frekvencie hodín o vybranú hodnotu. Obsahuje tiež obvody na zachytávanie vstupov, generovanie PWM signálov a ďalšie iné funkcie. Predstavme si základný 16-bitový časovač, znázornený na 4.5. 16-bitový časovač môže počítať od 0 až do 65535. Pri každom cykle hodín sa hodnota časovača zvýši o 1. Z obrázku vyplýva, že Fsys nie je frekvencia, ktorá zvyšuje modul časovača. Najprv je delená prescalerom a až potom sa posunie na časovač. Register TCNT (Time/Counter Register) sa zvyšuje o 1 pri každom cykle hodín pri

nasledujúcej frekvencii ( $F_{\text{sys}}/\text{PSC}$ ). To znamená, že ak je  $F_{\text{sys}}$  napr. 80 MHz a prescaler je 1:1024, TCNT sa zvyšuje o 1 každých  $12.8 \mu\text{sec}$ . Preto, ak začne tento časovač počítať od nuly až kým nedosiahne koniec cyklu (pri 65535), dá nám prerušovaný signál raz za každých 0,839 sekundy. Ak však chceme nastaviť časovač na prerušovaný signál raz za sekundu, využijeme funkciu nazývanú register prednastavenia, ktorý prinúti časovač počítať od ľubovoľne zvolenej hodnoty až do ukončenia cyklu. Tým pádom, akýkoľvek časový interval môže byť získaný s funkciou TIMER [37].



**Obrázok 4.5:** Princíp funkcie TIMER



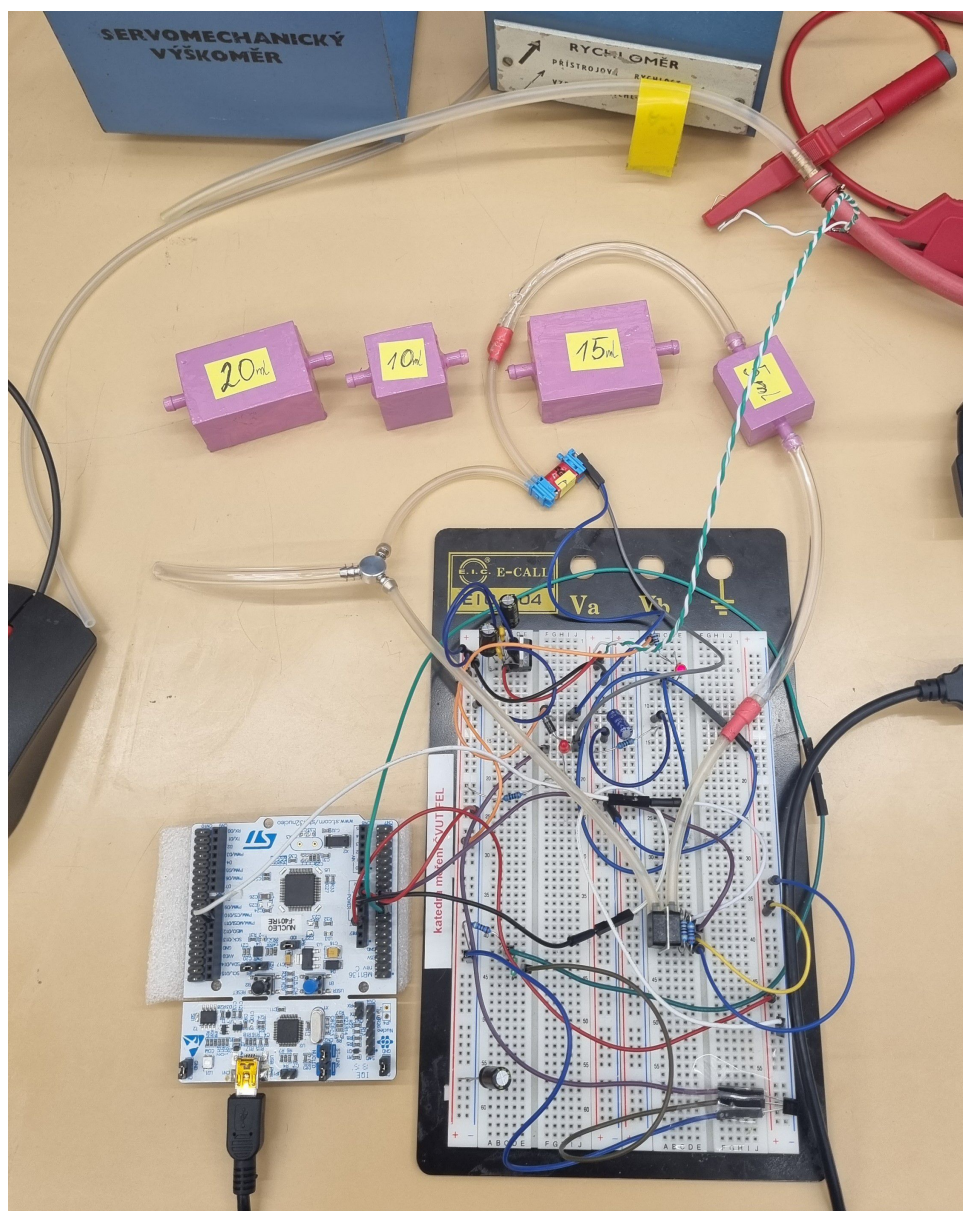
## Kapitola 5

### Experimentálna časť

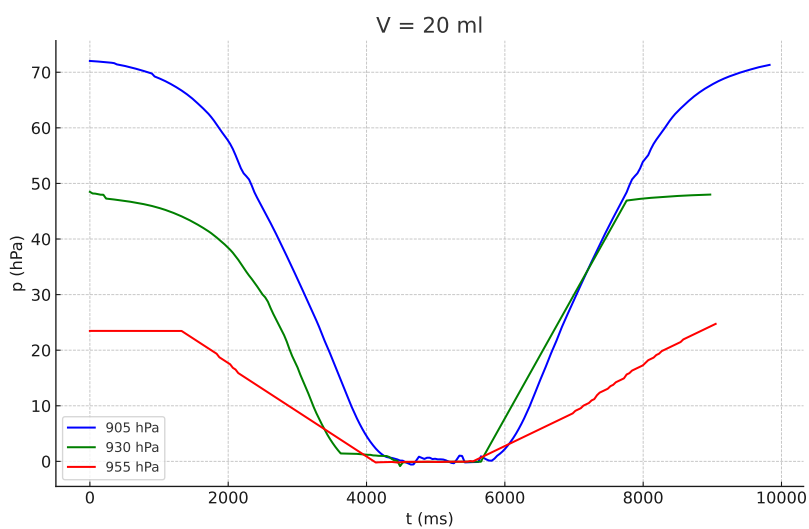
Experimentálna časť diplomovej práce sa zameriava na vyhodnotenie dát navrhnutého systému v laboratórnych a v reálnych letových podmienkach.

#### 5.1 Laboratórne meranie

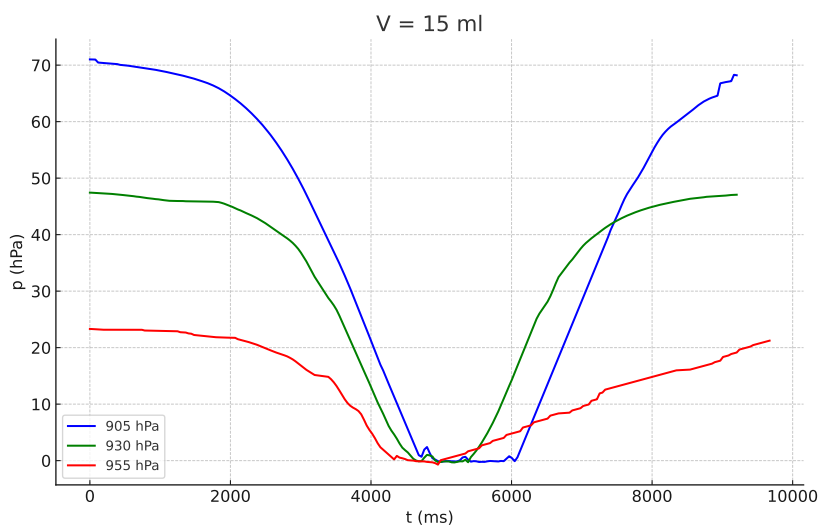
Podkapitola tejto práce sa zameriava na laboratórne meranie navrhnutého systému. Nasledujúce meranie bolo zamerané na výber a vplyv veľkosti referenčného objemu. Experimentom bolo treba overiť, ako vplýva veľkosť nádrže s referenčným objemom na vyrovnanie tlakov. Na základe tohto experimentu bola vybraná veľkosť nádrže do finálneho prototypu a taktiež doba otvorenia ventilu pre prepustenie referenčného objemu. Na uskutočnenie experimentu boli vytlačené na 3D tlačiarňi metódou stereolitografie a použitím fotoreaktívnej živice štyri nádržky o objeme 20 ml, 15 ml, 10 ml a 5 ml. Všetky nádržky boli po vytlačení zalakované, aby sa zabránilo prípadnému úniku vzduchu. Experiment bol prevedený pre tri rôzne úrovne rozdielov uzavretého tlaku, ktorý sa nastavoval na hodnoty 905 hPa, 930 hPa a 955 hPa s tlakom okolitého prostredia, ktorý bol nastavený na 980 hPa, čo činí tlakové rozdiely 75 hPa, 50 hPa a 25 hPa. Na 5.1 je zobrazené zapojenie ventilu, diferenčného senzoru a nádrže s referenčným objemom do breadboardu na otestovanie všetkých spomínaných veľkostí nádrží a taktiež na otestovanie fungovania jednotlivých komponentov. Simulácia tlakových zmien bola prevedená pomocou tlakového regulátoru PACE6000, ktorým bol nastavovaný tlak prevedený na všetky vstupy systému a vďaka ktorému sa simulovalo stúpanie a klesanie lietadla do oblastí s rôznym tlakom.



Obrázok 5.1: Testovanie nádrží s referenčným objemom

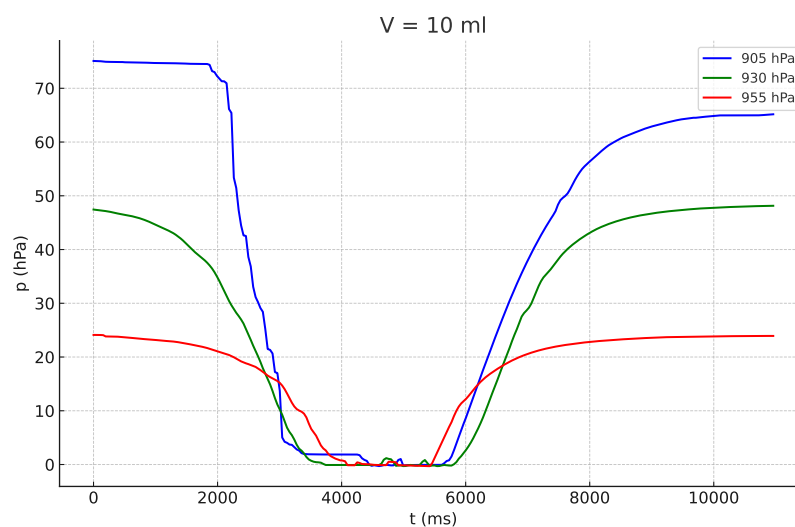


Obrázok 5.2: Objem 20 ml

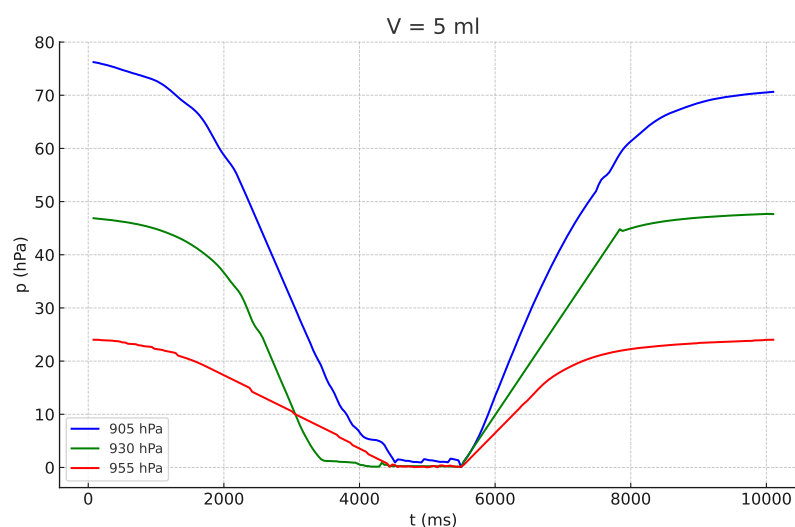


Obrázok 5.3: Objem 15 ml





Obrázok 5.4: Objem 10 ml



Obrázok 5.5: Objem 5 ml

Na grafoch uvedených vyššie je nameraná závislosť tlakovej diferencie za časový úsek pre každú veľkosť referenčnej nádrže. Vzorkovacia frekvencia pre vyššie uvedené merania bola nastavená na 39 ms a to z toho dôvodu, že kód napísaný pre túto simuláciu využíval funkciu delay, čo vnašalo do časovania celého merania nepresnosť. To však bolo eliminované nastavením vzorkovacej frekvencie na spomínaných 39 ms, čo adekvátne zodpovedalo nastavenej vzorkovacej hodnote. Vďaka tomuto meraniu sa taktiež zistilo, že

funkcia delay nie je vhodná na použitie pre tento typ merania. Z uvedených grafov vyplýva, že veľkosť referenčnej nádrže nezohráva tak významnú rolu na vyrovnanie tlakov po otvorení ventilu, keďže tlak sa zrovnal k nulovej hodnote v každom meraní rádovo do desiatok milisekúnd. Taktiež je pri každom meraní viditeľná fluktuácia tlakov, ktorá je spôsobená únikom vzduchu z referenčnej nádrže, najmä kvôli netesnostiam pripojených hadičiek. Na základe tohto merania bola vybraná do finálneho prototypu nádrž o veľkosti 10 ml.

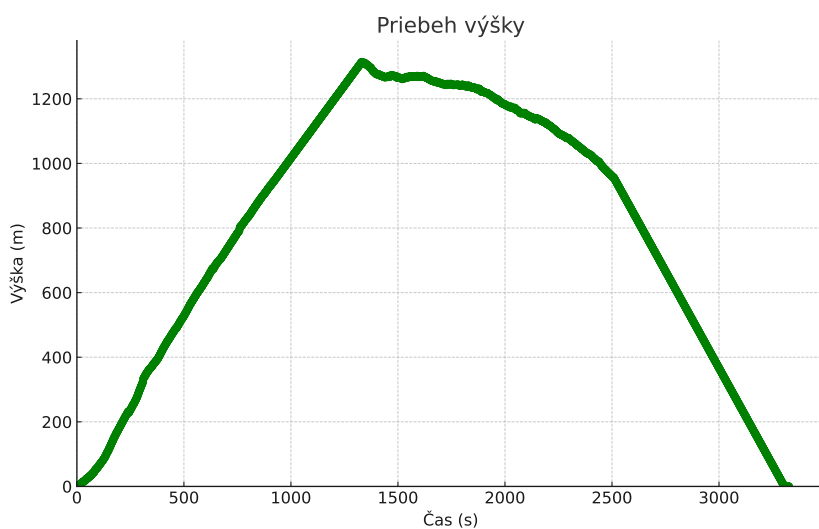
## 5.2 Test systému v reálnych letových podmienkach

Jednou zo zadaní práce bolo otestovať navrhnutý prototyp aerometrického systému v reálnych letových podmienkach. Na konci overovacích meraní bol teda naplánovaný celkový test experimentálnej realizácie navrhnutého systému na meranie výšky a vertikálnej rýchlosti počas skutočného letu. Tento test bol prevedený na lietadle WT9 Dynamic, čo je dvojmiestne ultralahké športové lietadlo vyrábané slovenskou firmou Aerospool v Prievidzi. Let bol zrealizovaný z letiska Trenčín (LZTN) na Slovensku v poobedných hodinách. Letisko Trenčín sa nachádza vo výške 206 m nad morom. Let prebehol z dráhy 22, čo je značenie magnetického kurzu dráhy. Tlak QNH na letisku Trenčín v deň letu bol 1011 hPa. Pred vzletom lietadla bol spustený vytvorený merací systém. Po vzlete z dráhy sa pravým okruhom zahájilo stúpanie do výšky približne 1300 m. Výška letu bola obmedzená kvôli nízkej oblačnosti, ktorá siaha v daný deň do uvedenej hodnoty. Lietadlo WT9 Dynamic nie je certifikované na lety za pravidiel IFR, čo sú pravidlá letu za zníženej viditeľnosti za pomoci prístrojov, takže let nemohol byť uskutočnený do vyššej výšky. Umiestnenie systému v lietadle je zobrazené na 5.6. Z nameraných hodnôt bola vyhodnotená výška a vertikálna rýchlosť, zobrazená na grafoch 5.7 a 5.8. Graf popisujúci priebeh výšky letu zobrazuje stúpavý let do spomínanej výšky a následné klesanie na pristátie na letisku Trenčín. Fluktuácia krivky v grafe priebehu vertikálnej rýchlosti naznačuje, že pri stúpaní ani klesaní nebola udržiavaná konštantná vertikálna rýchlosť lietadla, najmä kvôli turbulentnému počasiu spôsobenému nízkou oblačnosťou a pomerne silným nárazovým vetrom, ktorý však bol stále v akceptovateľných limitoch lietadla.

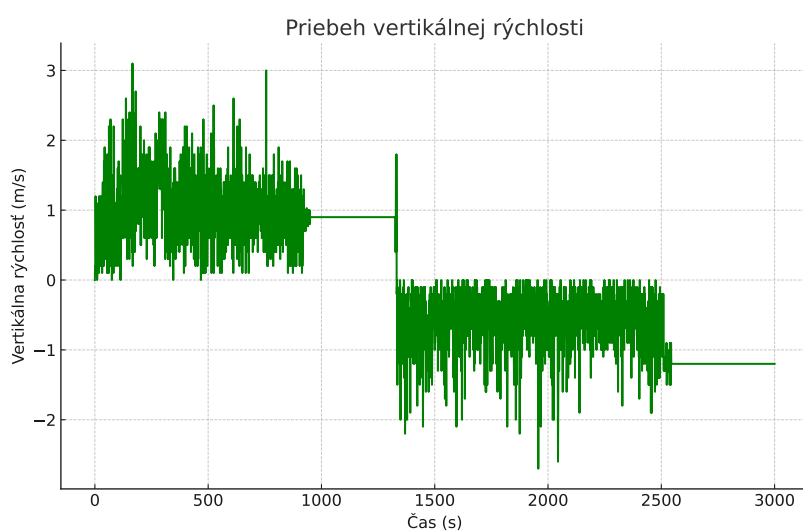
## 5. Experimentálna časť



Obrazok 5.6: Umiestnenie systému na palube lietadla WT9 Dynamic



Obrázok 5.7: Priebek výšky počas letu



Obrázok 5.8: Priebek vertikálnej rýchlosti počas letu



## Kapitola 6

### Záver

V úvode práce bola predstavená teoretická časť, rozložená do šiestich kapitol. Tieto kapitoly rozoberali Medzinárodnú štandardnú atmosféru a vplyv hustoty, teploty a tlaku na meranie výšky a vertikálnej rýchlosti v letectve. Tiež boli analyzované chyby spojené s týmito meraniami, pričom každý detail bol dôkladne preskúmaný. Kapitola o tlakomerných senzoroch zavádza čitateľa do hlbšej analýzy tejto problematiky a bola rozdelená do troch podkapitol. Tieto podkapitoly sa sústredili na absolútne a diferenčné tlakové snímače a na komunikáciu prostredníctvom I2C zbernice. Každá podkapitola bola podrobne spracovaná, aby poskytla ucelený pohľad na tieto technológie. Následne bola vypracovaná kapitola o návrhu systému na meranie výšky a vertikálnej rýchlosti. Táto časť obsahovala podrobné informácie o komunikácii medzi perifériami a o výbere kľúčových komponentov, ako sú diferenčný senzor, teplotný senzor, elektromagnetický ventil, mikrokontrolér a GNSS modul. Týmto spôsobom bola poskytnutá kompletná špecifikácia navrhovaného systému. V rámci realizácie hrdvéru systému bola navrhnutá, vyrobená a osadená doska plošných spojov založená na princípe striedania merania dvoch diferenčných senzorov. Softvérová časť popisovala vývoj kódu a mechanizmus fungovania striedania senzorov. Tento krok bol zásadný pre zabezpečenie správnej funkčnosti systému. Experimentálna fáza práce bola zameraná na testovanie systému v laboratórnych podmienkach a následne v reálnych letových podmienkach. Test v laboratóriu zahŕňal výber veľkosti nádrže s referenčným objemom, kde bol finálne vybraný objem 10 mililitrov. Nasledoval test v reálnych letových podmienkach s vytvoreným funkčným prototypom. Počas tohto testu boli zaznamenané údaje o priebehu výšky a vývoji vertikálnej rýchlosti z prevedeného letu. Napriek úspechu v predchádzajúcich fázach sa objavili problémy pri overení funkčnosti zbernice CAN a SD karty. Pri integrácii a overovaní týchto periférií došlo k technickej chybe na mikrokontroléri, čo spôsobilo, že doska nebola schopná ďalšej správnej pre-

vádzky. Táto chyba viedla k neúplnosti požadovaných meraní v laboratórnych podmienkach. Navyše, kvôli nefunkčnosti GNSS modulu neboli dáta z letu doplnené o informácie z tohto modulu, čo ponechalo niektoré aspekty merania nekompletné. V záverečnej časti práce je dôležité spomenúť, že ak by nedošlo k uvedenej technickej chybe na mikrokontroléri, merania by prebehli úspešne a poskytli by kompletný súbor dát potrebných pre ďalší vývoj a optimalizáciu systému. Táto situácia by umožnila presnejšie vyhodnotiť výkonnosť a spoľahlivosť navrhnutého meracieho systému v reálnych letových podmienkach. V budúcnosti sa dá očakávať, že s vyriešením technických problémov a s integrovaním funkčného GNSS modulu sa otvorí priestor pre pokročilejšie analýzy a testovanie. Možné sú aj ďalšie vylepšenia systému, ako je zlepšenie presnosti merania, znižovanie energetických požiadaviek, alebo integrácia s ďalšími senzormi a systémami pre získavanie viacdimeziálnych dát. Táto práca by tak mohla poslúžiť ako základ pre rozšírené výskumné projekty v oblasti leteckých meracích systémov a ich aplikácie v športovom letectve.

## Dodatok A

### Bibliografia

1. DVOŘÁK, Petr. *Letecká meteorologie 2017*. Vydání první. Cheb: Svět křídel, 2017. ISBN 9788075730145. OCLC: 1011118686.
2. KRÁČMAR, Jan. *Meteorologie (050 00)*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 9788072044474. OCLC: 187295679.
3. AVNET. *Pressure Sensors: Design Engineers Guide*. 2019. Dostupné tiež z: [https://www.avnet.com/wps/wcm/connect/onesite/fe01dc51-8967-4f18-869c-97f3e36970a6/Pressure\\_Sensors\\_Design\\_Engineers\\_Guide\\_USA-V2.pdf](https://www.avnet.com/wps/wcm/connect/onesite/fe01dc51-8967-4f18-869c-97f3e36970a6/Pressure_Sensors_Design_Engineers_Guide_USA-V2.pdf). Accessed: 2024-01-07.
4. REVUE, Flying. *Škola letecké meteorologie 12. díl: Hustota vzduchu* [online]. 2022. [cit. 2024-01-06]. Dostupné z: <https://www.flying-revue.cz/skola-letecke-meteorologie-12-dil-hustota-vzduchu>.
5. AUTHOR, Unknown. *Hustota atmosféry* [Online]. 2022. Dostupné tiež z: [https://eduaviation.lf.tuke.sk/wp-content/uploads/2\\_Hustota-atmosfery.pdf](https://eduaviation.lf.tuke.sk/wp-content/uploads/2_Hustota-atmosfery.pdf). 2024-01-06.
6. NEDELKA, Milan. *Prehľad leteckej meteorológie*. Prvé. Alfa, 1984. ISBN 63-481-84.
7. AUERSVALD, Jan. *Vylepšený systém pro měření výšky*. Praha, 2019. Dostupné tiež z: <https://dspace.cvut.cz/handle/10467/85786>. Disertační práce. České vysoké učení technické v Praze.
8. HABÁŇ, Vojtěch. *Systém pro přesné měření výšky a vertikální rychlosti*. Praha, 2022. Dostupné tiež z: <https://dspace.cvut.cz/handle/10467/101247>. Bakalářská práce. České vysoké učení technické v Praze.



9. DRAXLER, Karel; ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. *Přístrojové systémy letadel II*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2002. ISBN 9788001024843. OCLC: 51188715.
10. ADMINISTRATION, United States. Federal Aviation. *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*. 1. vyd. Washington, D.C.: U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, 2008.
11. WYATT, David. *Aircraft Flight Instruments and Guidance Systems: principles, operations and maintenance*. 1. vyd. London: Routledge, Taylor a Francis Group, 2015. ISBN 978-1-138-13314-3.
12. LEARN TO FLY. *VFR/IFR Cruising Altitudes* [online]. 2022. [cit. 2024-01-06]. Dostupné z : <https://learntofly.ca/vfr-ifr-cruising-altitudes/>.
13. AIR GURU. *Rychlomer* [online]. 2022. [cit. 2024-01-06]. Dostupné z : <https://www.airguru.cz/clanky/rychlomer>.
14. PILOT MALL. *The Complete Guide to Aircraft Instruments: More than Just the 6 Pack* [online]. 2022. [cit. 2024-01-06]. Dostupné z : <https://www.pilotmall.com/blogs/news/the-complete-guide-to-aircraft-instruments-more-than-just-the-6-pack>.
15. ABACUS, Avnet. *Absolute Pressure Sensors | The Design Engineer's Guide* [<https://my.avnet.com/abacus/solutions/technologies/sensors/pressure-sensors/measurement-types/absolute/>]. 2024. Accessed on January 7, 2024.
16. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. *Office of Aviation Safety* [online]. 2022. [cit. 2024-01-06]. Dostupné z : [https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ara](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ara).
17. TECHNOLOGY, Eastsensor. *Absolute Pressure Sensors: Why We Need and How to Use Them*. 2019. Dostupné tiež z: <https://www.eastsensor.com/blog/absolute-pressure-sensors/>.
18. TANDESKE, Duane. *Pressure Sensors: Selection and Application Mechanical Engineering*. 1. vyd. New York: Marcel Dekker, 1990. ISBN 978-0824783655.
19. AG, First Sensor. *Total Error and Stability with Differential Pressure Sensors*. 2019. Dostupné tiež z: <https://www.azosensors.com/article.aspx?ArticleID=1724>. Accessed on January 7, 2024.
20. TECHNOLOGY, Eastsensor. *Differential Pressure Sensors: What Are and How Do They Work?* 2020. Dostupné tiež z: <https://www.eastsensor.com/blog/differential-pressure-sensors/>.
21. REDAKCE HW SERVERU. *Stručný popis sběrnice I2C a její praktické využití k připojení externí eeprom 24LC256 k mikrokontroléru PIC16F877*. 2000. Dostupné tiež z: <https://vyvoj.hw.cz/navrh-obvodu/strucny-popis-sbernice-i2c-a-jeji-prakticke-vyuziti-k-pripojeni-externi-eeprom-24lc256>.

22. *Co jsou zač elektromagnetické ventily?* [<https://www.bola.cz/poradna/co-jsou-zac-elektromagneticke-ventily>]. [B.r.]. Accessed: January 7, 2024.
23. DEMJANOV, Vladislav Vladimirovič; YASYUKEVICH, Yury; SERGEEVA, Maria A.; VESNIN, Artem. *Space weather impact on GNSS performance*. Cham: Springer, 2022. ISBN 9783031158742 9783031158735.
24. GONCHAROVA, Iuliia; LINDENMEIER, Stefan. A compact satellite antenna module for GPS, Galileo, GLONASS, BeiDou and SDARS in automotive application. In: *2017 11th European Conference on Antennas and Propagation (EUCAP)* [online]. Paris: IEEE, 2017, s. 3639–3643 [cit. 2024-01-07]. ISBN 9788890701870. Dostupné z DOI: 10.23919/EuCAP.2017.7928117.
25. ADMIN. *UART (USART) – komunikujte sériově po dvou vodičích* [online]. 2014. [cit. 2024-01-07]. Dostupné z : <https://www.zavavov.cz/elektrotechnika/komunikacni-sbernice/67-uart-usart-komunikujte-seriove-po-dvou-vodicich/>. Last updated: 2016-08-18.
26. NAME, Author's. *Title of the Web Page* [Website Name]. Year. Dostupné tiež z: [Web%20Page%20URL](#). Accessed: Access Date.
27. DATAHELP.CZ. *Vše, co jste chtěli vědět o paměťové kartě typu SD*. 2018. Dostupné tiež z: <https://www.datahelp.cz/clanky/vse-co-jste-chteli-vedet-o-pametove-karte-typu-sd>. Accessed: 2024-01-07.
28. ULBRICHT, Róbert. *SPI - Serial Peripheral Interface* [Arduino Slovakia]. 2015. Dostupné tiež z: <https://www.arduinosllovakia.eu/page/spi>. Accessed: 2024-01-07.
29. RAO, T.V. *CAN Bus in Aviation* [Aviation Today]. 2009. Dostupné tiež z: <https://www.aviationtoday.com/2009/05/01/can-bus-in-aviation/>. Accessed: 2024-01-07.
30. TOOLEY, Michael H.; WYATT, David. *Aircraft electrical and electronic systems: principles, operation and maintenance*. London New York: Routledge, 2011. ISBN 9780750686952.
31. SENSORS, All. *DLLR - High Accuracy Pressure Sensors Series*. [B.r.]. Dostupné tiež z: [https://www.mouser.sk/datasheet/2/18/1/DS-0358\\_Rev\\_A-1509694.pdf](https://www.mouser.sk/datasheet/2/18/1/DS-0358_Rev_A-1509694.pdf). Accessed: 2024-01-07.
32. DEVICES, Analog. *ADT7410 High Accuracy Digital Temperature Sensor*. 2017. Dostupné tiež z: <https://www.mouser.sk/datasheet/2/609/ADT7410-3121675.pdf>. Accessed: 2024-01-07.
33. CORPORATION, Parker Hannifin. *X-Valve - Miniature Pneumatic Solenoid Valve*. [B.r.]. Dostupné tiež z: <https://www.parker.com/content/dam/Parker-com/Literature/Precision-Fluidics/Miniature-Solenoid-Valves/X-Valve.pdf>. Accessed: 2024-01-07.

34. STMICROELECTRONICS. *STM32F103x8, STM32F103xB*. [B.r.]. Dostupné tiež z: <https://www.mouser.sk/datasheet/2/389/stm32f103c8-1851025.pdf>. Accessed: 2024-01-07.
35. AUTHOR, Unknown. Electrical Systems. *Aviation Safety Magazine*. 2017. Dostupné tiež z: <https://www.aviationsafetymagazine.com/features/electrical-systems/>. Accessed: 2024-01-07, Updated: October 29, 2019.
36. STMICROELECTRONICS. *STM32CubeIDE - Integrated Development Environment for STM32* [STMicroelectronics website]. [B.r.]. Dostupné tiež z: <https://www.st.com/en/development-tools/stm32cubeide.html>. Accessed: 2024-01-07.
37. MAGDY, Khaled. *STM32 Timers Explained Tutorial - Timer Modes Examples Interrupts PWM*. Access Year. Dostupné tiež z: <https://deepbluembedded.com/stm32-timers-tutorial-hardware-timers-explained/>. Accessed: 2024-01-07.