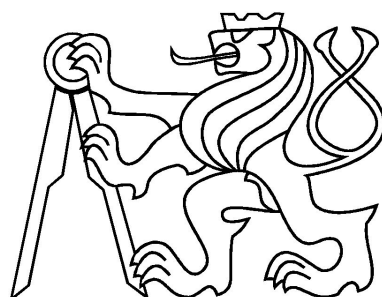


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA ELEKTROTECHNICKÁ



Diplomová práce

Vzducholod' - orientace v prostoru



Katedra řídicí techniky

Praha, 2008

Miroslav Müller

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

V Praze dne _____

podpis

Poděkování

Děkuji především vedoucímu diplomové práce Doc. Ing. Jiřímu Bayerovi, CSc., za cenné rady a připomínky při řešení této práce. Dále bych rád poděkoval Ing. Ondřeji Špinkovi a Bc. Jiřímu Kubiasovi za poskytnutí cenných rad zejména v oblasti hardwarového vybavení. V neposlední řadě patří můj dík i mým rodičům, kteří mě po celou dobu studia vytrvale podporovali.

Abstrakt

Tato diplomová práce se zabývá návrhem řídicího systému a řídicích algoritmů modelu vzducholodě. Obsahuje návrh nového hardwarového vybavení a řídicího programu. Práce zahrnuje volbu nové řídicí jednotky a nových měřicích systémů zajišťujících podpůrné měření pro orientaci v prostředí. Součástí je i návrh řídicího programu palubní stanice vzducholodi, který vykonává jak řízení vlastních motorů umožňující let vzducholodi, tak sběr dat z měřicích desek. Část práce je věnována popisu matematického modelu vzducholodi, který je nezbytný pro návrh moderních efektivních regulátorů. V práci je obsažen rovněž návrh palubního řídicího systému vzducholodi. Na závěr jsou zmíněny některé možnosti dalšího vývoje celého projektu.

Abstract

This diploma thesis deals with airship model control system design and airship control algorithms. It includes project of the new hardware equipment. Control system has been developed as part of this study including central control unit design and measuring support system design providing orientation in the operation territory. On-board unit program has been designed; this program is used to control all the airship motors and it enables measured data acquisition. Mathematic model of the airship is also part of this thesis; the model is used to design an effective regulator. Lastly it identifies main possibilities for future project development.

Katedra řídicí techniky

Školní rok: 2006/2007

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

Student: Miroslav Müller

Obor: Technická kybernetika

Název tématu: Vzducholoď - orientace v prostoru

Zásady pro vypracování:

1. Seznamte se s koncepčním řešením dálkově řízené vzducholodě pro její pohyb v neznámém prostředí s překážkami a s realizací základního dálkového řízení jejího pohybu v prostoru.
2. Identifikujte dynamické parametry vzducholodě a stanovte dynamický model říditelné soustavy.
3. Navrhněte regulátory akčních členů vzducholodě a jejich optimální nastavení pro stabilizaci letové polohy a základní dálkové řízení jejích pohybů v kartézských souřadnicích. Vytvořte na PC operátorské rozhraní (ovládání pilotem, let po trajektorii).
4. V návaznosti na paralelní DP J.Bittnera (základní dálkové řízení) navrhněte a realizujte senzorický podsystém vzducholodě (inerciální měření, detekce překážek, dálkoměrný systém, mapa prostředí) a systém filtrace a zpracování měřených dat na PC pro zajištění letu stroje po předem definované trajektorii v prostředí s překážkami.
5. Vypracujte podrobnou dokumentaci HW a SW řešení létajícího stroje.

Seznam odborné literatury: Dodá vedoucí práce.

Vedoucí diplomové práce: doc. Ing. Jiří Bayer, CSc.

Termín zadání diplomové práce: zimní semestr 2006/2007

Termín odevzdání diplomové práce: leden 2008

prof. Ing. Michael Šebek, DrSc.
vedoucí katedry



prof. Ing. Zbyněk Škvor, CSc.
děkan

V Praze dne 21.02.2007

Obsah

1	Úvod	1
2	Provedená měření na modelu vzducholodi	3
2.1	Konstrukce vzducholodi	3
2.2	Kontrola funkčnosti osazených akčních členů	4
2.2.1	Kontrola funkčnosti servomotorů	4
2.2.2	Kontrola funkčnosti hlavních motorů	5
2.2.3	Kontrola funkčnosti původního regulátoru hlavních motorů	5
2.2.4	Tah hlavních motorů s regulátorem MD10-DCR(S)	5
2.2.5	Tah motoru ve směrovém kormidle	6
2.2.6	Určení nosnosti vzducholodi	8
2.2.7	Řízení vzducholodi pomocí modelářské soupravy	8
2.3	Kontrola funkčnosti kompasu	8
3	Řízení vzducholodi	9
3.1	Matematický model	9
3.1.1	Transformační matice	9
3.1.2	Dynamika	11
3.1.3	Model pohonu	14
3.1.4	Silový diagram	15
3.1.5	Zjednodušení modelu	16
3.1.5.1	Linearizovaný model natočení vzducholodi	19
3.1.5.2	Linearizovaný model v rovině XZ	20
3.1.6	Parametry modelu	22
3.2	Porovnání modelů	27
3.2.1	Předpokládaný výškový model	27
3.2.2	Skutečný výškový model	28

3.2.3	Předpokládaný model udržení azimutu	28
3.2.4	Skutečný model udržení azimutu	28
3.2.5	Zhodnocení	29
3.3	Návrh výškového regulátoru	29
3.4	Návrh regulátoru udržení azimutu	30
3.5	Zhodnocení	31
4	Popis vzducholodi a jejího původního vybavení	32
4.1	Vybavení vzducholodi	32
4.2	Ostatní vybavení	32
4.2.1	Centrální řídicí jednotka	33
4.2.2	Ultrazvukové dálkoměry	34
4.2.3	Elektronický kompas	34
4.2.4	Bluetooth modul	35
4.2.5	Modul napájení	35
4.2.6	Regulátory motorů	36
4.3	Zhodnocení	36
5	Nové HW vybavení vzducholodi	39
5.1	Základní struktura řídicího systému	39
5.2	Přehled komponent	40
5.3	Nové komponenty	41
5.3.1	Řídicí jednotka	41
5.3.1.1	Specifikace procesoru LPC2129	41
5.3.1.2	Omezení spotřeby energie	43
5.3.2	Regulátor otáček	45
5.3.3	Deska inerciálního měření	46
5.3.4	Bluetooth modul	48
5.3.4.1	Oživení modulu WT11	50
6	Software palubní stanice	52
6.1	Nastavení periférií	52
6.2	Program palubní stanice	54
6.2.1	Inicializace řídicí jednotky	54
6.2.2	Popis hlavního programu	54
6.3	Stavba paketů	55

6.3.1	Pakety odesílané palubní stanicí	55
6.3.2	Pakety odesílané pozemní stanicí	58
7	Software pozemní řídicí stanice	60
7.1	Softwarové požadavky	60
7.2	Hardwarové vybavení	60
7.3	Postup připojení pozemní stanice ke vzducholodi	61
7.4	Postup odpojení pozemní stanice od vzducholodi	61
7.5	Popis ovládacího softwaru pozemní stanice	61
8	Možnosti dalšího vývoje modelu	65
9	Závěr	67
	Přehled tabulek	69
	Literatura	72
A	Schéma zapojení komponent vzducholodi	73
B	Bloková schémata softwaru pozemní a palubní stanice	75
C	Obsah příloženého CD	77

Kapitola 1

Úvod

Tato práce navazuje na diplomové práce [1] a [2]. Protože byla větší část vybavení lodi demontována, je jedním z úkolů znovouzprovoznění základního dálkového řízení a nový rozbor situace. Jedním z cílů nového řešení je co možná nejvíce využít stávajících dostupných komponent, které byly na vzducholodi původně instalovány. Část komponent byla nahrazena novými. Protože základní dálkové řízení, které bylo původně navrženo nebylo dostatečně spolehlivé, bylo nutné některé části HW vybavení vyměnit. Navíc při původní komunikaci docházelo ke ztrátě dat.

Úvodní část práce se zabývá funkčností původních komponent. Správná funkce původních komponent je nutná pro jejich další využití. Při těchto zkouškách byly rovněž zjištěny charakteristiky tahu motorů nutné pro sestavení modelu. Zkoušky zahrnovaly rovněž přibližné určení nosnosti vzducholodi.

Další kapitoly se zabývají matematickým modelem vzducholodi. Velká část této kapitoly je věnována obecnému nelineárnímu modelu vzducholodi a možnostem jeho linearizace. Lineární model je dále užít k řízení fyzikálního modelu vzducholodi. Dále jsou v této kapitole uvedeny parametry vzducholodi potřebné k sestavení modelu.

V navazující kapitole je popsáno původní vybavení vzducholodi a jeho známé technické parametry. Kapitola rovněž obsahuje některé jeho vlastnosti důležité pro budoucí použití.

Pátá kapitola je věnována novému vybavení a nové koncepci řízení. Je zde popsána nová řídicí jednotka založená na architektuře ARM7 (LPC2129) a některé kroky užité pro omezení spotřeby energie. Dále se zabývá problematikou volby nového regulátoru otáček použitého k řízení stejnosměrných motorů zaručujících pohyb vzducholodi v prostředí. Důležitou komponentou uvedenou v této kapitole je inerciální měření, které poskytuje podpůrné informace o poloze vzducholodi. Rovněž je zde popsán nový bezdrátový mo-

dul bluetooth WT11, který zaručuje snazší komunikaci a lepší kompatibilitu s ostatními zařízeními, které využívají stejné technologie.

Šestá kapitola je věnována návrhu programu palubní stanice a jeho chování. Je zde provedena diskuze některých základních stavů řídicí jednotky a jejich významu pro řízení. Je zde popsána stavba paketů použitých pro komunikaci mezi pozemní stanicí a palubní jednotkou. Celý popis je proveden tak, aby umožnil případné úpravy programu při začleňování nových komponent nebo rekonfiguraci systému.

Navazující kapitola seznamuje s návrhem softwarového vybavení pozemní stanice, která zaručuje vlastní řízení modelu a jsou na ní vykonávány řídicí algoritmy. Obsahuje detailní popis hardwarových a softwarových požadavků pro správnou funkci řídicího softwaru.

V závěru jsou shrnuty možnosti budoucího vývoje projektu řízení modelu vzducholodi. Uvádí návrhy dalšího vývoje jako např. decentralizované řízení přes sběrnici CAN.

Kapitola 2

Provedená měření na modelu vzducholodi

2.1 Konstrukce vzducholodi

Gondola obsahuje baterie, centrální řídicí jednotku, modul inerciálního měření, regulátory pohonů, ultrazvuky a komunikační modul. Veškeré součásti gondoly jsou k obalu vzducholodi připevněny pomocí suchých zipů, což umožňuje jednoduchou demontáž v případě potřeby.



Obrázek 2.1: Vzducholod' s původním vybavením



Obrázek 2.2:
Možnosti natočení hlavních motorů

2.2 Kontrola funkčnosti osazených akčních členů

Protože model vzducholodi nebyl delší dobu v provozu, bylo nutné ověřit funkčnost a vlastnosti osazených motorů, servomotorů a regulátorů. Byly vykonány následující testy:

2.2.1 Kontrola funkčnosti servomotorů

Servomotory byly zkoušeny pomocí procesoru LPC2129. Do paměti procesoru byl nahrán program, který přijímal příkazy ze sériové linky. Dle požadavků řídicího systému (konzolová aplikace PC) procesor přijímal požadavky na změnu kmitočtu a střídý výstupního PWM signálu. Tímto způsobem bylo možné plynule měnit natočení servopohonu. Spotřeba servopohonu během testu výrazně kolísala. Při ustálené hodnotě nabývala hodnot kolem 7.5 mA (součástí bloku servomotoru je v tomto případě i regulátor). Při pohybu servomotoru nabývala spotřeba proudu špičkových hodnot kolem 200 mA. Pokud se servopohon dostal do polohy, kdy nebyl schopen nastavit nulovou regulační odchylku, procházelo servopohonem v “ustáleném” stavu přibližně 33 mA. Příčinou nevykompenzování malé regulační odchylky na servopohonu je tření na přídavné převodovce, která je přimontována k servopohonu.

2.2.2 Kontrola funkčnosti hlavních motorů

Napájení hlavních motorů je zapojeno do série, jsou tedy řízeny oba současně. Po připojení stejnosměrného regulovaného napájecího napětí k motorům a postupném zvyšování napájecího napětí došlo k rozběhu nejprve jednoho motoru a potom při dalším nárůstu napětí druhého. Příčinou může být vyšší tření v ložiscích jednoho z motorů, dále pak nerovnoměrné rozložení napájecího napětí na obou motorech. Po dosažení zkušebního napětí 5 V procházel skupinou motorů proud kolem 3 A.

Rovněž byla provedena kontrola funkčnosti motoru kormidla. Po připojení motoru k stabilizovanému zdroji a napájecímu napětí 5 V došlo k rozběhu motoru, v tomto stavu procházel motorem elektrický proud 1.5 A. Po záměně polarit se motor otáčel opačným směrem.

2.2.3 Kontrola funkčnosti původního regulátoru hlavních motorů

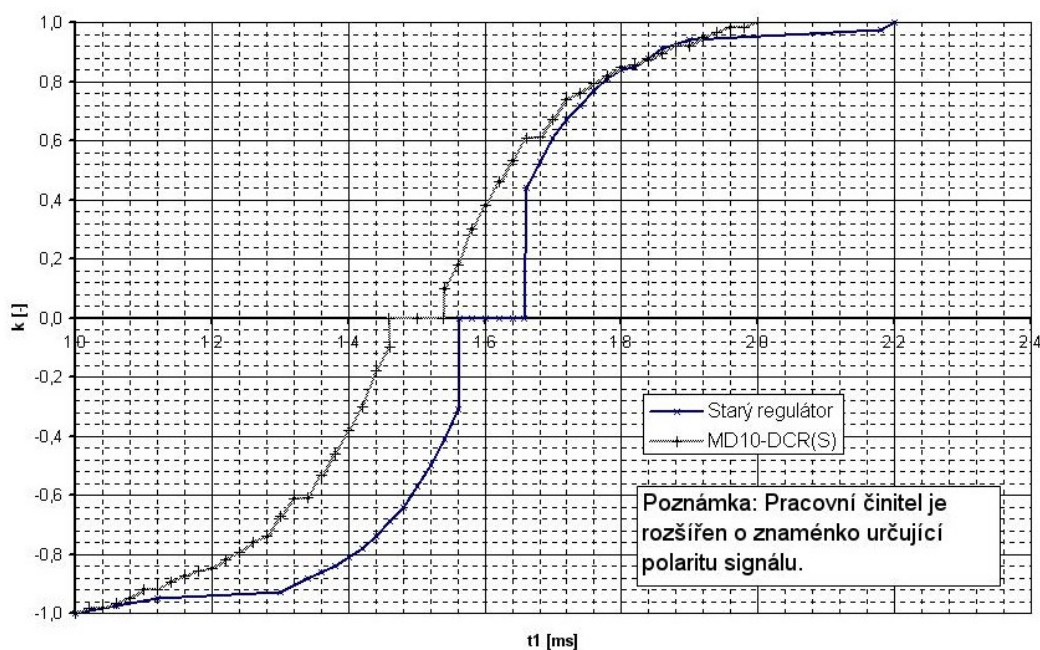
Regulátor byl napájen napětím 5 V. Pokud byl motor zastaven, byla spotřeba regulátoru 10 mA. Test regulátoru probíhal obdobným způsobem jako kontrola funkčnosti hlavních motorů. Pokud se střída pohybovala v okolí nulové polohy, motor byl zastaven. Při nárůstu nebo poklesu hodnoty střídy se motor otáčel buď jedním, nebo druhým směrem.

Při kontrole bylo zjištěno, že při trvalém chodu motorů dochází k ohřevu regulátoru a posunu nulové polohy. Dále bylo zjištěno, že při plném výkonu motorů je na výkonové elektronice regulátoru úbytek v řádu několika voltů. Proto byl stávající regulátor nahrazen regulátorem MD10-DCR(S) (viz kapitola 5.3.2).

2.2.4 Tah hlavních motorů s regulátorem MD10-DCR(S)

Orientační charakteristika tahu hlavních motorů byla změřena pomocí váhy. Charakteristika je jen orientační zejména proto, že je měřena síla tahu motorů ve stavu, kdy statory motorů umístěných na gondole se nepohybují a rychlost proudění vzduchu je dána jen otáčkami vrtule, je tedy jiná než v dynamickém provozu. Při letu modelu je relativní rychlost vzduchu procházející vrtulemi jiná, protože následkem rotace vrtulí se pohybuje celý model a rychlost vzduchu procházející vrtulemi a rychlost okolního vzduchu je jiná. Při statickém měření je porušena fluidita prostředí. Srovnání nového a starého regulátoru

je na obr. 2.3.



Obrázek 2.3:

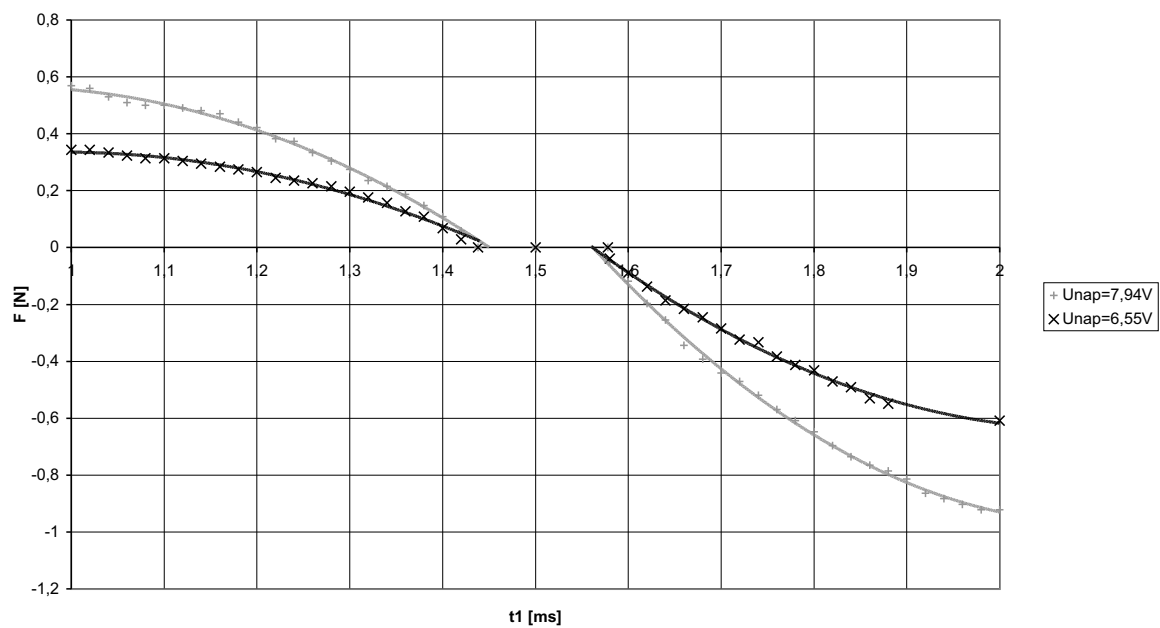
Závislost “pracovního činitele” výstupního signálu na šířce PWM budícího signálu.

Při vlastním měření byla gondola umístěna na váhu a sledována změna hmotnosti v závislosti na nastaveném řídicím signálu PWM. Mimo změnu hmotnosti (projevuje se tažná nebo tlačná síla motorů, která se přičítá k síle vyvolané klidovou hmotností) byla měřena také velikost napájecího napětí, aby bylo možné určit, jak je ovlivněn výsledek nabíjení baterií. Při měření byly motory gondoly natočeny tak, aby byly co nejvíce omezeny projevy účinků tahu do stran (tuto složku nelze tímto experimentem určit). Charakteristika je na obr. 2.4. Nesymetrie jsou způsobeny konstrukcí vrtule.

2.2.5 Tah motoru ve směrovém kormidle

Určení této charakteristiky bylo provedeno podobně jako určení charakteristiky hlavních motorů. Charakteristika je na obr. 2.5.

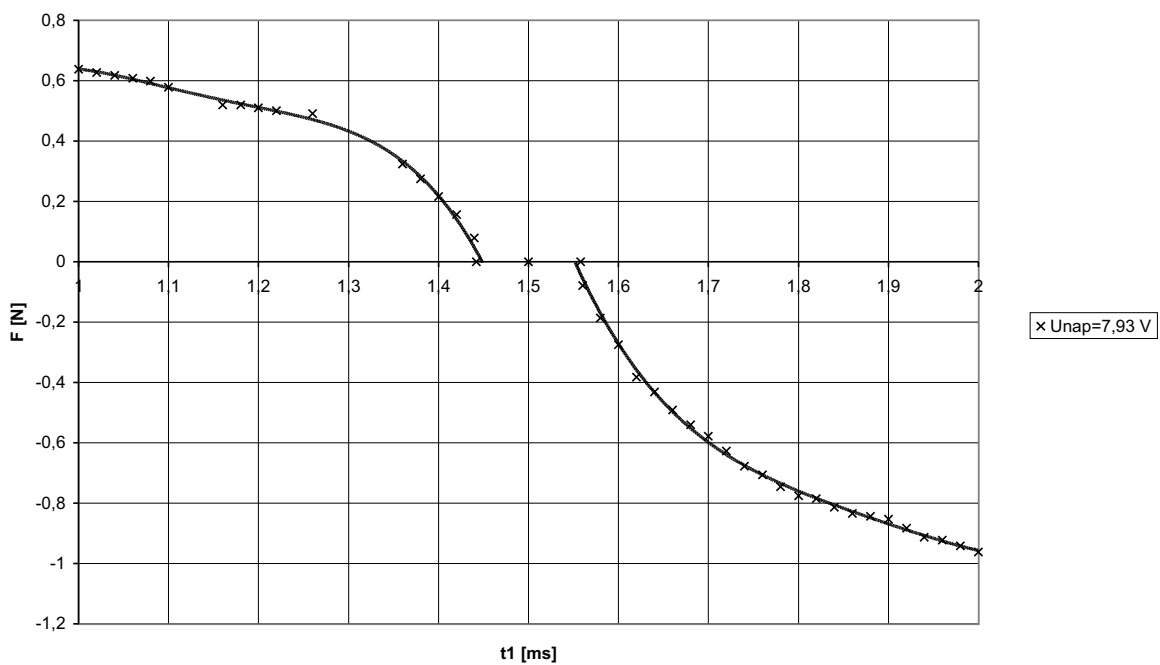
Závislost tahu hlavních motorů na šířce PWM budícího signálu ($T=20\text{ms}$)



Obrázek 2.4:

Tah hlavních motorů

Závislost tahu motoru kormidla na šířce PWM budícího signálu ($T=20\text{ms}$)



Obrázek 2.5:

Tah motoru kormidla

2.2.6 Určení nosnosti vzducholodi

Pro návrh vybavení vzducholodi je jedním z určujících faktorů její celková nosnost. Celková nosnost vzducholodi byla určena pomocí nádoby s vodou, která byla postupně upouštěna. Před vlastním testem byla vzducholod' naplněna na odhadovaný provozní tlak. Tato měření měla jen informační charakter, protože nebylo možné měřit tlak v balónu a ani není požadovaná hodnota přesně známa. Z balónu byla odstraněna všechna dodatečná závaží (vyvažovací olova) a vyjmuty všechny regulátory z gondoly. Vlastní gondola zůstala připevněna k balónu. Při experimentu byla postupně upouštěna voda až do stádia, kdy se balón udržoval ve stejné letové výšce. Hmotnost vody tedy odpovídala možnému dalšímu zatížení vzducholodi. Nádobu s vodou byla zvážena a naměřená hodnota byla **426** gramů.

2.2.7 Řízení vzducholodi pomocí modelářské soupravy

Tento test byl uskutečněn pro komplexní ověření funkčnosti komponent modelu vzducholodi. Jednotlivé servomotory a regulátory hlavních motorů byly připojeny k přijímači RC soupravy. Motory byly napájeny ze 4 článků NiCd akumulátorů o napětí cca 1.5 V a kapacitě 1200 mAh. Celá vzducholod' byla schopna asi 30 min letu v režimu chodu na plný výkon.

2.3 Kontrola funkčnosti kompasu

Pro ověření funkčnosti kompasu (popsaného v části 4.2.3) bylo nejprve nutné zprovoznit sběrnici SPI. Procesor LPC2129 sice sběrnici SPI disponuje, ale v návrhu "Spejbl" desky s touto sběrnici není počítáno. Proto bylo nutné sběrnici emulovat s využitím interního časovače. Po naprogramování emulované sběrnice SPI bylo možné provést rozbor vlastního protokolu komunikace s elektronickým kompasem. Kompas odesílá měřené hodnoty jen na vyžádání masterem sběrnice SPI v minimálním intervalu přibližně 1 s. Na častější dotazy kompas nereaguje. Frekvence hodinových impulsů na sběrnici byla při tomto měření 1 MHz.

Kapitola 3

Řízení vzducholodi

3.1 Matematický model

3.1.1 Transformační matice

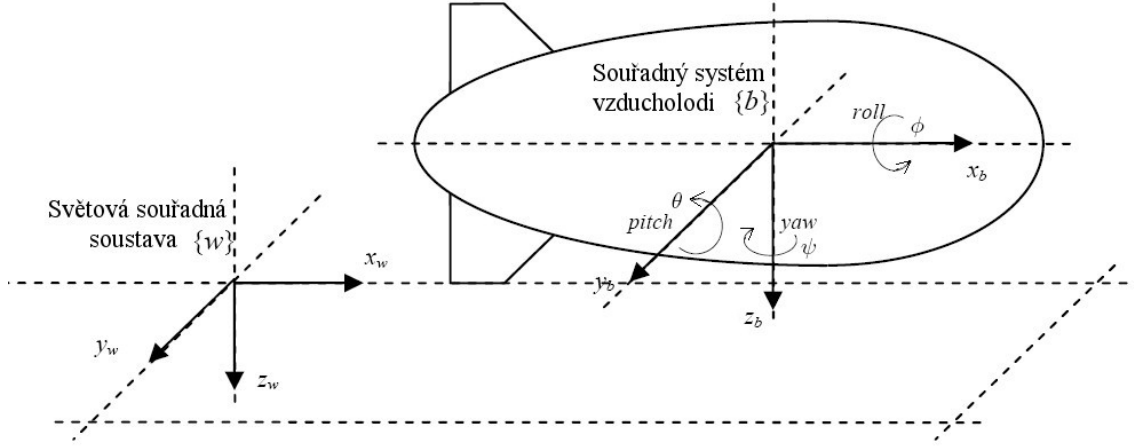
Při řešení rovnic popisujících vývoj systému je vhodné definovat dvě souřadné soustavy. První souřadná soustava (stacionární) je umístěna na zemi a nebude se pohybovat ani natáčet. Druhá souřadná soustava je umístěna v těžišti balónu vzducholodi a bude se natáčet s rotací vzducholodi.

Souřadnou soustavu umístěnou na zemi označíme jako \mathbf{w} (the word frame) - světová souřadná soustava. Dále pak souřadnou soustavu umístěnou na vzducholodi označíme jako \mathbf{b} (the blimp's frame) - souřadná soustava vzducholodi. Orientaci jednotlivých soustav ukazuje obrázek 3.1.

Transformace se provádí proto, aby bylo možné řídit vzducholod' v souřadném systému \mathbf{w} , přičemž dynamika je vztažena k souřadnému systému \mathbf{b} .

Transformaci souřadnic ze souřadné soustavy vzducholodi \mathbf{b} do souřadné soustavy \mathbf{w} získáme pomocí tří postupných rotací kolem os x , y a z .

$$\mathbf{R}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix}, \mathbf{R}_y = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}, \mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$



Obrázek 3.1:
Umístění souřadných soustav

Vynásobením všech tří dílčích matic natočení získáme rotační matici:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_x \cdot \mathbf{R}_y \cdot \mathbf{R}_z \quad (3.2)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos(\psi)\cos(\theta) & -\sin(\psi)\cos(\theta) + \cos(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) & \sin(\psi)\sin(\theta) + \cos(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) \\ \sin(\psi)\cos(\theta) & \cos(\psi)\cos(\theta) + \sin(\psi)\sin(\theta)\sin(\phi) & -\cos(\psi)\sin(\theta) + \sin(\psi)\sin(\theta)\cos(\phi) \\ -\sin(\theta) & \cos(\psi)\sin(\phi) & \cos(\theta)\cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Pro jednodušší orientaci ve výpočtu zavedme vektor $\boldsymbol{\eta}_1$ reprezentující souřadnice v souřadném systému \mathbf{w} . Dále zavedme vektor $\boldsymbol{\eta}_2$, který zastupuje úhlové natočení podle všech os v témže souřadném systému, pak $\boldsymbol{\eta}$ je vektor, který popisuje polohu a natočení souřadného systému \mathbf{b} :

$$\boldsymbol{\eta} = [\boldsymbol{\eta}_1^T, \boldsymbol{\eta}_2^T]^T; \quad \boldsymbol{\eta}_1 = [x, y, z]^T; \quad \boldsymbol{\eta}_2 = [\phi, \theta, \psi]^T \quad (3.4)$$

Vektor \mathbf{v} určuje rychlost v souřadném systému vzducholodi \mathbf{b} . Tento vektor má stejně jako vektor $\boldsymbol{\eta}$ také šest složek. První tři určují posuvnou rychlost a zbylé tři určují úhlovou rychlost také podle všech tří os.

$$\mathbf{v} = [\mathbf{v}_1^T, \mathbf{v}_2^T]^T; \quad \mathbf{v}_1 = [v_x, v_y, v_z]^T; \quad \mathbf{v}_2 = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T \quad (3.5)$$

Vektor $\boldsymbol{\tau}$ reprezentuje vstupní informace do systému. Jeho první tři složky ($\boldsymbol{\tau}_1$) určují sílu a zbylé tři složky ($\boldsymbol{\tau}_2$) určují moment síly. Podrobnější popis je uveden v kapitole 3.1.4.

$$\boldsymbol{\tau} = [\boldsymbol{\tau}_1^T, \boldsymbol{\tau}_2^T]^T; \quad \boldsymbol{\tau}_1 = [F_x, F_y, F_z]^T; \quad \boldsymbol{\tau}_2 = [M_x, M_y, M_z]^T \quad (3.6)$$

Matice \mathbf{J}_2 určuje transformaci úhlové rychlosti ze souřadné soustavy vzducholodi \mathbf{b} do souřadné soustavy \mathbf{w} . Podrobnější vysvětlení této transformace je provedeno v [6], kde je transformace rovněž odvozena.

$$\mathbf{J}_2^{-1}(\boldsymbol{\eta}_2) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix}, \quad (3.7)$$

$$\mathbf{J}_2(\boldsymbol{\eta}_2) = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)/\cos(\theta) & \cos(\phi)/\cos(\theta) \end{bmatrix}, \quad (3.8)$$

Výslednou transformaci mezi vektorem $\boldsymbol{\eta}$ a \mathbf{v} získáme složením matic do bloků:

$$\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\eta}}_1 \\ \dot{\boldsymbol{\eta}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R} & [\mathbf{0}]_{3 \times 3} \\ [\mathbf{0}]_{3 \times 3} & \mathbf{J}_2(\boldsymbol{\eta}_2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 \end{bmatrix} \Leftrightarrow \dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta})\mathbf{v} \quad (3.9)$$

Rovnice 3.9 umožňuje transformaci mezi soustavami \mathbf{b} a \mathbf{w} . Tento model je použit při dalším popisu.

3.1.2 Dynamika

Dynamiku vzducholodi lze popsat v souřadné soustavě vzducholodi \mathbf{b} rovnicí ve tvaru:

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{v}}_b + \mathbf{C}(\mathbf{v}_b)\mathbf{v}_b + \mathbf{D}(\mathbf{v}_b)\mathbf{v}_b + \mathbf{g}(\boldsymbol{\eta}_b) = \boldsymbol{\tau}_b \quad (3.10)$$

- $\mathbf{M} = \mathbf{M}_{RB} + \mathbf{M}_A$ - matice hmotností (včetně přídavných členů hmotnosti)
- $\mathbf{C}(\mathbf{v}_b)\mathbf{v}_b = \mathbf{C}_{RB}\mathbf{v}_b + \mathbf{C}_A\mathbf{v}_b$ - Coriolisova síla a dostředivá síla
- $\mathbf{D}(\mathbf{v}_b)\mathbf{v}_b$ - síla hydrodynamického tlumení
- $\mathbf{g}(\boldsymbol{\eta}_b)$ - vektor reakčních sil a momentů (respektující gravitaci a nadnášivou sílu hélia)
- $\boldsymbol{\tau}_b$ - síla a kroutící moment vyvinutá motory

Matice modelující dynamiku vzducholodi v souřadné soustavě \mathbf{b} jsou popsány v následujících odstavcích. Popsaný model je zjednodušen, není v něm brána v úvahu dynamika gondoly na které jsou umístěny motory. Toto oříznutí obálky (zjednodušení) si můžeme dovolit proto, že objem balónu a hmotnosti vzducholodi je dominantní v porovnání s objemem a hmotností gondoly. Tento model relativně přesně vystihuje chování vzducholodi

při pohybu nízkou rychlostí. Dále si lze všimnout, že balón vzducholodi vykazuje určité symetrie.

Užitím skutečnosti, že se jedná o rotační elipsoid s hlavní poloosou a a vedlejší poloosou b a vhodnou volbou souřadné soustavy, můžeme psát matici inerciálních koeficientů, která může být zjednodušena:

$$\mathbf{I}_b = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Za předpokladu, že na vzducholod' působí nedeformační síly, můžeme rovnice popisující tuhé těleso zapsat pomocí matice \mathbf{M}_{RB} . Při popisu matice \mathbf{M}_{RB} je použit vektor $[x_g, y_g, z_g]$ reprezentující polohu těžiště vzhledem k souřadné soustavě \mathbf{b} . Za předpokladu, že je gondola symetrická, je umístěná pod balónem také v ose symetrie balónu a je zároveň pod souřadnou soustavou \mathbf{b} , tak můžeme předpokládat, že je možné rozmístit zátěž na vzducholodi tak, abychom dosáhli nulové složky y_g . Rozmístěním zátěže rozumějme i rozmístění komponent uvnitř gondoly. Dále předpokládáme, že na vzducholodi nejsou umístěna žádná závaží porušující popsanou komplexní symetrii ve smyslu $y_g = 0$.

$$\mathbf{M}_{RB} = \begin{bmatrix} m[\mathbf{I}]_{3 \times 3} & -m\mathbf{S} \\ m\mathbf{S} & \mathbf{I}_b \end{bmatrix}, \quad \mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 & -z_g & y_g \\ z_g & 0 & -x_g \\ -y_g & x_g & 0 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Protože balón je naplněný plynem a klade aerodynamický odpor, dále na balón působí ještě gravitační síla a síly a momenty vyvolané poháněcí soustavou, projevuje se efekt, který si můžeme představit tak, že hmotnost vzducholodi se jeví větší než je ve skutečnosti. To je důvod, proč je nutné model doplnit o přídatnou (aditivní) hmotnost zastoupenou členy matice \mathbf{M}_A .

Protože se vzducholod' pohybuje velmi pomalu a vykazuje symetrie v osách, můžeme předpokládat, že se přídatná hmotnost projeví nejvíce na diagonále matice \mathbf{M} a ostatní členy můžeme proto zanedbat. Matice \mathbf{M}_A bude tedy vypadat:

$$\mathbf{M}_A = \text{diag}(a_{11}, a_{22}, a_{33}, a_{44}, a_{55}, a_{66}) \quad (3.13)$$

Výsledná matice hmotnosti \mathbf{M} má pak tvar:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m + a_{11} & 0 & 0 & 0 & mz_g & 0 \\ 0 & m + a_{22} & 0 & -mz_g & 0 & mx_g \\ 0 & 0 & m + a_{33} & 0 & -mx_g & 0 \\ 0 & -mz_g & 0 & I_{xx} + a_{44} & 0 & 0 \\ mz_g & 0 & -mx_g & 0 & I_{yy} + a_{55} & 0 \\ 0 & mx_g & 0 & 0 & 0 & I_{zz} + a_{66} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Další silou působící na vzducholoď je dostředivá síla a Coriolisova síla (Coriolisova síla je setrvačná síla působící na tělesa, která se pohybují v rotující neinerciální vztažné soustavě tak, že se mění jejich vzdálenost od osy otáčení, Coriolisova síla má směr kolmý ke spojnicí těleso - osa otáčení a způsobuje stáčení trajektorie tělesa proti směru otáčení soustavy). Členy matice \mathbf{C}_{RB} jsou vztaženy k hmotnému bodu tuhého tělesa a členy matice \mathbf{C}_A jsou vztaženy k přídatné hmotnosti. Opět zde využijeme předpokladu, že jedna ze souřadnic těžiště je nulová $y_g = 0$ (podrobněji viz [10]). Zjednodušená matice popisující tuhé těleso je:

$$\mathbf{C}_{RB}(\mathbf{v}_b) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & mz_g\omega_z & -m(x_g\omega_y - v_z) & -m(x_g\omega_z + v_y) \\ 0 & 0 & 0 & -mv_z & m(z_g\omega_z + x_g\omega_x) & mv_x \\ 0 & 0 & 0 & -m(z_g\omega_x - v_y) & -m(z_g\omega_y + v_x) & mx_g\omega_x \\ -mz_g\omega_z & mv_z & m(z_g\omega_x - v_y) & 0 & I_{zz}\omega_z & -I_{yy}\omega_y \\ m(x_g\omega_y - v_z) & -m(z_g\omega_z + x_g\omega_x) & m(z_g\omega_y + v_x) & -I_{zz}\omega_z & 0 & I_{xx}\omega_x \\ m(x_g\omega_z + v_y) & -mv_x & -mx_g\omega_x & I_{yy}\omega_y & -I_{xx}\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

Pro matici plynoucí z přídatné hmotnosti dostaneme zjednodušení při zanedbání nelinearity členů (tyto jsou velmi malé v případě malých rychlostí tělesa). Na členy přídatné hmotnosti působí také Coriolisova a dostředivá síla, kterou můžeme vyjádřit jako:

$$\mathbf{C}_A(\mathbf{v}_b) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & a_{33}v_z & -a_{22}v_y \\ 0 & 0 & 0 & -a_{33}v_z & 0 & a_{11}v_x \\ 0 & 0 & 0 & a_{22}v_y & -a_{11}v_x & 0 \\ 0 & a_{33}v_z & -a_{22}v_y & 0 & a_{66}\omega_z & -a_{55}\omega_y \\ -a_{33}v_z & 0 & a_{11}v_x & -a_{66}\omega_z & 0 & a_{44}\omega_x \\ a_{22}v_y & -a_{11}v_x & 0 & a_{55}\omega_y & -a_{44}\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Potom výsledná matice \mathbf{C} (viz vztah 3.10) má tvar:

$$\begin{aligned}
C(v_b) = & \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots \\ -mz_g\omega_z & (m+a_{33})v_z & mz_g\omega_x - (m+a_{22})v_y & \dots \\ mx_g\omega_y - (m+a_{33})v_z & -m(z_g\omega_z + x_g\omega_x) & mz_g\omega_y + (m+a_{11})v_x & \dots \\ mx_g\omega_z + (m+a_{22})v_y & -(m+a_{11})v_x & -mx_g\omega_x & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & mz_g\omega_z & -mx_g\omega_y + (m+a_{33})v_z & -mx_g\omega_z - (m+a_{22})v_y \\ \dots & -(m+a_{33})v_z & m(z_g\omega_z + x_g\omega_x) & (m+a_{11})v_x \\ \dots & -mz_g\omega_x + (m+a_{22})v_y & -mz_g\omega_y - (m+a_{11})v_x & mx_g\omega_x \\ \dots & 0 & (I_{zz} + a_{66})\omega_z & -(I_{yy} + a_{55})\omega_y \\ \dots & -(I_{zz} + a_{66})\omega_z & 0 & (I_{xx} + a_{44})\omega_x \\ \dots & (I_{yy} + a_{55})\omega_y & -(I_{xx} + a_{44})\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (3.17)
\end{aligned}$$

Matici aerodynamického tlumení lze získat modelováním tření pláště vzducholodi s okolním vzduchem. Opět se předpokládá zjednodušení $y_g = 0$. Dále předpokládáme, že tlumení je možné popsat s dostatečnou přesností polynomem druhého řádu (proměnné vyšších řádů jsou zanedbány). Dostaneme následující rovnici:

$$\begin{aligned}
\mathbf{D} = & \text{diag}(D_{v_x} + D_{v_x v_x} | v_x |, D_{v_y} + D_{v_y v_y} | v_y |, D_{v_z} + D_{v_z v_z} | v_z |, \\
& D_{\omega_x} + D_{\omega_x \omega_x} | \omega_x |, D_{\omega_y} + D_{\omega_y \omega_y} | \omega_y |, D_{\omega_z} + D_{\omega_z \omega_z} | \omega_z |) \quad (3.18)
\end{aligned}$$

Nakonec popíšeme vektor reakčních sil a momentů, který respektuje vliv gravitace a vznášivé síly. Předpokládejme, že vzducholoď má neutrální nadnášivost, tj. gravitační síla je stejná jako nadnášivá síla hélia co do velikosti (opačná směrem). Zjednodušeně řečeno, vzducholoď v “klidu” ani nestoupá, ani neklesá. Užitím opět výrazu $g_y = 0$ dostaneme zjednodušení:

$$\mathbf{g}(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} [\mathbf{0}]_{3 \times 1} \\ -mg \cos(\theta) \sin(\phi) y_g + mg \cos(\theta) \sin(\phi) z_g \\ mg \sin(\theta) z_g + mg \cos(\theta) \cos(\phi) x_g \\ mg \cos(\theta) \sin(\phi) x_g - mg \sin(\theta) y_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [\mathbf{0}]_{3 \times 1} \\ mg \cos(\theta) \sin(\phi) z_g \\ mg \sin(\theta) z_g + mg \cos(\theta) \cos(\phi) x_g \\ mg \cos(\theta) \sin(\phi) x_g \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

3.1.3 Model pohonu

K pohonu vzducholodi jsou využity stejnosměrné komutátorové motory s permanentními magnety (funkčně jde v podstatě o motory s cizím buzením). K hřídelím motorů jsou upevněny vrtule mající nelineární charakteristiky popisující závislost síly na otáčkách (v případě že by se vzducholoď nepohybovala, jednalo by se o tzv. ventilátorovou charakteristiku). Zvolený model je dostatečný k popisu tlakové síly vyvolané otáčkami vrtule a

přítom vystihující potřebné vlastnosti:

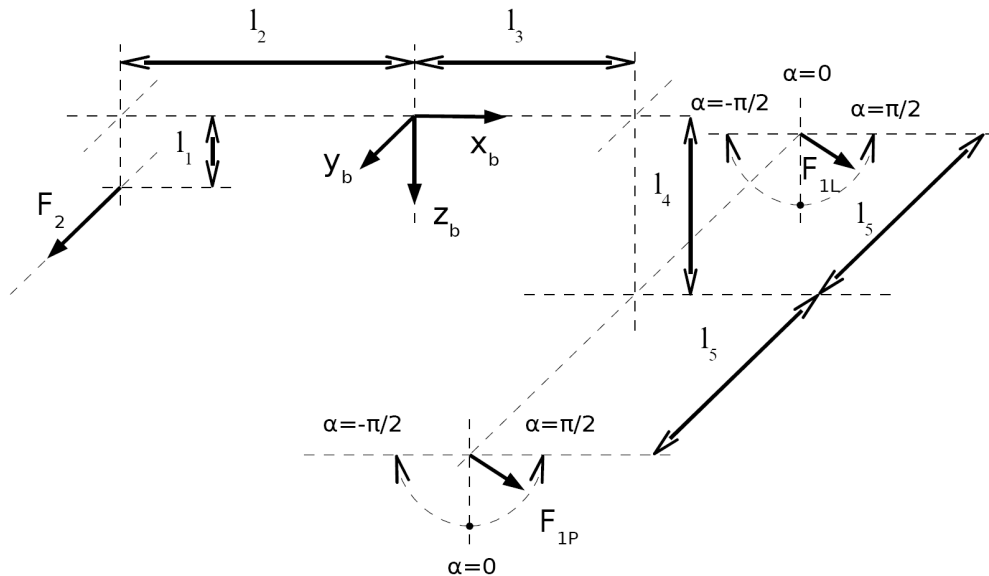
$$F = \rho D^4 K_T \left(\frac{V_a}{nD} \right) |n|n \quad (3.20)$$

V tomto modelu n reprezentuje otáčky, D popisuje průměr vrtule, ρ hustotu vzduchu a K_T tlačný koeficient. Tlačný koeficient závisí na n , D , V_a . Koeficient V_a závisí na rychlosti plynu procházejícím točící se vrtulí při pohybu modelu.

Charakteristika této funkce zaručuje různé vlastnosti pro přímý a zpětný chod motoru (vrtule se otáčí různými směry), příčinou tohoto chování je nesymetričnost vrtule. V každém případě K_T může být aproximováno lineární funkcí s V_a záležející na rychlosti pohybu modelu a w je rychlost náběhu, která je typicky v rozsahu 0.1 až 0.4 [-].

3.1.4 Silový diagram

Silovým diagramem rozumíme rozmístění sil působících na vzducholod' v souřadné soustavě vzducholodi **b**. Působením jednotlivých dílčích sil v různých bodech modelu vzniká výsledná síla působící na model. Následkem rozdílného působíště sil vznikají momenty, které mají tendenci vzducholod' natáčet. Rozmístění jednotlivých sil je znázorněno v obrázku 3.2.



Obrázek 3.2:

Rozmístění sil v souřadné soustavě **b**

kde:

- $l_1 \dots$ označuje vzdálenost od těžiště vzducholodi (složka x) k motoru kormidla
- $l_2 \dots$ označuje vzdálenost od těžiště vzducholodi (složka z) k motoru kormidla
- $l_3 \dots$ označuje vzdálenost od těžiště vzducholodi k hlavním motorům (složka x)
- $l_4 \dots$ označuje vzdálenost od těžiště vzducholodi k hlavním motorům (složka z)
- $l_5 \dots$ označuje vzdálenost od těžiště vzducholodi k hlavnímu motoru (složka y)
- $F_{1P} \dots$ síla vyvinutá hlavním motorem (pravý)
- $F_{1L} \dots$ síla vyvinutá hlavním motorem (levý)
- $F_2 \dots$ síla vyvinutá motorem kormidla
- $\alpha \dots$ natočení hlavních motorů

Za pomoci obrázku 3.2 můžeme sestavit vektor sil a momentů $\boldsymbol{\tau}_b = [F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z]$, který byl definován v rovnici 3.10. S užitím symetrie modelu můžeme psát následující rovnice:

$$\begin{aligned} F_x &= (F_{1P} + F_{1L}) \sin(\alpha) \\ F_y &= F_2 \\ F_z &= (F_{1P} + F_{1L}) \cos(\alpha) \end{aligned} \tag{3.21}$$

$$\begin{aligned} M_x &= -F_y l_1 \\ M_y &= -F_z l_3 + F_x l_4 \\ M_z &= F_y l_2 \end{aligned} \tag{3.22}$$

Konkrétní hodnoty použité v modelu jsou uvedeny v kapitole 3.1.6.

3.1.5 Zjednodušení modelu

Nelineární model popsaný vztahem 3.10 je relativně přesný v širokém rozsahu hodnot a je komplexní, jeho hlavní nevýhodou je, že je příliš složitý pro další práci. Pro návrh regulátorů je nutné zjednodušení, které umožní použít lineární teorie řízení.

K získání linearizovaného modelu vzducholodi, je nutné stanovit ekvilibrium (pracovní bod) jak pro rychlost, tak pro polohu. Polohu ekvilibria vyjádříme jako vektory:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\eta}_0(t) &= [x_0(t), y_0(t), z_0(t), \phi_0(t), \theta_0(t), \psi_0(t)] \\ \boldsymbol{v}_0(t) &= [v_{x0}(t), v_{y0}(t), v_{z0}(t), \omega_{x0}(t), \omega_{y0}(t), \omega_{z0}(t)] \end{aligned} \tag{3.23}$$

Vychýlení z ekvilibria popíšeme vztahy:

$$\delta\boldsymbol{\eta}(t) = \boldsymbol{\eta}(t) - \boldsymbol{\eta}_0(t), \quad \delta\mathbf{v}(t) = \mathbf{v}(t) - \mathbf{v}_0(t) \quad (3.24)$$

Zavedení předchozích výrazů umožní linearizovat Newton-Eulerovu rovnici 3.10 v pracovním bodě.

$$\mathbf{M}\delta\dot{\mathbf{v}} + \left. \frac{\partial \mathbf{C}(\mathbf{v})\mathbf{v}}{\partial \mathbf{v}} \right|_{\mathbf{v}_0} \delta\mathbf{v} + \left. \frac{\partial \mathbf{D}(\mathbf{v})\mathbf{v}}{\partial \mathbf{v}} \right|_{\mathbf{v}_0} \delta\mathbf{v} + \left. \frac{\partial \mathbf{g}(\boldsymbol{\eta})}{\partial \boldsymbol{\eta}} \right|_{\boldsymbol{\eta}_0} \delta\boldsymbol{\eta} = \boldsymbol{\tau} \quad (3.25)$$

Při linearizaci použijme substituci nahrazující parametr $\boldsymbol{\eta}$. Substituce vycházející z rovnice 3.9 je následující:

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\eta}}_0 + \delta\dot{\boldsymbol{\eta}} &= \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0 + \delta\boldsymbol{\eta})(\mathbf{v}_0 + \delta\mathbf{v}) \\ \delta\dot{\boldsymbol{\eta}} &= \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0 + \delta\boldsymbol{\eta})(\mathbf{v}_0 + \delta\mathbf{v}) - \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0)\mathbf{v}_0 \\ \delta\dot{\boldsymbol{\eta}} &= \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0 + \delta\boldsymbol{\eta})\delta\mathbf{v} + (\mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0 + \delta\boldsymbol{\eta}) - \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0))\mathbf{v}_0 \\ \delta\dot{\boldsymbol{\eta}} &\approx \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0)\delta\mathbf{v} + (\mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0 + \delta\boldsymbol{\eta}) - \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0))\mathbf{v}_0 \end{aligned} \quad (3.26)$$

Pro rovnici 3.25 definujeme stavy:

$$\mathbf{x}_1 = \delta\mathbf{v}, \quad \mathbf{x}_2 = \delta\boldsymbol{\eta}, \quad \mathbf{B}\mathbf{u} = \boldsymbol{\tau} \quad (3.27)$$

Tímto způsobem získáme z rovnice 3.25 rovnice:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_1 + \mathbf{C}(t)\mathbf{x}_1 + \mathbf{D}(t)\mathbf{x}_1 + \mathbf{G}(t)\mathbf{x}_2 &= \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \dot{\mathbf{x}}_2 &= \mathbf{J}(t)\mathbf{x}_1 + \mathbf{J}^*(t)\mathbf{x}_2 \end{aligned} \quad (3.28)$$

kde jednotlivé matice jsou:

$$\begin{aligned} \mathbf{C}(t) &= \left. \frac{\partial \mathbf{C}(\mathbf{v})\mathbf{v}}{\partial \mathbf{v}} \right|_{\mathbf{v}_0(t)} \quad \mathbf{D}(t) = \left. \frac{\partial \mathbf{D}(\mathbf{v})\mathbf{v}}{\partial \mathbf{v}} \right|_{\mathbf{v}_0(t)} \quad \mathbf{G}(t) = \left. \frac{\partial \mathbf{g}(\boldsymbol{\eta})}{\partial \boldsymbol{\eta}} \right|_{\boldsymbol{\eta}_0(t)} \\ \mathbf{J}(t) &= \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0(t)); \quad \mathbf{J}^*(t) = (\mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0(t) + \delta\boldsymbol{\eta}(t)) - \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}_0(t))) \end{aligned} \quad (3.29)$$

Celou soustavu maticových rovnic přepíšeme v následujícím tvaru:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(\mathbf{C}(t) + \mathbf{D}(t)) & -\mathbf{G}(t) \\ \mathbf{J}(t) & \mathbf{J}^*(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \mathbf{u} \quad (3.30)$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\mathbf{M}^{-1}(\mathbf{C}(t) + \mathbf{D}(t)) & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{G}(t) \\ \mathbf{J}(t) & \mathbf{J}^*(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{M}^{-1}\mathbf{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \mathbf{u} \Leftrightarrow \\ &\Leftrightarrow \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}'\mathbf{u} \end{aligned} \quad (3.31)$$

Předpokládejme, že rychlost vzducholodi v ustáleném stavu je nulová a také připomeňme, že předpokládáme, že se vzducholod' pohybuje velmi pomalu. Za předešlých podmínek je Coriolisova síla přibližně nulová $\mathbf{C}(\mathbf{v})\mathbf{v} = 0$.

Dále předpokládáme, že úhly náklonu ϕ a θ (jsou součástí vektoru $\boldsymbol{\eta}$) jsou přibližně nulové. Tento předpoklad můžeme uvažovat proto, že výkony motorů a ostatní síly působící na vzducholod' neumožní příliš velký trvalý náklon vzducholodi. Tyto předpoklady vedou k dalšímu zjednodušení:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m + a_{11} & 0 & 0 & 0 & mz_g & 0 \\ 0 & m + a_{22} & 0 & -mz_g & 0 & mx_g \\ 0 & 0 & m + a_{33} & 0 & -mx_g & 0 \\ 0 & -mz_g & 0 & I_{xx} + a_{44} & 0 & 0 \\ mz_g & 0 & -mx_g & 0 & I_{yy} + a_{55} & 0 \\ 0 & mx_g & 0 & 0 & 0 & I_{zz} + a_{66} \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

$$\mathbf{D} = \text{diag}(D_{v_x}, D_{v_y}, D_{v_z}, D_{\omega_x}, D_{\omega_y}, D_{\omega_z}) \quad (3.33)$$

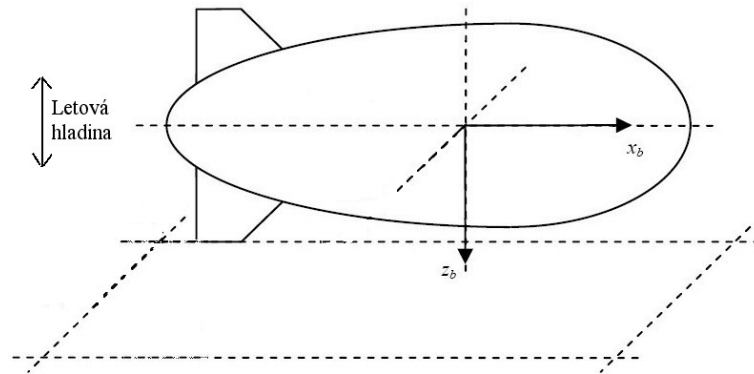
$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} [\mathbf{0}]_{3 \times 3} & [\mathbf{0}]_{3 \times 3} \\ & z_g mg & 0 & 0 \\ [\mathbf{0}]_{3 \times 3} & 0 & z_g mg & 0 \\ & -x_g mg & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_0) & -\sin(\psi_0) & [\mathbf{0}]_{2 \times 4} \\ \sin(\psi_0) & \cos(\psi_0) & \\ [\mathbf{0}]_{4 \times 2} & [\mathbf{I}]_{4 \times 4} \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

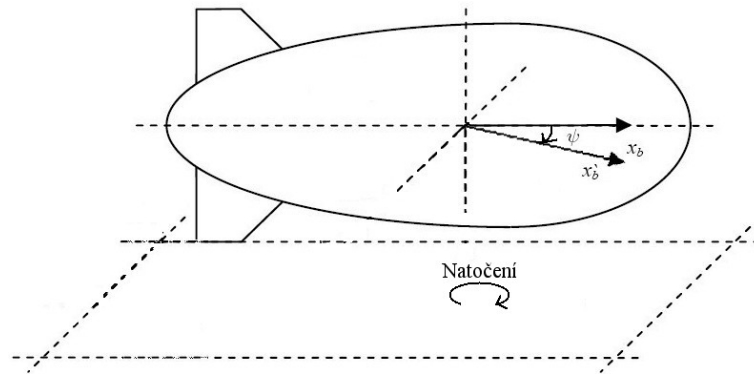
Pozorováním získaného modelu si všimneme, že je možné model rozdělit na dvě separátní části, které jsou nezávislé (viz obr. 3.3 a 3.4). První část popisuje vzducholod' ve svislé rovině (rovina XZ). Druhá část popisuje rotaci kolem osy z, náklon podél osy x a pohyb podél osy y.

Poznamenejme, že matice \mathbf{J} je časově invariantní pokud uvážíme, že v ustáleném stavu je úhel $\psi = 0$, což všeobecně neplatí.

Skutečná vazba mezi těmito dvěma systémy je plně nelineární, toto je způsobeno strukturou Coriolisovy matice. Při nízkých rychlostech se tato vazba projevuje minimálně a proto ji můžeme ve srovnání s ostatními vazbami zanedbat. Zanedbáním popsané vazby získáme výhodu a to, možnost řešit řízení separátně u obou systémů. Dále pak zanedbáním dalších nelineárních vlastností vznikne ve skutečnosti odchylka minimalizovatelná regulací.



Obrázek 3.3:
Pohyb v rovině XZ



Obrázek 3.4:
Natočení vzducholodi kolem svislé osy

3.1.5.1 Linearizovaný model natočení vzducholodi

Stavové proměnné pro tento systém jsou $\mathbf{x}(t) = [v_y(t), \omega_x(t), \omega_z(t), y(t), \phi(t), \psi(t)]^T$ a akční veličinou je pouze síla motoru na kormidle $u = F_2$ (viz obr. 3.2).

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{D} & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{G} \\ \mathbf{J} & [\mathbf{0}]_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{x} + \begin{bmatrix} \mathbf{M}^{-1}\mathbf{B} \\ [\mathbf{0}]_{3 \times 1} \end{bmatrix} u \quad (3.36)$$

Matice \mathbf{M} , \mathbf{D} , \mathbf{G} a \mathbf{J} jsou zkonstruovány z matic 3.32 až 3.35 vybráním řádků a sloupců od příslušných stavů, tohoto modelu. Matice \mathbf{B} závisí na poloze motoru kormidla vzhledem k souřadnému systému vzducholodi \mathbf{b} (obr. 3.2).

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m + a_{22} & -mz_g & mx_g \\ -mz_g & I_{xx} + a_{44} & 0 \\ mx_g & 0 & I_{zz} + a_{66} \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

$$\mathbf{D} = \text{diag}(D_{v_y}, D_{\omega_x}, D_{\omega_z}) \quad (3.38)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & z_g mg & 0 \\ 0 & -x_g mg & 0 \end{bmatrix} \quad (3.39)$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \sin(\psi_0) & \cos(\psi_0) & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 1 \\ l_1 \\ -l_2 \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

3.1.5.2 Linearizovaný model v rovině XZ

V tomto modelu jsou stavové proměnné $\mathbf{x}(t) = [v_x(t), v_z(t), \omega_y(t), x(t), z(t), \theta(t)]^T$ a akční veličiny jsou síly $\mathbf{u} = [F_x, F_z]^T$. Ve skutečnosti složky sil F_x a F_z jsou způsobeny tahem hlavních motorů F_2 , které se natáčí o úhel α (obr. 3.2).

$$\begin{aligned} F_x &= F \sin(\alpha) \\ F_z &= F \cos(\alpha) \end{aligned}, \quad F_{1L} = F_{1P} = \frac{F}{2} \quad (3.42)$$

Systém lze popsat následujícími stavovými rovnicemi:

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{D} & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{G} \\ \mathbf{J} & [\mathbf{0}]_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{x} + \begin{bmatrix} \mathbf{M}^{-1}\mathbf{B} \\ [\mathbf{0}]_{3 \times 2} \end{bmatrix} \mathbf{u} \quad (3.43)$$

Matice \mathbf{M} , \mathbf{D} , \mathbf{G} a \mathbf{J} vznikly z matic 3.32 až 3.35 vybráním řádků a sloupců dle příslušných stavů, tohoto modelu. Matice \mathbf{B} závisí na poloze motorů v souřadné soustavě \mathbf{b} . Je předpokládáno, že hlavní motory jsou umístěny symetricky (obr. 3.2).

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m + a_{11} & 0 & mz_g \\ 0 & m + a_{33} & -mx_g \\ mz_g & -mx_g & I_{yy} + a_{55} \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

$$\mathbf{D} = \text{diag}(D_{v_x}, D_{v_y}, D_{\omega_y}) \quad (3.45)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & z_g mg \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_0) & -\sin(\psi_0) & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ l_4 & l_3 \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

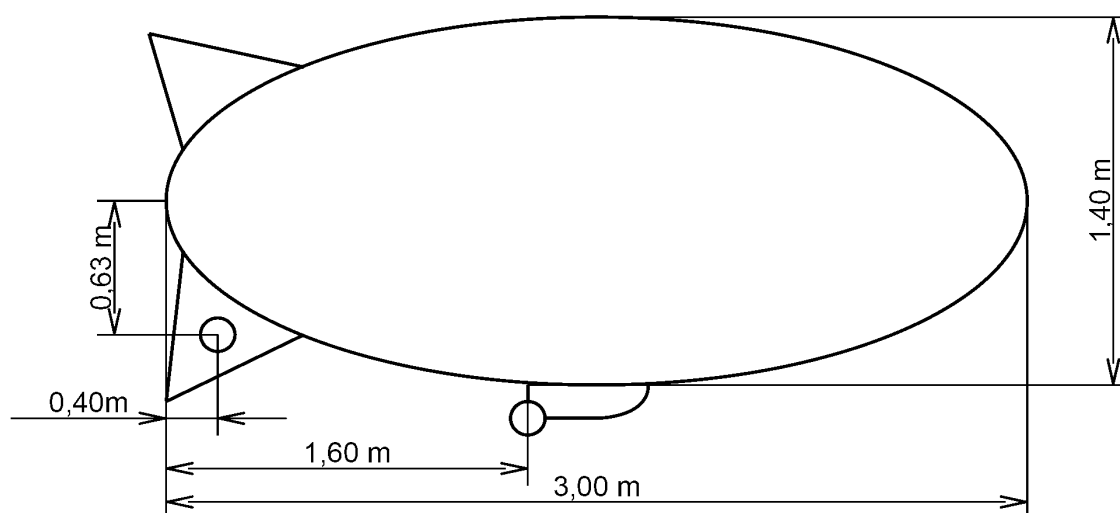
Vezměme v úvahu, že těžiště vzducholodi je vychýleno ve směru osy x od počátku souřadného systému \mathbf{b} . Také natočení souřadné soustavy \mathbf{b} kolem osy y vzhledem k soustavě \mathbf{w} není nulové, jak bylo předpokládáno při linearizaci modelu. Rozdíl v lineárním modelu se objeví pouze v matici \mathbf{J} která bude mít následující tvar:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_0) & -\sin(\psi_0) & 0 \\ \sin(\theta_0) & \cos(\theta_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

I když rozdíl mezi linearizovanými modely může na první pohled vypadat velmi malý, pro správné řízení je vhodné toto rozšíření zavést, aby bylo možné lépe řídit stavovou veličinu z (výška).

3.1.6 Parametry modelu

V předchozí části byl popsán matematický model vzducholodi. Parametry vzducholodě popisuje následující obrázek:



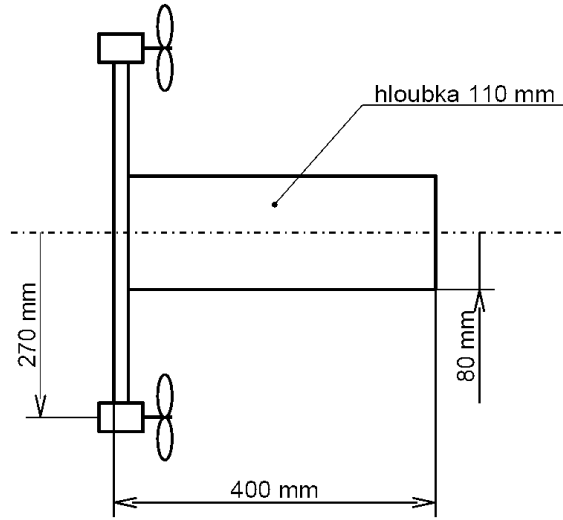
Obrázek 3.5:
Náčrtek balónu s rozměry

Z obrázků 3.5 a 3.6 vyplývají parametry l_1 až l_5 modelu (viz obrázek 3.2):

$l_1[m]$	0.63
$l_2[m]$	1.50
$l_3[m]$	0.10
$l_4[m]$	0.75
$l_5[m]$	0.14

Celková odhadovaná hmotnost vyprázdněné vzducholodi je kolem $m = 1.3kg$ (celkovou hmotnost lze určit jen velmi obtížně, protože by bylo nutné celý balón vzducholodi vyprázdnit a zvážit).

Koeficienty přídatné hmotnosti a inerciální koeficienty byly určeny z následujících vztahů (podrobněji viz [10]):



Obrázek 3.6:
Náčrtek gondoly s rozměry

$$e = 1 - \left(\frac{b}{a}\right)^2 \quad (3.50)$$

$$\alpha_0 = \frac{2(1 - e^2)}{e^3} \left(\frac{1}{2} \ln \left(\frac{1 + e}{1 - e} \right) - e \right) \quad (3.51)$$

$$\beta_0 = \frac{1}{e^2} - \frac{1 - e^2}{2e^3} \ln \left(\frac{1 + e}{1 - e} \right) \quad (3.52)$$

$$m_{He} = \frac{4}{3} \pi \rho a b^2 \quad (3.53)$$

$$a_{11} = \frac{\alpha_0}{2 - \alpha_0} m \quad (3.54)$$

$$a_{22} = a_{33} = \frac{\beta_0}{2 - \beta_0} m \quad (3.55)$$

$$a_{44} = 0 \quad (3.56)$$

$$a_{55} = a_{66} = \frac{1}{5} \frac{(b^2 - a^2)^2 (\alpha_0 - \beta_0)}{2(b^2 - a^2) + (b^2 + a^2)(\beta_0 - \alpha_0)} m \quad (3.57)$$

$$I_{yy} = I_{zz} = \frac{4}{15} \pi \rho a b^2 (a^2 + b^2) \quad (3.58)$$

$$I_{xx} = \frac{8}{15} \pi \rho a b^4 \quad (3.59)$$

$$I_{yy} = I_{zz} = \frac{4}{15} \pi \rho a b^2 (a^2 + b^2) \quad (3.60)$$

$$I_{xx} = \frac{8}{15} \pi \rho a b^4 \quad (3.61)$$

$$D_{v_x} \approx \frac{F_x}{v_x} \quad (3.62)$$

$$D_{v_y} \approx \frac{F_y}{v_y} \quad (3.63)$$

$$D_{v_z} \approx \frac{F_z}{v_z} \quad (3.64)$$

$$D_{\omega_x} \approx \frac{M_x}{\omega_x} \quad (3.65)$$

$$D_{\omega_y} \approx \frac{M_y}{\omega_y} \quad (3.66)$$

$$D_{\omega_z} \approx \frac{M_z}{\omega_z} \quad (3.67)$$

Parametr a určuje hlavní poloosu elipsoidu a parametr b vedlejší poloosu. Po dosazení konkrétních hodnot dostaneme:

$a_{11}[kg]$	0.516	$I_{xx}[kg.m]$	0.108	$D_{v_x}[N/ms^{-1}]$	0.02
$a_{22}[kg]$	1.188	$I_{yy}[kg.m]$	0.302	$D_{v_y}[N/ms^{-1}]$	0.78
$a_{33}[kg]$	1.188	$I_{zz}[kg.m]$	0.302	$D_{v_z}[N/ms^{-1}]$	0.78
$a_{44}[kg]$	0.000	$x_g[m]$	-0.01	$D_{\omega_x}[Nm/s^{-1}]$	0.1
$a_{55}[kg]$	0.154	$y_g[m]$	0.00	$D_{\omega_y}[Nm/s^{-1}]$	0.3
$a_{66}[kg]$	0.154	$z_g[m]$	0.27	$D_{\omega_z}[Nm/s^{-1}]$	0.09

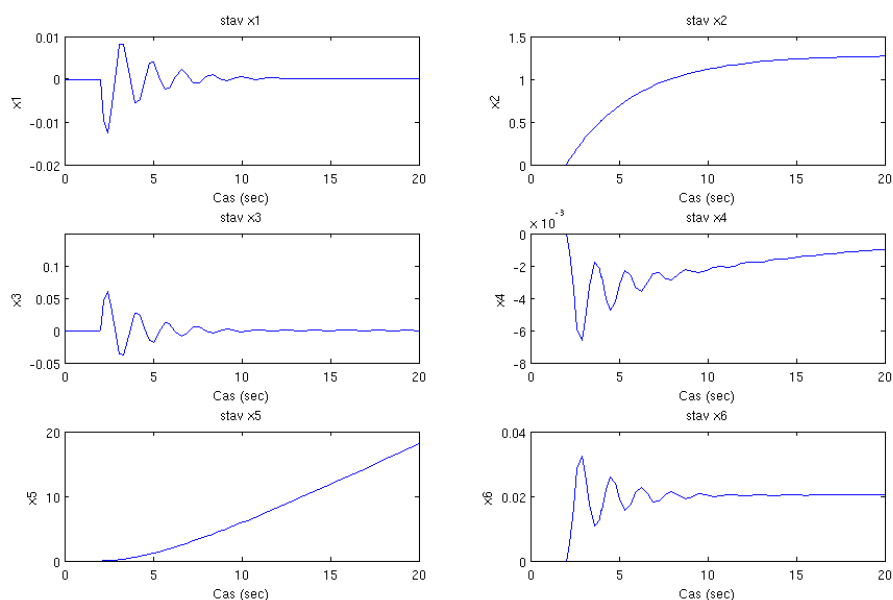
Po dosazení konkrétních čísel obdržíme pro linearizovaný model v XZ matice:

$$\mathbf{A}_{xz} = \begin{bmatrix} -0.1099 & -0.0029 & 0.1807 & 0 & 0 & 2.9526 \\ -0.0007 & -0.2567 & 0.0052 & 0 & 0 & 0.0852 \\ 0.1204 & 0.0135 & -0.8557 & 0 & 0 & -13.9843 \\ 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.68)$$

$$\mathbf{B}_{xz} = \begin{bmatrix} 0.0979 & -0.0566 \\ -0.0094 & 0.3274 \\ 1.5369 & 0.2678 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.69)$$

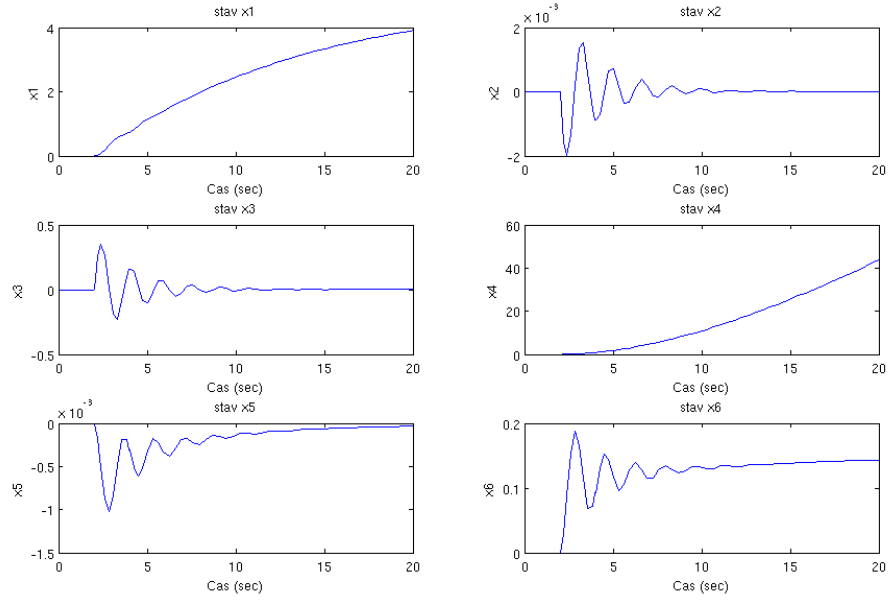
Výstup soustavy byl zvolen maticemi \mathbf{C} a \mathbf{D} , kde matice \mathbf{C} je jednotková matice rozměru 6x6 a matice \mathbf{D} je rovna nulové matici rozměru 6x2.

Odezva soustavy na jednotkový skok (v čase $T=2s$) je uvedena na obrázcích 3.7 a 3.8.



Obrázek 3.7:

Odezva linearizovaného systému XZ na jednotkový skok F_z v čase $t=2s$.



Obrázek 3.8:

Odezva linearizovaného systému XZ na jednotkový skok Fx v čase t=2s.

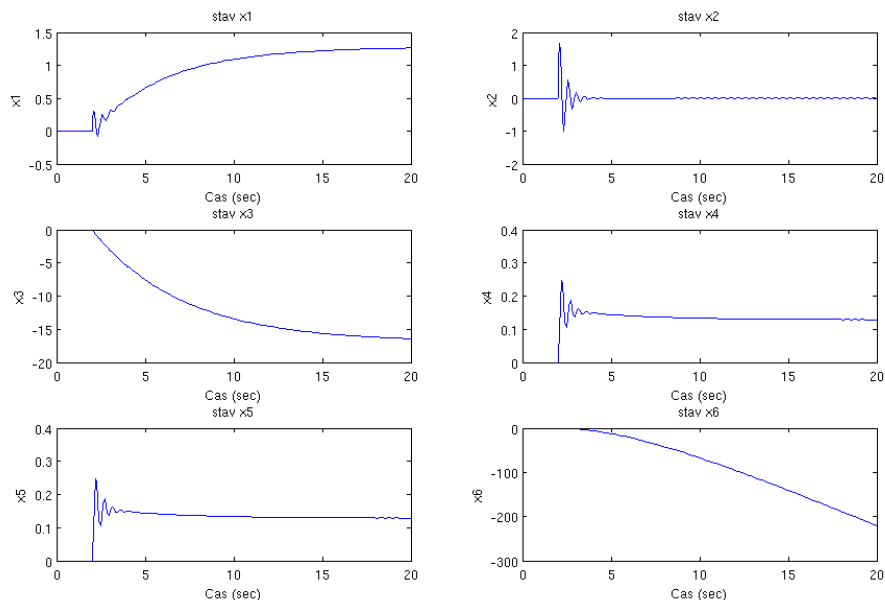
Po dosazení konkrétních čísel dostaneme pro linearizovaný model pro rotaci kolem osy z matice:

$$\mathbf{A}_z = \begin{bmatrix} -1.0741 & -0.6372 & -0.0050 & 0 & -31.2517 & 0 \\ -4.9701 & -3.8741 & -0.0233 & 0 & -189.9962 & 0 \\ -0.0436 & -0.0259 & -0.1975 & 0 & -1.6660 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.70)$$

$$\mathbf{B}_z = \begin{bmatrix} 5.3076 \\ 30.3912 \\ -3.0724 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.71)$$

Výstup soustavy byl zvolen maticemi \mathbf{C} a \mathbf{D} , kde matice \mathbf{C} je jednotková matice rozměru 6x6 a matice \mathbf{D} je rovna nulové matici rozměru 6x1.

Odezva soustavy na jednotkový skok (v čase $T=2s$) je uvedena na obr. 3.9.



Obrázek 3.9:

Odezva linearizovaného systému Y na jednotkový skok F_y v čase $t=2s$.

3.2 Porovnání modelů

Tato část se soustřeďuje na porovnání teoretického matematického modelu a modelu určeného ze skutečných letových dat.

3.2.1 Předpokládaný výškový model

Pod výškovým modelem si představíme přenos mezi relativní výškou vzducholodi nad zemí v závislosti na tahu hlavních motorů ve směru z .

Model získáme zjednodušením systému 3.68. Zjednodušení bylo provedeno zanedbáním druhého vstupu (vstup F_x). Tento postup dovoluje sestavit přenos systému v podílovém tvaru.

$$S(s) = Y(s)/U(s) \quad (3.72)$$

Po dosazení si všimneme, že po faktorizaci systému je možné provést redukci řádu. Tímto způsobem je možné dosáhnout řádu 3. Výsledný popis bude vypadat:

$$S_z(s)^* = \frac{0,3274s + 0,02766}{s^3 + 0,3411s^2 + 0,02168s} \quad (3.73)$$

3.2.2 Skutečný výškový model

K určení skutečného výškového modelu byla použita letová data z ultrazvukového dálkoměru umístěného na horní části vzducholodi. Ultrazvukový dálkoměr umístěný na horní části vzducholodi měří vzdálenost ke stropu místnosti. Z dat byl za pomoci softwaru MATLAB určen model:

$$S_z(s) = \frac{0,47s + 0,04}{s^3 + 0,53s^2 + 0,05s} \quad (3.74)$$

3.2.3 Předpokládaný model udržení azimutu

Pod modelem udržení azimutu si představíme přenos mezi úhlem natočení v závislosti na tahu motoru kormidla.

Model byl získán zjednodušením systému 3.70. Při zjednodušování bylo využito faktorizace systému a dále redukce řádu. Tímto způsobem byl získán model řádu 2. Popis systému potom má tvar:

$$S_\psi(s)^* = \frac{3.072}{s(s + 0.138505)} \quad (3.75)$$

3.2.4 Skutečný model udržení azimutu

K určení skutečného azimutu modelu byla použita letová data z kompasu (kompas je popsán v části 4.2.3) umístěného v gondole vzducholodi. Kompas poskytuje přímo azimut vůči severu a to ve stupních. Z dat byl za pomoci softwaru MATLAB určen model:

$$S_\psi(s) = \frac{2.31}{s(s + 0.29)} \quad (3.76)$$

3.2.5 Zhodnocení

Vypočtené a skutečné modely regulátorů vykazují mírné odlišnosti. Tyto rozdíly jsou dány zejména zjednodušením matematického modelu, nesymetrií a nerovnoměrností rozložení zatížení na gondole. Důvodem těchto nesrovnalostí je rovněž nemožnost určení hmotnosti vzducholodi samotné a v neposlední řadě změny fluidity prostředí.

3.3 Návrh výškového regulátoru

Regulátor pro výšku byl navržen z přenosu skutečného modelu, kde přenos systému je rovnice 3.74. Pro regulaci systému byl zvolen PID regulátor, aby zajistil nulovou regulační odchylku a rychlou reakci na změnu výšky. Regulátor byl navržen pomocí metody GMK pomocí programu MATLAB. Výsledný přenos je:

$$R_z(s) = \frac{r_1 s^2 + r_0 s + r_{-1}}{s} = \frac{0.916s^2 + 0.821s + 0.625}{s} \quad (3.77)$$

Regulátor byl dále diskretizován Eulerovou metou ZOH s periodou $T_s = 0.3s$. Perioda byla volena podle periody vyhodnocování řídicí smyčky pozemní stanice.

Do přenosu 3.77 byl dosazen následující vztah

$$s \approx \frac{z - 1}{T_s} = \frac{z - 1}{0.3} \quad (3.78)$$

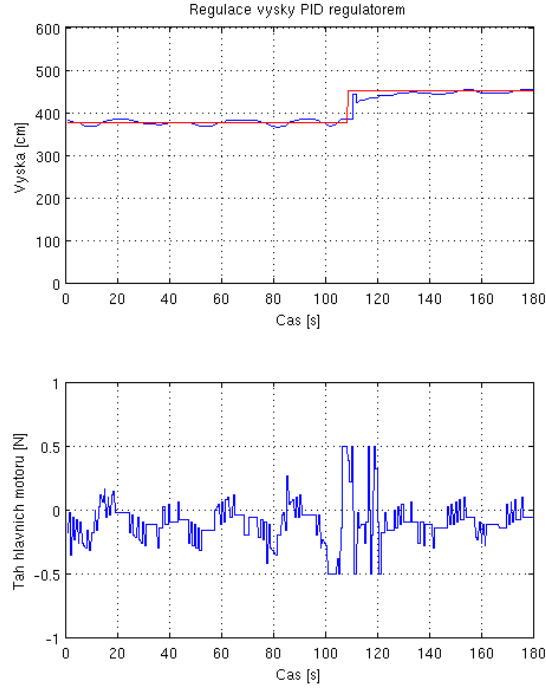
Získaný diskretizovaný přenos regulátoru tedy vypadá:

$$S_z(z) = \frac{3.05z^2 - 5.29z + 2.42}{z - 1} \quad (3.79)$$

Protože získaný přenos není kauzální, doplníme jej zpožděním z^{-1} . Tímto postupem získáme fyzikálně realizovatelný přenos regulátoru:

$$S_z(z) = \frac{3.05z^2 - 5.29z + 2.42}{z(z - 1)} \quad (3.80)$$

Přechodová charakteristika regulovaného fyzikálního modelu vzducholodi je na obr. 3.10.



Obrázek 3.10:
Regulace výšky vzducholodi (fyzikální model)

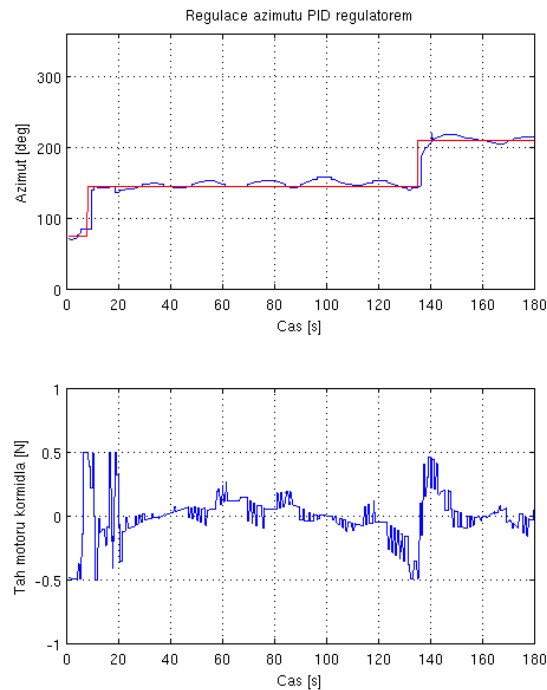
3.4 Návrh regulátoru udržení azimutu

Regulátor pro udržení azimutu byl navržen z přenosu skutečného modelu, kde přenos systému je rovnice 3.76. Pro regulaci systému byl zvolen PID regulátor, aby zajistil nulovou regulační odchylku a rychlou reakci na změnu azimutu. Regulátor byl navržen pomocí metody GMK pomocí programu MATLAB. Výsledný přenos je:

$$R_\psi(s) = \frac{r_1 s^2 + r_0 s + r_{-1}}{s} = \frac{1.4s^2 + 1.5s + 0.1}{s} \quad (3.81)$$

Regulátor byl diskretizován Eulerovou metou ZOH s periodou $T_s = 0.3s$. Perioda byla volena podle periody vyhodnocování řídicí smyčky pozemní stanice. Do přenosu 3.81 byl dosazen vztah 3.78 a dále bylo postupováno obdobně jako při návrhu regulátoru výšky. Diskretizovaný regulátor potom je:

$$R_\psi(z) = \frac{4.67z^2 - 7.83z + 3.2}{z(z - 1)} \quad (3.82)$$



Obrázek 3.11:
Regulace azimutu vzducholodi (fyzikální model)

3.5 Zhodnocení

Teoretický model se od modelu určeného z letových dat poměrně liší. Příčinou může být zanedbání určitých nelineárních členů modelu, dále nepřesná identifikace především hmotnosti a také množství hélia v balónu. Připomeňme, že tlak hélia není měřen. Mimo velikosti závaží, záleží také významně na jeho rozmístění. Dále má významný vliv změna atmosférického tlaku a také proudění vzduchu v místnosti, v neposlední řadě rovněž okolní teplota. Dalším významným faktorem ovlivňujícím výsledek je tah motorů, který není určen zcela přesně.

Navržené regulátory jsou schopny zaručit správnou regulaci pro určené parametry soustavy. Pro efektivnější řízení by bylo nutné použít adaptivní regulátory, které by byly schopny reagovat na změnu parametrů soustavy.

Z přechodových charakteristik můžeme usuzovat, že regulovaný systém je mírně kmitavý. Pro rychlejší regulaci by bylo vhodné fyzikální model osadit výkonnějšími motory.

Kapitola 4

Popis vzducholodi a jejího původního vybavení

4.1 Vybavení vzducholodi

Vzducholod' je tvořena umělohmotným balónem naplněným héliem. Celý balón je umístěn v obalu, který určuje výsledný tvar vzducholodi a zamezuje mechanickému poškození. Dále umožňuje k vlastní vzducholodi nainstalovat směrová kormidla s motorem natáčející vzducholod' kolem svislé osy (v zadní části). Pod balónem je umístěna gondola. Ke gondole jsou připevněny hlavní motory vzducholodi umožňující její pohyb ve směru letu. Jedná se o stejnosměrné modelářské motory s permanentními magnety; statory motorů jsou namontovány na otočné tyči, kterou otáčí servopohon. Natočení umožňuje případné klesání nebo stoupání vzhůru. V gondole vzducholodi je umístěn servomotor pro otáčení hlavních pohonných jednotek a také servopohon pro parkování vzducholodi, které pohybuje magnetem. Magnet po nastavení do parkovací polohy udržuje vzducholod' na parkovací pozici, kterou tvoří železný plech.

4.2 Ostatní vybavení

Mimo vybavení umístěné na odstrožené vzducholodi jsou k dispozici následující původní komponenty:

- Centrální řídicí jednotka PIC16F873
- Ultrazvukové dálkoměry

- Elektronický kompas
- Bluetooth modul Siemens SieMo S50037
- Modul napájení
- Regulátory motorů

4.2.1 Centrální řídicí jednotka

Centrální řídicí jednotka PIC16F873 inicializuje komunikaci s Bluetooth modulem a dále přijímá povely z pozemního stanoviště PC. Mikrokontrolér obsahuje PWM jednotky, které byly použity k řízení motorů a servomotorů. Protože samostatných PWM jednotek obsahuje zvolený mikrokontroler málo (2 jednotky), byl k němu připojen další pomocný procesor PIC16F819, který slouží jako rozšíření PWM hlavního procesoru. Bližší informace o jednotlivých mikrokontrolérech lze nalézt na stránkách výrobce [11]. Stručné parametry obou mikrokontrolérů jsou následující tabulce:

Tabulka 4.1: Základní parametry mikrokontroléru PIC16F819

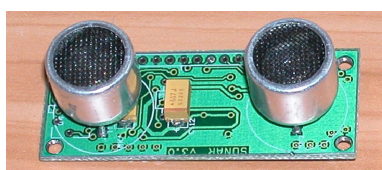
Architektura	8	bit
Max. kmitočet	20	MHz
Min. délka instrukce	200	ns
Počet kanálů PWM	1	-
Rozlišení PWM	10	bit
Rozhraní	SPI, I2C	-

Tabulka 4.2: Základní parametry mikrokontroléru PIC16F873

Architektura	8	bit
Max. kmitočet	20	MHz
Min. délka instrukce	200	ns
Počet kanálů PWM	2	-
Rozlišení PWM	10	bit
Rozhraní	SPI, I2C, USART	-

4.2.2 Ultrazvukové dálkoměry

Pro měření vzdálenosti od vzducholodi k překážkám byly použity 4 ultrazvukové dálkoměry. Překážky tvoří převážně zdi místnosti a strop. Dálkoměry byly umístěny podle situace na obrázku 2.1. Jeden dálkoměr byl přimontován pevně na horní části balónu a zbylé tři na servomotoru připevněném ke gondole. Servomotor umožňuje jejich natáčení a tím i skenování volného prostoru. Základní technické specifikace dálkoměru v závislosti na použité řídicí jednotce PIC jsou v tab. 4.3 (rozsah měření určuje také velikost 16 bitového časovače řídicí jednotky).



Min. měřitelná vzdálenost	2.15	m
Max. měřitelná vzdálenost	24.46	m
Přesnost měření	373	μm

Obrázek 4.1: Modul ultrazvukového dálkoměru

Tabulka 4.3: Základní parametry ultrazvukového dálkoměru podle [2]

4.2.3 Elektronický kompas

Hlavní část elektronického kompasu PNI V2Xe [12] tvoří dvojice magneto-induktivních senzorů připojených k měřicímu obvodu. Jedná se tedy o dvouosý kompas. Měřicí obvod je tvořen hlavně blíže nespecifikovaným mikroprocesorem, který provádí úpravu a vyhodnocení naměřených dat. Předzpracovaná data jsou dále přeposílána po rozhraní SPI jako výsledek měření.



Běžné napájecí napětí	3	V
Maximální napájecí napětí	4.1	V
Jmenovitý proud	3	mA
Přesnost měření	2	stupně
Rozsah měření	± 1100	μT
Rozhraní	SPI	-

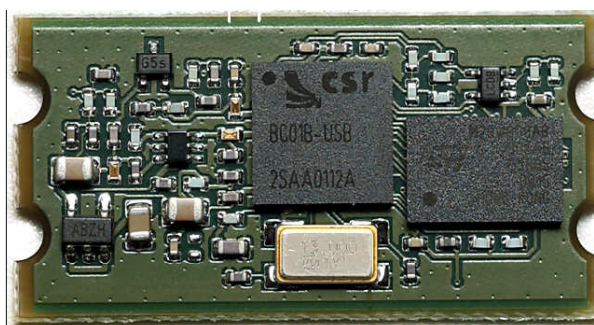
Obrázek 4.2: Elektronický kompas

Tabulka 4.4: Základní parametry elektronického kompasu

4.2.4 Bluetooth modul

Technické specifikace modulu Siemens SieMo S50037:

- Frekvenční rozsah radiového signálu: 2.402 - 2.480 GHz
- Vstupní citlivost: -85 dBm
- Maximální přenosová rychlost: UART 1.5 Mb/s, USB high speed 1.1 (12 Mb/s)
- Napájecí napětí: 3.25 - 6 V
- Maximální proud: 120 mA
- Dosah v prostoru bez překážek: 20 m
- Protokol: Bluetooth v. 1.1
- Možné způsoby připojení: UART, BCSP (BlueCore Serial Protocol) a USB
- Typ jádra Bluetooth modulu: BC01 (CSR Bluetooth chip)



Obrázek 4.3:
Modul SieMo S50037

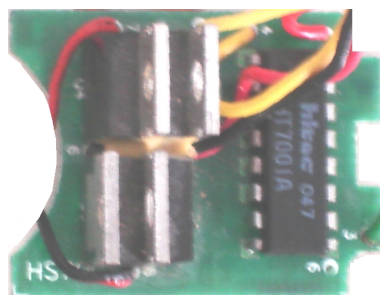
4.2.5 Modul napájení

Původní napájecí zdroj byl tvořen DC/DC měniči a vytvářel napětí 5 V, 3.3 V, -5 V, 16 V. Dále obsahoval obvod pro ochranu baterií zamezující jejich přebití a vybití. Jako zdroj energie sloužila dvojice Li-Pol baterií s napětím 4.3 V a 2000 mAh. Bližší informace v [2].

Nový napájecí zdroj je řešen v paralelní diplomové práci Jiřího Bittnera.

4.2.6 Regulátory motorů

Regulátor pohonu je tvořen čtveřicí tranzistorů ve spínacím režimu zapojených do můstku. Tranzistory jsou řízeny zákaznickým obvodem HT7001A. Řídicím vstupem je PWM signál, který střídou určuje otáčky a smysl otáčení. Podle konstrukce regulátoru (tvaru desky) je možné usuzovat, že pravděpodobně byl původně součástí většího servo-pohonu.



Obrázek 4.4:
Regulátor motoru

4.3 Zhodnocení

Před započítím prací byl model vzducholodi v nefunkčním stavu. Veškerá elektronika byla vymontována a některé části elektroniky chyběly vůbec. Bylo tedy zapotřebí pokusit se oživit původní elektroniku a ovládat model její pomocí, abychom mohli navázat na původní práce. Protože původní modul pro bezdrátovou komunikaci pozemní stanice chyběl, byl nahrazen standardizovaným modulem Bluetooth (výkonové třídy 1) připojeným přes rozhraní USB. I přes pečlivé prostudování předchozích diplomových prací se nepodařilo navázat bezdrátové spojení s pozemní stanicí. Bylo proto rozhodnuto připojit řídicí jednotku k pozemní stanici přímo. Ani tento krok nebyl úspěšný. Jako hlavní nedostatky původní elektroniky jsme shledali:

Centrální řídicí jednotka PIC16F873

- Nedostatečný výpočetní výkon pro zamýšlené budoucí řízení a sběr dat z ostatních komponent.

- Málo paměti jak pro řídicí program, tak pro data.
- Není možné řídicí elektroniku rozšiřovat - nedostatečný počet volných portů pro připojení dalších uvažovaných komponent.
- Neumožňuje připojení na sběrnici a provádět decentralizované řízení (vhodné pro efektivnější a náročnější řízení).

Ultrazvukové dálkoměry

- Nevhodný minimální rozsah měření (2.15 m)
- Relativně složité vyhodnocování délky pulzu
- Velké rozměry ultrazvukových senzorů

Elektronický kompas

- Malá relativní přesnost 2° .
- Pomalé měření řádově kolem 1 s.

Bluetooth modul Siemens SieMo S50037

- Relativně složité ovládání. Podporuje pouze HCI stack. Pro komunikaci musí být část HCI stacku implementována v řídicí části připojené k modulu. Úplná implementace HCI stacku je velmi složitá a nejlépe je, pokud ji vykonává řídicí jednotka s operačním systémem např. UNIX, v kterém existuje implementace.
- Neúplnou, nebo nevhodnou implementací HCI stacku na straně řídicí jednotky PIC16F873 vznikla nekompatibilita s ostatními bezdrátovými zařízeními.

Modul napájení

- Příliš složitý a těžký pro novou elektroniku.
- Zdroj poskytuje zbytečně mnoho hodnot napětí, které nejsou po výměně elektroniky zapotřebí. Stávají se tak některé napájecí části nevyužité a jsou jen zátěží s kterou je nutné šetřit.
- I když impulzní zdroje mohou být velmi efektivní co do přeměny elektrické energie, tak pokud je potřeba pouze napájecí napětí snižovat a to jen o malé napětí a není požadován velký výkon, tak mohou vyjít klasické “lineární” zdroje co do hmotnosti lépe.

Regulátory motorů

- Jsou relativně těžké (kolem 20 g).
- Nejsou určeny k řízení tak velkých motorů (přehřívají se).
- Velmi snižují účinnost hospodaření s energií. Na výkonovém H můstku je velký úbytek napětí řádově kolem 2 V.
- Regulátory jsou teplotně závislé. Při delším provozu dochází k posunu nulové hodnoty řízení. Jinak řečeno, motor se točí i když by měl stát. Tuto chybu nebylo možné automaticky detekovat.

Kapitola 5

Nové HW vybavení vzducholodi

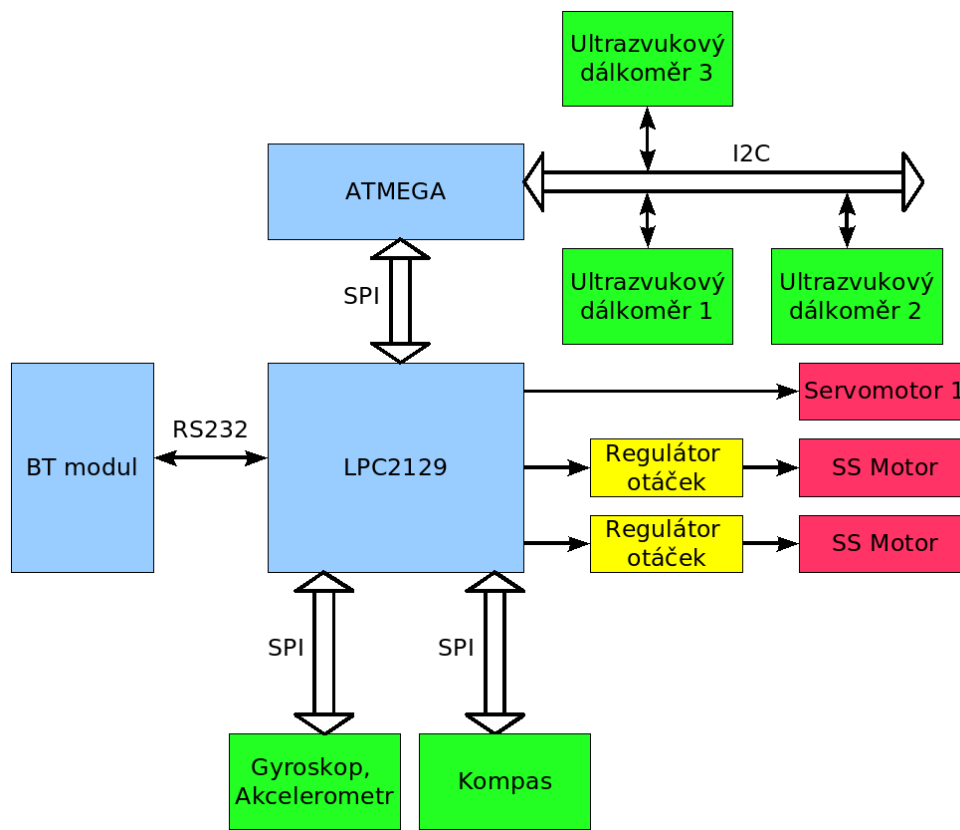
5.1 Základní struktura řídicího systému

Řídicí systém vzducholodi tvoří procesorová jednotka ARM7 (LPC2129), která v současné době přímo vyhodnocuje příchozí požadavky. K hlavní procesorové jednotce LPC2129 je připojen přes sériovou linku Bluetooth modul Bluegiga WT11, který se stará o bezdrátovou komunikaci s pozemní stanicí. Procesorová jednotka dle požadavků pozemní stanice ovládá akční členy. Akčními členy jsou “Servomotor 1” - natáčí hlavní motory gondoly, dva bloky “SS Motor”. První blok “SS Motor” představuje hlavní motory na gondole a druhý blok motor na kormidle vzducholodi. Na obrázku jsou rovněž zakresleny mezi procesorem LPC2129 a bloky “SS Motor” regulátory otáček (MD10-DCR).

Procesor LPC2129 mimo řízení akčních členů provádí sběr dat. Za tímto účelem jsou vyvedeny 3 plně funkční a nezávislé sběrnice SPI (pro budoucí rekonfigurovatelnost pinů jsou řešeny softwarově).

První sběrnice SPI provádí sběr dat z gyroskopů a akcelerometrů. Druhá sběrnice SPI zajišťuje sběr dat z kompasu a třetí sbírá data od procesoru ATmega. Procesorem ATmega a sběrem dat od ultrazvukových dálkoměrů se zabývá paralelní diplomová práce Jiřího Bittnera. Pro ucelenost je i tato část zobrazena ve schématu 5.1.

Schéma propojení komponent vzducholodi je uvedeno v příloze na obr. A.1 a v tab. A.1, schémata zapojení komponent, které vznikly v rámci této práce, jsou uvedena na příloženém CD.



Obrázek 5.1:
Blokové schéma elektroniky vzducholodi

5.2 Přehled komponent

Z původního vybavení vzducholodi byly použity následující komponenty:

- Motory s vrtulemi zajišťujícími pohyb vzducholodi
- Servomotor zajišťující pohyb hlavních motorů
- Elektronický kompas viz. kapitola (4.2.3)

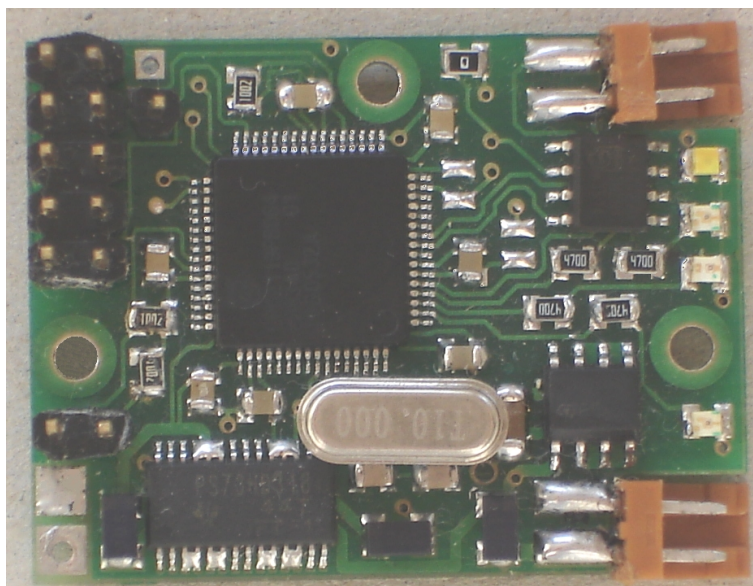
Nově došlo k přidání nebo nahrazení následujících komponent:

- Zdrojová deska se sběrem dat z ultrazvukových dálkoměrů
- Baterie Li-Pol
- Regulátory otáček MD10-DCR(S)
- Řídicí jednotka ARM7 (LPC2129)
- Bluetooth modul Bluegiga WT11
- Ultrazvukové dálkoměry
- Deska inerciálního měření

5.3 Nové komponenty

5.3.1 Řídicí jednotka

Řídicí jednotka použitá k řízení vzducholodi je založená na konstrukci řídicí desky krácejícího robota “Spejbla” [13]. Jde o novější variantu podobné konstrukce. Její hlavní výhodou je prověřená konstrukce v mnoha aplikacích na Katedře řídicí techniky. Deska je velmi malá s rozměry cca 4x3 cm. Jádrem celé desky je procesor LPC2129 založený na architektuře ARM7 s 16 kB statické RAM a 256 kB paměti typu Flash. Procesor dále disponuje rozhraními CAN a UART. Na desce je také vyvedena šestice PWM výstupů s rozlišením 16 bit umožňující řízení servopohonu.

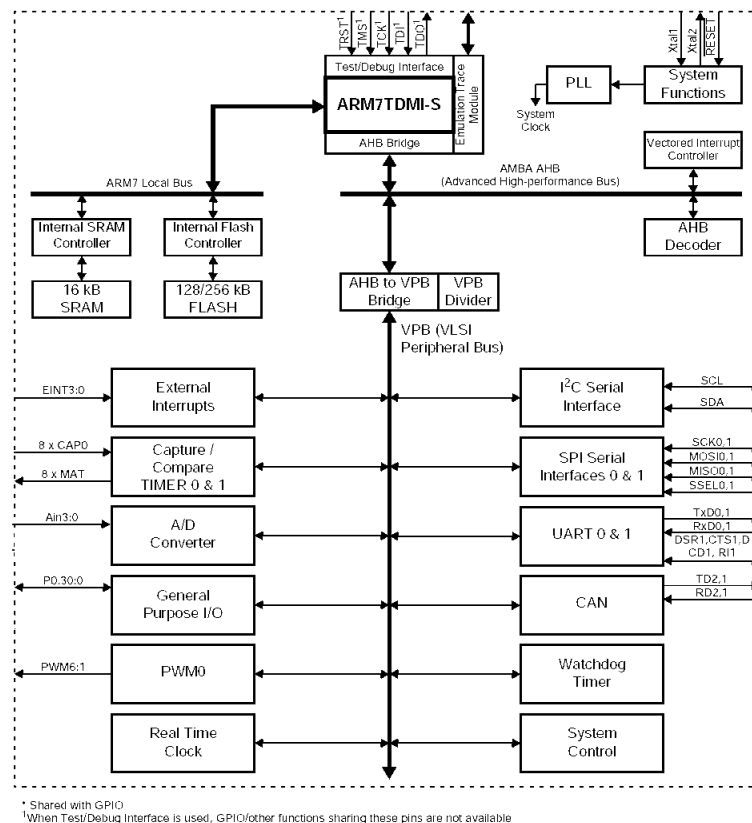


Obrázek 5.2:
Deska řídicí jednotky

5.3.1.1 Specifikace procesoru LPC2129

Procesor LPC2129 [14] je vyrobený společností Philips a je založený na standardu ARM7, kterému se věnuje mnoho firem a je využit v mnoha vestavěných aplikacích. Procesor je 16/32 bitový, to znamená že může pracovat ve dvou módech: 16 bitový - pro kritickou velikost kódu, nebo 32 bitový - pro maximální hodinový kmitočet a výkon.

Procesor může pracovat na základním kmitočtu daným externím krystalem až 60 MHz (v našem případě pouze 10 MHz) nebo na jiném kmitočtu - viz. dále. Pro další popis je nutné rozlišit 2 frekvence:



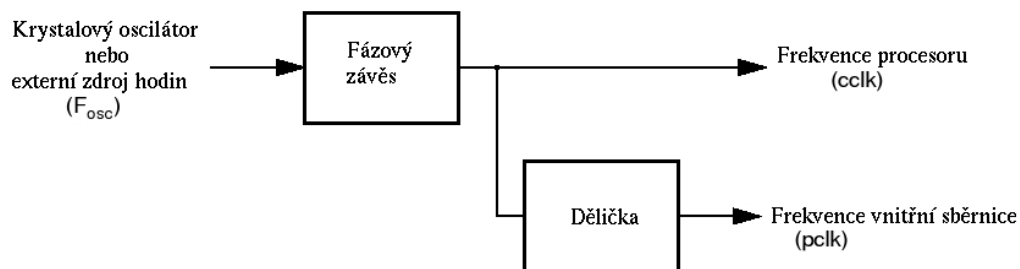
Obrázek 5.3:
 Blokové schéma procesoru a jeho periférií.

- “*frekvence procesorového jádra*” (na této frekvenci je taktována vlastní procesorová jednotka)
- “*frekvenci periferních jednotek*” (na této frekvenci pracují periferní jednotky)

Pracovní frekvence periferních jednotek je odvozena od frekvence procesoru a může být buď stejná nebo menší odvozená od základní frekvence. Děličku je nutné použít zejména v případech, kdy je zapnutý fázový závěs zvyšující frekvenci “procesorového jádra”. Fázovým závěsem je možné zvyšovat kmitočet jádra až na hodnotu 320 MHz. Na této frekvenci nejsou schopna zvolená periferní zařízení pracovat, ale vlastní procesor je velmi výkonný ve srovnání se základním kmitočtem, který je maximálně 60 MHz (v závislosti na použitém krystalu). Nevýhodou tohoto výkonného režimu provozu je i vyšší spotřeba energie úměrná kmitočtu. Z hlediska spotřeby je tedy vhodné, aby procesor pracoval na co možná nejnižší frekvenci. Pracovní frekvence jádra byla zvolena 40 MHz.

Procesor disponuje následujícími perifériemi:

K řízení periférií je využit vektorový přerušovací systém. K jednotlivým přerušením



Obrázek 5.4:

Schéma rozvodu hodinového kmitočtu

Tabulka 5.1: Periférie procesoru LPC2129

Periférie	Počet periférií	Parametr
UART	2	max. rychlost 115,4 kBaud
SPI	2	full duplex
I2C	2	-
CAN	2	max. rychlost 1 Mbit/s
AD převodník	4	rozlišení 10 bit, doba měření $3\mu s$
PWM	6	rozlišení 16 bitů

lze přiřadit jejich zdroj (např. periférie) a dále umístění obslužné rutiny. Každé přerušení, které se má vykonat, je nutné povolit. Tímto způsobem je možné určit libovolnou prioritu obsluhy přerušení. Zdrojem přerušení nemusí být jen externí periférie, ale přerušení může být vyvoláno též programově. Všechny tyto parametry je nutné nastavit v registrech přerušení.

5.3.1.2 Omezení spotřeby energie

Možnost omezení spotřeby u procesoru LPC2129 je velmi důležitá pro prodloužení provozuschopnosti celého systému. Procesor nabízí několik možností, jak toho dosáhnout:

1. Snížením pracovního kmitočtu jak je popsáno v části “Specifikace LPC2129”
2. Zastavení jádra a vyčkání na přerušení
3. Vypnutí dílčích částí periférií

Možnost uplatnění všech těchto zmíněných možností není pro naši aplikaci zcela realizovatelná.

ad 1) Snížení kmitočtu je omezeno nároky na zpracování dat. Frekvencí procesorového jádra je možné snížit jen tak, aby procesor měl dostatečný výkon pro všechny operace s daty a byl schopen tato data dále předat na sběrnici. Minimální frekvenci procesorového jádra ovlivňuje přenosová rychlost sběrnic k němu připojených.

ad 2) Procesor vykonává při provozu neustále měřicí a řídicí algoritmy. Z tohoto důvodu není vhodné procesor úplně zastavit a čekat na vnější událost během řízení. Pokud je vzducholod' zastavena ve svém kotvišti a celý systém vypnut, tak jsou baterie odpojeny.

ad 3) Vypnutí dílčích periferních zařízení je velmi výhodné, protože procesor LPC2129 nepoužívá všechny HW části. Separátně je možné vypnout tyto periferie a tím ušetřit energii.

Z uvedených úsporných opatření se využívá: snížení frekvence jádra (40 MHz, maximální frekvence je 160 MHz), dále jsou vypnuty nepoužívané periférie (jeden UART, CAN, I2C, jeden časovač).

5.3.2 Regulátor otáček

Regulátor MD10-DCR je svou konstrukcí určen k řízení modelu letadla nebo lodi. Regulátor otáček je tvořen výkonovým spínaným H můstkem, který umožňuje řídit stejnosměrný motor plynule v obou směrech. Výkonová elektronika regulátoru je řízena procesorovou jednotkou, která dohlíží na to, aby motor byl řízen správně a nepoškodil se. Základní parametry regulátoru jsou uvedeny v tabulce 5.2. Regulátor má dále zabudované následující ochranné mechanismy:

- tepelnou
- proudovou
- podpětiovou
- přepětiovou
- signálovou

Regulátor umožňuje některé parametry částečně modifikovat. Parametry je možné volit jen z množiny nadefinovaných výrobcem (4 hodnoty). Tučně jsou označeny nastavené parametry. Jedná se o parametry:

- Typ použitých akumulátorů (NiCd/NiMH, **Li-Ion/LiPol**)
- Napětí při kterém se začne omezovat napětí (souvisí s druhem akumulátorů). Regulátor automaticky detekuje počet článků. Napětí na článek je možné zvolit: (NiCd: 0,8 V; 0,9 V; 1,0 V; 1,1 V), (LiPol: **2,9 V**; 3,1 V; 3,3 V; 3,5 V)
- Chování při poklesu napětí (vypnutí motoru, **omezení výkonu**)
- Max. dovolená akcelerace (Rychlost rozběhu z min. do max. otáček) (2,6 s; 1,3 s; 0,6 s; **0,3 s**)
- Šířka pásma pro nulový tah motoru (**malá**, střední, velká)

Narozdíl od původního regulátoru (obr. 4.4) má regulátor MD10-DCR zabudovaný stabilizátor napětí pro vlastní elektroniku, který je možné využít k napájení menších servopohonů. Není tedy řídicí elektronika napětově přetěžována jako v předchozím regulátoru.



Obrázek 5.5:
Regulátor MD10-DCR

Tabulka 5.2: Základní parametry regulátoru MD10-DCR

Parametr	Hodnota
Rozměry [mm]	23x17x7
Hmotnost [g]	9
Max. napájecí napětí [V]	13
Max. proud [A]	10
Trvalý proud [A]	8
Max. řídicí frekvence [kHz]	3
Vypínací napětí [V]	3.5
Perioda řídicích pulsů T [ms]	10 ÷ 30
Šířka řídicích pulsů t [ms]	1.5 ± 0.7

5.3.3 Deska inerciálního měření

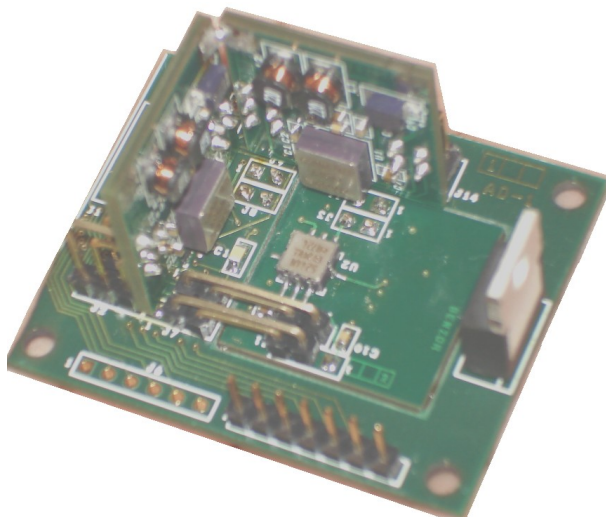
Deska inerciálního měření je převzata ze zprávy P. Heinricha a J. Marečka [7]. Inerciální měření v sobě zahrnuje měření náklonu pomocí gyroskopů ADXRS150, dále pak akcelerometry ADXL203. Celý inerciální systém je připojený přes rozhraní SPI k nadřazenému systému. Desku inerciálního měření je možné využít nejen k určení aktuálního náklonu, ale také ke kompenzaci parametrů dvouosého kompasu popsaneho v kapitole 4.2.3.

Celý modul inerciálního měření je založen na velmi rychlém 12bitovém převodníku MAX1258, který disponuje 16 kanály pro AD převod. K převodníku MAX1258 jsou připojeny 3 identické desky vlastních měření. Počet desek odpovídá počtu os, v kterých je schopen modul inerciálních měření pracovat.

Každá deska má na sobě umístěn 2 osý akcelerometr, což umožňuje provádět určité kontroly mezi jednotlivými akcelerometry různých desek, protože k měření požadovaných parametrů by stačily celkem 3 jednoosé akcelerometry. Dále jsou na každé desce umístěny gyroskopy umožňující měřit úhlovou rychlost. Dále to je možné měřit teplotu gyroskopů a kompenzovat tak teplotní drift.

Je tedy možné měřit úhlovou rychlost ve všech třech osách rotace, dále rovněž zrychlení také ve všech třech osách.

Převodník MAX1258 je možné připojit k řídicí elektronice pomocí rozhraní SPI. Převodník je konfigurovatelný a umožňuje jak jednotlivé odměry, tak i cyklické odměry a průměrování.



Obrázek 5.6:
Deska inerciálních měření

Tabulka 5.3: Základní parametry gyroskopu ADXRS150

Parametr	Hodnota
Dynamický rozsah $[\text{°}/s]$	± 150
Napájecí napětí $[V]$	$4.75 \div 5.25$
Provozní proud $[mA]$	$6 \div 8$
Poloha nuly $[V]$	2.50
Citlivost $[\text{°}/s/V]$	1

Tabulka 5.4: Základní parametry dvouosého akcelerometru ADXL203

Parametr	Hodnota
Dynamický rozsah [m/s^2]	$\pm 1.7g$
Citlivost [mV/g]	1000
Napájecí napětí [V]	3÷6
Provozní proud [mA]	0.7÷1.1
Poloha nuly [V]	2.50

5.3.4 Bluetooth modul

Technické specifikace Bluetooth modulu Bluegiga WT11 :

- Frekvenční rozsah radiového signálu: 2.400 - 2.483.5 GHz
- Vstupní citlivost: -82 dBm
- Maximální teoretická přenosová rychlost: až 3 Mb/s (rychlost bezdrátového přenosu)
- Napájecí napětí: 2.7 - 3.6 V
- Maximální proud: 170 mA
- Dosah v prostoru bez překážek: až 200 m
- Protokol: Bluetooth v. 2.0 + (EDR - rozšířená rychlost přenosu)
- Možné způsoby připojení: UART, USB, PCM, SPI (pouze servisní účely)
- Typ jádra Bluetooth modulu: BC04 (CSR Bluetooth chip).
- Firmware: iWRAP, HCI, vlastní



Obrázek 5.7:
Modul Bluegiga WT11

Bluetooth modul Bluegiga WT11 patří do 1. výkonové třídy (viz tab. 5.5). Některé specifikace uvádí, že dosah tohoto modulu je až 300 m. Moduly Bluegiga WT11 je možné rozdělit podle dvou hledisek:

- Podle anténního výstupu
- Podle firmwaru

Na trh jsou běžně dodávány jak moduly s integrovanou anténou (viz. obr. 5.7), tak moduly s konektorem pro připojení externí antény.

Podle firmwaru se moduly dělí na moduly s firmwarem HCI (Host Controller Interface), iWRAP (Interface for Wireless Remote Access Platform) a moduly se zákaznickým firmwarem. Firmware je nahraný v paměti flash a je možné ho změnit.

Firmware HCI je poněkud složitější na obsluhu v porovnání s iWRAP. Jeho hlavní výhodou je, že je na trhu již delší dobu a tudíž je pro něj dostatečná podpora ovladačů pro různé operační systémy. Další výhodou je, že poskytuje uživateli vysokou přístupovou rychlost k zařízení. Jeho hlavní nevýhodou je jeho složitá implementace pro procesory bez “operačního systému”.

Firmware iWRAP je vhodný především pro aplikace, ve kterých je potřeba bezdrátová komunikace, ale systém neposkytuje rozhraní HCI. Jeho hlavní výhodou je, že nastavování všech potřebných parametrů se provádí pomocí textových řetězců posílaných sériovou linkou pomocí které je modul připojen. Modul při použití tohoto firmwaru může být ve dvou pracovních módech: příkazový mód a datový mód. Po zapnutí modulu je nastaven příkazový mód. Pokud je navázáno spojení se vzdáleným zařízením, modul přejde automaticky do datového módu a po ukončení komunikace zase zpět do příkazového módu. Během komunikace se vzdáleným modulem existuje postup, jak pracovní mód změnit během připojení a například provést přenastavení modulu, nebo navázat další spojení.

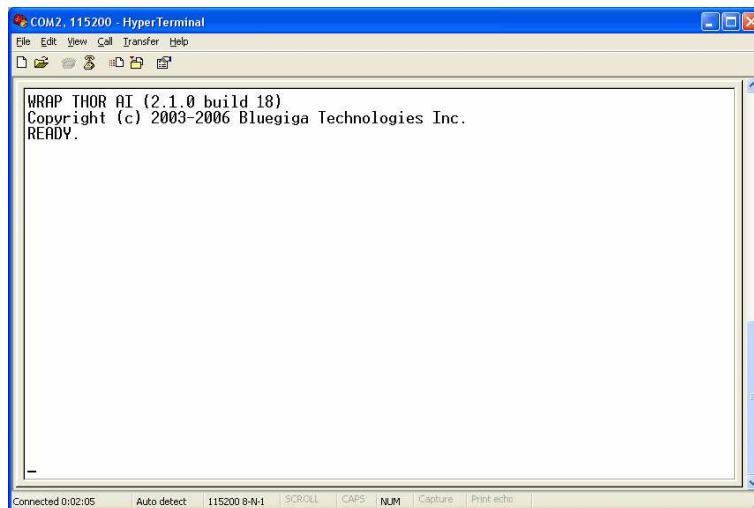
Další možností je využití zákaznického firmwaru. Speciální firmware je možné získat na zakázku buď přímo od výrobce (týká se velkých zakázek - sérií), nebo u specializovaných firem, nebo firmware vyvinout pomocí komerčního SW nástroje BlueLabTM SDK.

Tabulka 5.5: Výkonové třídy Bluetooth zařízení

Výkonová třída	Max. výstupní výkon	Min. výstupní výkon
1	100 mW (20 dB)	1 mW
2	2.5 mW (4 dB)	0.25 mW
3	1 mW (0 dB)	-

5.3.4.1 Oživení modulu WT11

Standartně je modul od výrobce konfigurován na přístup pomocí sériové linky UART s řízením datového toku pomocí signálů CTS a RTS. Dále je nastavena přenosová rychlost 115200 Baudů, 8 datových bitů, 1 stop bit, bez parity. Po zapnutí napájení naběhne firmware a modul se ohlásí jak ukazuje obr.5.8.

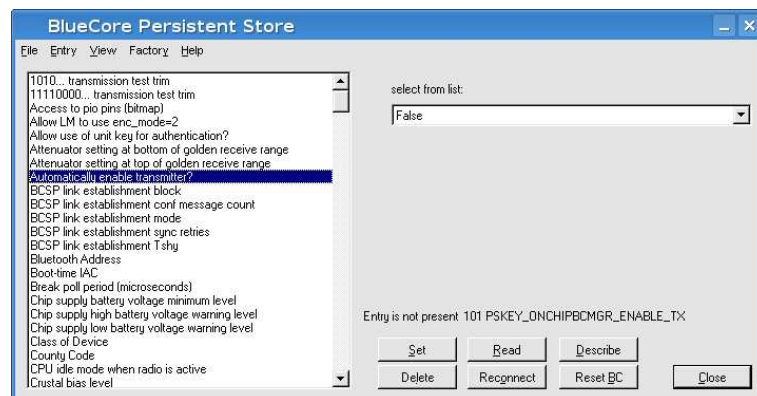


Obrázek 5.8:

Start firmwaru iWRAP bluetooth modulu WT11

Aby bylo možné modul připojit pomocí 2 signálových vodičů (RxD, TxD) k procesoru ARM pro testovací provoz, je nutné vypnout hardwarové řízení toku. Hardwarové řízení toku se vypne pomocí programu PSTools, který je součástí programového balíku BlueSuite. Program PSTools slouží k nastavení primárních parametřů modulu, které není potřeba běžně měnit a jsou pevně uloženy v paměti flash. Běžnému uživateli nejsou tyto parametry přístupné. Nevhodnou změnou parametrů, může dojít k havárii firmwaru. Může se tedy stát, že firmware nebude korektně zaveden, nebo může dojít až k HW poškození modulu. Z těchto důvodů je nutné k celé změně parametřů přistupovat velmi obezřetně a důsledně kontrolovat všechna nastavení s manuálem, ve kterém jsou běžné položky zdokumentovány (netýká se speciálních rozšiřujících nastavení k různým zákaznickým firmwarům).

PSTools umožňuje mimo změny HW řízení toku také změnu přenosové rychlosti, změnu adresy zařízení, přepnutí rozhraní přes které se bude přistupovat k Bluetooth modulu ze sériové linky na USB a také přepnutí firmwaru z iWRAP na HCI. Nástrojem PSTools je možné přenastavit parametrů mnohem více, ale popsané parametry jsou asi nejběžnější.



Obrázek 5.9:

Změna parametrů bluetooth modulu pomocí PSTools

PSTools umožňuje připojení k modulu několika způsoby: UART (různé druhy protokolů, max. rychlost 921600 bps), USB (max. rychlost 650 kbps při použití iWRAP), SPI (výrobce implementováno pouze jako servisní rozhraní). Pro potřeby změny konfigurace mohu z vlastní zkušenosti doporučit použít připojení přes rozhraní SPI, protože s připojením přes UART jsou při servisním spojení u firmwaru iWRAP problémy z hlediska stability.

Při poškození firmwaru je jedinou možností firmware přehrát např. programem BlueFlash, čímž dojde k přepisu parametrů v modulu na parametry, které jsou uloženy v obraze, kterým přehráváme. Program BlueFlash umožňuje mimo uložení firmwaru též zálohování a ověření kontrolního součtu nahraného firmwaru s uloženým obrazem.

Pro běžnou komunikaci se využívá UART nastavený na přenosovou rychlost 115,2 kbps.

Kapitola 6

Software palubní stanice

6.1 Nastavení periférií

Procesor LPC2129 běží bez operačního systému pouze s programem zajišťujícím následující funkce:

- Řízení otáček motorů
- Řízení natočení servomotoru
- Sběr dat z desky měření (ultrazvuky, stav baterii)
- Sběr dat z desky inerciálního měření
- Sběr dat z desky kompasu
- Komunikace s bezdrátovým modulem

O řízení PWM všech signálů se stará HW implementace. Řízení je tak přesnější a není ovlivňováno co do přesnosti během programu procesoru.

Řízení otáček hlavních motorů je prováděno pomocí periférie PWM 4. Otáčky motoru kormidla se řídí nastavením PWM 6. Obě popsané PWM se nastavují obdobným způsobem. Při řízení je nastavena perioda řídicího signálu 20 ms a šířka pulzu se mění v rozmezí $1 \div 2$ ms s krokem 0,02 ms.

Natočení servomotoru ke kterému jsou připevněny hlavní motory se provádí pomocí PWM 5. Perioda řídicího signálu je 20 ms a šířka pulzu se mění v rozmezí $1 \div 2$ ms s krokem 0,02 ms.

Ve všech případech komunikace přes rozhraní SPI, které budou popsány, je procesor LPC2129 vždy jako master sběrnice. Všechna zařízení s kterými procesor LPC2129 komunikuje mají vlastní zvláštní linku (vlastní vodiče). Je tedy možné se všemi zařízeními

komunikovat ve stejný okamžik a není nutné čekat na klid na sběrnici SPI. Jednotlivé způsoby komunikace pro různá zařízení se pochopitelně liší.

Komunikace s deskou měření (ultrazvukové dálkoměry, stav baterii) je prováděno pomocí rozhraní SPI. Parametry komunikace jsou:

Kladné impulzy hodin. Data se zapisují masterem na sběrnici při spádové hraně hodin. Data jsou čtena masterem při náběžné hraně hodin.

Signál SSNOT je při přenosu dat v nízké napěťové úrovni. Po přenesení 8 bitů je SSNOT vždy nastaven do vysoké úrovně.

Komunikace s kompasem je prováděna pomocí rozhraní SPI. Parametry komunikace jsou:

Kladné impulzy hodin. Data se zapisují masterem na sběrnici při spádové hraně hodin. Data jsou čtena masterem při náběžné hraně hodin.

Signál SSNOT je při přenosu dat v nízké napěťové úrovni. Signál SSNOT je držen v nízké úrovni po celou dobu přenosu dat od mastera ke slave. Signál SSNOT je nastaven do vysoké úrovně až po přijmutí dat od jednotky slave nebo po překročení časového limitu.

Komunikace s deskou inerciálního měření je prováděno pomocí rozhraní SPI. Parametry komunikace jsou:

Kladné impulzy hodin. Data se zapisují masterem na sběrnici při spádové hraně hodin. Data jsou čtena masterem při spádové hraně hodin.

Signál SSNOT je při přenosu dat v nízké napěťové úrovni. Po přenesení 8 bitů je SSNOT vždy nastaven do vysoké úrovně.

Komunikace s bluetooth modulem Bluegiga WT11 je prováděna pomocí sériové linky. Parametry komunikace jsou: přenosová rychlost 115200 baudu, 8 datových bitů, 1 stop bit, bez parity. Bez řízení toku dat. Modul je připojen tedy jen dvěma datovými vodiči (TxD, RxD). Při testech byla úspěšně vyzkoušena rychlost 230400 baudů (maximální rychlost není nastavena z toho důvodu, že není podporována na straně palubní jednotky).

6.2 Program palubní stanice

6.2.1 Inicializace řídicí jednotky

Po zapnutí napájení, případně restartu, palubní řídicí jednotky (LPC2129) je vyslán paket informující o restartu jednotky a o verzi firmwaru. Následně jsou nastaveny jednotky PWM do defaultního stavu (motory stojí) a je proveden test funkčnosti servopohonu (otočení o přednastavený úhel a zpět). Po tomto testu je inicializována komunikační linka s modulem Bluetooth a jednotka je připravena přijímat příkazy z pozemní stanice.

6.2.2 Popis hlavního programu

Hlavní program je v podstatě tvořen nekonečnou čekací smyčkou, která je přerušována přerušeními buď od časovače nebo od sériové linky.

Přerušování sériové linky je vyvoláno příchozím příkazem od pozemní stanice (od modulu Bluetooth). Příkaz je porovnán se známými příkazy a pokud je syntakticky správný, tak je vykonán. Pokud je to vyžadováno, tak procesor obratem odpoví pomocí sériové linky (Bluetooth spojení s pozemní stanicí).

Přerušování od časovače je prováděno v konstantních časových kvantech a vykonává komunikaci s periferními SPI. V určitých časových kvantech jsou data vysílána po sériové lince k pozemní řídicí stanici. Pokud nejsou vyžádány přímo okamžité hodnoty, jsou data vysílána jen při změnách, aby přenosová kapacita linky zůstala volná pro další využití.

Mimo popsané chování programu software palubní stanice (LPC2129) rozlišuje 2 stavy:

1. pozemní stanice odpojena
2. pozemní stanice připojena

Ve stavu “pozemní stanice odpojena” jsou nastaveny jednotky PWM do hodnot 1.5 ms , což odpovídá zastaveným motorům. Zastavení motorů se provádí z důvodu bezpečnosti, jak modelu, tak případných osob v blízkosti modelu. Zastavení motorů se provede vždy při ztrátě komunikace s pozemní stanicí nezávisle na stavu posledního příkazu. Tuto vlastnost nelze bez zásahu do softwaru palubní stanice z bezpečnostních důvodů vypnout. Mimo popsáný stav vypnutých motorů jednotka nevysílá data k pozemní stanici, protože by tato činnost nebyla účelná.

Blokové schéma popisující funkci palubního SW je uvedeno v příloze na obr. B.1.

Ve stavu “pozemní stnice připojena” jsou přijímány příkazy a je na ně odpovídáno. Všechny odesílané pakety jsou číslovány a obsahují kontrolní součet CRC.

6.3 Stavba paketů

Vysílané pakety mezi pozemní stanicí a palubní stanicí popisuje následující tabulka:

Tabulka 6.1: Obecná stavba paketů

byte	0	1	2	...	1+n	2+n	3+n	4+n
Popis	Synch	Id	Data 1	...	Data n	N	CRC	Synch

n - počet datových bytů (min. 1).

Synch - každý paket začíná a končí synchronizačním znakem **FFh**.

Id - identifikátor paketu.

Data - datový byte. Počet datových bytů je fixní pro daný druh paketu.

N - pořadové číslo paketu od 0 do 127. Po dosažení čísla 127 je číslováno opět od 0.

CRC - cyklický kód CRC-7 pro kontrolu integrity paketu. Do výpočtu kontrolního součtu jsou uvažovány všechny byty od začátku paketu až po dosažení znaku CRC.

Pro přenos dat je využíváno pouze 7 bitů. Osmý bit má během přenosu dat vždy hodnotu 0, pouze začátek a konec paketu obsahuje 8. bit nabývající hodnoty 1. Tato struktura paketu umožňuje rychlé nalezení začátku, případně konce paketu v případě poruchy a usnadnit tak obnovení komunikace.

6.3.1 Pakety odesílané palubní stanicí

Tabulka 6.2: Inicializace procesoru

byte	0	1	2	3	4	5	6
Popis	FFh	00h	VerH	VerL	N	CRC	FFh

VerH - verze firmwaru nahraného do ARMu. Horních 7 bitů.

VerL - verze firmwaru nahraného do ARMu. Dolních 7 bitů.

Tabulka 6.3: Napětí baterie

byte	0	1	2	3	4	5	6	7
Popis	FFh	02h	NapH	NapL	Ns	N	CRC	FFh

NapH - napětí článku baterie v [mV] - Horních 7 bitů.

NapL - napětí článku baterie v [mV] - Dolních 7 bitů.

Ns - číslo paketu, na který je odesílána odpověď. Nábývá hodnot 0 - 127.

Tabulka 6.4: Čísla kanálů PWM

byte	0	1	2	3	4	5	6	7
Popis	FFh	06h	Val1	Val2	Ns	N	CRC	FFh

Val1 - nejnižší 3 bity určují PWM kanál použitý k natáčení hlavních motorů (dovolené hodnoty jsou pouze 1-6). Bity 4-6 mají stejný význam jako bity 1-3 s tím rozdílem, že určují PWM kanál řídící otáčky hlavních motorů.

Val2 - nejnižší 3 bity určují PWM kanál řídící motor na kormidle.

Ns - číslo paketu, na který jednotka odpovídá. Nábývá hodnot 0 - 127.

Tabulka 6.5: Šířka pulzů PWM

byte	0	1	2	3	4	5	6	7	8
Popis	FFh	09h	Val1	Val2	Val3	Ns	N	CRC	FFh

Val1 - šířka pulzu PWM signálu v násobcích 0.02 ms (perioda T=20 ms). Hodnota se vztahuje ke kanálu natáčejícímu hlavní motory.

Val2 - šířka pulzu PWM signálu v násobcích 0.02 ms (perioda T=20 ms). Hodnota se vztahuje ke kanálu určujícímu tah hlavních motorů.

Val3 - šířka pulzu PWM signálu v násobcích 0.02 ms (perioda T=20 ms). Hodnota se vztahuje k motoru na kormidle.

Ns - číslo paketu, na který jednotka odpovídá. Nábývá hodnot 0 - 127.

Tabulka 6.6: Naměřená vzdálenost ultrazvukovými měřicími jednotkami

byte	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Popis	FFh	11h	U1H	U1L	U2H	U2L	U3H	U3L	Ns	N	CRC	FFh

U1H - horních 7 bitů vzdálenosti naměřené ultrazvukem číslo 1. Vzdálenost je v [cm].

U1L - dolních 7 bitů vzdálenosti naměřené ultrazvukem číslo 1. Vzdálenost je v [cm].

U2H - horních 7 bitů vzdálenosti naměřené ultrazvukem číslo 2. Vzdálenost je v [cm].

U2L - dolních 7 bitů vzdálenosti naměřené ultrazvukem číslo 2. Vzdálenost je v [cm].

U3H - horních 7 bitů vzdálenosti naměřené ultrazvukem číslo 3. Vzdálenost je v [cm].

U3L - dolních 7 bitů vzdálenosti naměřené ultrazvukem číslo 3. Vzdálenost je v [cm].

Tabulka 6.7: Parametry naměřené inerciálním modulem

byte	0	1	2	3	4	5	6	7	8
Popis	FFh	21h	V1H	V1L	V2H	V2L	V3H	V3L	V4H
byte	9	10	11	12	13	14	15	16	17
Popis	V4L	V5H	V5L	V6H	V6L	Ns	N	CRC	FFh

V1H - horních 7 bitů úhlové rychlosti ω_x . Měřená hodnota je v [mV]. Pro převod na [rad/s] je nutný přepočtení který vyplývá z tab. 5.3.

V1L - dolních 7 bitů úhlové rychlosti ω_x . Měřená hodnota je v [mV].

V2H - horních 7 bitů úhlové rychlosti ω_y . Měřená hodnota je v [mV].

V2L - dolních 7 bitů úhlové rychlosti ω_y . Měřená hodnota je v [mV].

V3H - horních 7 bitů úhlové rychlosti ω_z . Měřená hodnota je v [mV].

V3L - dolních 7 bitů úhlové rychlosti ω_z . Měřená hodnota je v [mV].

V4H - horních 7 bitů posuvného zrychlení a_x . Měřená hodnota je v [mV]. Pro převod na [m/s²] je nutný přepočtení který vyplývá z tab. 5.4.

V4L - dolních 7 bitů posuvného zrychlení a_x . Měřená hodnota je v [mV].

V5H - horních 7 bitů posuvného zrychlení a_y . Měřená hodnota je v [mV].

V5L - dolních 7 bitů posuvného zrychlení a_y . Měřená hodnota je v [mV].

V6H - horních 7 bitů posuvného zrychlení a_z . Měřená hodnota je v [mV].

V6L - dolních 7 bitů posuvného zrychlení a_z . Měřená hodnota je v [mV].

Tabulka 6.8: Naměřený azimut kompasem

byte	0	1	2	3	4	5	6	7
Popis	FFh	31h	A1H	A1L	Ns	N	CRC	FFh

A1H - horních 7 bitů azimutu naměřených kompasem. Azimut je určován ve [°].

A1L - dolních 7 bitů azimutu naměřených kompasem. Azimut je určován ve [°].

6.3.2 Pakety odesílané pozemní stanicí

Pakety odesílané pozemní stanicí mají vlastní číslování **Ne**. Číslování je nezávislé na číslu odeslaném palubní stanicí a může nabývat také hodnot 0-127.

Tabulka 6.9: Požadavek na stav napětí baterie

byte	0	1	2	3	4
Popis	FFh	01h	Ne	CRC	FFh

Tabulka 6.10: Požadavek na stav nastavení kanálu PWM

byte	0	1	2	3	4
Popis	FFh	05h	Ne	CRC	FFh

Tabulka 6.11: Nastavení kanálu PWM

byte	0	1	2	3	4	5	6
Popis	FFh	07h	Val1	Val2	Ne	CRC	FFh

Val1 - nejnižší 3 bity určují PWM kanál použitý k natáčení hlavních motorů (dovolené hodnoty jsou pouze 1-6). Bity 4-6 mají stejný význam jako bity 1-3 s tím rozdílem, že určují PWM kanál řídící otáčky hlavních motorů.

Val2 - nejnižší 3 bity určují PWM kanál řídící motor na kormidle.

Tabulka 6.12: Požadavek na stav šířky PWM signálu

byte	0	1	2	3	4
Popis	FFh	08h	Ne	CRC	FFh

Tabulka 6.13: Nastavení šířky pulzu PWM

byte	0	1	2	3	4	5	6	7
Popis	FFh	0Ah	Val1	Val2	Val3	Ne	CRC	FFh

Val1 - šířka pulzu PWM signálu v násobcích 0.02 ms (perioda $T=20$ ms). Hodnota se vztahuje ke kanálu natáčeajícímu hlavní motory.

Val2 - šířka pulzu PWM signálu v násobcích 0.02 ms (perioda T=20 ms). Hodnota se vztahuje ke kanálu určujícímu tah hlavních motorů.

Val3 - šířka pulzu PWM signálu v násobcích 0.02 ms (perioda T=20 ms). Hodnota se vztahuje k motoru na kormidle.

Tabulka 6.14: Požadavek na stav ultrazvuků

byte	0	1	2	3	4
Popis	FFh	10h	Ne	CRC	FFh

Tabulka 6.15: Požadavek na stav parametrů inerciálního měření

byte	0	1	2	3	4
Popis	FFh	20h	Ne	CRC	FFh

Tabulka 6.16: Požadavek na stav kompasu

byte	0	1	2	3	4
Popis	FFh	30h	Ne	CRC	FFh

Kapitola 7

Software pozemní řídící stanice

7.1 Softwarové požadavky

Softwarové vybavení pozemní stanice potřebné pro správnou funkci řízení se skládá z několika částí:

1. Systém Windows 2000 nebo vyšší verze
2. Nainstalovaná podpora .NET verze 2.0 (pokud není přímo v OS)
3. Nainstalované ovladače Bluetooth (konkrétně virtuální sériový port)¹
4. Nainstalovaná podpora DirectX verze 9.0 nebo vyšší verze

7.2 Hardwarové vybavení

Počítač musí být dostatečně výkonný pro potřebné SW vybavení. Testy byly prováděny na PC Intel Pentium 4, s taktovací frekvencí 1.4GHz a operační pamětí 1GB.

Mezi povinné dodatečné HW vybavení patří pouze Bluetooth modul, pokud není integrován např. v notebooku, bez kterého není možné z principu navázat bezdrátové spojení. I v případě, že je Bluetooth modul interní, je vhodné ověřit, zda má dostatečný dosah a je ve správné výkonové třídě (1. třída) a použít případně externí modul.

Mezi doporučené vybavení patří pákový ovladač (joystick), bez kterého je možné model řídit méně ergonomicky.

¹Připojený bezdrátový modul Bluetooth.

7.3 Postup připojení pozemní stanice ke vzducholodi

Doporučený postup připojení pozemní stanice k palubní stanici se skládá z následujících kroků:

1. Zapnutí palubní řídicí elektroniky vzducholodi
2. Zapnutí pozemní řídicí stanice a zapnutí bluetooth modulu
3. Nalezení bezdrátového zařízení WT11 (Bluetooth modul vzducholodi)
4. Vytvoření připojení Bluetooth zařízení k virtuálnímu sériovému portu v OS (spárování modulů)
5. Spuštění ovládacího softwaru a nastavení sériového portu odpovídajícímu předchozímu bodu
6. Řízení vzducholodi

7.4 Postup odpojení pozemní stanice od vzducholodi

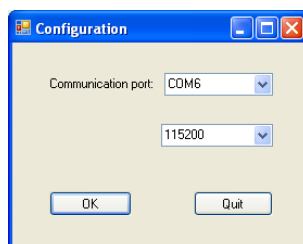
Doporučený postup odpojení pozemní stanice od palubní stanice se skládá z následujících kroků:

1. Vypnutí řídicího softwaru pozemní stanice
2. Vypnutí bluetooth modulu pozemní stanice
3. Vypnutí elektroniky vzducholodi (odpojení baterií)

7.5 Popis ovládacího softwaru pozemní stanice

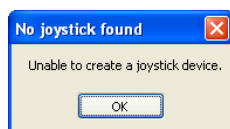
Software k řízení vzducholodi je napsán v programovacím jazyce C#. Při vývoji bylo využito Visual Studio 2005. Tento vývojový software umožňuje snadnou a efektivní implementaci a případnou modifikaci programu pro řízení vzducholodi. Blokové schéma popisující funkce SW pozemní stanice je uvedeno v příloze na obr. B.2.

Po zapnutí programu je uživatel vyzván k vybrání sériového portu, kterým bude program komunikovat s palubní stanicí. Tento dialog je zobrazen v obr 7.1. Mimo vlastní sériový port je možné nastavit přenosovou rychlost. Tato položka zde zůstala spíše z testovacích důvodů nebo pro případné budoucí zvýšení rychlosti. Je doporučeno nastavit přenosovou rychlost 115200 Baudů.



Obrázek 7.1:
Nastavení sériového portu

Po úspěšném připojení se objeví hlavní okno Před zobrazením hlavního okna se může objevit též varování, které informuje o tom, že není připojen pákový ovladač.



Obrázek 7.2:
Informace o odpojeném joysticku

Hlavní okno je rozděleno do několika částí. Část označená jako “Measured data” informuje uživatele o naměřených datech. Položka “Ultrasonic 1” zobrazuje naměřenou vzdálenost v [cm] ultrazvukem 1. Obdobný význam mají položky “Ultrasonic 2” a “Ultrasonic 3”. Položka “Voltage” informuje o hodnotě palubního napětí (při plném nabití baterií je kolem 8.4 V). Parametry “ddX”, “ddY” a “ddZ” informují o posuvném zrychlení v příslušném směru. Parametry “Omg_X”, “Omg_Y”, “Omg_Z” popisují úhlovou rychlost modelu opět ve směru všech tří os. Parametr “Azimuth” informuje o natočení vzducholodi vzhledem k severu (hodnota je ve stupních).

Sekce označená “Automatic alt control” umožňuje automatické řízení vzducholodi v určité letové hladině. Celá sekce obsahuje dvě skupiny hodnot: požadované hodnoty “Required” a hodnoty “Selected” podle kterých se právě řídí nebo může řídit (záleží na režimu provozu). Hodnoty “Required” se zkopírují do oblasti “Selected” stiskem tlačítka

“>”. Význam jednotlivých hodnot je následující: “kP” - proporcionální složka řízení, “kD” - derivační složka, “kI” - integrační složka (resp. sumační), “Distance” - požadovaná vzdálenost (nad balónem vzducholodi, tj. vzdálenost od stropu - ultrazvuk 1).

Sekce označená “Automatic azimuth control” umožňuje automatické řízení vzducholodi v určitém směru. Oblast obsahuje dvě skupiny hodnot: požadované hodnoty “Required” a hodnoty “Selected”, které jsou aktuálně používány k řízení (dle režimu provozu). Hodnoty “Required” se zkopírují do oblasti “Selected” stiskem tlačítka “>”. Význam jednotlivých hodnot je následující: “kP” - proporcionální složka řízení, “kD” - derivační složka, “kI” - integrační složka (resp. sumační), “Angle” - požadovaný směr (poloha přední části vůči severu).

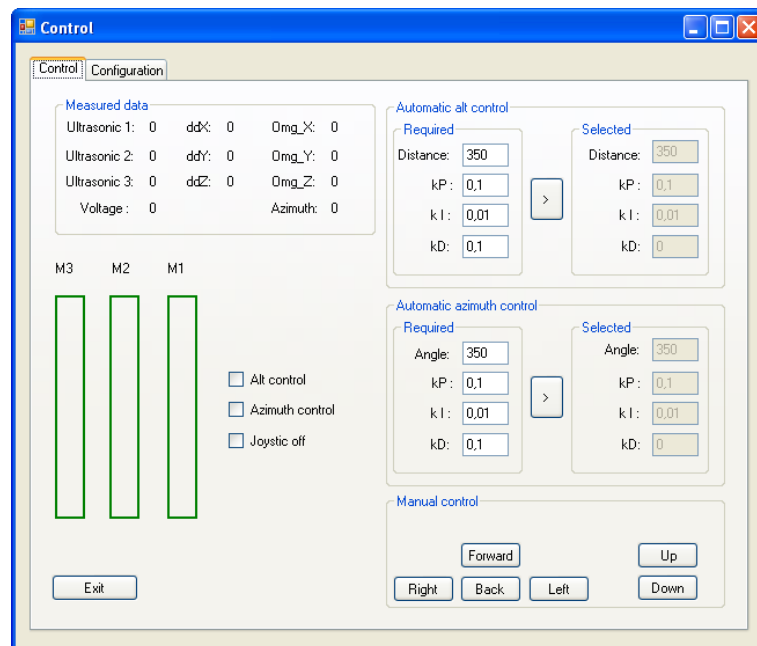
Oblast označená jako “Manual control” umožňuje manuální řízení vzducholodi. Tlačítka “Right” a “Left” zapínají motor kormidla příslušným směrem. Tlačítka “Forward” a “Back” zapínají hlavní motory vybraným směrem. Tlačítka “Up” a “Down” natáčejí hlavní motory.

Ukazatel “M1” informuje o natočení servomotoru (natočení hlavních motorů - zobrazená hodnota je poměrné číslo). Ukazatel “M2” informuje o poměrném tahu hlavních motorů (červená při spětném chodu, zelená při pohybu vpřed). Ukazatel “M3” má stejný význam jako “M2” s tím rozdílem, že informuje o stavu motoru kormidla.

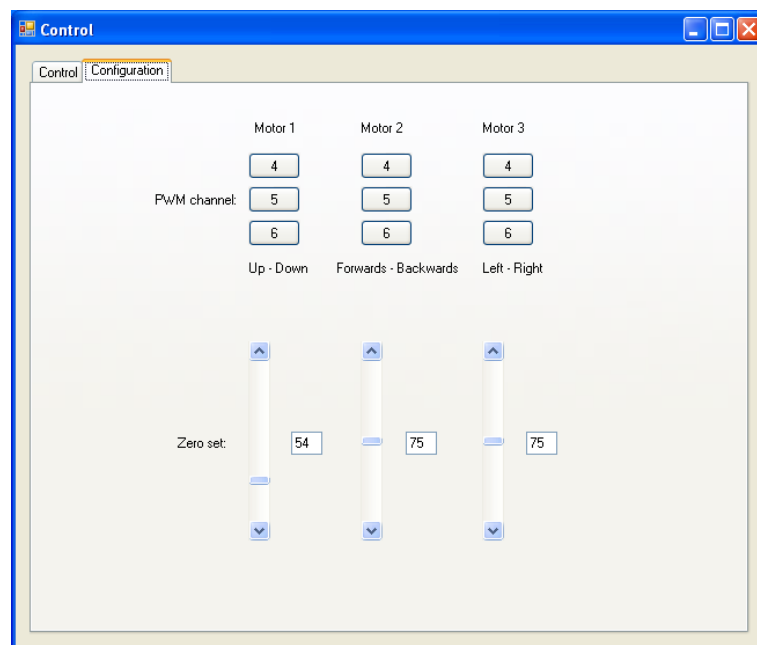
Zaškrtávací pole “Alt control” zapíná automatické řízení výšky (sekce “Automatic alt control”). Zaškrtávací pole “Azimuth control” zapíná automatické řízení podle azimutu. Zaškrtávací pole “Joystick off” vypíná připojený pákový ovladač.

Tlačítko “Exit” slouží k opuštění aplikace.

Pokud v horní části okna přepneme z karty “Control” na kartu “Configuration”, objeví se na obrazovce možnosti nastavení, jak ukazuje 7.4. V okně “Configuration” je možné za účelem testů přenastavit jednotlivé kanály PWM (devět tlačítek v čtvercovém uspořádání). Tímto způsobem je možné předefinovat jednotlivé vstupy do systému. Při běžném provozu není třeba tyto parametry měnit. Po vypnutí palubní stanice se tyto hodnoty vrací na implicitně nastavené: Motor 1 - 4. kanál, Motor 2 - 5. kanál, Motor 3 - 6. kanál. Zvolené kanály odpovídají číslování definovanému pro palubní řídicí jednotku. (Nižší kanály není možné použít proto, že jsou využívány jinými připojenými perifériemi). V okně je možné dále přenastavit nulovou polohu PWM, která odpovídá nulovému tahu. Tímto způsobem bylo možné testovat původní regulátor u kterého docházelo k posuvu nuly. V současné době toto nastavení není potřeba.



Obrázek 7.3:
Ovládací obrazovka řídicího programu



Obrázek 7.4:
Okno konfiguračních parametrů

Kapitola 8

Možnosti dalšího vývoje modelu

V současné době je řízení modelu vzducholodi rozděleno do dvou částí:

1. Palubní řídicí jednotka
2. Pozemní řídicí stanice

V podstatě je celý model řízen z pozemní stanice a palubní stanice provádí jen vykonání přímých příkazů pozemní stanice.

V budoucnu se předpokládá určitá autonomnost chování vzducholodi. Pro autonomní chování je nutné, aby se řídicí algoritmy přesunuly z pozemní řídicí stanice do palubní stanice. Současná řídicí jednotka ARM7 (LPC2129) nedisponuje dostatečnou pamětí a výpočetním výkonem pro vyhodnocování řídicích algoritmů v reálném čase. Zato disponuje sběrnici CAN, která umožňuje rozšíření řízení v porovnání s původní elektronikou, která rozšíření omezovala.

V budoucnu se počítá s tím, že současná řídicí jednotka ARM7 by byla pouze periferní jednotkou. Její hlavní úlohou by bylo řízení motorů a sběr dat z gyroskopu a kompasu. Sebraná data z gyroskopu a kompasu by vyhodnotila a přeposlala po sběrnici CAN nové řídicí jednotce. Nová centrální řídicí jednotka by byla výpočetně výkonnější vybavená operačním systémem. Ultrazvukové dálkoměry by byly připojeny rovněž pomocí převodníků přímo na sběrnici CAN, která je podstatně odolnější vůči rušení ve srovnání se sběrnici I2C, kterou ultrazvukové dálkoměry disponují. Pokud to bude hmotností omezení dovolovat, bylo by možné do systému zařadit ještě další měřící podsystém, který by umožňoval jednodušší mapování prostředí ve srovnání se současnými možnostmi.

Jako hlavní řídicí jednotka se plánuje deska zahrnující modul Boa 5200. Modul Boa 5200 je založen na procesoru Freescale MPC 5200 a pracuje na taktovacím kmitočtu 400 MHz.

Pokud by zbyla ještě k dispozici užitná nosnost vzducholodi, bylo by možné začlenit do celého systému kameru sledující let. Vyhodnocování obrazu pro řízení přímo na palubě vzducholodi není zatím reálné, protože algoritmy, které by umožnily přímé vyhodnocení obrazu jsou velmi paměťově a výpočetně náročné. Proto by bylo vhodné v případě vývoje projektu tímto směrem data z kamery vyhodnocovat v pozemní řídicí stanici a případné výsledky poslat zpět na palubu vzducholodi.

S možným začleněním kamery do systému vzniká též otázka jakou cestou přenášet data z kamery. Jednou z možností je data přenášet stávající bezdrátovou cestou Bluetooth, ale s omezeným počtem snímků a rozlišením nebo separátní cestou a data slučovat až v pozemní řídicí stanici.

Kapitola 9

Závěr

Tato práce navazuje na předešlé diplomové práce zabývajícími se řízením vzducholodi. Byla provedena měření, která ověřila funkčnost původních komponent. Byl zhodnocen stav použitých komponent a možnosti jejich dalšího využití a rozšíření.

Značná část práce byla věnována matematickému modelu a jeho zjednodušení. Dále v této práci bylo popsána nová koncepce řízení, která umožňuje budoucí rozšíření.

Detailně byla popsána nová řídicí jednotka a její HW prostředky. Bylo provedeno nastavení regulátorů motorů umožňující pohyb vzducholodi v prostoru. Byly uvedeny jejich výhody oproti předešlým verzím. Je zde popsána deska inerciálního měření, která poskytuje podpůrná data pro orientaci v prostoru.

Významným krokem bylo také nahrazení starého bluetooth modulu novým, který se jednodušeji ovládá a poskytuje tak snadné včlenění standardního komunikačního kanálu do elektroniky vzducholodi. Nový bluetooth modul také na rozdíl od předešlé verze zaručuje kompatibilitu s běžnými zařízeními bluetooth bez nutnosti speciálních nestandardních ovladačů.

Součástí práce je rovněž návrh palubní řídicí jednotky včetně potřebného programového vybavení, jeho popis, dokumentaci komunikačních paketů a v neposlední řadě potřebná bezpečnostní opatření.

Byl proveden návrh a realizace softwaru pozemní řídicí stanice, která zabezpečuje řízení a vyhodnocování dat. Změřená data na vzducholodi jsou posílána pozemní stanici a jsou ukládána operátorskou aplikací do souboru. V současné době je využíván ultrazvuk na horní části vzducholodě k udržování výšky (data jsou filtrována klouzavým průměrem). Dále je využíván kompas k stabilizaci azimutu, u kterého se ukazuje hlavní problém velké prodlevy měření. Inerciální měření je využíváno ke kompenzaci natočení hlavních motorů.

V práci byly také uvedeny požadavky nutné k správné funkci softwaru pozemní stanice. Kapitola osm se věnovala některým možnostem rozvoje projektu řízení vzducholodi.

Dálkoměrný systém je řešen v paralelní diplomové práci Jiřího Bittnera. Pro měření vzdálenosti k překážkám bylo zvažováno použití laserového scanneru, který nebyl kvůli vysoké hmotnosti použit. Mapu prostředí nebylo možné pořídit, protože nejsou k dispozici dostatečná měření.

Seznam tabulek

4.1	Základní parametry mikrokontroléru PIC16F819	33
4.2	Základní parametry mikrokontroléru PIC16F873	33
4.3	Základní parametry ultrazvukového dálkoměru podle [2]	34
4.4	Základní parametry elektronického kompasu	34
5.1	Periférie procesoru LPC2129	43
5.2	Základní parametry regulátoru MD10-DCR	46
5.3	Základní parametry gyroskopu ADXRS150	47
5.4	Základní parametry dvouosého akcelerometru ADXL203	48
5.5	Výkonové třídy Bluetooth zařízení	49
6.1	Obecná stavba paketů	55
6.2	Inicializace procesoru	55
6.3	Napětí baterie	56
6.4	Čísla kanálů PWM	56
6.5	Šířka pulzů PWM	56
6.6	Naměřená vzdálenost ultrazvukovými měřicími jednotkami	56
6.7	Parametry naměřené inerciálním modulem	57
6.8	Naměřený azimut kompasem	57
6.9	Požadavek na stav napětí baterie	58
6.10	Požadavek na stav nastavení kanálu PWM	58
6.11	Nastavení kanálu PWM	58
6.12	Požadavek na stav šířky PWM signálu	58
6.13	Nastavení šířky pulzu PWM	58
6.14	Požadavek na stav ultrazvuků	59
6.15	Požadavek na stav parametrů inerciálního měření	59
6.16	Požadavek na stav kompasu	59

A.1 Rozpis připojení vodičů	74
---------------------------------------	----

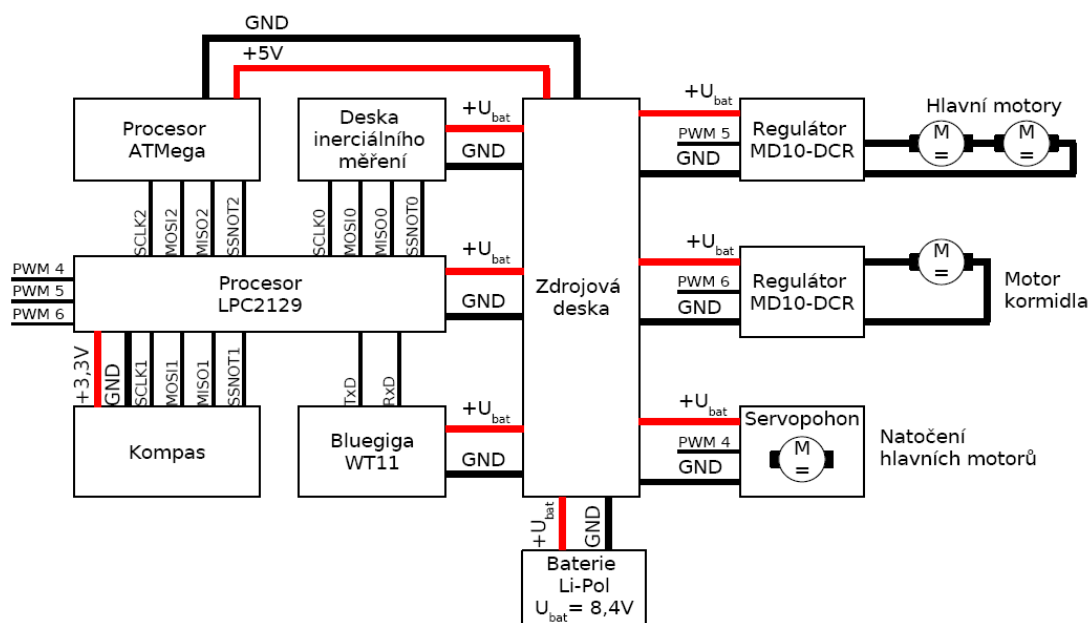
Literatura

- [1] PERMAN, P. *Dálkové řízení modelu*, 2005. FEL ČVUT. Vedoucí diplomové práce Doc. Ing. J. Bayer, CSc.
- [2] WOHLGEMUTH, J. *Orientace v prostředí*, 2005. FEL ČVUT. Vedoucí diplomové práce Doc. Ing. J. Bayer, CSc.
- [3] KUBEŠ, P., KYNCL, Z. *Fyzika I*, 1999. Vydavatelství ČVUT, Praha, ISBN 80-01-01487-8
- [4] HALLIDAY, D., RESNICK, R., WALKER, J. *Fyzika*, 2003. Vydavatelství Prometheus, Brno, ISBN 80-214-1868-0
- [5] CASTILLO, P., LOZANO, R., DZUL, A. E. *Modelling and Control of Mini - Flying Machines*, 2005. Springer - Verlag London Limited, ISBN 1-85233-957-8
- [6] ETKIN, B., REID, L. D. *Dynamics of Flight Stability and Control*, 1996. John Wiley & Sons. Inc., ISBN 0-471-03418-5
- [7] MAREČEK, J., HEINRICH, P. *Quadrotor - Závěrečná zpráva za III. tříměsíční etapu v projektu CEPOT*, 2007. FEL ČVUT. Vedoucí práce Doc. Ing. J. Bayer, CSc.
- [8] HYGOUNENC, E., JUNG, I., SOUERES, P., LACROIX, S. *The Autonomous Blimp Project of LAAS-CNRS* [online]. 2007, [cit. 2007-11-19] Dostupný z WWW: <http://www.laas.fr/simon/publis/HYGOUNENC-IJRR-2003.pdf>.
- [9] HIMA, S., BESTAOUI, Y. *Time-optimal paths for lateral navigation of an autonomous underactuated airship* [online]. 2007, [cit. 2007-5-22] Dostupný z WWW: http://lsc.univ-evry.fr/bestaoui/AIAA03_hima_bestaoui.pdf.
- [10] METELO, F. M. S., CAMPOS, L. R. G. *Vision based control of an autonomous blimp* [online]. 2007, [cit. 2007-6-12] Dostupný z WWW: <http://vislab.isr.ist.utl.pt/thesis/03-videoblimp-tfc.pdf>.

- [11] *Katalogové listy Microchip* [online]. 2007, [cit. 2007-05-14] Dostupný z WWW: [⟨http://www.microchip.com⟩](http://www.microchip.com).
- [12] *Technická specifikace komasu PNI V2Xe* [online]. 2007, [cit. 2007-08-19] Dostupný z WWW: [⟨https://www.pnicorp.com⟩](https://www.pnicorp.com).
- [13] *Stránka projektu - Kráčeující robot "Spejbl"* [online]. 2007, [cit. 2007-08-14] Dostupný z WWW: [⟨http://rttime.felk.cvut.cz/pecam1/spejbl⟩](http://rttime.felk.cvut.cz/pecam1/spejbl).
- [14] *Katalogové listy Philips* [online]. 2007, [cit. 2007-07-12] Dostupný z WWW: [⟨http://www.nxp.com⟩](http://www.nxp.com).
- [15] *HW server* [online]. 1997-2005, 2007 [cit. 2007-06-15] Dostupný z WWW: [⟨http://www.hw.cz⟩](http://www.hw.cz).
- [16] *Katalogové listy Maxim* [online]. 2007, [cit. 2007-10-19] Dostupný z WWW: [⟨http://www.maxim-ic.com⟩](http://www.maxim-ic.com).
- [17] *Katalogové listy Analog Devices* [online]. 2007, [cit. 2007-10-21] Dostupný z WWW: [⟨http://www.analog.com/en/⟩](http://www.analog.com/en/).

Příloha A

Schéma zapojení komponent vzducholodi



Obrázek A.1:

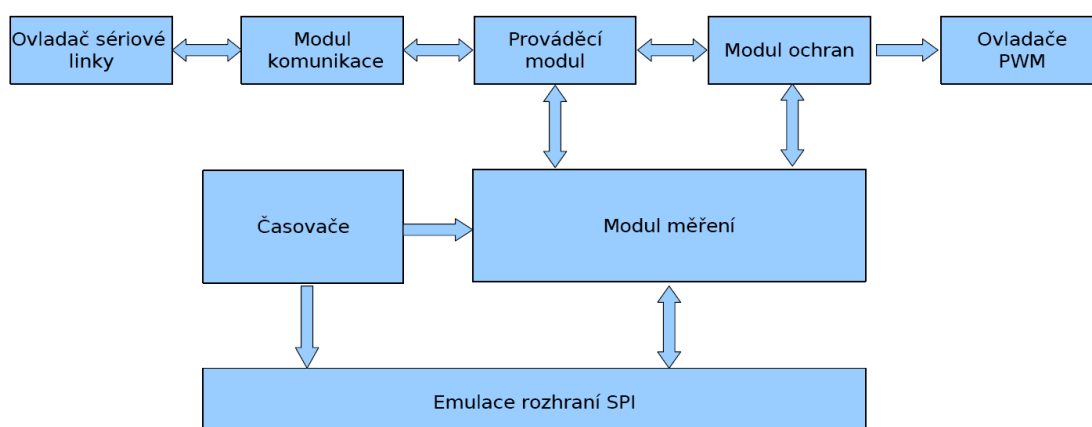
Schéma zapojení palubní stanice

Tabulka A.1: Rozpis připojení vodičů

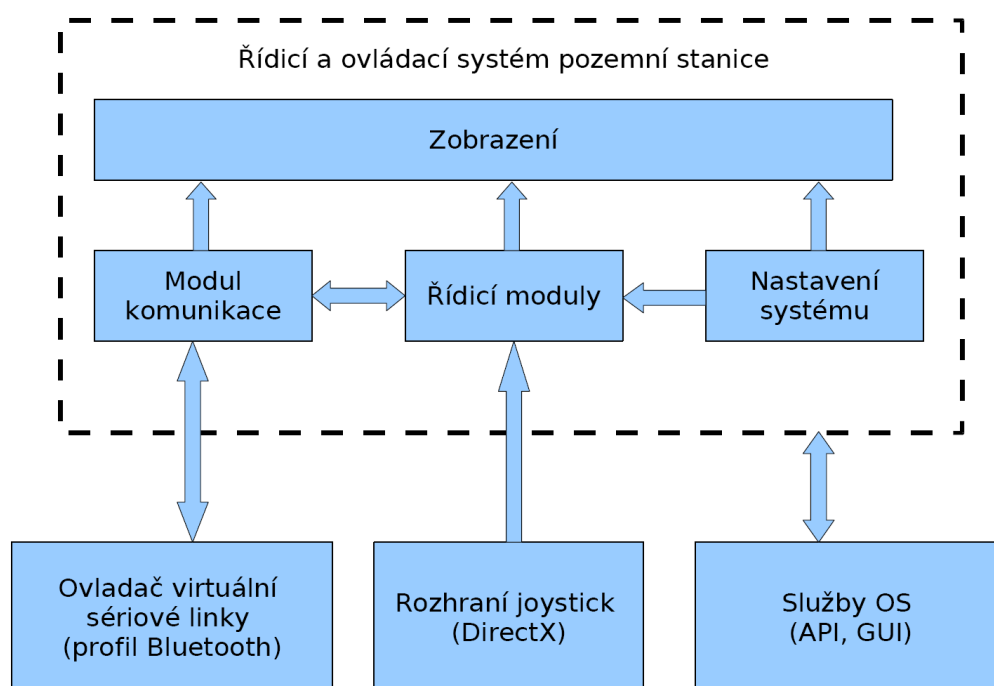
Označení ve schématu A.1	Označení vývodu procesoru LPC2129	Označení ve schématu A.1	Označení vývodu procesoru LPC2129	Označení ve schématu A.1	Označení vývodu procesoru LPC2129
MISO0	P0.5	MISO1	P0.28	MISO0	P0.11
MOSO0	P0.6	MOSO1	P0.24	MOSO1	P0.12
SCLK0	P0.4	SCLK1	P0.30	SCLK1	P0.13
SSNOT0	P0.7	SSNOT1	P0.22	SSNOT1	P0.10
RxD	P0.1				
TxD	P0.0				

Příloha B

Bloková schémata softwaru pozemní a palubní stanice



Obrázek B.1:
Blokové schéma softwaru palubní stanice



Obrázek B.2:
Blokové schéma softwaru pozemní stanice

Příloha C

Obsah přiloženého CD

- Offline dokumentace využitá k řešení práce.

/Doc

- Diplomová práce ve formátu PDF, zdrojový kód práce ve formátu T_EX.

/DP

- Veškeré programy použité pro řízení vzducholodi včetně zdrojových kódů.

/Programy

- Schémata zapojení komponent vzducholodi.

/Zapojeni