

Bakalářská práce



**České
vysoké
učení technické
v Praze**

F3

**Fakulta elektrotechnická
Katedra elektromagnetického pole**

System pro přesné měření výšky a vertikální rychlosti

Vojtěch Habáň

**Vedoucí: Ing. Martin Šipoš, Ph.D.
Obor: Elektronika a komunikace
Květen 2022**

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Habáň** Jméno: **Vojtěch** Osobní číslo: **491877**
Fakulta/ústav: **Fakulta elektrotechnická**
Zadávající katedra/ústav: **Katedra elektromagnetického pole**
Studijní program: **Elektronika a komunikace**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Systém pro přesné měření výšky a vertikální rychlosti

Název bakalářské práce anglicky:

System for Accurate Altitude and Vertical Speed Measurement

Pokyny pro vypracování:

Navrhněte a zrealizujte systém pro přesné měření výšky a vertikální rychlosti zahrnující následující kroky a vlastnosti:

- Vytvořte koncepci systému a vyberte vhodné komponenty pro daný systém (tlakové snímače, GNSS modul, tlakový ventil, mikroprocesor, atd.),
- Navrhněte schéma a desku plošných spojů daného systému s tím, že systém bude využívat tlakové snímače pro přesné měření výšky a vertikální rychlosti, bude využívat pro určení pozice a času GNSS modul a výsledná data bude odesílat po sběrnici RS232, CAN nadřazenému systému,
- Zrealizujte daný systém, vyzkoušejte funkčnost jako celku a nakalibrujte tlakové snímače,
- Proveďte laboratorní ověření systému, tj. proveďte analýzy přesnosti v jednotlivých režimech činností, proveďte analýzy při změnách vstupních podmínek, atd.
- Proveďte ověření systému v reálných podmínkách, v ideálním případě v rámci letového testu.

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) bakalářské práce:

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

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

Datum zadání bakalářské práce: **31.01.2022**

Termín odevzdání bakalářské práce: **20.05.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: **30.09.2023**

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

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Poděkování

Rád bych poděkoval svému vedoucímu Ing. Martinu Šipošovi, Ph.D., za cenné rady, věcné připomínky, vstřícnost při konzultacích a odborné vedení práce.

Prohlášení

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

V Praze, 18. května 2022

.....

Vojtěch Habáň

Abstrakt

Práce se věnuje návrhu systému pro měření výšky a vertikální rychlosti založeného na barometrické metodě. V této práci na rozdíl od většiny používaných systémů bude pro tento účel použit rozdílový tlakový snímač. Systém je navržen tak, že měří výšku na úsecích daných rozsahem měření rozdílového snímače. Mezi jednotlivými úseky dochází k přepouštění referenčního objemu, během kterého jsou data o výšce nahrazována absolutním snímačem a daty z GNSS modulu. Po dokončení praktické realizace byla udělána série měření testující vlastnosti systému. Při měření na jednom rozsahu bylo dosaženo přesnosti 1,12 m při určení výšky a 0,21 m/s při určení vertikální rychlosti.

Klíčová slova: rozdílový tlakový snímač, barometrická měření výšky, Mezinárodní standardní atmosféra, měření výšky, měření vertikální rychlosti

Vedoucí: Ing. Martin Šipoš, Ph.D.

Abstract

This thesis contains a design of a system for height measurement and vertical velocity based on the barometric method. Differential pressure sensor will be used for this purpose, unlike in most similar systems. The system is designed to measure height in sections determined by the measuring range of the differential sensor. Reference volume is siphoned between measuring sections, during which the height data are replaced by absolute sensor and GNSS module data. After the completion of assembly, a series of measurements have been made to test the properties of the system. During a measurement on one range, a precision of 1,12 m for height determination and 0,21 m/s for vertical velocity determination has been achieved.

Keywords: differential sensor, barometric altitude measurement, Altitude and Vertical Speed Measurement, altitude measurement, vertical speed measurement

Title translation: System for Accurate Altitude and Vertical Speed Measurement

Obsah

Seznam zkratk	1	5.4.2 Simulace letu s přepuštěním referenčního objemu	30
1 Úvod	3	6 Závěr	37
2 Teoretický úvod	5	6.1 Shrnutí práce a dosažených výsledků	37
2.1 Výška, vertikální rychlost a jejich měření v letectví	5	6.2 Další možné směřování práce . . .	37
2.1.1 Definice výšky	5	Použitá literatura	39
2.1.2 Měření výšky v letectví	7	Použité obrázky	41
2.1.3 Definice vertikální rychlosti . .	8	A Schémata	43
2.1.4 Měření vertikální rychlosti v letectví	8	B Doprovodné fotografie	45
2.2 Barometrické měření výšky	9	C Dovolené tolerance barometrických výškoměrů	47
2.2.1 Mezinárodní standardní atmosféra a její parametry	9		
2.2.2 Dělení tlakových snímačů dle tlakové reference	11		
3 Návrh systému pro měření výšky a vertikální rychlosti	13		
3.1 Principy a funkce systému	13		
4 Praktická realizace systému	17		
4.1 Výběr hlavních komponent systému	17		
4.1.1 Výběr rozdílového tlakového snímače	17		
4.1.2 Výběr absolutního tlakového snímače	18		
4.1.3 Výběr elektromagnetického ventilu	19		
4.1.4 Výběr zbylých klíčových komponent	20		
4.2 Hardwarová realizace systému . .	20		
4.3 Programové vybavení systému . .	20		
5 Experimentální ověření systému	23		
5.1 Ověření absolutního tlakového snímače	23		
5.2 Ověření rozdílového tlakového snímače	24		
5.3 Ověření referenčního objemu . . .	25		
5.3.1 Měření rychlosti přepuštění referenčního objemu	26		
5.3.2 Měření stálosti referenčního objemu	27		
5.4 Laboratorní simulace letu	28		
5.4.1 Simulace letu bez přepuštění referenčního objemu	28		

Obrázky

2.1 Ilustrace typů výšek podle toho, jak je definována základní úroveň... 6	
2.2 Průběh tlaku a teploty dle MSA [O1]..... 11	
2.3 Typy tlakových snímačů dle tlakové reference 12	
3.1 Realizace referenece pro rozdílový tlakový snímač 14	
3.2 Blokové schéma systému 14	
4.1 Konstrukce a princip funkce ventilu [O2]..... 19	
4.2 Vývojový diagram programového vybavení systému 21	
4.3 Formát příchozí zprávy NMEA od GNSS modulu 22	
5.1 Uspořádání během měření 23	
5.2 Převodní charakteristika absolutního tlakového snímače 24	
5.3 Chyba měření absolutního tlakového snímače 24	
5.4 Převodní charakteristika rozdílového tlakového snímače 25	
5.5 Chyba měření rozdílového tlakového snímače 25	
5.6 Závislost rychlosti přepouštění referenčního objemu na rozdílu tlaků 26	
5.7 Vývoj tlaku v referenčním objemu 27	
5.8 Vývoj výšky během letových simulací bez přepuštění referenčního objemu 28	
5.9 Vývoj vertikální rychlosti během letových simulací bez přepuštění referenčního objemu 29	
5.10 Průběh simulace se změnou tlaku 1 hPa/s..... 32	
5.11 Průběh simulace se změnou tlaku 2 hPa/s 33	
5.12 Průběh simulace se změnou tlaku 0,2 hPa/s 34	
5.13 Měření za změněných vnějších podmínek 35	
A.1 Schéma navrhovaného systému . 43	B.1 Hardwarová realizace systému . . 45
A.2 Návrh desky plošných spojů ... 44	

Tabulky

4.1 Výběr rozdílových snímačů tlaku	18
4.2 Výběr absolutních snímačů tlaku	18
5.1 Hodnoty časových konstant vyrovnání tlaku referenčního objemu	26
5.2 Hodnoty úbytku tlaku v referenčním objemu	27
5.3 Hodnoty časových konstant vyrovnání tlaku referenčního objemu	29
5.4 Měřené hodnoty vertikální rychlosti během stoupaní	29
5.5 Měřené hodnoty vertikální rychlosti během klesání	29
5.6 Chyba měření výšky během stoupaní pro simulace se změnou tlaku 1 hPa/s	31
5.7 Chyba měření výšky během klesání pro simulace se změnou tlaku 1 hPa/s	31
5.8 Chyba měření výšky pro simulaci se změnou tlaku 2 hPa/s	32
5.9 Chyba měření výšky pro simulaci se změnou tlaku 0,2 hPa/s	33
C.1 Dovolené tolerance výškoměrů založených na barometrické metodě dle Úřadu pro civilní letectví České republiky [17]	47



Seznam zkratk

MSA	Mezinárodní stadardní atmosféra
GNSS	Global navigation satellite system
GPS	Global Positioning System
GLONASS	Global Navigation Satellite System
MEMS	Micro-electro-mechanical systems
AD	analogově digitální
DC	direct current
HAL	Hardware Abstraction Layer
NMEA	National Marine Electronics Association

Kapitola 1

Úvod

Tato práce nesoucí název Systém pro přesné měření výšky a vertikální rychlosti (System for Accurate Altitude and Vertical Speed Measurement) prověřuje nové způsoby návrhu měření výšky a vertikální rychlosti v kategorii systémů založených na principu barometrické metody, a to z důvodu možného zvýšení kvality měření daných veličin.

Společně s vývojem letectví jde ruku v ruce i vývoj přístrojů sledujících stav průběhu letu, kterými jsou letadla i další létající prostředky vybavovány. Ačkoli v dnešní době již mají letecké prostředky řadu různých systémů sledujících jednotlivé aerometrické veličiny, těmi nejzákladnějšími třemi systémy, které se v nějaké podobě vyskytují ve všech prostředcích napříč leteckými odvětvími i napříč dobou, jsou výškoměr, sloužící ke sledování výšky, variometr, který měří vertikální rychlost a rychloměr sloužící k měření vzdušné rychlosti.

Tato práce se věnuje návrhu systému, který bude primárně sloužit jako výškoměr, avšak je doplněný i o funkci variometru. Jelikož výškoměry a variometry jsou v letectví již dlouhou dobu, mají řadu různých podob a principů funkce. Nejrozšířenější jsou výškoměry založené na principu barometrické metody. Přestože jsou barometrické výškoměry nejrozšířenější a vyskytují se v různých konstrukčních koncepcích, naprostá většina z nich funguje na principu absolutního tlakového snímače. [1].

Koncepce s absolutním tlakovým snímačem s sebou nese řadu konstrukčních nevýhod. Z důvodu velkého měřicího rozsahu absolutního snímače tlaku jsou požadavky na jeho relativní chybu a konstrukci enormní. Myšlenkou této práce je předejít zmíněné nevýhodě za použití rozdílového tlakového snímače s menším rozsahem měření, tudíž i výrazně méně náročnými požadavky na relativní chybu snímače. Tato koncepce vychází z [2].

Práce se tedy bude zabývat návrhem barometrického výškoměru a variometru s použitím rozdílového snímače, jeho následnou praktickou realizací a nakonec i jeho experimentálním ověřením. Větší přesnost rozdílového snímače by měla vést k menší chybě měření systému, nepromítnou-li se nějak výrazně další chyby plynoucí z konstrukce celého systému. V průběhu všech částí práce budou zkoumány nedostatky systému, jejichž odstranění či kompenzace by mohly být předmětem další práce na daném tématu.

Kapitola 2

Teoretický úvod

V této teoretické části práce budou popsány dále využívané pojmy a principy pro budoucí snažší popis a ujednocení terminologie.

2.1 Výška, vertikální rychlost a jejich měření v letectví

Jelikož je předmětem této práce systém pro přesné měření výšky a vertikální rychlosti, je příhodné si v prvních kapitolách nejdříve tyto pojmy zadefinovat, vysvětlit a popsat, jakých metod se v letectví využívá pro jejich měření.

2.1.1 Definice výšky

Výška je definována jako svislá vzdálenost hladiny, bodu či předmětu považovaného za bod, která je měřena od základní, neboli nulové úrovně. Svislice je takovou siločarou gravitačního pole Země, jenž prochází bodem základní úrovně a měřeným bodem [1].

Na základě této definice lze rozeznávat dva matematické popisy výšky. Je-li definice uvedena v základním tvaru, jedná se o geometrickou výšku definovanou jako

$$H_g = \int_0^{H_g} dh. \quad (2.1)$$

Pokud uvažujeme proměnnost gravitačního zrychlení v závislosti na výšce, dostáváme vztah pro geopotenciální výšku definovanou jako

$$H_p = \int_0^{H_p} \frac{g(h)}{g(0)} dh \quad (2.2)$$

kde

h je výška definovaná na siločáře zemského gravitačního pole,

$g(h)$ gravitační zrychlení ve výšce h ,

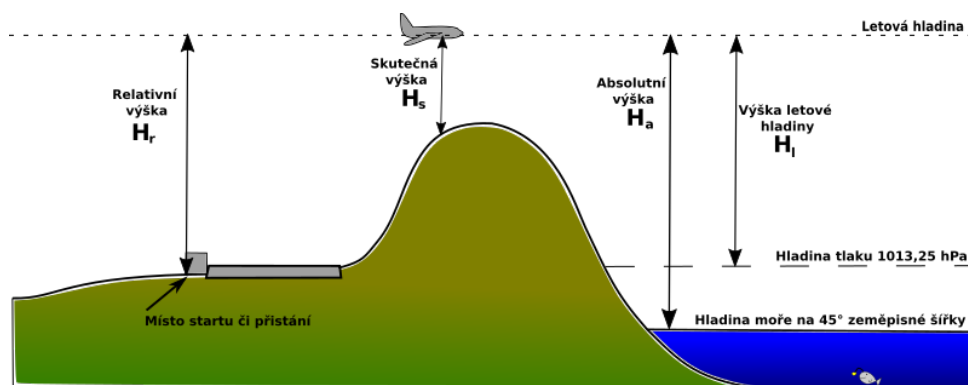
$g(0)$ gravitační zrychlení základní úrovně (kde $h = 0$).

V důsledku zmenšování gravitačního zrychlení $g(h)$ s rostoucí výškou, je geopotenciální výška H_p v porovnání s geometrickou výškou H_g menší. Pro rozsah použitelnosti systému navrhovaného v této práci, který činí

0 - 3000 m, je rozdíl v definicích dle 2.1 a 2.2 zanedbatelný. Z toho důvodu bude v této práci používána výška geometrická definovaná rovnicí 2.1. Pro jednoduchost bude její označení pouze H , které může být případně doplněno o spodní index dle definic uvedených dále v této práci. [1], [2]

Mimo výše uvedených definic se v letectví především užívají výšky, které jsou definovány podle volby základní úrovně, což je hladina, ve které je daná výška nulová. Jednotlivé typy výšek dělených podle místa určení základní úrovně jsou znázorněny na Obrázku 2.1 a jejich definice jsou následující [1], [2], [3], [4]:

- **Absolutní výška H_a** - za základní úroveň je zvolena hladina moře na 45° zeměpisné šířky, která je nulovou geopotenciální hladinou. Tlak této základní úrovně bývá označována mezinárodně uznávanou značkou QNH.
- **Relativní výška H_r** - libovolné místo na Zemi může být zvoleno jako základní úroveň, avšak zpravidla bývá voleno místo vzletu či přistání. Mezinárodní kód pro označení tlaku této základní úrovně je QFE.
- **Výška letové hladiny H_l** - základní hladinou pro tuto výšku je hladina o atmosferickém tlaku 1013,25 hPa. Mezinárodní kód pro označení této výšky je QNE. Na rozdíl od výše zmíněných Q kódů je v tomto případě označována výška a nikoli tlak základní úrovně.
- **Skutečná výška H_s** - základní úrovní je místo na zemském povrchu, jež je průsečíkem se svislicí procházející letadlem.



Obrázek 2.1: Ilustrace typů výšek podle toho, jak je definována základní úroveň.

Dále se také používá tlaková, hustotní nebo teplotní výška, které jsou definované v mezinárodní standardní atmosféře. Tlaková výška je definována jako výška nad hladinou tlaku 1013,25 hPa. Hustotní výška je úpravou tlakové výšky o nestandardní teplotu. Úprava tlakové na hustotní výšku se provádí z toho důvodu, že hustota vzduchu má zásadní vliv na výkon a chování letadla. [5].

2.1.2 Měření výšky v letectví

V oblasti letectví se využívá řady různých metod měření výšky založených na různých principech, jelikož každá z metod je vhodná pro měření určitého typu výšky z výše uvedených definic a za určitých podmínek. Hlavní používané způsoby jsou [1], [2], [3],[6]:

- **Barometrická metoda** - tato metoda se zakládá na měření statického absolutního tlaku vzduchu, z něhož je pak tlak pomocí známé závislosti přepočítáván na geopotenciální výšku. Následně pak měřené rozdíly v tlaku odpovídají rozdílům výškovým. Absolutní tlak je pak takový tlak, jehož nulová hodnota odpovídá vakuu. Ten je měřený pomocí barometrického výškoměru, který může být realizován pomocí tlakových senzorů či tlakoměrné krabice. Barometrické výškoměry také umožňují přednastavení referenční hodnoty statického absolutního atmosferického tlaku vzduchu podle požadavků na základní úroveň. Dle nastavení tlakové reference výškoměru je možné barometrickou metodou měřit tři typy výšky. Po nastavení tlakové reference výškoměru na místo vzletu či přistání (QFE) bude měřena relativní výška H_r . Pro měření absolutní výšky H_a musí být tlaková reference výškoměru nastavena na tlak odpovídající hladině moře na 45° zeměpisné šířky (QNH). Posledním typem výšky, který je možné barometrickou metodou měřit, je výška letové hladiny H_l , a to po nastavení tlakové reference na 1013,25 hPa (QNE). Barometrické výškoměry jsou cejchovány ve feetech případně v metrech.
- **Radiová (elektrická) metoda** - touto metodou se měří skutečná výška H_s . Princip tohoto typu výškoměru je založen na odrazu elektromagnetického vlnění od povrchu Země. K měření touto metodou se používají radiovýškoměry, které vysílají signál spojitě nebo radarové výškoměry, které vysílají signál pouze impulzně. Radarové výškoměry vyhodnocují zpoždění mezi vyslaným a odraženým signálem, které je úměrné výšce. Radiovýškoměry vysílají konstantně proměnný FM signál a následně vyhodnocují frekvenci zánějí vzniklých interferencí vysílaného signálu s přijatým. Tato metoda nachází využití pouze do relativní výšky H_r 2500 feetů (756 m), což znamená, že jej většina letadel využije pouze při vzletu a přistání.
- **Optická metoda** - stejně jako předešlá i tato metoda se používá k měření skutečné výšky H_s . Princip optické metody je založen na vyhodnocování výšky na základě měření úhlu. Je-li letadlo nad určitým bodem a známe-li vzdálenost do jiného bodu na zemském povrchu, jde pomocí této metody změřit úhel k druhému bodu a určit skutečnou výšku. Využití této metody je omezené a používá se především k cejchování jiných typů výškoměrů.
- **Parametrická metoda** - tato metoda nachází využití především pro měření ve vysokých výškách a měří se pomocí ní absolutní výška H_a . Parametrická metoda je založena na ionizaci atomů vzduchu v důsledku

dopadajícího ionizujícího záření. Ionizované částice vzduchu dopadají na detektor, který vyhodnocuje následně absolutní výšku H_a , jelikož množství a energie dopadajících ionizovaných částic závisí na hustotě vzduchu, tudíž i na absolutní výšce.

- **Inerciální metoda** - její využití je k měření relativní výšky H_r . Princip je založen na měření rozdílu vertikálního zrychlení a_y v místě, v němž se nachází letadlo a gravitačního zrychlení v místě startu. Z výsledku rozdílu lze následně dvojitou integrací získat signál odpovídající dané relativní výšce H_r .

Nejvýznamější úlohu v letectví a především jeho bezpečnosti, hraje z výše zmíněných metod metoda barometrická, jelikož se pomocí ní vzdušný prostor vertikálně rozděluje na jednotlivé letové hladiny. Barometrická metoda měření výšky je také metodou používanou v této práci.

2.1.3 Definice vertikální rychlosti

Druhou veličinou měřenou v této práci je vertikální rychlost, která je definována jako změna výšky za čas a je dána vzorcem

$$v_v = \frac{dH}{dt} \quad (2.3)$$

kde

v_v vertikální výška,
 dH diferenciál výšky,
 dt diferenciál času.

Jelikož v dnešní době je převážná většina systémů číslíkových, stejně tak jako ten používaný v této práci, bude dobré uvést také vzorec upravený pro číslíkové zpracování, který má následující tvar

$$v_v = \frac{H_{[n+1]} - H_n}{\Delta t} \quad (2.4)$$

kde

v_v vertikální výška,
 H_n výška v daném časovém okamžiku,
 $H_{[n+1]}$ výška v okamžiku zpožděném o Δt ,
 Δt konstantní časová diference.

Informace o vertikální rychlosti jsou důležité při vzletu, přistání a také k dodržení dané letové hladiny během letu. Pro oblast bezmotorových letounů jde o jednu z nejdůležitějších měřených letových veličin. [1].

2.1.4 Měření vertikální rychlosti v letectví

Způsoby, které se používají k měření vertikální rychlosti jsou [1], [2], [6]:

- První metoda používaná pro měření vertikální rychlosti je založena na mechanickém principu pomocí přístroje zvaného variometr. Variometry

měří vertikální rychlosti podle časových změn statického tlaku vzduchu, jelikož ty odpovídají časovým změnám výšky. V praxi se používají dvě konstrukce variometrů, křídélkový variometr a variometr s tlakoměrnou krabicí, též někdy označovaný jako membránový. Princip obou variometrů je založen na přivádění vnějšího statického tlaku a jeho porovnávání s tlakem referenčním, jež má za následek mechanické vychýlení ručičky. Užití obou variometrů je pak rozdílné, což je dáno i rozdílností jejich vlastností v důsledku jejich odlišné konstrukce. Zatímco variometr s tlakoměrnou krabicí tvoří většinu vyráběných variometrů, klapičkový variometr, díky své citlivosti, našel uplatnění především u bezmotorových letadel, kde je postačující i menší měřicí rozsah.

- Následující metodou je metoda, při níž je vertikální rychlost vypočítávána podle definice. Systém pro měření vertikální rychlosti používá při této metodě data o výšce ze systémů určených pro měření výšky. Vzájemným porovnáváním naměřených výšek v daných časových intervalech je pak možné pomocí vzorce 2.3 či 2.4 dopočítat vertikální rychlost. Tato metoda bude využívána pro měření v této práci.
- Metoda inerciální, která je stejně jako inerciální metoda pro měření výšky založena na principu měření vertikálního zrychlení a_y v místě, v němž se nachází letadlo. Pro získání vertikální rychlosti je však dostačující pouze jedna integrace měřených dat.
- Poslední způsob používaný pro získání vertikální rychlosti je za použití systémů pro zjištění skutečné vzdušné rychlosti. Z té jde vertikální rychlost získat výpočtem pomocí měření polohových úhlů. Využití této metody není příliš běžné.

2.2 Barometrické měření výšky

Jak již bylo zmíněno dříve, barometrická metoda měření výšky je založena na měření absolutního tlaku vzduchu, ze kterého je následně podle dané závislosti vypočtena výška. Zmiňovaná závislost je popsána barometrickou rovnicí. Do barometrické rovnice se promítá řada parametrů a vlastností zemské atmosféry, které příliš komplikují praktické výpočty. V následující podkapitole je popsáno, jak jsou tyto parametry standardizovány pro snazší praktické užití. [1].

2.2.1 Mezinárodní standardní atmosféra a její parametry

Z důvodů proměnnosti klimatických podmínek jako je teplota, tlak, hustota či rychlost zvuku v zemské atmosféře v závislosti na výšce či ročním období, bylo nutné některé její parametry jednoznačně stanovit, jelikož jsou nezbytné pro další výpočty v leteckých přístrojích k získání , jako je kupříkladu výška, vertikální nebo vzdušná rychlost či Machovo číslo. Z těchto důvodů byla tedy zavedena mezinárodní standardní atmosféra (MSA) - International

Standard Atmosphere (ISA), která poskytuje definice základních vztahů mezi uvedenými veličinami. MSA je tedy hypotetickou atmosférou s parametry získanými z celoročních globálních průměrů dat získaných měření reálné atmosféry. Vztahy definované mezinárodní standardní atmosférou jsou pak založeny na teorii plynů a zmíněném měření atmosféry. [1], [3].

Základní parametry MSA jsou dány pro nulovou výšku na hladině moře pro 45° zeměpisné šířky. Jelikož stanovených parametrů je mnoho, budou zde uvedeny pouze ty základní a relevantní pro tuto práci. Ty jsou [1]:

- absolutní tlak vzduchu $p_0 = 101325 \text{ Pa}$
- teplota vzduchu $T_0 = 288,15 \text{ K}$
- hustota vzduchu $\rho_0 = 1,2250 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$
- gravitační zrychlení $g_0 = 9,80665 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$

Výše zmíněné gravitační zrychlení je považováno za konstantní pro všechny výšky. Vzduch je považován za ideální plyn řídící se stavovou rovnicí ideálního plynu.

Průběh nejvýznamnějších veličin, jak je stanovuje Mezinárodní standardní atmosféra, je znázorněn na Obrázku 2.2. V této práci budou uvažovány pouze vztahy platné pro oblast troposféry, tedy rozmezí výšek 0-11 km.

Jak je dle obrázku patrné, teplota v závislosti na výšce klesá lineárně. Tato závislost je popsána vztahem

$$T(H) = T_0 + \tau H \quad (2.5)$$

kde

$T(H)$ teplota vzduchu ve výšce H ,
 $T_0 = 288,15 \text{ K}$ teplota vzduchu v nulové výšce dle MSA,
 $\tau = -6,5\cdot 10^{-3} \text{ K}\cdot\text{m}^{-1}$ teplotní koeficient pro uvažované výšky. [1].

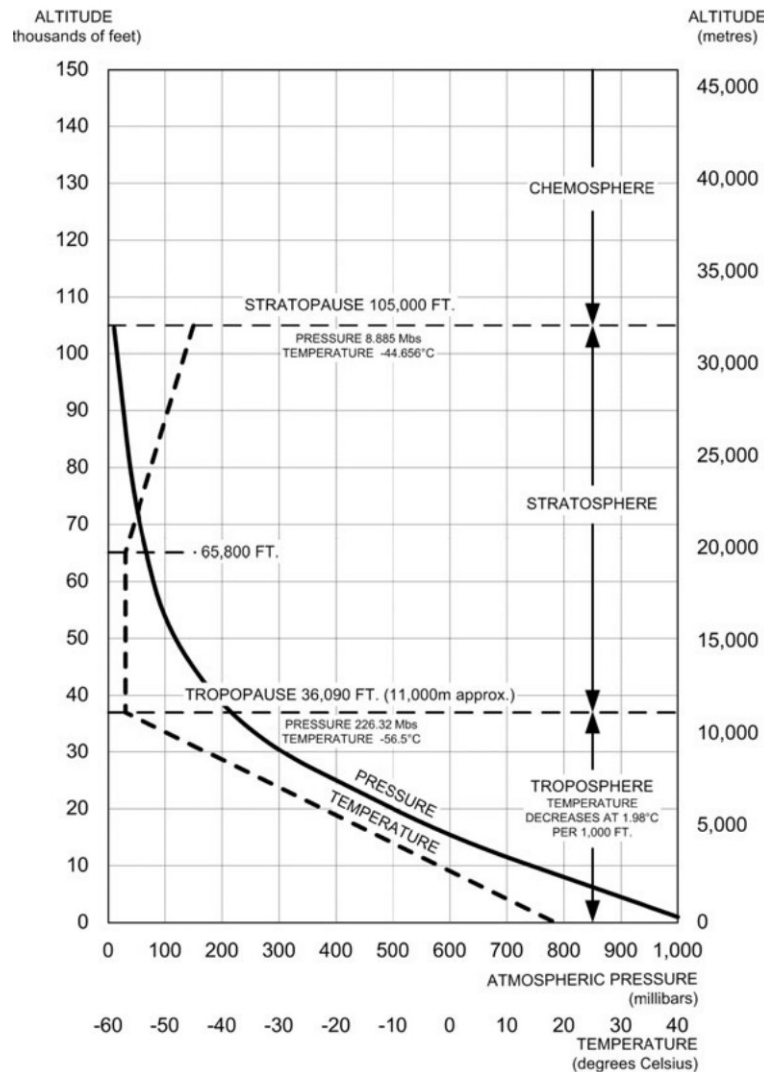
Tlak vzduchu je na výšce závislý podle barometrické rovnice. Tu po dosazení parametrů a konstant, specifikovaných v mezinárodní standardní atmosféře, za jednotlivé její proměnné lze upravit do následujícího tvaru

$$H = 44,33 \cdot 10^3 \left[1 - \left(\frac{p(H)}{p(0)} \right)^{0,19026} \right] \quad (2.6)$$

platného pro uvažovaný rozsah výšek 0-11 km, kde

H výška v daném rozsahu,
 $p(H)$ tlak vzduchu ve výšce H ,
 $p(0)$ tlak vzduchu v nulové výšce. [1].

Ačkoli standardizace chování atmosféry přináší značné ulehčení v ohledu na praktické měření aerometrických parametrů důležitých pro let, přináší do těchto měření také jistou chybu. Chyba při použití mezinárodní standardní atmosféry vzniká kvůli odlišnému chování reálné atmosféry. Takto vzniklá chyba nikterak zvláště neovlivňuje bezpečnost, avšak při požadavcích na přesné měření je nutné ji kompenzovat. [1], [3].



Obrázek 2.2: Průběh tlaku a teploty dle MSA [O1]

2.2.2 Dělení tlakových snímačů dle tlakové reference

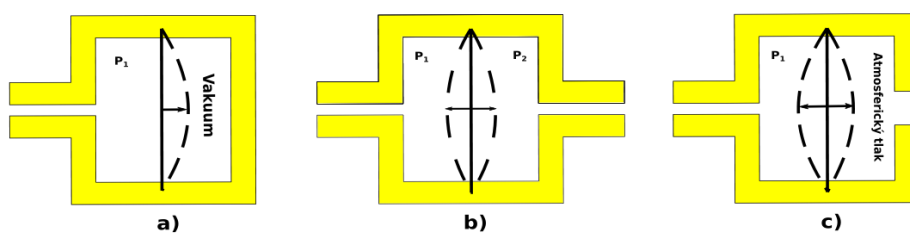
Jak již bylo dříve zmíněno, při použití barometrické metody k měření výšky je snímán statický tlak vzduchu, tato měření jsou prováděna pomocí tlakových senzorů.

Senzor převádí měřený statický tlak na takovou výstupní veličinu, kterou je možno snáze zobrazit či zpracovat. V dnešní době jsou výstupní veličiny senzorů především v podobě elektrického signálu, avšak jsou i další možnosti. Kupříkladu převod na mechanický, pneumatický či hydraulický signál. U spousty moderních senzorů je jejich součástí i zesilovač a systém pro zpracování výstupního signálu. [7].

Princip tlakových senzorů je založen na vychylování membrány, která je uložena v konstrukci senzoru mezi dvěma objemy. Vlivem změn tlaku v objemu dochází k vychýlení membrány a následné generaci výstupního signálu. Dle

rozdílné konstrukce objemů tlakových snímačů je možné je rozdělit na dvě hlavní skupiny [8]:

- **Absolutní snímač tlaku** - konstrukci absolutního tlakového snímače lze vidět na Obrázku 2.3 a). Skládá se z jedné uzavřené komory, v níž je vakuum, které slouží jako reference. Tato komora bývá usazena uvnitř senzoru. Do druhé, otevřené komory, je skrze náustek senzoru přivedeno médium, jehož tlak chceme měřit. Komory jsou odděleny membránou, která se v důsledku působení tlaku P_1 prohýbá ve směru uvedeném na Obrázku 2.3 a). Snímač na výstupu ukazuje nulu, je-li na tlak P_1 také vakuum.
- **Rozdílový snímač tlaku** - konstrukci rozdílového tlakového snímače lze vidět na Obrázku 2.3 b). Na rozdíl od absolutního snímače má diferenční snímač vstupy obou komor otevřené. Do obou komor senzoru mohou totiž být přivedena média s různými tlaky a senzor pak na svém výstupu ukazuje rozdíl tlaků. Tento typ senzorů bývá v porovnání s absolutním přesnější, avšak má také menší rozsahy měření. Speciálním případem rozdílového snímače je manometrický tlakový snímač znázorněný na Obrázku 2.3 c). Tento typ rozdílového snímače má na jeden ze vstupů vždy přiveden atmosférický tlak, který je používán jako reference.



Obrázek 2.3: Typy tlakových snímačů dle tlakové reference

Tlakové snímače mohou být děleny dle dalších kritérií, jako je například způsob měření deformace membrány či typ výstupu, tyto parametry však budou vedeny až u konkrétních snímačů použitých v navrhovaném systému.

Kapitola 3

Návrh systému pro měření výšky a vertikální rychlosti

Tato kapitola bude věnována popisu návrhu, funkce a principů činnosti jednotlivých částí systému a systému jako celku.

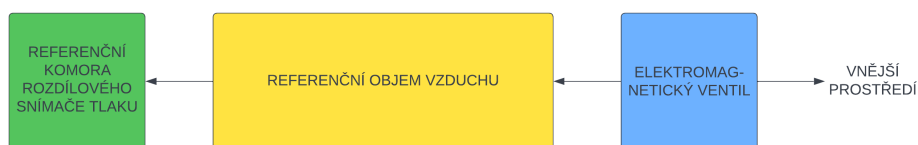
3.1 Principy a funkce systému

Pro barometrické měření výšky se dnes v používaných systémech používají především absolutní snímače tlaku, které jako tlakovou referenci používají vakuum. Z použití vakuua jako reference plyne řada výhod. Jednou z hlavních výhod vedle snadné realizace je také fakt, že tlak vakuua na rozdíl od jakékoli jiné tlakové reference není teplotně závislý, tudíž není tuto závislost třeba kompenzovat. Vnější, měřený tlak přivedený na druhý vstup absolutního snímače tlaku, pak po dosazení do barometrické rovnice přímo odpovídá výšce, ve které se letadlo nachází. [7], [8], [9].

Na druhou stranu použití absolutního snímače tlaku s sebou také přináší určité nevýhody. Hlavní nevýhoda je velký rozdíl v tlacích na membráně senzoru. Rozdíl tlaků dosahuje až hodnot blízcích se 1026 hPa. Z toho plyne, že aby membrána odolala takovému rozdílu tlaků, musí být zkonstruována z dostatečně pevného materiálu, který takové namáhání vydrží. Avšak na snímač jsou také kladeny nároky na přesnost měření tlaku. Vzhledm k velkému rozsahu měření kladené požadavky přesnosti měření dovolují maximální relativní chybu snímače v řádech setin procenta rozsahu. Kombinace těchto dvou požadavků vyústuje ve velmi náročnou konstrukci pro splnění obou požadavků, jelikož požadavek pevnosti membrány má za následek, že její citlivost bude horší, například v porovnání s membránou v rozdílovém snímači tlaku, který má menší rozsah měření, tím i mírnější požadavky na relativní chybu měření rozdílového snímače oproti absolutnímu. [7], [8], [9].

Hlavní myšlenkou této práce je využití rozdílového snímače jako hlavního senzoru pro barometrické měření výšky. To s sebou však nese jisté komplikace plynoucí z jeho konstrukce, která je popsána v kapitole 2.2.2. Z té především vyplývá, že diferenční senzor nemůže být pro realizaci výškoměru použit samostatně. Z toho důvodu je tedy systém také doplněn o absolutní snímač, na který již nejsou kladeny tak náročné požadavky co se přesnosti měření

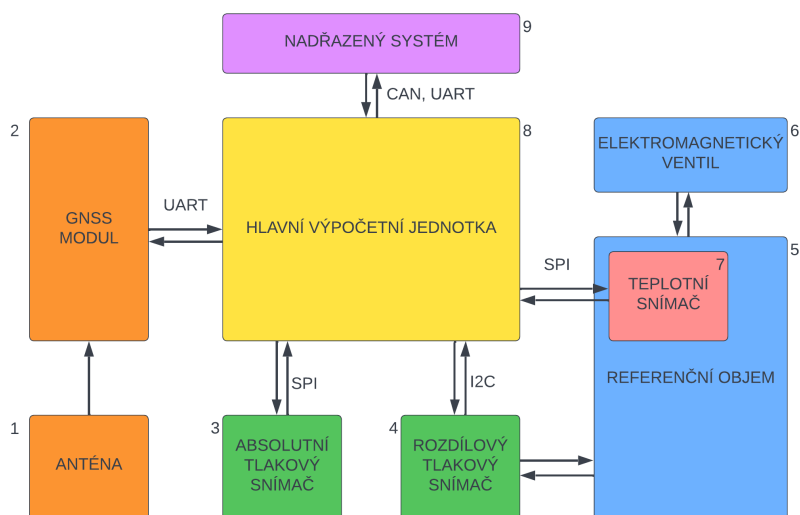
týče. Další problém vyvstává z nutnosti přívodu nejen vnějšího tlaku, ale hlavně tlakové reference. Navíc použitý rozdílový senzor má rozsah měření pouze ± 75 hPa (viz kapitola 3.2.1), což je pro plánované použití systému do výšky přibližně 3000 m nad výchozím bodem nedostačující, jelikož daný rozdíl výšek odpovídá přibližně rozdílu tlaků 300 hPa. Principiální řešení přívodu referenčního tlaku pro rozdílový snímač tlaku je uvedeno na následujícím Obrázku 3.1.



Obrázek 3.1: Realizace referenece pro rozdílový tlakový snímač

Jak lze na obrázku výše pozorovat, tlaková reference pro rozdílový tlakový snímač je zajištěna pomocí referenčního objemu vzduchu. Ten je od vnějšího prostředí oddělen pomocí elektromagnetického ventilu. Tato konstrukce řeší také problém nedostatečného měřicího rozsahu rozdílového snímače. Ventil, který je konstruován tak, že je v neseprnutém stavu zavřený, se po sepnutí otevře na dobu nutnou k vyrovnání vnějšího tlaku s tlakem v referenčním objemu. K sepnutí ventilu dochází ve chvíli, kdy se rozdíl tlaků přiblíží k maximu měřicího rozsahu rozdílového senzoru. Po dobu, kdy je ventil otevřen a dochází k vyrovnání tlaků, jsou data o stavu tlaku dodávána absolutním senzorem a modulem GNSS.

Na Obrázku 3.2 je uvedeno blokové schéma celého systému, s jehož pomocí bude snazší vysvětlit celé fungování systému.



Obrázek 3.2: Blokové schéma systému

- **GNSS (global navigation satellite system) modul**, na blokovém diagramu označen (2), pomocí antény (1) přijímá data ze satelitních konstelací GPS a GLONASS poskytujících informace o čase, pozici, rychlosti, kurzu a především výšce. Tyto informace jsou následně předávány ke zpracování hlavní výpočetní jednotce (8) po sběrnici UART. Když se rozdíl vnějšího a referenčního tlaku přiblíží maximální hodnotě měřicího rozsahu, tak hlavní výpočetní jednotka (8) zahájí přepouštění referenčního objemu vzduchu. Jelikož po dobu tohoto přepouštění není rozdílový snímač schopen podávat data o vývoji výšky, jsou nahrazována daty získanými z GNSS modulu společně s daty z absolutního snímače tlaku. Další podstatnou úlohou GNSS modulu mimo nahrazení dat o vývoji výšky během přepouštění referenčního objemu je jako zdroj reálného času.
- **Absolutní tlakový snímač**, označen (3) na blokovém diagramu, poskytuje systému informaci o absolutním atmosferickém tlaku na základní úrovni, od níž se počítá výška. Dále také společně s GNSS modulem (2) poskytuje náhradní informace o vývoji výšky během přepouštění referenčního objemu. V okamžiku zahájení přepouštění absolutní snímač odešle hlavní výpočetní jednotce (8) současný stav absolutního atmosferického tlaku p_z v daném místě. Po ukončení přepouštění tlakové reference jsou opět odeslána data o absolutním atmosferickém tlaku p_k do hlavní výpočetní jednotky. Změna tlaku během přepouštění $p_{p\Delta}$ je pak dána rozdílem tlaků 3.1 při zahájení p_z a ukončení p_k přepouštění referenčního objemu. Komunikaci absolutního tlakového snímače v roli slave s hlavní výpočetní jednotkou v roli master zprostředkovává sběrnice SPI.

$$p_{p\Delta} = p_k - p_z \quad (3.1)$$

- **Rozdílový tlakový snímač** (4), jak již bylo zmíněno v úvodu kapitoly, je hlavní komponentou systému poskytující data o vývoji výšky. Je tedy pro měření využíváno výhody větší přesnosti rozdílového snímače s malým rozsahem. Tím dochází k rozdělení plánovaného rozsahu použití do 3000 m do několika měřících úseků, jejichž velikost odpovídá měřicímu rozsahu použitého rozdílového tlakového snímače. Na první ze dvou vstupů tohoto snímače je přiveden vnější tlak z okolí letadla. Ten je pak snímačem porovnáván vůči tlaku v referenčním objemu (5), který je uzavřený elektromagnetickým ventilem (6). Před zahájením letu je do referenčního objemu (6) napuštěn tlak odpovídající základní úrovni. Když se letadlo dostane do výšky s takovým tlakem, který je od tlaku v referenční komoře rozdílný o 93 % měřicího rozsahu rozdílového snímače, dojde k zahájení přepouštění a nahrazování tlakových údajů absolutním snímačem (3) a GNSS modulem (2). Po ukončení přepouštění je vývoj tlaku opět sledován pomocí rozdílového snímače, který má nyní novou tlakovou referenci. Komunikace rozdílového tlakového snímače (4) s hlavní výpočetní jednotkou (8) je zajištěna pomocí I2C sběrnice, kde (8) plní roli mastera a (4) je slave.

- **Teplotní snímač** (7) se nachází uvnitř referenčního objemu a s hlavní výpočetní jednotkou (8) je propojena pomocí sběrnice SPI, kde je teplotní snímač (7) zapojen v roli slave a hlavní výpočetní jednotka (8) jako master. Jak již bylo nastíněno v začátku této kapitoly, používá-li se jiná tlaková reference než vakuum, je třeba počítat s její teplotní proměnlivostí. Účelem tohoto snímače je získávat data o vývoji teploty referenčního objemu vzduchu. Považujeme-li vzduch referenčního objemu za ideální plyn dle definice Mezinárodní standardní atmosféry, který má neměnné molové množství, můžeme z rovnice ideálního plynu uvažovanou pro dva stavy, ve kterých se může vduch referenčního objemu nacházet, vyjádřit změnu tlaku referenčního objemu Δp způsobenou rozdílem počáteční teploty T_1 a aktuální teploty T_2 jako

$$\Delta p = p_1 - p_2 = \frac{p_1}{T_1} T_2 - p_1 = p_1 \left(\frac{T_2 - T_1}{T_1} \right) \quad (3.2)$$

kde je

- Δp změna tlaku referenčního objemu v důsledku změny teploty,
- p_1 počáteční tlak referenčního objemu,
- p_2 aktuální tlak referenčního objemu,
- T_1 počáteční teplota referenčního objemu,
- T_2 aktuální teplota referenčního objemu. [2].

Změna způsobená teplotní závislostí tlaku referenčního objemu na teplotě je jednou z nejvýznamějších chyb při použití rozdílového tlakového snímače, avšak díky implementaci teplotního snímače do referenčního objemu lze tuto chybu kompenzovat.

- **Hlavní výpočetní jednotka** (8) zajišťuje komunikaci se všemi periferemi systému a zpracovává z nich přijímaná data, které následně posílá do nadřazeného systému (9).

Kapitola 4

Praktická realizace systému

Tato kapitola slouží k seznámení s praktickou realizací systému počínaje výběrem hlavních komponent, přes návrh desky plošných spojů, až po programové vybavení systému.

4.1 Výběr hlavních komponent systému

Prvním krokem v práci byl výběr hlavních komponent, jako je rozdílový a absolutní tlakový snímač, ventil pro uzavření referenčního objemu a GNSS modul.

4.1.1 Výběr rozdílového tlakového snímače

Výběr rozdílového tlakového snímače byl založen na požadavcích použitelnosti systému do výšky kolem 3000 m, což odpovídá přibližně 300 hPa. Nabídka rozdílových snímačů s takovýmto rozsahem nebyla v době výběru snímače příliš široká a přesnost dostupných snímačů s tímto měřicím rozsahem byla téměř srovnatelná s dostupnými absolutními senzory. Z těchto důvodů bylo přistoupeno k výběru snímačů s menším rozsahem měření. Do finálního výběru rozdílového snímače bylo vybráno šest snímačů s podobnými parametry. Tyto senzory a jejich parametry jsou uvedeny v Tabulce 4.1.

Jelikož hlavní důraz při výběru snímače byl kladen na přesnost měření, byl z uvedených snímačů nakonec vybrán DLLR-L30D-E1BS-C-NAV8 (v tabulce zvýrazněno zeleně). Vybraný senzor má nevyšší přesnost, a to $\pm 0,10$ % z rozsahu, zatímco ostatní mají přesnost měření $\pm 0,25$ % z rozsahu. Přestože byly ve výběru snímače s menším rozsahem, tak po přepočtu na absolutní hodnoty tlaku tak vybraný snímač stále vychází nejlépe. Je schopen měřit rozdíly tlaku s přesností $\pm 0,15$ hPa. Jeho další výhodou je fakt, že má z uvažovaných snímačů druhý největší rozsah měření (± 75 hPa), díky čemuž je při použití přepouštění referenčního objemu, během kterého vznikají další chyby, méně časté.

Snímač může komunikovat po I2C sběrnici, na níž je připojen jako slave. Čtení dat o stavu měřeného rozdílu tlaků probíhá v sekvenci čtení sedmi bytů, kde první byte nese informaci, zda-li jsou data připravena, následující tři byty nesou data o rozdílu tlaků a poslední tři byty nesou informaci o teplotě. Data

Snímač	Rozsah měření	Přesnost z rozsahu	Rozlišení	Cena
ABP2MRR-T060MD2A3	±60 hPa	±0,25 % (±0,30 hPa)	14 bit	522,95 Kč
HSCMRRN-060MDSA3	±60 hPa	±0,25 % (±0,30 hPa)	12 bit	1174,28 Kč
HSCDRRN-100MD4A3	±100 hPa	±0,25 % (±0,50 hPa)	12 bit	1146,51 Kč
ELVH-M100D-HRRJ-C-NSA4	±100 hPa	±0,25 % (±0,50 hPa)	14 bit	580,85 Kč
DLLR-L30D-E1BS-C-NAV8	±75 hPa	±0,10 % (±0,15 hPa)	18 bit	1338,56 Kč
ELVR-L20D-F1RJ-I-NI5F	±50 hPa	±0,25 % (±0,24 hPa)	12 bit	942,41 Kč

Tabulka 4.1: Výběr rozdílových snímačů tlaku

o tlaku stejně jako o teplotě jsou senzorem předána ve formátu 24 bitového celého čísla bez znaménka. V této práci však není využíváno možnosti měření teploty tímto snímačem, jelikož jsou tato data nahrazena přesnějším teplotním snímačem ADT7310TRZ, který je použit jako teplotní snímač v referenčním objemu. [10] [11].

4.1.2 Výběr absolutního tlakového snímače

U absolutního snímače tlaku byl vedle přesnosti také kladen důraz na pořizovací cenu snímače. Jak lze z Tabulky 4.2 níže pozorovat, vybrán byl snímač LPS22HHTR (zvýrazněn zeleně) od společnosti STMicroelectronics, jelikož byl nejlepší ve všech zvažovaných parametrech.

Snímač	Rozsah měření	Přesnost	Rozlišení	Cena
2SMPB-02B	30 kPa - 110 kPa	±1 hPa	24 bit	89,60 Kč
ICP-10111	30 kPa - 110 kPa	±1,5 hPa	16 bit	75,98 Kč
BMP384	30 kPa - 125 kPa	±0,65 hPa	16 -21 bit	99,56 Kč
LPS22HHTR	26 kPa - 126kPa	±0,50 hPa	24 bit	69,43 Kč

Tabulka 4.2: Výběr absolutních snímačů tlaku

Stejně jako rozdílový tlakový snímač i tento umí vedle tlaku snímat také teplotu. Citlivým elementem snímače LPS22HHTR je křemíková MEMS membrána, která při působení tlaku způsobí nestabilitu ve Wheatstonově můstku složeného z piezodoporů. Výsledný signál je zesílen pomocí nízkošumového

zesilovače a přiveden na AD převodník. Přístup k datům o tlaku je pak možný pomocí několika různých sběrnic, z nichž byla pro účely této práce vybrána SPI sběrnice. Data o stavu tlaku, respektive teploty je ze snímače možné dostat ve formě 24 bitového, respektive 12 bitového celého čísla se znaménkem. [12].

4.1.3 Výběr elektromagnetického ventilu

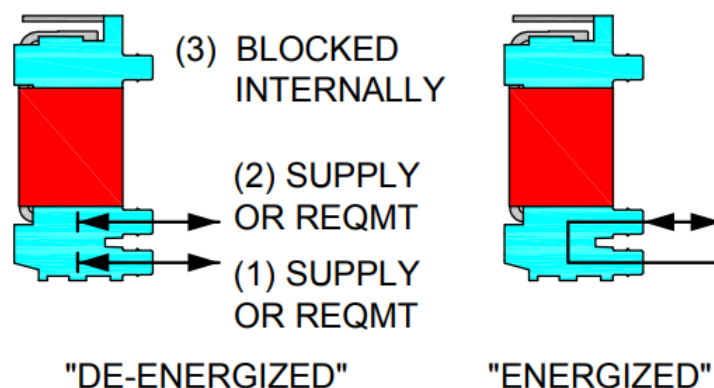
Jelikož využití ventilu v této práci je nestandardní, nalezení vhodného ventilu bylo komplikované. Hlavními požadavky na ventil byly:

- nízký únik
- napájecí napětí (max 12 V DC) a malý příkon
- maximální pracovní tlak
- nízká hmotnost a malé rozměry

Po průzkumu trhu a komunikaci z řadou společností byl vybrán ventil X-Valve od společnosti Parker, který měl z dostupných ventilů nejvíce vyhovující parametry, ty jsou následující [13]:

- **únik:** < 0,016 sccm
- **napájecí napětí, příkon:** 5 V DC, 1 W
- **maximální pracovní tlak:** 2 bar
- **hmotnost:** 4,5 g
- **rozměry:** 23,4 mm x 7,9 mm x 12,2 mm

Z různých konfigurací byla zvolena dvoucestná obousměrná s uzavřeným ventilem v neseprnutém stavu. Zobrazení konstrukce a funkce ventilu je zobrazeno na Obrázku 4.1.



Obrázek 4.1: Konstrukce a princip funkce ventilu [O2]

4.1.4 Výběr zbylých klíčových komponent

Zbylými dvěma klíčovými komponentami jsou mikrokontrolér, který realizuje funkci hlavní výpočetní jednotky, a GNSS modul.

Pro realizaci hlavní výpočetní jednotky byl vybrán mikrokontrolér STM32-F103C8T6, jedná se o 32 bitový mikrokontrolér s jádrem ARM Cortex-M3 a 64 kB flash paměti. Tento mikrokontrolér byl vybrán, protože disponuje všemi potřebnými komunikačními rozhraními a oproti 16 či 8 bitovým poskytuje vyšší výkon, přičemž pořizovací náklady jsou z důvodů nedostatku polovodičových součástek srovnatelné. Tento mikrokontrolér se také vyskytuje na všech deskách Nucleo, které jsou lépe dostupné, kde je umístěn v části, která slouží jako programátor hlavního mikrokontroléru, tudíž by v případě poškození byla jeho náhrada snazší ve srovnání s jinými mikrokontroléry. [14].

Z GNSS modulů byl vybrán modul L76-M33 od společnosti Quectel. Tento modul podporuje navigační systémy GPS a GLONASS. Tento modul byl vybrán, jelikož oproti konkurenci, která disponovala srovnatelnými parametry, byly jeho pořizovací náklady v době výběru poloviční. [15].

4.2 Hardwarová realizace systému

Systém byl navržen s předpokladem, že napájení bude obstarávat baterie s napětím 12 V, to se však může díky komponentám použitým pro napájení lišit. Jelikož je potřeba spínat elektromagnetický ventil napětím o 5 V, zatímco veškeré snímače a mikrokontrolér jsou napájeny ze 3,3 V, byl pro snížení napájecího napětí použit spínaný zdroj typu buck LM2575, který snižuje napájecí napětí na 5 V a je z něj během sepnutí napájen ventil. Napětí 3,3 V pro napájení zbylých komponent je zprostředkováno dvěma LDO, z nichž jeden napájí GNSS modul a druhý mikrokontrolér se snímači.

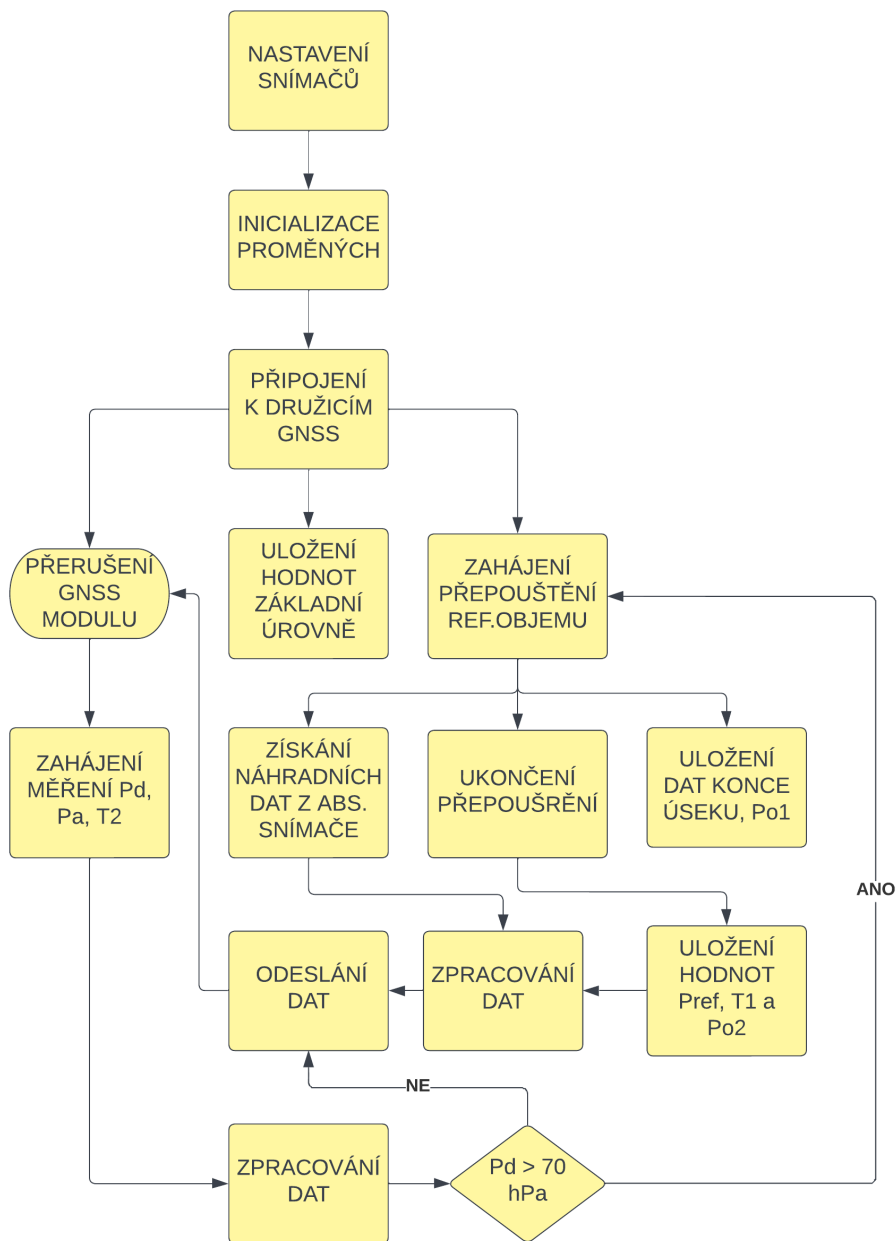
Systém je realizován na dvouvrstvé desce plošných spojů, která byla navržena v programu KiCad verze 5.1.12. Návrhy schématu i desky jsou v přílohách A.1, A.2.

Referenční objem vzduchu je zhotoven ze zásobníku o objemu 15 ml tištěného na 3D tiskárně.

Hardwarová realizace celého systému je uvedena v příloze B.1.

4.3 Programové vybavení systému

Programové vybavení hlavní výpočetní jednotky bylo popsáno v jazyce C v prostředí STM32CubeIDE 1.9.0, které je určeno přímo k programování mikrokontrolérů STM32. K programování byly použity funkce HAL knihoven poskytnutých výrobcem mikrokontroléru. Při programování bylo využito maximum hardwarových funkcí a periférií mikrokontroléru, jako jsou obvody přerušování, časovače atd. [16]. Program je synchronní, jelikož cyklus měření je vždy zahájen přerušením z GNSS modulu, které se opakuje s frekvencí 1 Hz. Vývojový diagram programu je na Obrázku 4.2



Obrázek 4.2: Vývojový diagram programového vybavení systému

Jediná asynchronní část programu je přepouštění referenčního tlaku, to je po vyhodnocení překročení hranice ± 70 hPa sepnuto, přičemž se následně spouští časovač, po jehož přetečení je vyvoláno přerušení a ventil je opět uzavřen.

V případě programového vybavení GNSS modulu bylo pro tuto práci dostatečně užítí výrobcem již implementovaného programu, který každou sekundu odesílá zprávu obsahující reálný čas a data se všemi aerometrickými údaji, které systém potřebuje. Data od GNSS modulu jsou formátována do standardních zpráv NMEA 0183 s nastavením příchozích zpráv RMC, VTG, GGA, GSA, GSV a GLL. Příklad přijaté zprávy je na Obrázku 4.3.

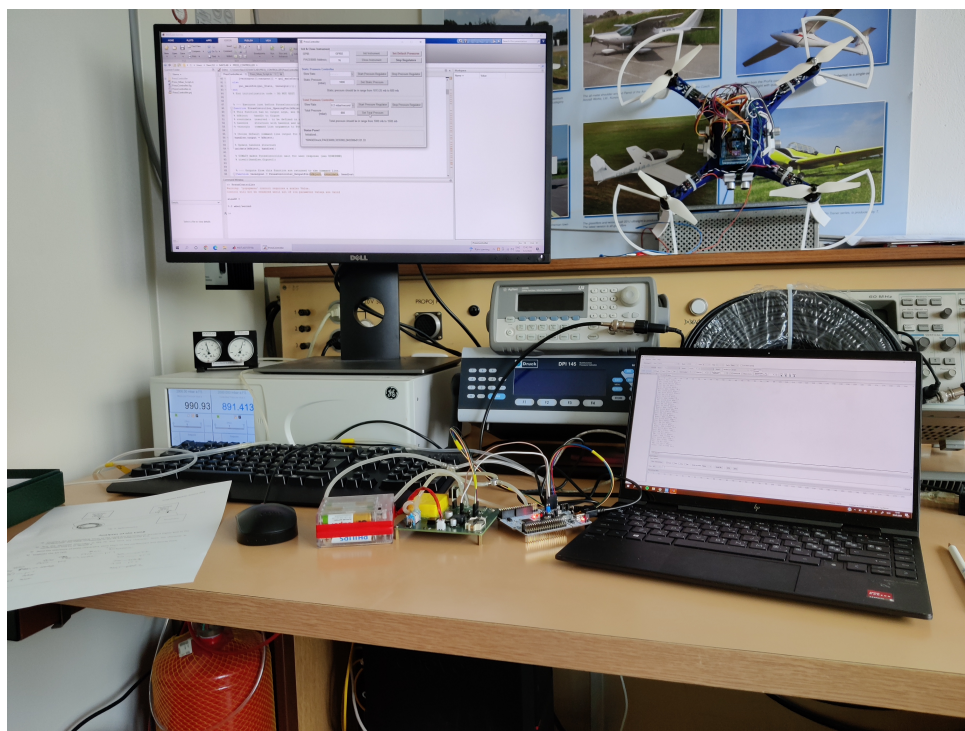
```
$GNRMC,133112.000,A,5004.8713,N,01423.5677,E,0.00,38.53,200422,,,A,V*39
$GPVTG,38.53,T,,M,0.00,N,0.00,K,A*00
$GPGGA,133112.000,5004.8713,N,01423.5677,E,1,6,2.45,318.0,M,45.5,M,,*5F
$GNGSA,A,3,16,26,27,31,,,,,,,,,2.63,2.45,0.96,1*0E
$GNGSA,A,3,85,74,,,,,,,,,2.63,2.45,0.96,2*07
$GPGSV,3,1,11,18,76,093,19,26,70,234,35,16,51,300,32,29,33,085,16,0*6D
$GPGSV,3,2,11,23,25,149,,27,22,278,32,05,20,043,,40,16,123,,0*64
$GPGSV,3,3,11,31,13,211,24,10,05,171,,25,03,144,,0*57
$GLGSV,1,1,04,74,52,207,28,85,33,255,31,73,12,175,,75,,,34,1*4B
$GNLL,5004.8713,N,01423.5677,E,133112.000,A,A*4F
```

Obrázek 4.3: Formát příchozí zprávy NMEA od GNSS modulu

Kapitola 5

Experimentální ověření systému

Po dokončení jeho praktické realizace byl systém ověřen následující sérií experimentů zjišťujících jeho charakteristiky. Uspořádání během měření je na Obrázku 5.1.

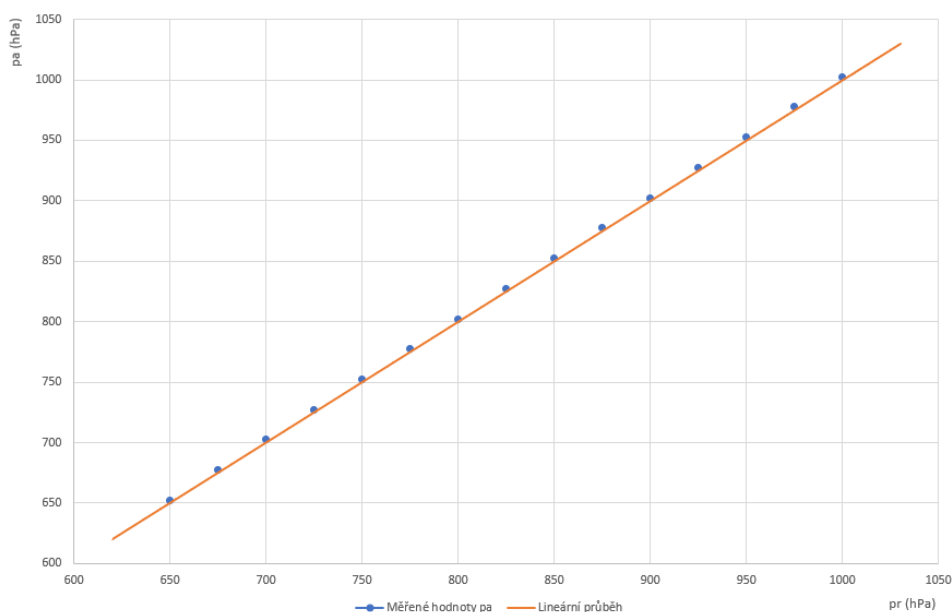


Obrázek 5.1: Uspořádání během měření

5.1 Ověření absolutního tlakového snímače

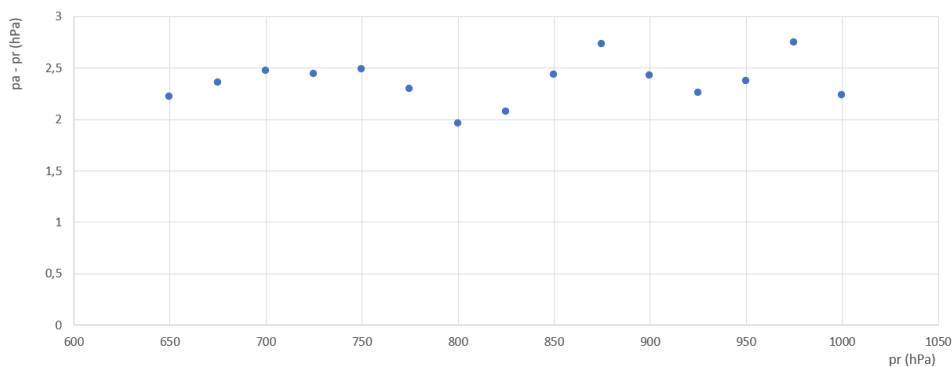
Prvním z testů bylo ověření převodní charakteristiky a chyby měření absolutního snímače, výsledky měření jsou znázorněny na Obrázku 5.2 a 5.3. Měření probíhalo od 1000 hPa do 650 hPa, což je rozsah přesahující plánované použití systému.

Jak lze vidět na Obrázku 5.2, převodní charakteristika absolutního snímače



Obrázek 5.2: Převodní charakteristika absolutního tlakového snímače

je na celém měřeném úseku lineární. Na Obrázku 5.3 je zase možné pozorovat, že měřené hodnoty absolutního tlaku mají offset $+2$ hPa oproti hodnotám nastaveným pomocí regulátoru tlaku PACE6000. Offset absolutního snímače je tedy nutné pro další měření kompenzovat, což bude realizováno pomocí nastavení registrů snímače určených právě pro tento účel.

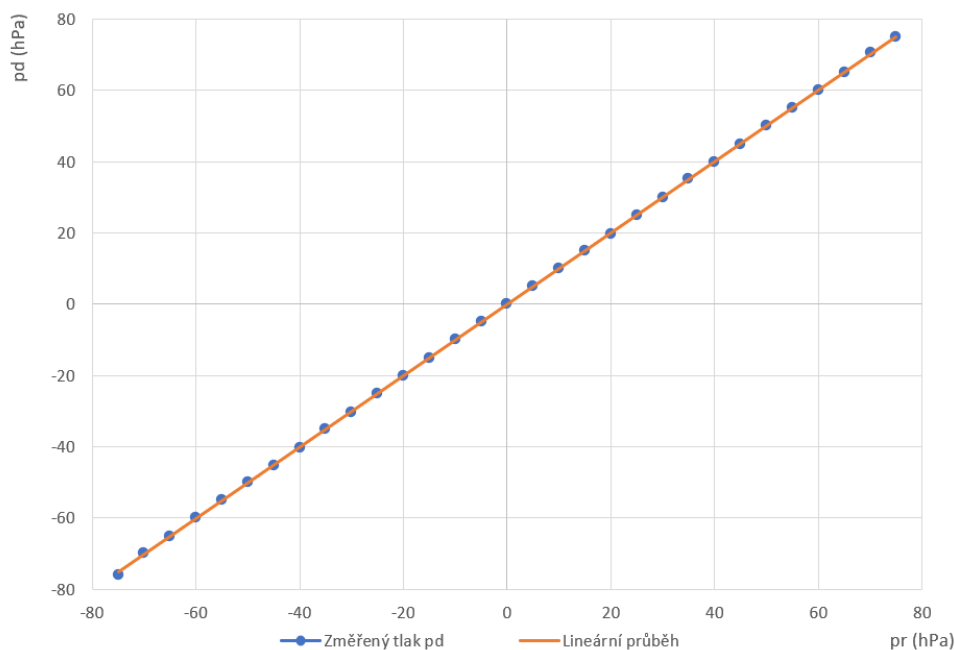


Obrázek 5.3: Chyba měření absolutního tlakového snímače

5.2 Ověření rozdílového tlakového snímače

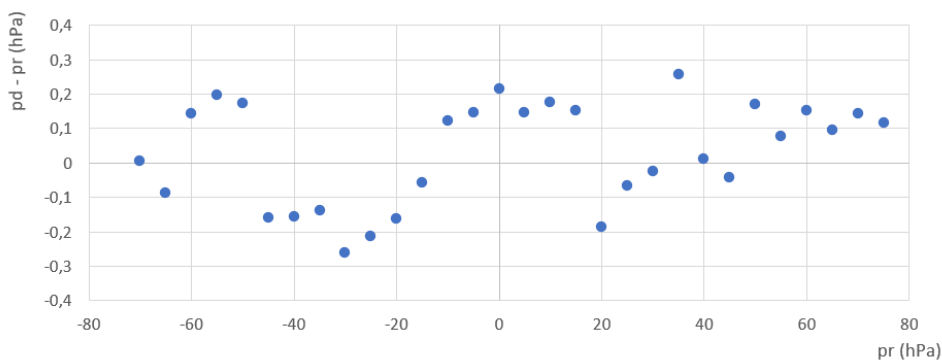
Dalším z testů bylo ověření převodní charakteristiky rozdílového snímače, jehož výsledky měření jsou znázorněny na Obrázku 5.4. Charakteristika rozdílového snímače byla měřena pro jeho celý rozsah, což je ± 75 hPa. Jak lze na Obrázku 5.4 níže pozorovat, jeho převodní charakteristika je v celém

rozsahu lineární.



Obrázek 5.4: Převodní charakteristika rozdílového tlakového snímače

Na Obrázku 5.5 lze pozorovat vývoj chyby měření rozdílového snímače. Z naměřených dat plyne, že tento snímač je bez offsetu. Velikost chyby také odpovídá očekáváním. Přesnost rozdílového snímače je tedy dostačující, pro vyšší by bylo třeba ho nakalibrovat.



Obrázek 5.5: Chyba měření rozdílového tlakového snímače

5.3 Ověření referenčního objemu

Po dokončení kalibrací tlakových snímačů následovalo ověření referenčního objemu tlaku společně s ventilem.

5.3.1 Měření rychlosti přepouštění referenčního objemu

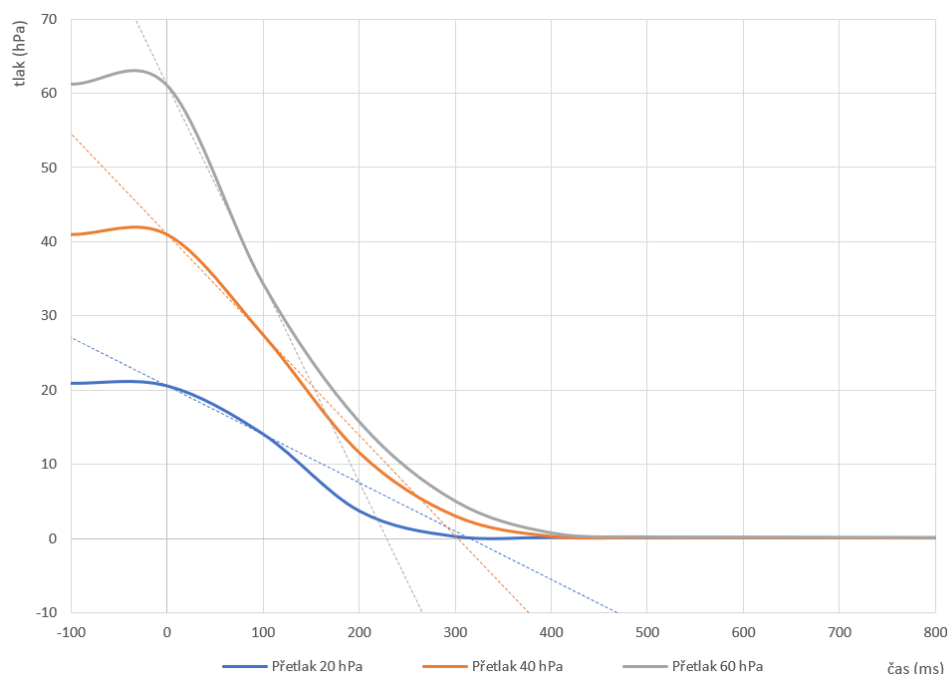
První z testů této části systému byl věnován rychlosti vyrovnání tlaků po otevření ventilu, aby bylo možné určit vhodnou dobu určenou pro přepouštění referenčního objemu.

Experiment byl proveden pro tři různé urovně rozdílů uzavřeného tlaku s tlakem vnějšího prostředí, a to pro přetlak 20 hPa, 40 hPa a 60 hPa. Průběhy pokusu jsou znázorněny na Obrázku 5.6. Společně s průběhy jsou také znázorněny, čárkovaně a příslušnou barvou, jejich časové konstanty τ . Z obrázku plyne, že s rostoucím rozdílem tlaků výrazně roste i rychlost poklesu tlaku. Časové konstanty jednotlivých průběhů jsou vyneseny do Tabulky 5.1.

Rozdíl tlaků (hPa)	τ (ms)	3τ (ms)
20	315,25	945,75
40	303,28	909,84
60	232,55	697,65

Tabulka 5.1: Hodnoty časových konstant vyrovnání tlaku referenčního objemu

Z hodnot uvedených v Tabulce 5.1 je vidět, že největší hodnotu má časová konstanta pro přetlak 20 hPa, a to 315,25 hPa. Pro nadcházející simulované testy byla doba otevření ventilu zvolena tak, aby s rezervou převyšovala hodnotu 3τ všech měřených průběhů, tedy na hodnotu 1300 ms.



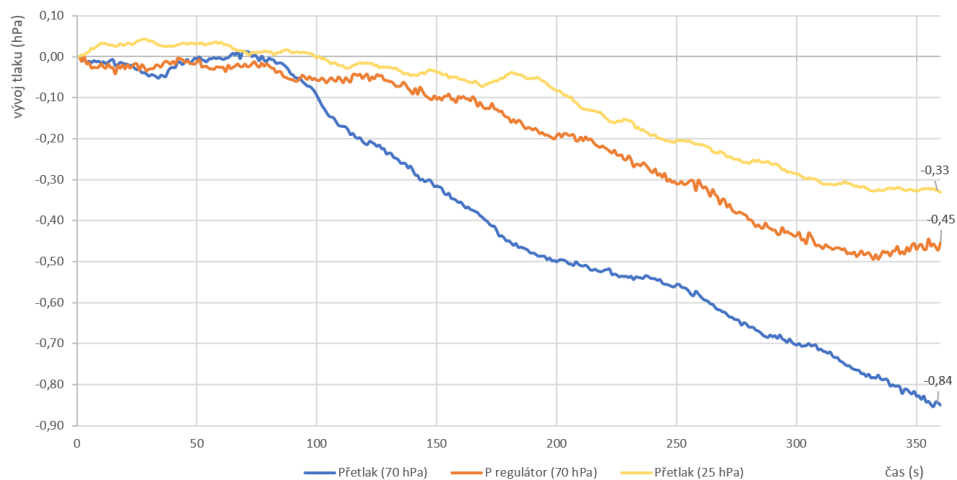
Obrázek 5.6: Závislost rychlosti přepouštění referenčního objemu na rozdílu tlaků

5.3.2 Měření stálosti referenčního objemu

Účelem dalšího měření bylo prověřit schopnost referenčního objemu vzduchu udržet si tlak, který v něm byl uzavřen. Průběh byl sledován pro přetlak na hranici rozsahu rozdílového snímače 70 hPa a pro přetlak 25 hPa. Poslední měření bylo určeno ke zjištění, zda-li jsou úniky vzduchu způsobeny konstrukcí referenčního objemu nebo netěsností ventilu. Při tomto měření byl ventil otevřený, tudíž byl vstup rozdílového snímače připojen přímo na zdroj referenčního tlaku, který opět udržoval přetlak 70 hPa. Všechna měření probíhala po dobu šesti minut. Průběhy tlaku v referenčním objemu jsou znázorněny na Obrázku 5.7. Daná měření byla provedena opakovaně se stejnými výsledky. Výsledky měření jsou uvedeny v Tabulce 5.2.

Rozdíl tlaků (hPa)	Úbytek tlaku (hPa)
25	0,33
70	0,84
70 (ventil otevřen)	0,45

Tabulka 5.2: Hodnoty úbytku tlaku v referenčním objemu



Obrázek 5.7: Vývoj tlaku v referenčním objemu

Jak lze vidět na výsledcích měření uvedených v Tabulce 5.2, přibližně za polovinu uniklého tlaku je zodpovědná konstrukce referenčního objemu. Z toho důvodu byla celá jeho konstrukce důkladně ošetřena proti únikům a měření bylo opakováno, avšak výsledky měření byly téměř shodné s původními. Je tedy zřejmé, že se tyto úniky při déle trvajícím měření značně projeví do chyby měření výšky.

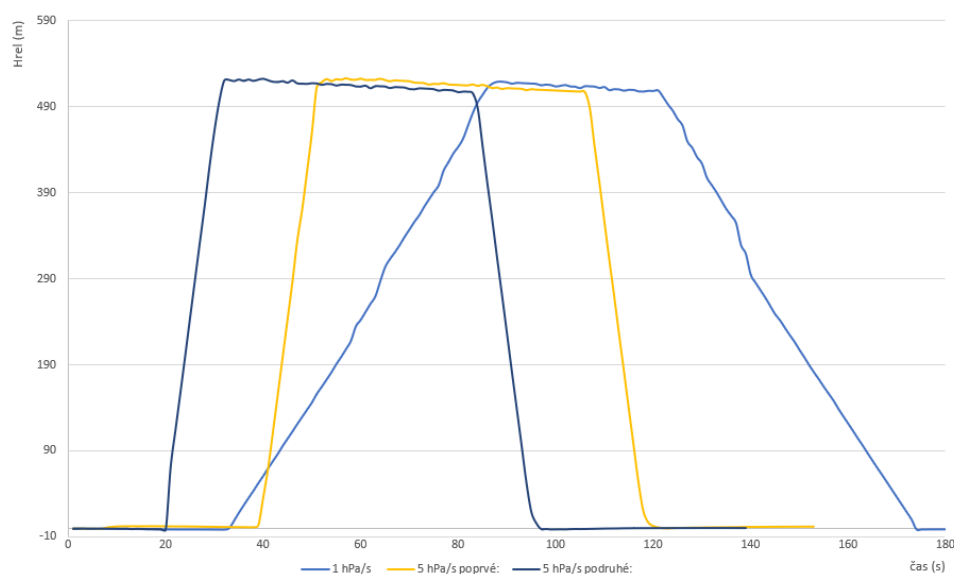
5.4 Laboratorní simulace letu

Laboratorní simulace letu byly prováděny za pomoci regulátoru tlaku PACE6000, kterým byl nastavován tlak během měření přivedený na veškeré tlakové vstupy systému.

5.4.1 Simulace letu bez přepuštění referenčního objemu

V této části ověření byly provedeny tři simulované lety, přičemž dva z nich měly rychlost změny tlaku 5 hPa/s (42,26 m/s) a jeden 1 hPa/s (8,44 m/s). Pro všechny měření byla nastavena základní tlaková hladina na 1000 hPa. Systém se s touto rychlostí změny tlaku dostane na úroveň o 940 hPa. Výška měřená systémem bude porovnávána s výškou vypočtenou dle rovnice 2.6, která pro tyto simulace odpovídá 518,8 m. Dále bude vyhodnoceno, zda-li měřený výškový údaj vyhovuje minimální požadované přesnosti dané Úřadem pro civilní letectví České republiky. Na základě této normy musí všechny barometrické výškoměry, které určují výšku podle MSA, měřit s menší tolerancí, než je definována touto normou. Dané hodnoty definované touto normou jsou uvedeny v příloze C.1. [17].

Vývoj výšky z letových simulací je znázorněn na Obrázku 5.8. Hodnoty naměřené výšky v tomto měření jsou vyneseny v Tabulce 5.3.



Obrázek 5.8: Vývoj výšky během letových simulací bez přepuštění referenčního objemu

Jak z Obrázku 5.8, tak z Tabulky 5.3 lze pozorovat, že během setrvání v dané výšce se na jejím měření projeví úniky tlaku z referenčního objemu.

Vývoj vertikální rychlosti je znázorněn na Obrázku 5.9 a její hodnoty jsou vyneseny v Tabulce 5.4 pro stoupání a 5.5 pro klesání.

Měřené hodnoty vertikální rychlosti přibližně odpovídají těm vypočteným.

Průběh	Výška po uknočení stoupání (m)	Výška před zahájením klesání (m)
1 hPa/s	517,68	509,40
5 hPa/s poprvé	521,88	508,92
5 hPa/s podruhé	520,18	508,99

Tabulka 5.3: Hodnoty časových konstant vyrovnání tlaku referenčního objemu

Průběh	Odpovídající vertikální rychlost (m/s)	Měřená vertikální rychlost (m/s)
1 hPa/s	8,44	8,75
5 hPa/s poprvé	42,26	44,76
5 hPa/s podruhé	42,26	43,36

Tabulka 5.4: Měřené hodnoty vertikální rychlosti během stoupání

Průběh	Odpovídající vertikální rychlost (m/s)	Měřená vertikální rychlost (m/s)
1 hPa/s	8,44	8,65
5 hPa/s poprvé	42,26	40,59
5 hPa/s podruhé	42,26	40,47

Tabulka 5.5: Měřené hodnoty vertikální rychlosti během klesání



Obrázek 5.9: Vývoj vertikální rychlosti během letových simulací bez přepuštění referenčního objemu

Porovnáme-li výsledky z Tabulky 5.4 s těmi v Tabulce 5.3, lze vidět, že jsou vertikální rychlosti vyšší než vypočtené a měřená výška po vystoupení na danou tlakovou úroveň je také vyšší než určená. I při porovnání prvního

výsledky měření. Porovnání hodnot chyby měření výšky pro tyto tři průběhy je v Tabulce 5.6.

Úroveň tlaku (hPa)	Výška dle MSA (m)	Chyba 25 °C (m)	Chyba 50 °C (m)	Chyba -20 °C (m)
1000	0,00	0,00	0,00	0,00
975	213,02	3,20	2,22	2,02
950	430,52	3,20	1,58	-1,68
905	833,96	13,13	24,61	-5,61
880	1065,20	22,34	47,49	-10,83
835	1495,10	31,67	112,17	-13,91
800	1842,70	42,48	120,37	-15,92
765	2202,70	41,02	168,12	-10,22
740	2468,20	56,67	195,64	-18,50

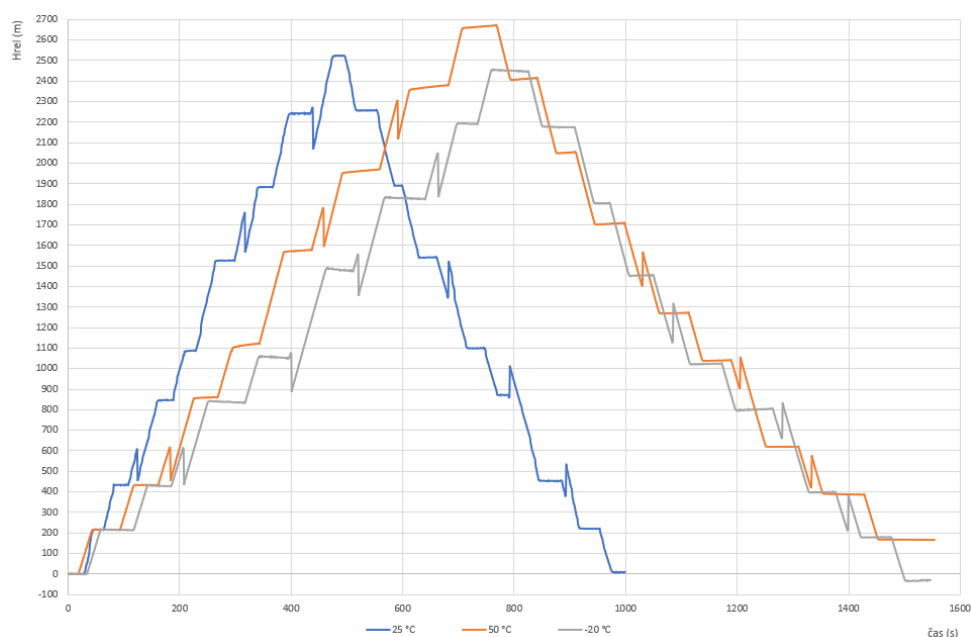
Tabulka 5.6: Chyba měření výšky během stoupaní pro simulace se změnou tlaku 1 hPa/s

Z výše uvedených dat je očividné, že se vnější teplota výrazně projevuje na chybě měření. Z naměřených dat jde také vidět, že při každém přepnutí během stoupaní vzniká aditivní chyba, jejíž velikost je také závislá na teplotě. Tato chyba pravděpodobně vzniká nelineární převodní charakteristikou senzorů při těchto teplotách. Dalším možným původcem chyby může být nedokonalá teplotní kompenzace referenčního objemu vzduchu. Návrh teplotní kompenzace totiž pracuje s předpokladem chování vzduchu jako ideálního plynu, což je oproti skutečnosti jisté zjednodušení.

Úroveň tlaku (hPa)	Výška dle MSA (m)	Chyba 25 °C (m)	Chyba 50 °C (m)	Chyba -20 °C (m)
1000	0,00	8,26	165,44	-32,79
975	213,02	7,79	167,28	-34,12
950	430,52	22,75	188,78	-33,53
905	833,96	38,27	191,11	-34,51
880	1065,20	34,49	178,88	-41,62
835	1495,10	47,17	208,34	-40,90
800	1842,70	49,23	207,45	-37,29
765	2202,70	55,58	207,24	-26,82
740	2468,20	56,67	195,64	-18,50

Tabulka 5.7: Chyba měření výšky během klesání pro simulace se změnou tlaku 1 hPa/s

Jak je vidět na vývoji chyby během klesání, jejíž hodnoty pro tuto část testu jsou uvedeny v Tabulce 5.7, tak pro teplotu 25 °C při každém přepuštění aditivní chyba vzniká právě přepouštěním během stoupaní se během klesání zmenšuje. To ovšem neplatí pro testy při 50 °C, respektive -20 °C, kdy se chyba dále zvětšuje a svého maxima dosahuje na hladině tlaku 835 hPa, respektive 880 hPa.



Obrázek 5.10: Průběh simulace se změnou tlaku 1 hPa/s

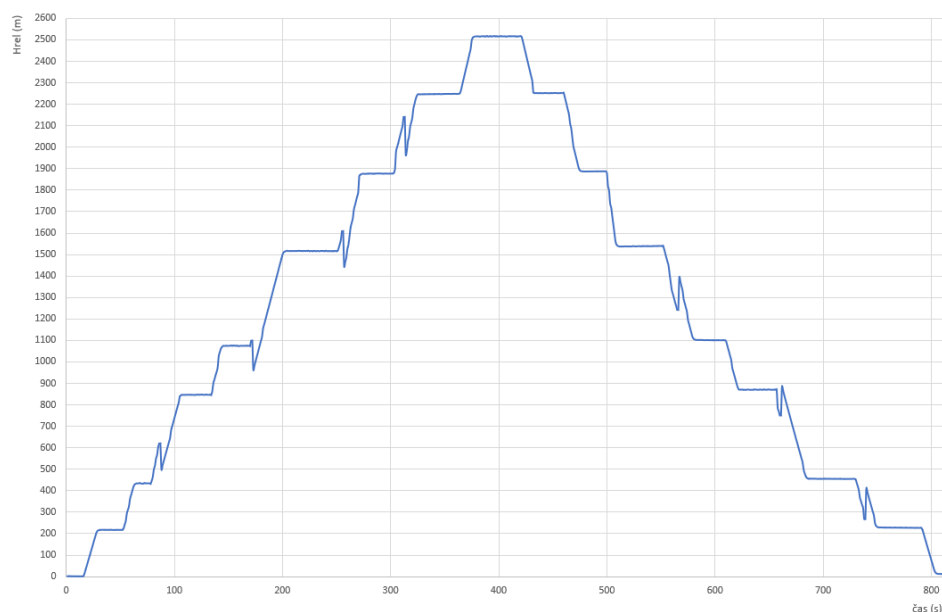
Dalším testem bylo měření se změnou tlaku 2 hPa/s. Průběh tohoto měření je znázorněn na Obrázku 5.11. Vývoj chyby v průběhu tohoto měření je velice podobný tomu se změnou tlaku 1 hPa/s za normálních podmínek. Vývoj chyby v průběhu měření je zanesen do Tabulky 5.8.

Úroveň tlaku (hPa)	Výška dle MSA (m)	Chyba stoupání (m)	Chyba klesání (m)
1000	0,00	0,00	10,02
975	213,02	2,90	12,90
950	430,52	1,72	22,97
905	833,96	10,88	34,82
880	1065,20	8,31	34,44
835	1495,10	19,85	42,02
800	1842,70	32,93	43,37
765	2202,70	43,34	48,11
740	2468,20	47,06	47,06

Tabulka 5.8: Chyba měření výšky pro simulaci se změnou tlaku 2 hPa/s

Porovnáme-li toto měření s prvním, chyba byla až na poslední tři tlakové úrovně menší, avšak vzhledem k celkové velikosti chyby jsou tyto rozdíly zanedbatelné. Po porovnání chyby na jednotlivých úrovních s požadovanou přesností definovanou Úřadem pro civilní letectví České republiky, jejíž hodnoty jsou v příloze C.1, je zřejmé, že jí systém bezpečně vyhovuje pouze v úseku do prvního přepuštění. V následujícím úseku si nejlépe stojí průběh

za teploty $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ během stoupaní.



Obrázek 5.11: Průběh simulace se změnou tlaku 2 hPa/s

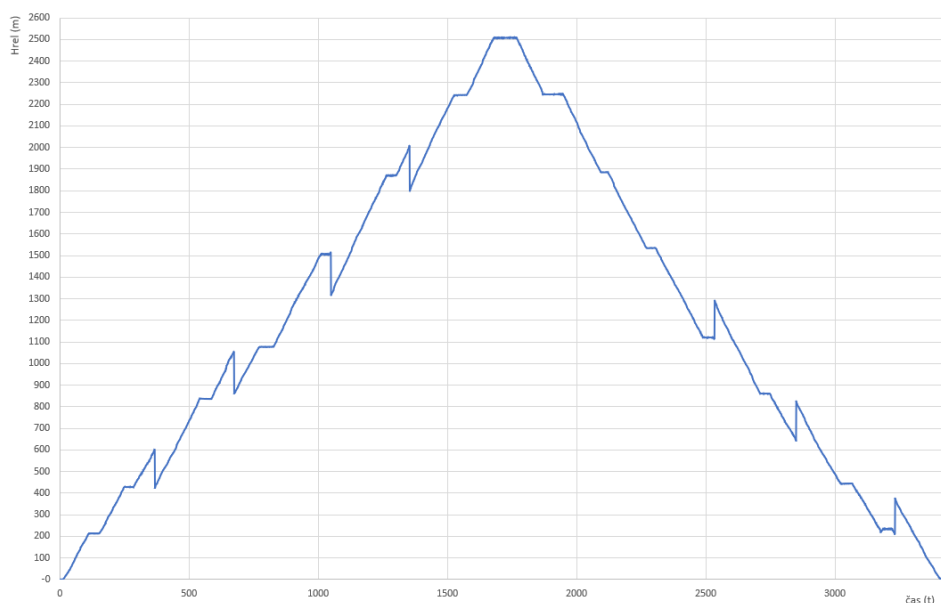
Průběh poslední simulace při níž byla změna tlaku 0,2 hPa/s je znázorněn na Obrázku 5.12. Chování chyby při tomto měření, bylo poněkud jiné v porovnání s předchozími dvěma měřeními za normálních podmínek, hodnoty chyby na jednotlivých tlakových hladinách jsou uvedeny v Tabulce 5.9.

Úroveň tlaku (hPa)	Výška dle MSA (m)	Chyba stoupaní (m)	Chyba klesání (m)
1000	0,00	0,00	3,75
975	213,02	-0,41	20,85
950	430,52	-2,60	12,53
905	833,96	2,27	26,36
880	1065,20	11,31	54,91
835	1495,10	10,51	38,89
800	1842,70	27,26	42,29
765	2202,70	39,95	43,26
740	2468,20	39,38	39,38

Tabulka 5.9: Chyba měření výšky pro simulaci se změnou tlaku 0,2 hPa/s

Z dat v Tabulce 5.9 jde vidět, že na rozdíl od prvních dvou simulací je z počátku chyba záporná a i její nárůst není tak velký, avšak má stále stejný aditivní charakter. Její chování a velikost při sestupu je již stejné jako v předchozích simulacích. Je pravděpodobné, že snížení nárůstu chyby během stoupaní je zaviněno únikem tlaku z referenčního objemu, který se projevil u této simulace pro její výrazně delší dobu trvání a v jehož důsledku se výška

snižuje.



Obrázek 5.12: Průběh simulace se změnou tlaku 0,2 hPa/s

Po porovnání hodnot chyby v tomto měření na jednotlivých úrovních s tolerancí dle Úřadu pro civilní letectví České republiky by systém splňoval dané tolerance na všech měřených tlakových úrovních do 835 hPa vyjma úrovně 880 hPa.

Během letu by chyba způsobená při přepouštění byla s největší pravděpodobností menší, jelikož by při nahrazení dat o vývoji výšky z rozdílového snímače po dobu přepouštění bylo nahrazeno kromě dat z absolutního snímače také daty z GNSS modulu, díky čemuž by došlo ke zpřesnění.



Obrázek 5.13: Měření za změněných vnějších podmínek

Kapitola 6

Závěr

6.1 Shrnutí práce a dosažených výsledů

Na úvod práce byly rozebrány způsoby měření výšky a vertikální rychlosti s hlavním zaměřením na barometrickou metodu, na níž je založeno měření výšky systémem navrhovaným v této práci. Po teoretickém úvodu do problematiky byl uveden princip funkce navrhovaného systému za použití rozdílového tlakového snímače, který měří výšku po daných úsecích, mezi nimiž dochází k přepouštění objemu vzduchu na jeho referenčním vstupu. Poté bylo přistoupeno k praktické realizaci systému, počínaje výběrem vhodných komponent a konče programovým vybavením systému realizovaného na desce plošných spojů. Nakonec byl celý systém laboratorně testován.

Během první fáze měření byly odhaleny drobné nedostatky v konstrukci referenčního objemu způsobující změny tlaku. V následujícím měření, které probíhalo na prvním měřicím úseku, byl systém schopen měřit výšku s přesností až 1,12 m a vertikální rychlost 0,21 m/s. Při měření na více úsecích s přepouštěním referenčního objemu při stoupaní vznikala aditivní chyba, která průměrně odpovídala přibližně 10 m. Při měření za běžných podmínek se tato chyba při klesání opět snižovala. Při letovém použití systému by chyba způsobená přepouštěním nebyla tak výrazná, jelikož by náhradní data z absolutního tlakového snímače byla také doplněna o data z GNSS modulu, čímž by došlo ke zpřesnění. Při ověřování funkčnosti systému za změněných podmínek tedy 50 °C a -20 °C, bylo zjištěno, že je systém schopen pracovat v taovýchto podmínkách, avšak ty se projevují na chybě měření systému.

6.2 Další možné směřování práce

V další práci na tomto tématu by bylo vhodné prozkoumat další možnosti pro konstrukci referenčního objemu tlaku z důvodu úniků na současném systému. Dále by bylo dobré experimentálně ověřit vliv velikosti referenčního objemu na jeho chování. Jelikož velikost referenčního objemu má vliv na dobu nutnou pro jeho přepouštění, bude se změna objemu také výrazně odrážet na chybě měření, protože jak bylo zjištěno, přepouštění způsobuje největší chybu celého systému. Také bude nutné zdokonalit teplotní kompenzaci, která, jak bylo

zjištěno během měření za změněných vnějších podmínek, nefunguje ideálně, což mělo vliv na chybu měření systému.

Nakonec by také bylo možné sestavit systém se dvěma rozdílovými snímači tlaku, přičemž by každý z nich měl vlastní referenční objem. Tyto dva modely by pracovaly s překryvem svých měřicích rozsahů, tudíž by bylo eliminováno nahrazování dat o vývoji výšky méně přesným absolutním tlakovým snímačem a GNSS modulem během přepouštění referenčního objemu.



Použitá literatura

1. DRAXLER, Karel. *Přístrojové systémy letadel II*. 1. vyd. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2002. ISBN 80-01-02484-9.
2. AUERSVALD, Jan. *Vylepšený systém pro měření výšky*. 2019. Dis. pr. České vysoké učení technické v Praze Fakulta elektrotechnická.
3. 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.
4. PALLETT, E. H. J. *Aircraft Instruments and Integrated Systems*. Harlow: RoLongman, 1992. ISBN 0-582-08627-2.
5. 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.
6. TŮMA, Jiří. *Letecké palubní přístroje*. 1. vyd. Praha: Knížnice Svazarmu (Naše vojsko), 1960.
7. NOVÁK, Martin. *Introduction to sensors for electrical and mechanical engineers*. 1. vyd. Boca Rnato: CRC Press, Taylor a Francis Group, 2021. ISBN 978-0-367-51821-9.
8. TANDESKE, Duane. *Pressure Sensors: Selection and Application Mechanical Engineering*. 1. vyd. New York: Marcel Dekker, 1990. ISBN 978-0824783655.
9. VETELINO, John. *Introduction to Sensors*. 1. vyd. Boca Rnato: CRC Press, 2010. ISBN 978-1439808528.
10. SENSORS, Amphenol All. *DLLR - High Accuracy Pressure Sensors Series [online]*. Dostupné z: https://cz.mouser.com/datasheet/2/18/1/DS-0358_Rev_A-1509694.pdf, [b.r.].
11. DEVICES, Analog. *Digital SPI Temperature Sensor ADT7310 [online]*. Dostupné z: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADT7310.pdf>, [b.r.].
12. STMICROELECTRONICS. *High-performance MEMS nano pressure sensor: 260-1260 hPa absolute digital output barometer [online]*. Dostupné z: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/lps22hh.pdf>, [b.r.].

13. PARKER. *X-Valve 8mm Miniature Solenoid Valve [online]*. Dostupné z: <https://www.parker.com/Literature/Precision%20Fluidics/Miniature%20Solenoid%20Valves/X-Valve.pdf>, [b.r.].
14. STMICROELECTRONICS. *STM32F103x8 Mainstream Performance line, Arm Cortex-M3 MCU with 64 Kbytes of Flash memory, 72 MHz CPU, motor control, USB and CAN [online]*. Dostupné z: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32f103c8.pdf>, [b.r.].
15. QUECTEL. *GNSS L76 [online]*. Dostupné z: <https://docs.rs-online.com/4a92/0900766b8147dbea.pdf>, [b.r.].
16. STMICROELECTRONICS. *Description of STM32F1 HAL and low-layer drivers [online]*. Dostupné z: https://www.st.com/resource/en/user_manual/dm00154093-description-of-stm32f1-hal-and-lowlayer-drivers-stmicroelectronics.pdf, [b.r.].
17. CIVIL AVIATION AUTHORITY CZECH REPUBLIC. *Maintenance Guidelines for Transferred Aircraft [online]*. Dostupné z: https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CAA-ST-092-n-07_REV-2_EN-2_.pdf, [b.r.].

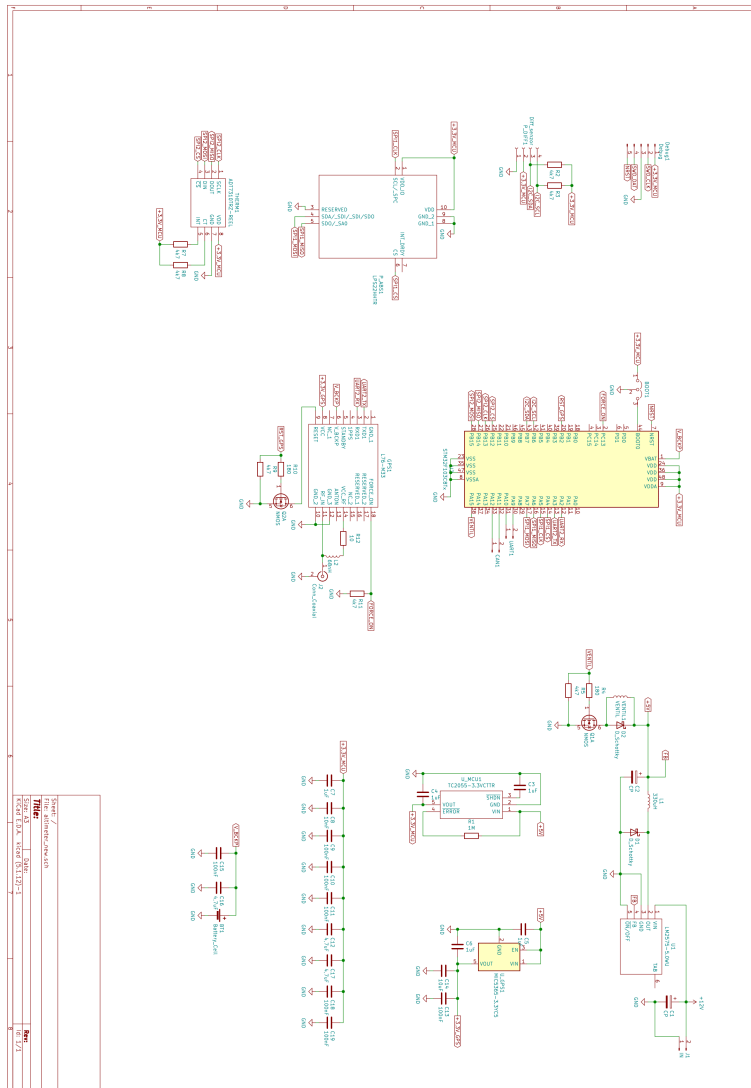


Použité obrázky

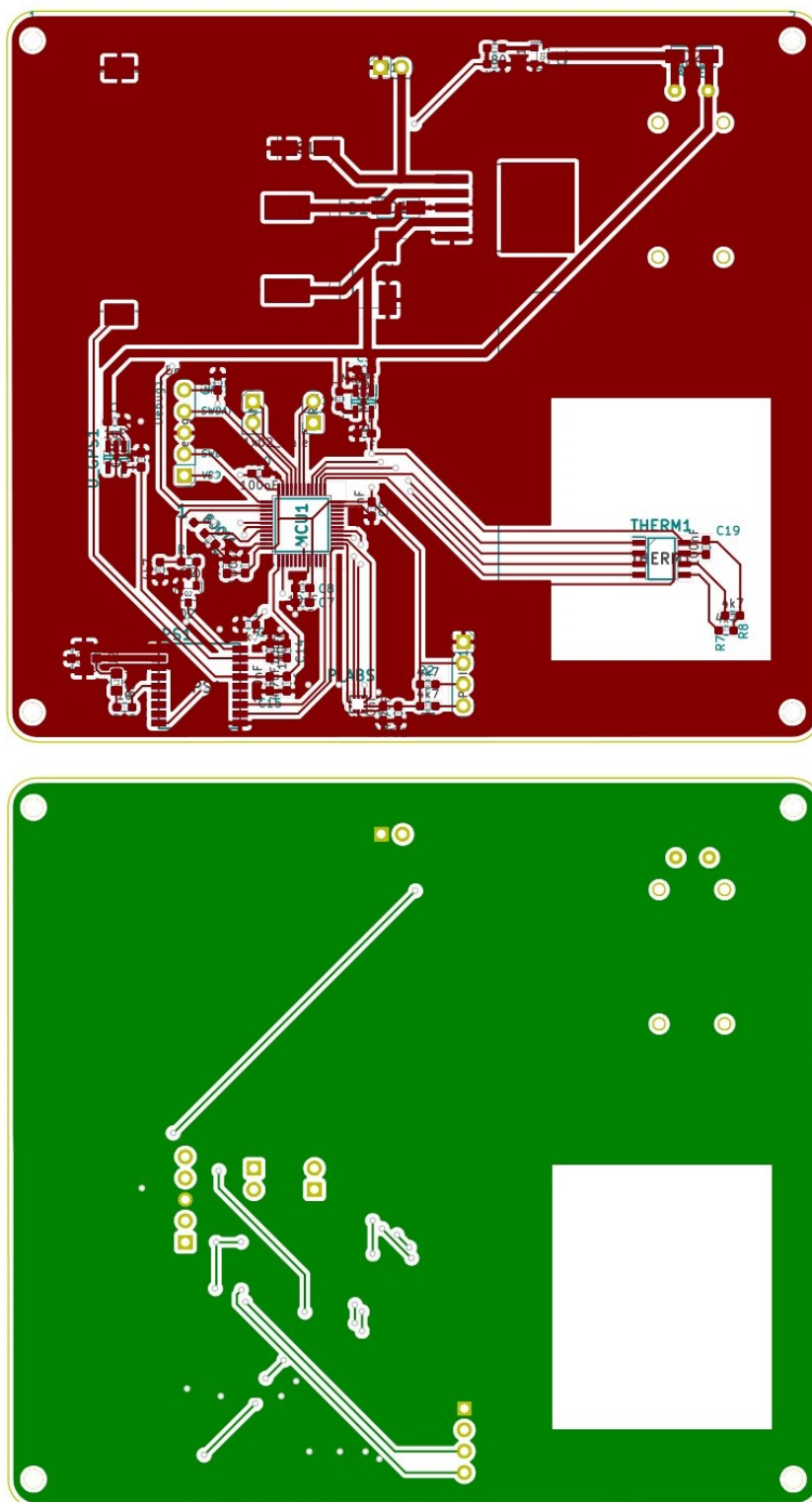
- O1. WYATT, David. *Aircraft Flight Instruments and Guidance Systems: principles, operations and maintenance*. 1. vyd. London: Routledge, Taylor a Francis Group, 2015. ISBN 978-1-138-13314-3.
- O2. PARKER. *X-Valve 8mm Miniature Solenoid Valve [online]*. Dostupné z: <https://www.parker.com/Literature/Precision%20Fluidics/Miniature%20Solenoid%20Valves/X-Valve.pdf>, [b.r.].

Příloha A

Schémata



Obrázek A.1: Schéma navrhovaného systému



Obrázek A.2: Návrh desky plošných spojů

Příloha B

Doprovodné fotografie



Obrázek B.1: Hardwarová realizace systému

Příloha C

Dovolené tolerance barometrických výškoměrů

Výška (feet)	Výška (m)	Odpovídající tlak (hPa)	Tolerance ± (feet)	Tolerance ± (m)
-1000	-304,8	1050,4	20	6,1
0	0,0	1013,3	20	6,1
500	152,4	995,1	20	6,1
1000	304,8	977,2	20	6,1
1500	457,2	959,6	25	7,6
2000	609,6	942,2	30	9,1
3000	914,4	908,2	30	9,1
4000	1219,2	875,2	35	10,7
6000	1828,8	812,2	40	12,2
8000	2438,4	752,7	60	18,3
10000	3048,0	696,9	80	24,4
12000	3657,6	644,4	90	27,4
14000	4267,2	595,3	100	30,5
16000	4876,8	549,2	110	33,5
18000	5486,4	506,0	120	36,6
20000	6096,0	465,7	130	39,6
22000	6705,6	427,9	140	42,7

Tabulka C.1: Dovolené tolerance výškoměrů založených na barometrické metodě dle Úřadu pro civilní letectví České republiky [17]