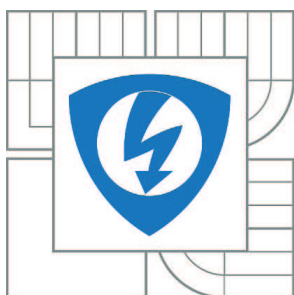


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA ELEKTROTECHNIKY A KOMUNIKAČNÍCH
TECHNOLOGIÍ

ÚSTAV AUTOMATIZACE A MĚŘICÍ TECHNIKY

FACULTY OF ELECTRICAL ENGINEERING AND COMMUNICATION
DEPARTMENT OF CONTROL AND INSTRUMENTATION

ŘÍDICÍ SYSTÉM VZDUŠNÉHO PRŮZKUMNÉHO PROSTŘEDKU PRO VNITŘNÍ PROSTŘEDÍ

CONTROL SYSTEM OF FLYING RECONNAISSANCE FLYING ROBOT FOT INDOOR
ENVIRONMENT

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

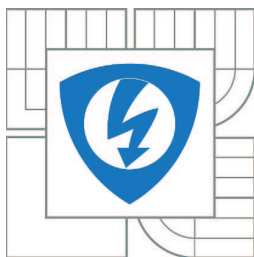
Bc. VLASTIMIL KRÍŽ

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. LUDĚK ŽALUD, Ph.D.

BRNO 2011



VYSOKÉ UČENÍ
TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta elektrotechniky
a komunikačních technologií

Ústav automatizace a měřicí techniky

Diplomová práce

magisterský navazující studijní obor
Kybernetika, automatizace a měření

Student: Bc. Vlastimil Kříž

ID: 78250

Ročník: 2

Akademický rok: 2010/2011

NÁZEV TÉMATU:

Řídicí systém vzdušného průzkumného prostředku pro vnitřní prostředí

POKYNY PRO VYPRACOVÁNÍ:

Seznamte se s vícerotorovými létajícími stroji známými jako koptery. Vyberte vhodnou platformu pro použití jako průzkumného prostředku, navrhnete schéma řídicího systému. Navrhnete a realizujete způsob stabilizace tohoto prostředku uvnitř budov. Zaměřte se především na stabilizaci výšky a polohy v místnostech a chodbách.

DOPORUČENÁ LITERATURA:

Joseph J. Jones, et. al., Mobile Robots - Inspiration to Implementation, A K Peters, 1999, ISBN 1-56881-097-0

Termín zadání: 7.2.2011

Termín odevzdání: 23.5.2011

Vedoucí práce: doc. Ing. Luděk Žalud, Ph.D.

prof. Ing. Pavel Jura, CSc.

Předseda oborové rady

UPOZORNĚNÍ:

Autor diplomové práce nesmí při vytváření diplomové práce porušit autorská práva třetích osob, zejména nesmí zasahovat nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a musí si být plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č.40/2009 Sb.

Abstrakt

Práce se zabývá vícerotorovými vrtulníky, známými jako koptery. V první části je proveden přehled existujících řešení a je vybrána vhodná platforma pro použití jako vzdušného průzkumného prostředku. V další části je vytvořen matematický model kopteru a zjištěny jeho parametry. Na základě tohoto modelu je proveden návrh stavového regulátoru pro řídicí systém. Tento je poté ověřen na vytvořeném modelu a implementován na skutečném kopteru.

Klíčová slova

koptery, řídicí systém, stabilizace, matematický model, stavový regulátor

Abstract

This work deals with multi-rotor helicopters, known as copters. The first part is a review of existing solutions, and an appropriate platform for use as aerial reconnaissance vehicle is chosen. In the next part a mathematical model of copter is created and its parameters are estimated. Based on this model a state-space controller for control system is designed. This is then tested on the created model and implemented in real copter.

Keywords

copters, control system, stabilization, mathematical model, state-space controller

Bibliografická citace:

KŘÍŽ, V. *Řídicí systém vzdušného průzkumného prostředku pro vnitřní prostředí*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, 2011. 67 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Luděk Žalud, Ph.D..

Prohlášení

„Prohlašuji, že svou diplomovou práci na téma Řídicí systém vzdušného průzkumného prostředku pro vnitřní prostředí jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány v práci a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

Jako autor uvedené diplomové práce dále prohlašuji, že v souvislosti s vytvořením této diplomové práce jsem neporušil autorská práva třetích osob, zejména jsem nezasáhl nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a jsem si plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č. 40/2009 Sb.

V Brně dne: 23. května 2011

.....
podpis autora

Poděkování

Děkuji vedoucímu diplomové práce doc. Ing. Ludřkovi Žaludovi, Ph.D. za účinnou metodickou, pedagogickou a odbornou pomoc a další cenné rady při zpracování mé diplomové práce.

V Brně dne: 23. května 2011

.....
podpis autora

Obsah

1	Úvod	10
2	Koptery	11
2.1	Řízení kopterů	11
2.2	Existující řešení (projekty)	14
2.2.1	MikroKopter	14
2.2.2	NanoKopter	16
2.2.3	DraganFly	16
2.2.4	AR.Drone	18
2.2.5	Shrediquette	18
2.2.6	AeroQuad	19
2.2.7	NG.UAVP	20
2.2.8	ArduIMU Quad	21
2.2.9	Quadcopter vyvíjený na UAMT FEKT VUT v Brně	21
2.3	Výběr platformy	23
3	Návrh řídicího systému	24
3.1	Matematický model kopteru	24
3.2	Určení parametrů modelu	31
3.2.1	Hmotnost a rozměry	31
3.2.2	Momenty setrvačnosti	31
3.2.3	Tah vrtulí	32
3.2.4	Reakční moment vrtulí	33
3.2.5	Dynamika rotorů	35
3.3	Linearizace	36
3.3.1	Linearizace stavového modelu	36
3.3.2	Vztah mezi otáčkami, tahy a reakčními momenty rotorů	39
3.4	Návrh regulátoru	42
3.5	Simulační průběhy	44
4	Realizace řídicího systému	45
4.1	Zpracování dat z vysílačky	45
4.2	Implementace regulátoru	47
4.3	Obsluha motorů	48
4.4	Hlavní smyčka	49
5	Dosažené výsledky	52

6	Závěr.....	53
	Literatura.....	54

Seznam obrázků

Obrázek 1: Příklad quad-kopteru	11
Obrázek 2: Princip klopení	12
Obrázek 3: Princip klonění	13
Obrázek 4: Princip bočení.....	13
Obrázek 5: MikroKopter	16
Obrázek 6: DraganFlyer X6.....	17
Obrázek 7: AR.Drone	18
Obrázek 8: Shrediquette.....	19
Obrázek 9: AeroQuad	20
Obrázek 10: Řídicí elektronika NG.UAVP.....	21
Obrázek 11 Kopter vyvíjený na UAMT FEKT VUT v Brně	22
Obrázek 12 Schéma řídicího systému kopteru.....	22
Obrázek 13 Schéma původní řídicí smyčky pro jednu osu.....	24
Obrázek 14 Definice stavových proměnných a bází.....	25
Obrázek 15 Rozdělení modelu kopteru.....	26
Obrázek 16 Blokové schéma matematického modelu	30
Obrázek 17 Princip určení momentu setrvačnosti kopteru	31
Obrázek 18 Princip měření reakčního momentu vrtule	33
Obrázek 19 Spektrogram zvuku rotoru.....	35
Obrázek 20 Stavové schéma systému	36
Obrázek 21 Princip potlačení nelinearity rotorů	40
Obrázek 22 Schéma systému se stavovým regulátorem	42
Obrázek 23 Schéma systému	43
Obrázek 24 Realizace regulátoru v MATLAB Simulinku.....	44
Obrázek 25 Přiřazení kanálů vysílačky.....	46
Obrázek 26 Struktura PPM signálu.....	46
Obrázek 27 Schéma původní smyčky	50
Obrázek 28 Schéma nové hlavní smyčky	51

1 ÚVOD

Cílem práce je vybrat vhodnou platformu a navrhnout řídicí systém pro létající bezpilotní průzkumný prostředek, použitelný pro vnitřní prostředí. Musí tedy být dostatečně malý a obratný. Měl by však také mít dostatečnou nosnost, aby byl schopen unést kameru příp. i jiné zařízení pro průzkum terénu, a měl by být schopný visu (tj. stát na jednom místě ve vzduchu).

K tomuto účelu se jako nejvhodnější jeví použití vícerotorových vrtulníků, často nazývaných koptery či x-rotory (kde x značí počet rotorů). My je budeme v této publikaci nazývat koptery. Výhoda těchto kopterů oproti klasickým jednorotorovým vrtulníkům (myslí se zde nosné rotory) je jejich značná mechanická odolnost a spolehlivost, daná na rozdíl od klasických vrtulníků minimálním množstvím pohyblivých mechanických částí.

Popis kopteru a princip jeho řízení je rozebrán v kapitole 2. Dále jsou popsána stávající řešení kopterů v rámci různých projektů. Je také vybrána platforma, na níž bude řídicí systém implementován.

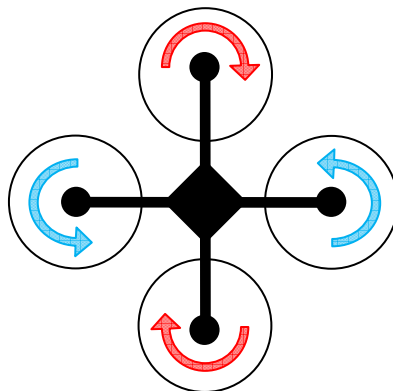
Samotné řešení řídicího systému bylo rozděleno do 2 částí: Vlastní řídicí systém - kterým se zabývá tato práce - a zpracování dat ze senzorů, kterým se zabývá práce [20].

Pro návrh řídicího systému je v kapitole 3 vytvořen matematický model kopteru a proveden návrh stavového regulátoru. Ten je poté na tomto modelu ověřen.

Poslední část práce se pak zabývá vlastní implementací tohoto řídicího systému na vybrané platformě a zhodnocením výsledků.

2 KOPTERY

Pod pojmem koptery tedy, jak bylo uvedeno výše, budeme rozumět vrtulníky s více nosnými rotory. Příklad kopteru se čtyřmi rotory (tzv. quad-kopter či quad-rotor) je na obrázku 1. Základ tvoří 4 rotory umístěné v jedné rovině na čtyřech ramenech. Tyto ramena dohromady tvoří jakýsi kříž, v jehož středu je umístěna řídicí elektronika, baterie a nesené vybavení, nejčastěji např. fotoaparát či kamera.



Obrázek 1: Příklad quad-kopteru

Jak již bylo uvedeno, výhodou kopterů oproti klasickým vrtulníkům je způsob jejich řízení. Zatímco u vrtulníku probíhá řízení pomocí natáčení listů vrtule nosného rotoru (které je navíc po obvodu rotoru proměnné) a pomocí ocasní vrtule, u kopterů se vše řídí (většinou) jen pomocí změn rychlosti otáčení jednotlivých rotorů. Vrtule rotorů tedy mohou být pevné (bez nutnosti natáčení jejich listů) a přímo spojené s jejich motory. Toto výraznou měrou přispívá k jejich spolehlivosti. Navíc není třeba ocasní vrtule, jež u klasických vrtulníků vyrovnává reakční moment od nosného rotoru. To proto, že u kopterů je rotorů více a ty se točí proti sobě, čímž se jejich reakční momenty navzájem ruší. Existují ale i jiná řešení, jak bude popsáno v kapitole 2.2. U quad-kopteru se používá řešení, kdy vždy dvě protilehlé vrtule se otáčí ve stejném směru, který je opačný než u druhých dvou. Viz. Obrázek 1.

2.1 Řízení kopterů

Pro vysvětlení principu řízení je třeba si definovat základní pojmy. Polohy a natočení u kopterů (létajících strojů obecně) definujeme takto:

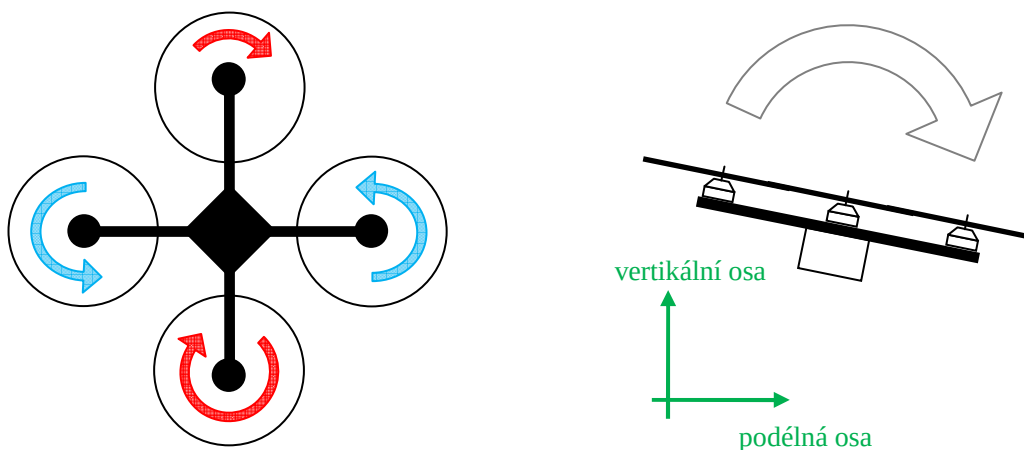
- naklopení (angl. pitch, něm. nick) – natočení kolem příčné osy
- naklonění (angl. roll) – natočení kolem podélné osy
- vybočení (angl. yaw) – natočení kolem svislé osy

- výška
- poloha X
- poloha Y

K tomu, abychom přesně znali stav kopteru, však potřebujeme také znát derivace těchto hodnot podle času (tj. translační a úhlové rychlosti ve všech osách). Stav kopteru je tedy popsán 12 stavovými veličinami.

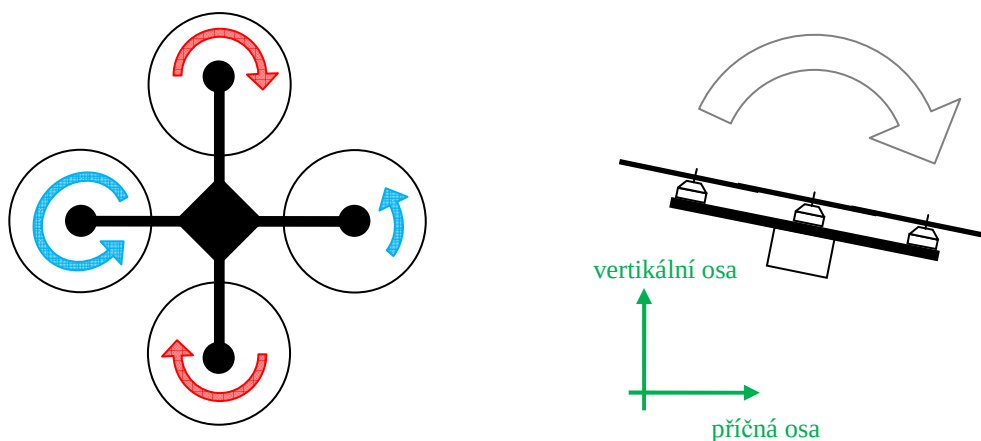
Řízení probíhá u kopterů následovně (uvažujeme quad-kopter popsáný výše):

Klopení (angl. *pitching*; má za následek změnu naklonění) se provádí změnou otáček předního a zadního rotoru. Pokud např. u předního rotoru snížíme otáčky a naopak u zadního je zvýšíme, začne nám na kopter v důsledku rozdílného tahu rotorů působit v příčné ose moment, což nám začne kopter naklápět dopředu. Důležité je to, že o kolik se zvýší otáčky jednoho rotoru, o tolik se musí snížit otáčky druhého motoru. To proto, že výsledný tah všech rotorů musí zůstat stejný, jinak by nám kopter začal klesat nebo stoupat. Navíc i změna rychlostí rotorů musí probíhat stejně rychle. To proto, že pokud začne některý rotor zrychlovat nebo zpomalovat, začne působit setrvačný moment vrtule a rotoru motoru, který působí ve svislé ose, a kopter by nám začal bočit, jak je uvedeno dále.



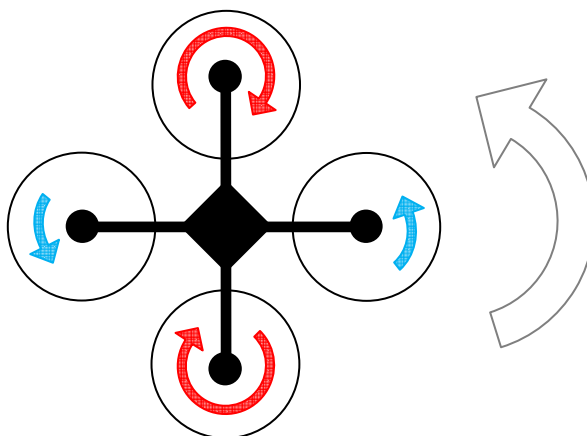
Obrázek 2: Princip klopení

Klonění (angl. *rolling*; má za následek změnu naklonění) probíhá stejným způsobem a za stejných podmínek jako klopení, pouze se k němu – jak z principu vyplývá – používá pravá a levá vrtule. Zvýší-li se otáčky levého rotoru, a o stejnou hodnotu se sníží otáčky pravého motoru, pak se kopter začne naklánět doprava. Obdobně pro opačný směr.



Obrázek 3: Princip klonění

Bočení (angl. yawing; má za následek změnu vybočení) se provádí změnou poměru otáček pravotočivých a levotočivých rotorů. V klidovém stavu se pravotočivé i levotočivé vrtule otáčejí stejně rychle. Jejich reakční momenty se tedy navzájem odečtou a kopter se neotáčí. Pokud však zvýšíme otáčky např. levotočivých rotorů a snížíme otáčky pravotočivých, jejich momenty se navzájem přesně neodečtou a moment, jež vznikne, začne kopterem bočit. Navíc je třeba dodržet to, že o kolik se zvýší otáčky rotorů točících se jedním směrem, o tolik se musí snížit otáčky rotorů točících se směrem opačným, aby nám kopter nezačal klesat nebo stoupat.



Obrázek 4: Princip bočení

Stoupání (má za následek změnu výšky) se uskutečňuje změnou otáček všech rotorů. Chceme-li stoupat, zvýšíme otáčky všech rotorů o stejnou hodnotu. Při klesání to platí obdobně.

Let (má za následek změnu polohy X a/nebo Y) se provádí nakloněním či nakloněním kopteru. Nakloníme-li kopter některým směrem, tah motorů nebude působit jen kolmo nahoru, ale „rozloží“ se do dvou směrů – kolmo dolů a na některou stranu. Např. naklopíme-li kopter dopředu, začne tah působit i dopředu a kopter nám začne zrychlovat směrem vpřed. A to tak dlouho, dokud se tah motoru (který s rostoucí rychlostí letu klesá) nevyrovná síle způsobené aerodynamickým odporem (která naopak s rostoucí rychlostí letu stoupá). Jakmile k tomu dojde, kopter již nebude dále zrychlovat, ale poletí konstantní rychlostí.

Je tedy patrné, že přestože je řízení kopterů jednodušší než řízení klasických vrtulníků, je stále poměrně složité. Podíváme-li se na kopter z hlediska teorie řízení, a bude-li nás zajímat jeho poloha, pak z výše uvedeného plyne, že kopter má jeden obor stavů, kdy se nachází na mezi stability (a to sice tehdy, nachází-li se ve vodorovném stavu s nulovou rychlostí letu) a ve všech ostatních stavech je nestabilní. To platí samozřejmě za ideálních podmínek, tj. ideální vyvážení a geometrie stroje, naprosto stejné tahy rotorů apod. Je zřejmé, že toto v reálném světě nikdy nenastane a lze tedy říct, že kopter bude vždy nestabilní. Je tedy třeba kopter vybavit vhodným řídicím systémem, jež nám kopter stabilizuje. A to zavedením zpětné vazby od některých (nebo nejlépe všech) stavových veličin (čím více jich použijeme, tím může být regulace kvalitnější). Tedy použití buďto jednoduchých regulátorů typu PI, PID nebo obdobných, nebo lépe stavových regulátorů. Vzhledem ke komplikovanosti soustavy lze uvažovat i o Fuzzy regulátorech nebo neuronových sítích [22].

2.2 Existující řešení (projekty)

2.2.1 MikroKopter

MikroKopter [12] je nekomerčním projektem německých autorů. Zabývají se vývojem řídicí elektroniky. Mechanická konstrukce vč. motorů, vysílače a jiného vybavení je ponechána na volbě uživatele. Řídicí systém se použité mechanické konstrukci přizpůsobí nastavením konstant regulátoru. Řídicí elektronika je modulární a skládá se z bloků FL-Ctrl, BL-Ctrl, Navi-Ctrl, MK-GPS, MK-MAG, MK-USB, EPI-OSD a napájecího modulu.

FL –Ctrl modul slouží k vlastnímu řízení a stabilizaci kopteru. K němu se připojují další bloky a radiový přijímač.

BL-Ctrl jsou moduly řízení motorů. Na jedné straně jsou (podobně jako ostatní moduly) připojeny k FL-Ctrl přes I²C sběrnici, a na druhé straně je každý z nich připojen k motoru. Na každý motor je tedy třeba jedna BL-Ctrl deska.

Navi-Ctrl je modul sloužící k navigaci. Do paměti kopteru pak můžeme uložit seznam bodů, tzv. way-pointů, které nám poté kopter proletí.

MK-GPS je modul sloužící k určení polohy pomocí GPS.

MK-MAG je deska kompasu.

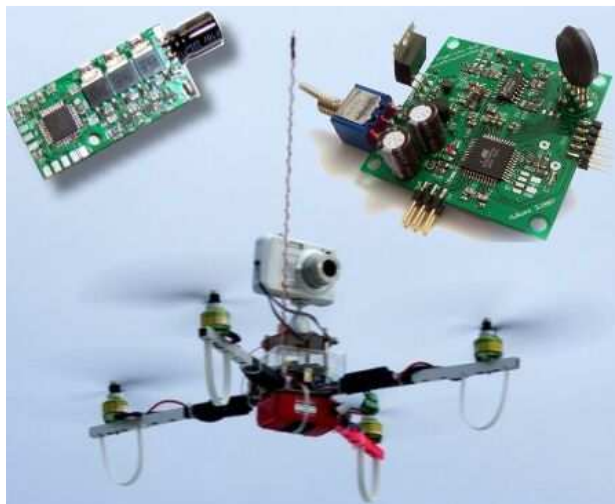
MK-USB slouží k připojení k PC a programování kopteru přes USB rozhraní.

EPI-OSD modul, pokud vybavíme kopter kamerou, umožňuje vkládat do videa z této kamery informace o stavu kopteru, jako např. aktuální náklon, výška či napětí baterie. Tato deska není přímo vyvíjena v rámci projektu MikroKopter, avšak často bývá v těchto strojích použita.

Napájecí modul, jak název vypovídá, slouží k napájení celého zařízení. K napájení se používá nejčastěji Li-Pol baterie o napětí 11,1 V a kapacitě několik tisíc mAh. Doba letu se pak – v závislosti na stylu letu a hmotnosti všech zařízení, jež kopter nese – pohybuje přibližně kolem 15 min.

Tyto desky modulů jsou uzpůsobeny k montáži nad sebe na střed rámu kopteru. Minimální letuschopná konfigurace je FL-Ctrl + BL-Ctrl + napájecí modul.

V rámci projektu jsou k dispozici zdrojové kódy. Použití softwaru i hardwaru je však vázáno na nekomerční použití. Navíc, přestože jsou k dispozici zdrojové kódy, a software je tedy možné různým způsobem modifikovat, je použití tohoto softwaru vázáno výhradě na HW projektu MikroKopter. Toto významným způsobem limituje otevřenost tohoto projektu. Cena kompletní řídicí elektroniky se pohybuje kolem 25 000,- Kč.



Obrázek 5: MikroKopter [12]

2.2.2 NanoKopter

NanoKopter [13] je projektem českého autora vycházející z projektu MikroKopter. Autor pouze pozměnil desku řídicího systému, která je kompaktnější než u MikroKopteru a obsahuje v sobě i 4 regulátory motorů a napájení. SW by měl být použit totožný jako v MikroKopteru. Lze tedy předpokládat, že autor nějakým způsobem vyřešil s autory MikroKopteru použití jejich SW na jeho HW. Cena této upravené desky je přibližně 12 000,- Kč.

2.2.3 DraganFly

DraganFly [10] je komerční projekt kanadské společnosti Draganfly Innovations Inc. Ta má v nabídce v současné době 2 koptery: DraganFlyer X4 a DraganFlyer X6. V roce 2010 se chystá uvést na trh modely DraganFlyer E4 a DraganFlyer X8.

DraganFlyer X4 je klasický kopter v „x“ konfiguraci (tj. diagonální rozmístění rotorů) s nosností 250 g. Jeho rozměry vč. vrtulí jsou 64,5 x 64,5 x 21 cm a váha 680 g. Rám je vyroben z uhlíkových vláken. Se základnovou stanicí komunikuje pomocí dvousměrně na radiové frekvenci 2,4 GHz. Jeho řídicí systém je vybaven 3 gyroskopy a 3 akcelerometry v MEMS provedení a jedním tlakovým senzorem. Zdrojové kódy k dispozici nejsou.

DraganFlyer X4 existuje v 6 různých provedeních:

- základní verze
- verze s HD kamerou

- verze s fotoaparátem
- verze pro záchranáře, policii a vojsko
- verze s infrakamerou
- verze s kamerou pro snímání za nízkého osvětlení

Jednotlivé verze se od sebe liší zejména neseným vybavením a mírně odlišným vybavením. Všechny verze, kromě základní, obsahují základnovou stanici a systém pro přenos obrazu z kopteru, pracující na frekvenci 5,8 GHz. U verze pro záchranáře, policii a vojsko je navíc tento systém čtyřnásobný (4 nezávislé antény), a obsahuje i video brýle. Základní verze stojí přibližně 8 500 USD. U ostatních verzí výrobce cenu neudává.

DraganFlyer X6 je šesti-rotorový kopter v provedení „Y“, tj. má tři ramena. Na každém ramenu jsou pak upevněny dva rotory pod sebou, přičemž všechny horní rotory se točí ve směru hodinových ručiček a spodní rotory proti směru. Viz. Obrázek 6.

Oproti modelu X4 je větší (91 x 85 x 25 cm), má větší nosnost (0,5 kg) a je vybaven GPS. Jeho konstrukční výhodou je také možnost „sbalit“ jej složením jeho ramen na rozměry 30 x 68 x 25 cm. Existuje ve stejných verzích jako model X4. Cena základní verze u tohoto modelu stojí 17 000 USD.



Obrázek 6: DraganFlyer X6 [10]

DraganFlyer X8 bude osmi-rotorový kopter v konfiguraci „X“, tj. rám se čtyřmi rameny opět se dvěma motory na každém ramenu. Tyto ramena budou opět skládací a nosnost tohoto modelu bude 1 kg. Cena zatím stanovena není.

DraganFlyer E4 by měl dle dostupných informací vycházet z modelu X4, měl by mít i stejnou nosnost. Jeho výhodou by měla být v otevřeném komunikačním rozhraní (open communication API), přes které by měli být dostupné letové parametry či některé

funkce řídicího systému. Výrobce proto očekává zejména zájem o tento model ze strany univerzit. Cena opět není zatím stanovena.

2.2.4 AR.Drone

AR.Drone [5] je výrobek firmy Parrot, jež se zabývá vývojem bezdrátových zařízení. Na trh by měl být uveden v roce 2010. Jde o malý quad-kopter v „x“ konfiguraci. Ovládá se pomocí iPhone přes WiFi. Vyroben je z uhlíkových vláken a plastu. Jeho rozměry jsou 45 x 29 cm a hmotnost je 360 g. Je možné však umístit kolem jeho rotorů ochranný rám, čímž však ale hmotnost vzrostla 400 g. Je vybaven 11,1 V LiPol baterií s kapacitou 1 000 mAh, na kterou dokáže létat 15 minut. Poté potřebuje asi 90 minut nabíjení.

Senzorový systém tvoří 3-osým akcelerometr, 2-osým gyroskop a 1-osým gyroskop se zvýšenou přesností v horizontální rovině. K určení výšky je použit ultrazvukový snímač s dosahem 6m, a pro přesnou stabilizaci v horizontální rovině je použita vysokorychlostní kamera s nízkým rozlišením (176 x 144 px, 60 fps, 64°), jež je otočená směrem dolů a snímá pohyb kopteru vzhledem k zemi. Dále je kopter vybaven širokoúhlou kamerou s VGA rozlišením (640 x 480 px, 15 fps, 93°), z níž se přenáší signál do iPhone. Jádrem systému tvoří procesor ARM9 RISC 32 pracující na 468 MHz se 128 MB RAM, na němž běží OS Linux.

Kopter je vybaven jednoduchou autonomní funkcí, kdy při ztrátě signálu sám přistane. Měl by mít také otevřené API rozhraní pro vývojáře. Cena zatím není stanovena. Podle odhadů by se ale měla pohybovat kolem 500 USD.



Obrázek 7: AR.Drone [5]

2.2.5 Shrediquette

Shrediquette [16] je nekomerční projekt německého autora Williama Thielickeho. Ten vyvíjí tri-koptery poměrně netradiční konstrukce. Ta spočívá v tom, že kopter má tři rotory, z nich dva se otáčejí jedním směrem a třetí druhým směrem. Aby se vykompenzoval jejich moment, je jeden ze dvou rotorů, točících se stejným směrem, na

ramenu mírně natočen. Tím jeho tah nepůsobí kolmo nahoru, ale mírně do boku, čímž vyrovnává moment těchto dvou rotorů oproti třetímu. Aby však bylo možné kopterem bočit, klonit a klopit, kdy se otáčky rotorů (a tedy i jejich momenty) mění, musí být toto natočení rotoru proměnné. Toho je dosaženo tím, že tento rotor i s motorem je umístěn na servomotoru, který s ním natáčí.

Řídicí elektronika má svou vlastní desku, k ní se připojuje komerčně vyráběná deska s procesorem Arduino Pro Mini [3] a senzorový systém. Ten se skládá ze 3 gyroskopů (ADXRS610) a dvouosého akcelerometru (ADXL320; není měřeno zrychlení ve svislé ose).

K ovládání motorů byly původně použity regulátory motorů řízené přes I²C z projektu MikroKopter, ale pro jejich velkou cenu (cca 40 EUR/kus) autor později navrhl modifikaci jiných levnějších regulátorů. Nakonec vytvořil vlastní převodník I²C na PWM, což umožňuje použití levných regulátorů řízených PWM. Jejich cena se pohybuje kolem 8 EUR za kus.

Zdrojový kód je volně přístupný a je napsán v BASCOM AVR. Cena kopteru se pohybuje kolem 8 000,- Kč.



Obrázek 8: Shrediquette [16]

2.2.6 AeroQuad

AeroQuad [4] je dalším nekomerčním projektem, vyvíjející řídicí elektroniku kopterů, s otevřeným kódem a postavený na platformě Arduino. Jako platformu lze použít Arduino Duemilanove nebo Arduino Mega. Veškerá ostatní elektronika je k ní připojena. Jako senzorů využívá 3-osý akcelerometr ADXL335 a 2-osý gyroskop IDG500 a 2-osý gyroskop IXZ-500 (měření klopení je zdvojeno). K řízení motorů lze použít standardních regulátorů, jež budou řízeny přímo přes PWM, a to s rychlostí

změny signálu až 400 Hz. Ke stabilizaci je použito PID regulátorů. Cena se pohybuje kolem 300 USD.



Obrázek 9: AeroQuad [4]

2.2.7 NG.UAVP

NG.UAVP [14] je další z nekomerčních projektů. Je vyvíjen poměrně širokým kolektivem autorů. Vychází ze staršího projektu UAVP. Oproti němu je však vybaven výkonným hlavním řídicím mikroprocesorem ARM7. Řídicí elektronika se skládá z desky senzorů a desky řídicího systému. (Viz. Obrázek 10)

Na desce senzorů se nacházejí 3 gyroskopy MLX90609, tříosý akcelerometr LIS3LV02DQ a tlakový senzor pro určování výšky LT1763. Deska je také vybavena rozhraním pro připojení GPS modulu.

Deska řídicího systému spolu s deskou s mikroprocesorem slouží k připojení radiového přijímače, umožňuje přes I²C připojení regulátorů motorů a také až 5 uživatelských servomotorů.

V rámci projektu bohužel zatím nejsou k dispozici zdrojové kódy, i když podle vyjádření jednoho z autorů by v blízké době měly být zveřejněny zdrojové kódy starší verze řídicího systému. Poměrně nízká je cena desek řídicího systému, jež se pohybuje kolem 35 EUR (pouze desky, bez součástek).



Obrázek 10: Řídicí elektronika NG.UAVP [14]

2.2.8 ArduIMU Quad

ArduIMU Quad [6] je zajímavým projektem Jose Julia vyvíjející kopter s otevřeným kódem. A to zejména tím, že se u něj - na rozdíl od ostatních kopterů – všechny rotory točí stejným směrem. To umožňuje použít levnějších vrtulí (neboť vrtule s „opačným“ směrem otáčení bývají dražší). Využívá se „+“ konstrukce. Aby se vykompenzoval vliv momentu od vrtulí, jsou dva z rotorů oproti ostatním natočeny napevno v úhlu 6° .

Elektronika je postavena na platformě ArduIMU [7], což je platforma vyvíjená Jordim Muñozem založená na Arduino platformě. Ta obsahuje procesor Atmega328, 3-osý akcelerometr ADXL335, 2-osý gyroskop LPR530AL (k měření klopení a klonění) a 1-osý gyroskop LY530ALH (k měření bočení). Motory jsou opět řízeny přímo přes PWM, avšak s poměrně nízkou frekvencí změny signálu - 125 Hz. Ke stabilizaci je opět použito PID regulátorů. Výhodou je opět nízká cena – cena desky ArduIMU se pohybuje kolem 100 USD.

Na platformě Arduino lze nalézt i další postavené koptery, např. Quarduino-ng [17] či Caspiquad [9]. Na ostatních platformách pak např. Osiworx [15], ARM-o-Kopter [8] či HB-Kopter [11].

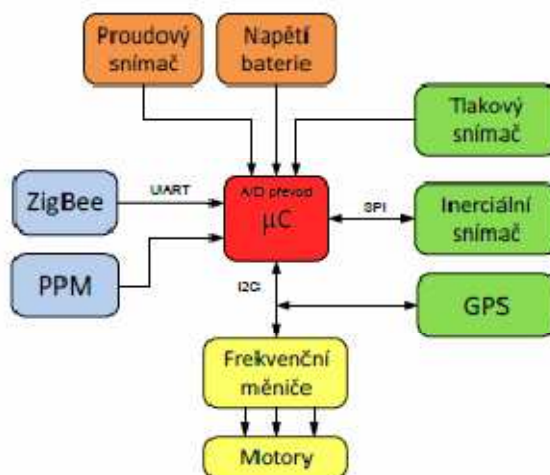
2.2.9 Quadrocopter vyvíjený na UAMT FEKT VUT v Brně

Na Ústavu automatizace a měřicí techniky na Fakultě elektrotechniky a komunikačních technologií Vysokého učení technického v Brně je vyvíjen čtyř rotorový kopter vlastní konstrukce. Vlastního návrhu je i deska řídicí elektroniky.



Obrázek 11 Kopter vyvíjený na UAMT FEKT VUT v Brně [21]

Řídicí systém je postaven na mikroprocesoru ATmega16. V senzorickém subsystému je použita jednotka pro inerciální navigaci ADIS16405. Ta obsahuje tříosý gyroskop, tříosý akcelerometr a tříosý magnetometr. Senzory v jednotce jsou vyrobeny technologií MEMS a jsou již továrně kalibrovány. Jednotka také disponuje jejich teplotní kompenzací. Kopter je dále vybaven snímačem tlaku používaným jako výškoměr. Pro řízení motorů je použito frekvenčních měničů z projektu MikroKopter. K dálkovému řízení kopteru je použito modelářské vysílačky. Letová data pak lze přenášet do pozemní stanice přes rozhraní ZigBee. K řídicímu systému je vyvíjena i deska navigace GPS. Schéma řídicího systému je na obrázku 12.



Obrázek 12 Schéma řídicího systému kopteru [26]

2.3 Výběr platformy

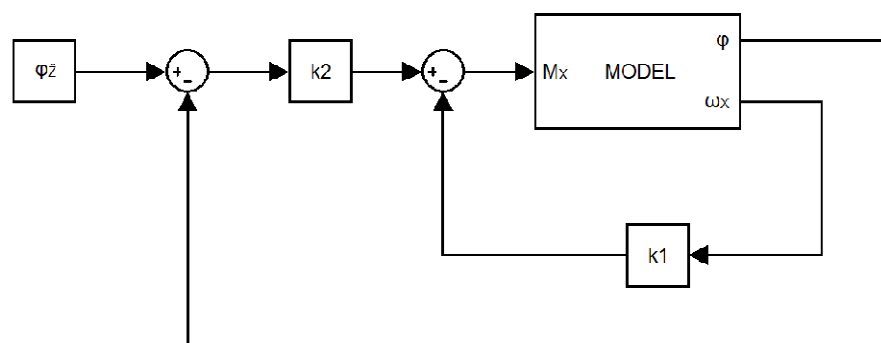
Z uvedených platforem bylo jako nejvhodnější řešení zvoleno použití kopteru vyvíjeného na UAMT FEKT VUT v Brně. Platforma se vyznačuje dobrou mechanickou konstrukcí s výkonnými motory a vrtulemi. Z toho plyne relativně velká nosnost kopteru, což je výhodné vzhledem k možnosti osazení kopteru kamerou či jiným vybavením. Deska řídicí elektroniky je také poměrně dobře navržena a je k ní k dispozici veškerá dokumentace. Jako plus se také jeví použití inerciální navigační jednotky ADIS16405, která již obsahuje veškeré potřebné senzory. V neposlední řadě je také výhodou možnost blízké spolupráce s tvůrci kopteru.

Nevýhodou tohoto kopteru je použitý řídicí systém. Kopter je sice stabilizován, ovšem stabilizace není příliš kvalitní (kopter s sebou poměrně hází) a pro použití kopteru jako např. nosiče pro kameru je téměř nepoužitelná. Navíc kopter je stabilizován pouze podél os x a y , tj. je stabilizováno jen klopení a klonění. Operátor sám musí za pomoci řídicích povelů z vysílačky udržet kopter na místě.

Je tedy třeba navrhnout kvalitnější řídicí systém - a to takový, který by dokázal zajistit jednak plynulejší stabilizaci, a jednak dokázal udržet kopter na místě. Tj. řídit nejen klopení a klonění, ale i bočení a polohu v prostoru.

3 NÁVRH ŘÍDICÍHO SYSTÉMU

Stávající řešení stabilizace spočívá v použití P-regulátorů s pomocnou regulovanou veličinou. A to jednoho pro klopení a jednoho pro klonění. Schéma implementované regulační smyčky pro osu x (klonění) je na obrázku 13. Konstanty $k_1 = 0,4$ a $k_2 = 2,2$ byly určeny experimentálně.



Obrázek 13 Schéma původní řídicí smyčky pro jednu osu [21]

Při návrhu nového řídicího systému můžeme vycházet z toho, že kopter je vybaven inerciální navigační jednotkou. Ta nám poskytuje informace o úhlových rychlostech a lineárních zrychleních. A dále pak také o natočení vůči magnetickému poli země. Z těchto dat můžeme získat většinu stavových proměnných kopteru [20]. Díky tomu je zde možné s výhodou použít stavového regulátoru. Ten by měl principiálně dosahovat lepších výsledků, neboť bere v potaz více proměnných (všechny) než stávající řešení s P-regulátory.

Abychom však mohli tento regulátor navrhnout, je třeba nejdříve sestavit matematický model kopteru.

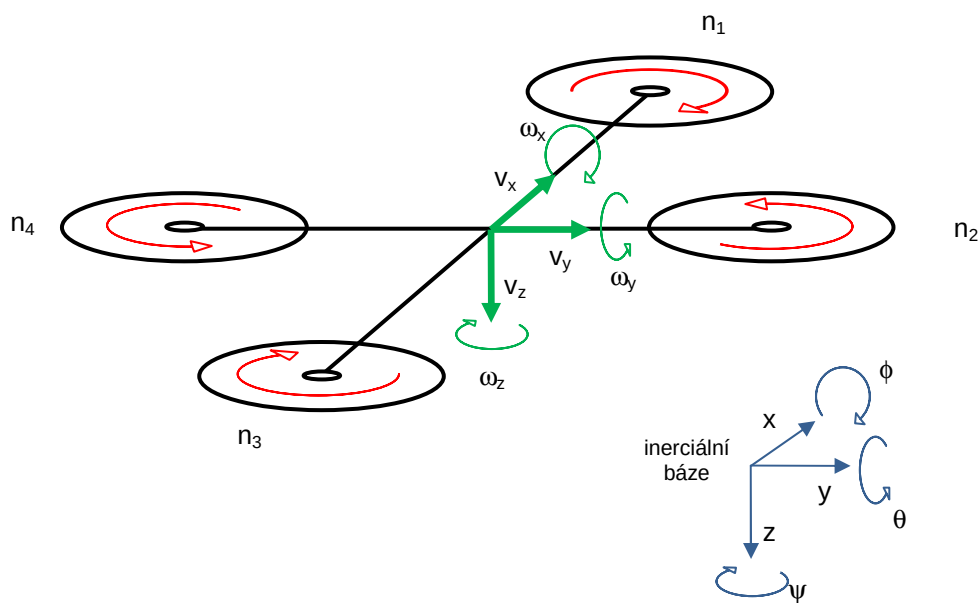
3.1 Matematický model kopteru

Při vytváření matematického modelu je třeba si definovat stavové proměnné, tj. proměnné, kterou budou určovat stav kopteru. Jak bylo uvedeno, jsou to úhlové rychlosti, úhly, zrychlení a poloha.

Dále je třeba si uvědomit, že zde existují 2 báze (souřadné systémy): báze robota a inerciální báze (báze země).

Souřadný systém báze robota je pevně spjat s rámem kopteru. Jeho počátek je v těžišti robota. Osa x směřuje podél předního ramena kopteru, osa y podél pravého ramene a osa z směřuje dolů (viz. obrázek 14).

Souřadný systém země je pevně spjat se zemí a orientace jeho os je ve výchozím stavu (kopter není otočen vůči zemi) stejná jako orientace os kopтеру (osa z směřuje dolů).



Obrázek 14 Definice stavových proměnných a bází

Je tedy třeba vhodně zvolit, v jaké bázi budeme veličiny určovat. Jako nejlepší řešení bylo vybráno určování rychlostí (úhlových i posuvných) v bázi robota a určování polohy a natočení v inerciální bázi. Definováním obou druhů rychlostí v bázi robota nám umožňuje použít rovnice popisující dynamiku robota v relativně jednoduché formě. Dále také údaje ze senzorů jsou také vztaženy k této bázi. Nevýhodou je, že je třeba do této báze přepočítat gravitační sílu, jež je logicky vztažena k bázi země. Polohy a natočení je vhodné určit v bázi země proto, že budeme chtít znát polohu kopтеру vůči zemi.

Stavové proměnné tedy budou:

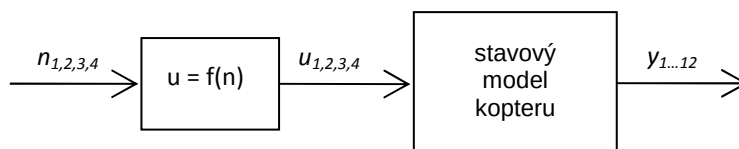
V bázi robota:

- ω_x – úhlová rychlost v ose x robota
- ω_y – úhlová rychlost v ose y robota
- ω_z – úhlová rychlost v ose z robota
- v_x – rychlost v ose x robota
- v_y – rychlost v ose y robota
- v_z – rychlost v ose z robota

V inerciální bázi:

- ϕ - natočení v ose x země (naklonění, roll)
- θ - natočení v ose y země (naklopení, pitch)
- ψ - natočení v ose z země (vybočení, yaw)
- x – poloha v ose x země
- y – poloha v ose y země
- z – poloha v ose z země

Dále si definujeme vstupní proměnné. Jak bylo uvedeno, kopter budeme řídit změnou otáček rotorů. Matematický model kopteru si rozdělíme na 2 části – část popisující motory a část popisující samotný kopter. Toto rozdělení nám umožní kvalitnější linearizaci modelu, jak bude ukázáno v kapitole 3.2.5. Krom toho stavové rovnice pak budou mít jednodušší tvar.



Obrázek 15 Rozdělení modelu kopteru

První část nám bude provádět transformaci mezi otáčkami motorů a silami a momenty, kterými vrtule na kopter působí. Ty si označíme jako u_1, u_2, u_3, u_4 a budou vstupy do druhé části modelu. Jejich význam bude následující:

- u_1 - moment v ose x způsobený rozdílem tahů rotorů 2 a 4
- u_2 - moment v ose y způsobený rozdílem tahů rotorů 1 a 3
- u_3 - moment v ose z způsobený rozdílem reakčních momentů rotorů točících se v protisměru
- u_4 - síla v ose z vyvolaná součtem tahů všech rotorů

Matematicky vyjádřeno:

$$u_1 = -F_{T2} \cdot l + F_{T4} \cdot l \quad (3.1)$$

$$u_2 = F_{T1} \cdot l - F_{T3} \cdot l$$

$$u_3 = -M_{R1} + M_{R2} - M_{R3} + M_{R4}$$

$$u_4 = F_{T1} + F_{T2} + F_{T3} + F_{T4}$$

kde $F_{T1,2,3,4}$... tahová síla rotorů 1, 2, 3 a 4

$M_{R1,2,3,4}$... reakční moment od rotorů 1, 2, 3 a 4

l ... délka ramene kopřeru

(Vztahy mezi tahy rotorů, jejich reakčními momenty a otáčkami jsou odvozeny v kapitole 3.2.)

Při vytváření stavových rovnic vyjdeme z [18], [19] a [23]. Rovnice popisující dynamiku vzhledem ke stavovým proměnným jsou následující:

Otáčivý pohyb v jednotlivých osách, je-li rozložení hmotností kolem těchto os rovnoměrné (což je v našem případě splněno):

$$I_{xx} \dot{\omega}_x = (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z + M_x \quad (3.2)$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y = (I_{zz} - I_{xx}) \omega_x \omega_z + M_y$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z = (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y + M_z$$

kde I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} , ... momenty setrvačnosti v jednotlivých osách

M_x, M_y, M_z ... momenty vnějších sil působící v jednotlivých osách

Translační pohyb v jednotlivých osách:

$$m \dot{v}_x = m \omega_z v_y - m \omega_y v_z + F_x \quad (3.3)$$

$$m \dot{v}_y = m \omega_x v_z - m \omega_z v_x + F_y$$

$$m \dot{v}_z = m \omega_y v_x - m \omega_x v_y + F_z$$

kde $F_x, F_y, F_z \dots$ vnější síly působící v jednotlivých osách

Rovnice transformace úhlových a posuvných rychlostí z báze robota do inerciální báze pak jsou následující [23]:

$$\dot{\phi} = \omega_x + \omega_y \sin \phi \tan \theta + \omega_z \cos \phi \tan \theta \quad (3.4)$$

$$\dot{\theta} = \omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi$$

$$\dot{\psi} = \omega_y \frac{\sin \phi}{\cos \theta} + \omega_z \frac{\cos \phi}{\cos \theta}$$

$$\dot{x} = v_z (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \cos \psi \sin \theta) - v_y (\cos \phi \sin \psi - \cos \psi \sin \phi \sin \theta) + v_x \cos \theta \cos \psi$$

$$\dot{y} = v_y (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) - v_z (\cos \psi \sin \phi - \cos \phi \sin \theta \sin \psi) + v_x \cos \theta \sin \psi$$

$$\dot{z} = v_z \cos \phi \cos \theta - v_x \sin \theta + v_y \cos \theta \sin \phi$$

Transformace tíhové síly z inerciální báze do jednotlivých os v bázi robota:

$$G_x = -mg \sin \theta \quad (3.5)$$

$$G_y = mg \cos \theta \sin \phi$$

$$G_z = mg \cos \theta \cos \phi$$

Z rovnic rotačního pohybu (3.2) vyjádříme derivaci stavových proměnných a za momenty vnějších sil pak dosadíme klopné momenty od vrtulí. Tedy za moment vnějších sil M_x dosadíme u_1 , za moment M_y u_2 a za moment M_z u_3 . Dojdeme k rovnicím:

$$\dot{\omega}_x = \frac{u_1 + (I_{yy} - I_{zz})\omega_y \omega_z}{I_{xx}} \quad (3.6)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{u_2 + (I_{zz} - I_{xx})\omega_x \omega_z}{I_{yy}}$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{u_3 + (I_{xx} - I_{yy})\omega_x \omega_y}{I_{zz}}$$

Z rovnic translačního pohybu (3.3) opět vyjádříme derivaci stavových proměnných. Za síly F_x , F_y a F_z pak dosadíme složky tíhového zrychlení v těchto osách (G_x , G_y , G_z). V ose F_z pak ještě navíc řídící vstup u_4 – tah vrtulí. Rovnice pro translační pohyb pak jsou následující (v osách x a y se nám vykrátí m):

$$\dot{v}_x = \omega_y v_z + \omega_z v_y - g \sin \theta \quad (3.7)$$

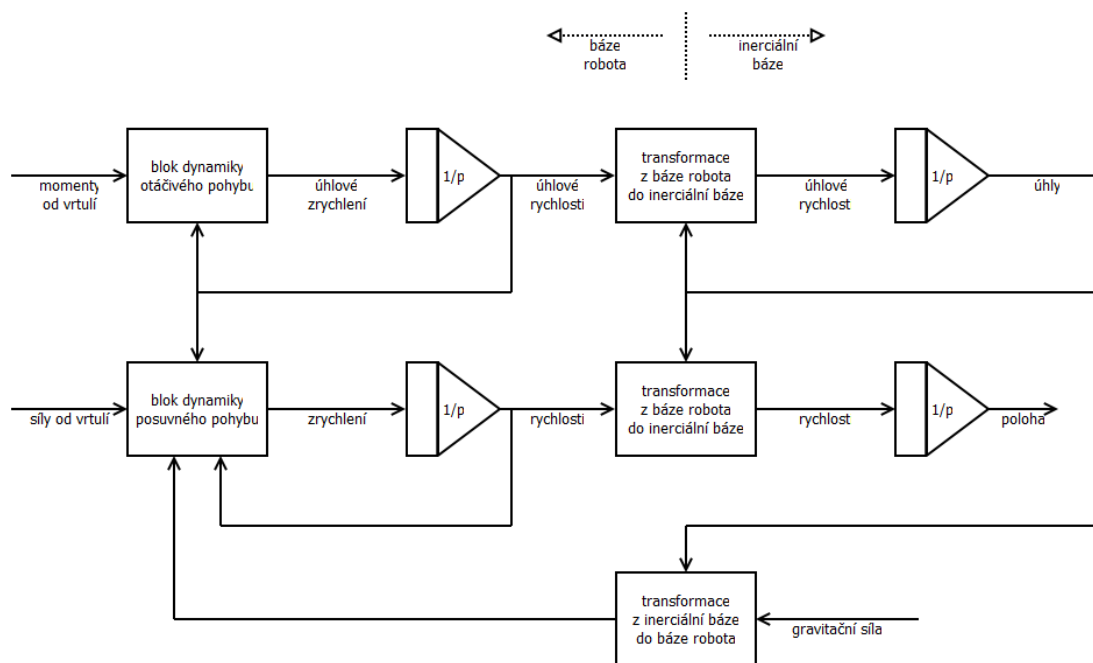
$$\dot{v}_y = \omega_x v_z + \omega_z v_x + g \cos \theta \sin \phi$$

$$\dot{v}_z = \frac{m\omega_x v_y + m\omega_y v_x + mg \cos \theta \cos \phi - u_4}{m}$$

Rovnice 3.4, 3.6 a 3.7 nám nyní dohromady tvoří stavové rovnice našeho modelu.

Blokové schéma tohoto modelu je pak uvedeno na Obrázek 16. Blok dynamiky otáčivého pohybu tvoří rovnice 3.6. Blok dynamiky posuvného modelu rovnice 3.7. Transformaci úhlových a posuvných rychlostí z báze robota do inerciální báze vyjadřují rovnice 3.4. Transformaci gravitační síly do báze robota popisují rovnice 3.5. Schéma systému provedené v MATLAB Simulinku je v příloze A a na přiloženém CD.

Při letu kopteru se však krom uvedených závislostí uplatní i další faktory. Těmi jsou gyroskopický efekt rotorů a dynamika rotorů. Při pohybu pak ještě navíc rozdílná rychlost obtékání lopatek rotorů v různých jeho částech - v části rotou, na jehož straně se pohybují lopatky rotoru souhlasně se směrem pohybu kopteru, jsou tyto obtékány vzduchem rychleji, než v části, kde se lopatky pohybují do protisměru pohybu. To se projevuje nestejným tahem v jednotlivých částech rotoru, čímž vzniká parazitní moment. A také efekt, kdy je vzduch na část rotoru, jež leží ve směru pohybu kopteru „natlačován“, kdežto z opačné části rotoru je vzduch „odebírán“. Toto se projevuje opět parazitním momentem. Vzhledem k předpokládaným nízkým rychlostem pohybu kopteru však tyto vlivy zanedbáme. Stejně tak zanedbáme gyroskopický efekt vrtulí, neboť jak bylo uvedeno, rotory se točí v protisměru, čímž se tento efekt neguje. Projeví se však při rozvážení jednotlivých otáček rotorů – tedy při manévrování. Ovšem vzhledem k relativně nízkým rozdílům otáček a nízké hmotnosti rotorů zanedbáme i tento vliv. Lze předpokládat, že z výše uvedených vlivů se nezanedbatelným vlivem projeví pouze dynamika rotorů.



Obrázek 16 Blokové schéma matematického modelu

3.2 Určení parametrů modelu

Pokud máme vytvořený model, je třeba určit neznámé parametry modelu. V našem případě je to hmotnost kopteru, délka ramene, setrvačnosti kolem jednotlivých os a konstanty tahu a reakčního momentu vrtule.

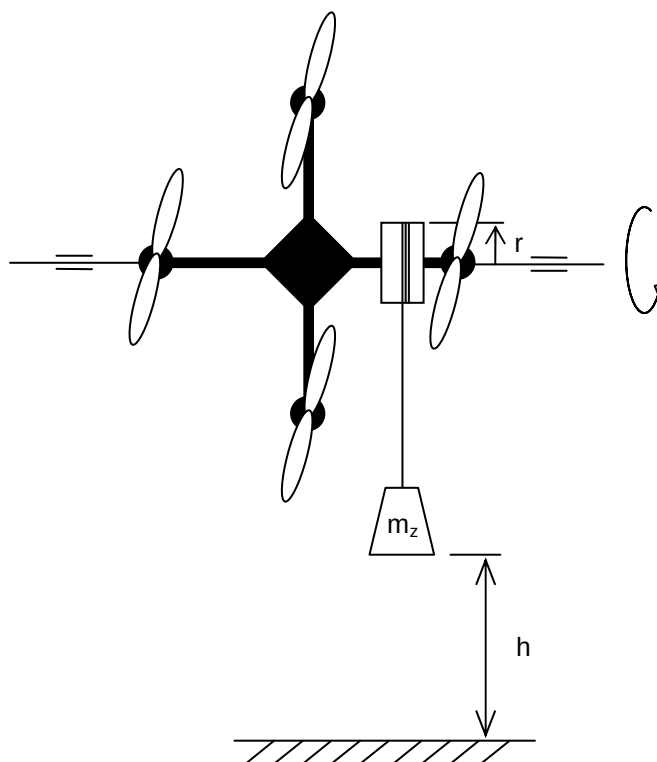
3.2.1 Hmotnost a rozměry

Hmotnost kopteru (vč. baterií) zjištěná zvážením je $m = 815 \text{ g}$.

Délka ramene činí $l = 0,21 \text{ m}$.

3.2.2 Momenty setrvačnosti

Setrvačnosti kolem jednotlivých os byly zjištěny následujícím způsobem: Kopter byl umístěn tak aby se mohl volně otáčet kolem osy x (Obrázek 17).



Obrázek 17 Princip určení momentu setrvačnosti kopteru

Na rameno kopteru v ose x byl umístěn buben o poloměru r . Na ten byl navinut provázek, na jehož konci bylo umístěno závaží o hmotnosti m_z . Závaží poté bylo

spuštěno z výšky h , což způsobilo roztočení kopteru. Byl pak změřen čas t , za který závaží kleslo z této výšky na zem. Setrvačnost kolem osy x pak vypočteme [25]:

$$I_{xx} = \frac{r^2 m g t^2}{2h} \quad (3.8)$$

Vypočtený moment setrvačnosti kolem osy x je $I_{xx} = 0,15 \text{ kg.m}^2$.

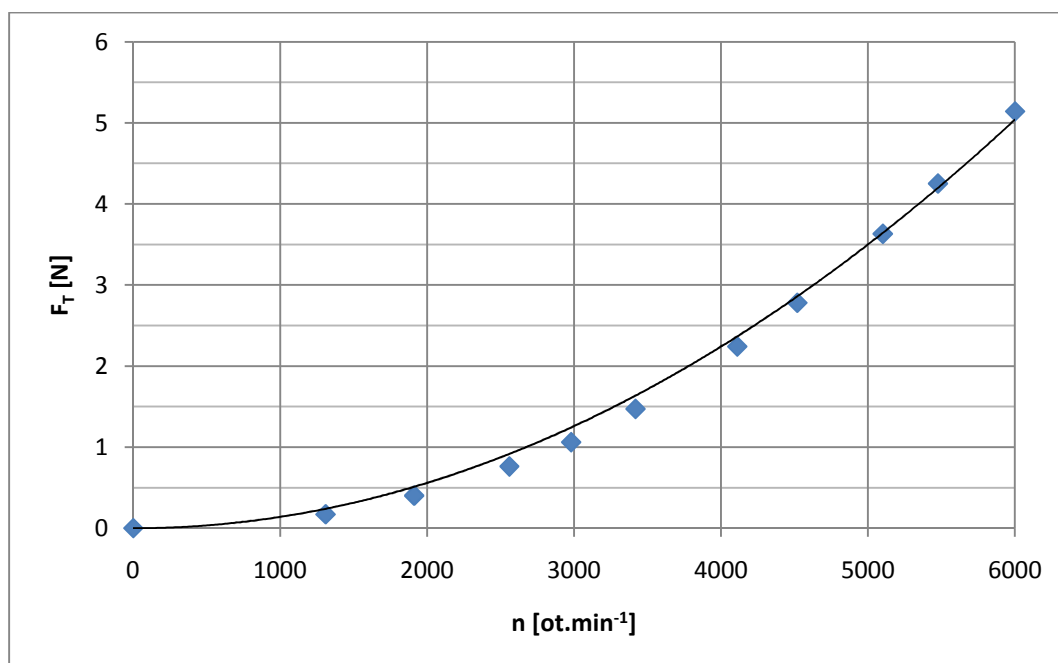
Vzhledem k tomu, že kopter je v ose x a y souměrný, setrvačnost I_{yy} bude stejná. Setrvačnost kolem osy z byla odhadnuta podle rozložení hmotností na kopteru, a to jako $I_{zz} = 0,22 \text{ kg.m}^2$.

3.2.3 Tah vrtulí

Vztah mezi otáčkami a tahem vrtulí lze vyjádřit pomocí kvadratické funkční závislosti [18], [19]:

$$F_T = k_T n^2 \quad (3.9)$$

Koeficient k_T byl určen z tabulky naměřených hodnot tahu v závislosti na otáčkách pro daný typ vrtulí, jež je uvedena v [21]. Naměřené hodnoty byly vyneseny do grafu (Graf 1). Po proložení křivkou je zjištěná hodnota $k_T = 0,14 \cdot 10^{-6} \text{ N.ot.min}^{-2}$.

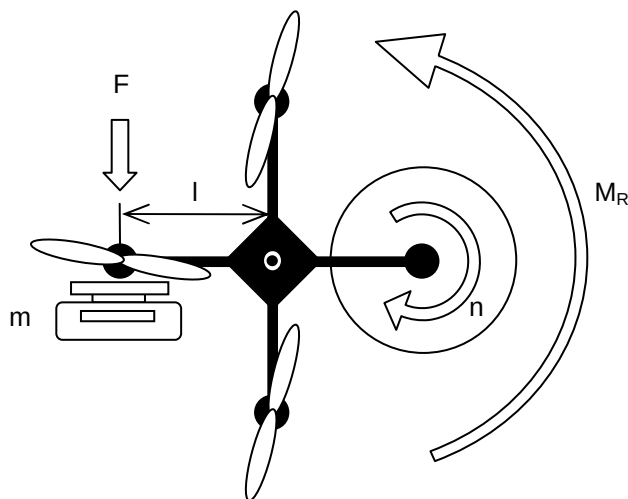


Graf 1 Závislost tahu vrtule na otáčkách

3.2.4 Reakční moment vrtulí

Reakční moment vrtule, tedy moment, jímž působí vrtule na kopter v protisměru svého otáčení, je podle [18] a [19] lineárně závislý na otáčkách, kdežto [23] a [24] předpokládají závislost kvadratickou. Provedeným měřením bylo zjištěno, že závislost je (pro danou vrtuli) kvadratická.

Měření probíhalo následujícím způsobem: Kopter byl upevněn do přípravku tak, aby se mohl volně otáčet kolem své osy z , a jedno z ramen bylo umístěno nad digitální váhu. Rotor na protilehlém ramenu poté byl roztočen na otáčky n , čímž začal působit na kopter reakčním momentem M_R . Rameno délky l pak na váhu působí silou F , jež způsobí na váze výchylku odpovídající hmotnosti m (Obrázek 18).



Obrázek 18 Princip měření reakčního momentu vrtule

Reakční moment tedy vypočteme ze vztahu:

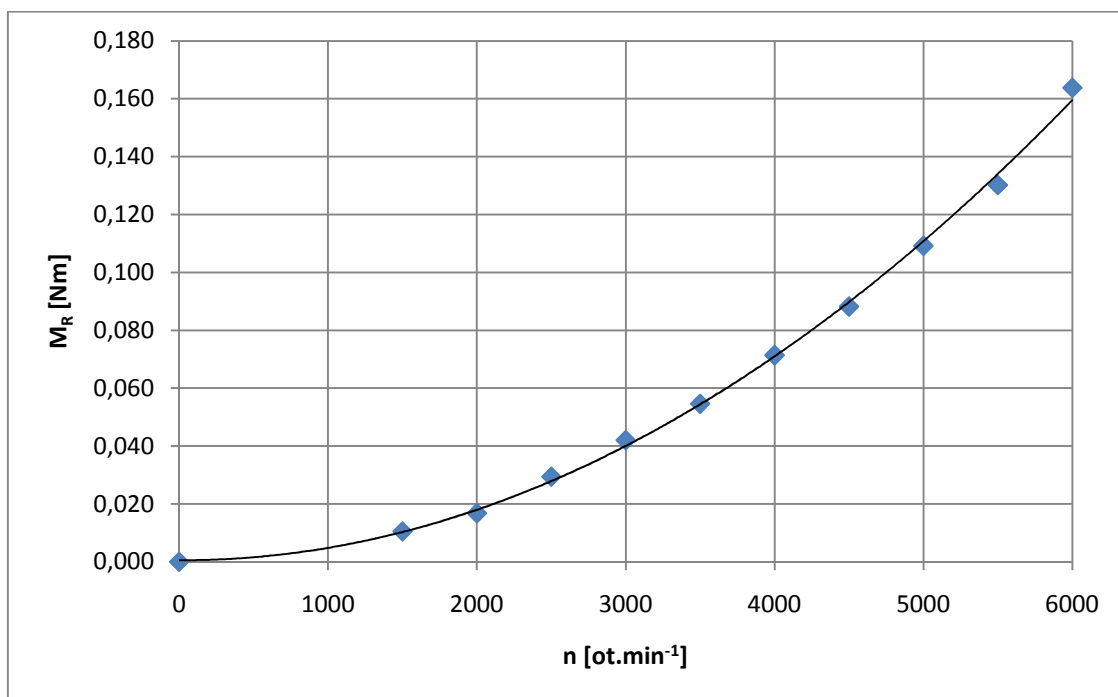
$$M_R = 10 \cdot l \cdot m \quad (3.10)$$

Takto získaná data (Tabulka 1) jsou uvedena v grafu 2. Z něj je zřejmé, že závislost je kvadratická. Vyjádříme ji pomocí funkční závislosti:

$$M_R = k_M n^2 \quad (3.11)$$

otáčky	m	M _R
[ot.min ⁻¹]	[g]	[Nm]
0	0	0,000
1500	5	0,011
2000	8	0,017
2500	14	0,029
3000	20	0,042
3500	26	0,055
4000	34	0,071
4500	42	0,088
5000	52	0,109
5500	62	0,130
6000	78	0,164

Tabulka 1 Závislost reakčního momentu na otáčkách



Graf 2 Závislost reakčního momentu vrtule na otáčkách

Zjištěná hodnota $k_M = 4,6 \cdot 10^{-9} \text{ Nm/ot.min}^{-2}$.

3.2.5 Dynamika rotorů

Jak bylo uvedeno, lze předpokládat, že na kopтеру se uplatní dynamika motorů. Tedy to, že rotory nekopírují přesně požadavky na otáčky, nýbrž vzhledem ke svoji hmotnosti mají dynamiku. Pro její určení byla změřena odezva rotoru na jednotkový skok.

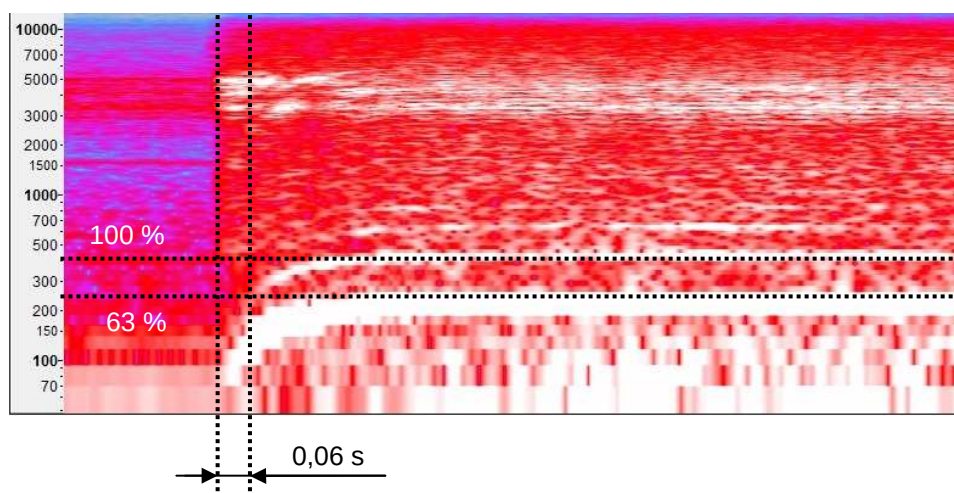
Rotor byl roztočen na otáčky 1500 ot.min^{-1} a poté na něj byl přiveden požadavek na skokovou změnu otáček na 6000 ot.min^{-1} . Z tohoto měření byl pořízen záznam zvuku, jenž vrtule rotoru způsobuje. Ten byl poté zpracován v programu Audacity, kde z něj byl vytvořen spektrogram (viz. obrázek 19). Ten nám zobrazuje, jaké složky spektra se v signálu v daný čas nachází.

Frekvenci způsobovanou rotující vrtulí lze spočítat ze vztahu:

$$f = \frac{n \cdot i}{60} \quad (3.12)$$

Kde f je hledaná frekvence nebo její násobky, n jsou otáčky za minutu a i je počet listů vrtule. Použitým dvoulistým vrtulím a otáčkám 6000 ot.min^{-1} odpovídá frekvence 200 Hz . Ve spektrogramu je možné snadno najít čáru nabíhající na její dvojnásobek – 400 Hz . Z jejího průběhu pak můžeme lehce určit časovou konstantu rotorů. Například tak, že budeme sledovat, kdy dosáhne 63% maximální hodnoty. Z otáček 1500 ot.min^{-1} (čemuž odpovídá 100 Hz) dosáhne této hodnoty za $0,06 \text{ s}$. Časová konstanta je tedy $0,06 \text{ s}$. Dynamiku budeme považovat za přenos 1. řádu.

Tuto dynamiku zanedbáme při vytváření linearizovaného modelu pro návrh regulátoru, ovšem začleníme ji do modelu implementovaného v MATLAB Simulinku, na němž budeme ověřovat navržený regulátor.

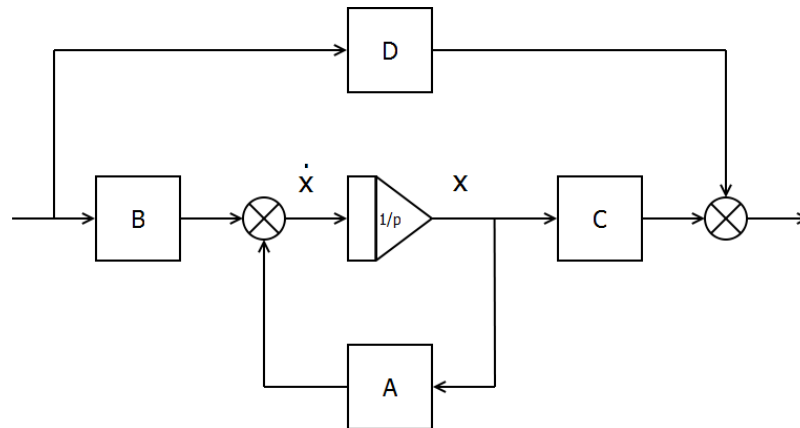


Obrázek 19 Spektrogram zvuku rotoru

3.3 Linearizace

3.3.1 Linearizace stavového modelu

Pro návrh stavového regulátoru je třeba určit matice **A**, **B**, **C** a **D** systému. Schéma systému popsaného těmito maticemi je na obrázku 20.



Obrázek 20 Stavové schéma systému

x značí stavové proměnné, $\dot{x}$ pak jejich derivaci. Matice **B** je matice přímých vazeb, tedy přenos mezi vstupy systému a vnitřními stavy. Matice **A** se nazývá maticí zpětných vazeb, matice **C** výstupní matice a matice **D** matice přímých vazeb. Abychom však mohli tyto matice určit, je třeba mít systém popsáný pomocí lineárních stavových rovnic. Protože v našem případě je však systém nelineární, je třeba ho linearizovat v okolí pracovního bodu – tedy bodu, v jehož okolí můžeme chování systému pro malé výchylky považovat za lineární. Jako pracovní bod byl zvolen vis na místě ve vzduchu. Tedy veškeré stavové proměnné rovny nule.

Aby se však udržel kopter ve vzduchu v tomto stavu, je však třeba, aby tah rotorů právě vyrovnával gravitační sílu, která na kopter vždy působí. Dojdeme tedy k rovnici

$$4 F_T = m g \quad (3.13)$$

F_T jednoho rotoru se tedy musí rovnat

$$F_T = \frac{m g}{4} \quad (3.14)$$

$$F_T = \frac{0,815 \cdot 9,81}{4} N$$

$$F_T = 2,00 N$$

Z rovnice 3.9 si pak můžeme vyjádřit, jakým otáčkám tato síla odpovídá (označme je jako n_0):

$$n_0 = \sqrt{\frac{F_T}{k_T}} \quad (3.15)$$

$$n_0 = \sqrt{\frac{2,00}{0,14 \cdot 10^{-6}}} \text{ ot. min}^{-1}$$

$$n_0 = 3780 \text{ ot. min}^{-1}$$

Kopter tedy musí k tomu, aby visel ve vzduchu – tedy byl v pracovním bodu – mít otáčky všech čtyř rotorů rovny n_0 .

Pokud toto splníme, pak můžeme linearizovat všechny rovnice v okolí navrženého pracovního bodu. To provedeme tak, že spočítáme parciální derivace všech stavových rovnic (rovnice 3.4, 3.6 a 3.7). Dostaneme následující soustavu 12 lineárních stavových rovnic:

$$\dot{\omega}_x = \frac{1}{I_{xx}} u_1 \quad \dot{\phi} = \omega_x \quad (3.16)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{1}{I_{yy}} u_2 \quad \dot{\theta} = \omega_y$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{1}{I_{zz}} u_3 \quad \dot{\psi} = \omega_z$$

$$\dot{v}_x = -g\theta \quad \dot{x} = v_x$$

$$\dot{v}_y = g\phi \quad \dot{y} = v_y$$

$$\dot{v}_z = u_4 \quad \dot{z} = v_z$$

Dále si rozšíříme stavový popis systému o jednu veličinu. A tou bude integrál polohy (po připojení regulátoru půjde vlastně o odchylku) v ose z . Tato úprava nám pomůže dosáhnout nulové ustálené odchylky v této ose, v níž nám působí gravitační zrychlení. Stavová rovnice pro tento nový stav – označme si jej jako Iz – tedy bude vypadat:

$$\dot{Iz} = z \quad (3.17)$$

Přepíšeme-li rovnice 3.16 a 3.17 do maticového tvaru, a dosadíme-li za I_{xx} , I_{yy} a I_{zz} hodnoty zjištěné v kapitole 3.2.2, dostaneme následující matice:

Matice A:

(w značí ω , fi ϕ , the θ , psi ψ):

	wx	wy	wz	vx	vy	vz	fi	the	psi	x	y	z	Iz
wx	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
wy	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
wz	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
vx	0	0	0	0	0	0	0	-9.81	0	0	0	0	0
vy	0	0	0	0	0	0	9.81	0	0	0	0	0	0
vz	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
fi	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
the	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
psi	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
x	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
y	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
z	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
Iz	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0

Matice B:

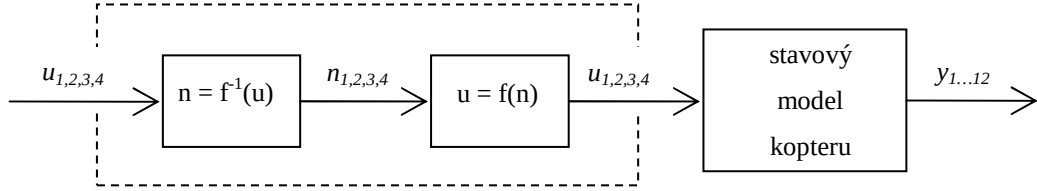
	u1	u2	u3	u4
wx	6.667	0	0	0
wy	0	6.667	0	0
wz	0	0	4.545	0
vx	0	0	0	0
vy	0	0	0	0
vz	0	0	0	-1.227
fi	0	0	0	0
the	0	0	0	0
psi	0	0	0	0
x	0	0	0	0
y	0	0	0	0
z	0	0	0	0
Iz	0	0	0	0

Matice **C** bude jednotková matice (stavy systému budou zároveň jeho výstupy) a matice **D** bude nulová (není zde žádná přímá vazba mezi vstupy a výstupy).

3.3.2 Vztah mezi otáčkami, tahy a reakčními momenty rotorů

Zatím jsme však považovali za vstupy do soustavy síly a momenty u od rotorů. Skutečnými vstupy do soustavy - tedy ty, které přímo řídíme – jsou otáčky n jednotlivých motorů. Vztah mezi otáčkami a těmito silami a momenty postihují rovnice 3.1, 3.9 a 3.11. Opět jde o nelineární rovnice, a abychom je mohli začlenit do systému, bylo by třeba je linearizovat v okolí pracovního bodu. Jak bylo uvedeno, pracovním bodem je vis ve vzduchu. To je splněno pouze tehdy, pokud se rotory otáčejí rychlostí n_0 . Rovnice by bylo tedy třeba linearizovat pro tyto otáčky. Linearizace by ovšem byla platná opět pouze v okolí tohoto bodu. Bylo by tedy třeba navrhnout regulátor tak, aby se otáčky motorů nedostaly příliš daleko od n_0 , což by znamenalo zhoršení dynamiky systému.

Můžeme však udělat to, že vytvoříme blok, jenž nám bude převádět požadované u na otáčky n . Systém pak bude vypadat jak je zobrazeno na obrázku 21.



Obrázek 21 Princip potlačení nelinearity rotorů

Jelikož výsledný „přenos“ těchto dvou bloků bude 1, dojde k potlačení této nelinearity a můžeme využít celý použitelný rozsah otáček rotorů. Je tedy třeba vypočítat inverzi k soustavám rovnic 3.1, 3.9 a 3.11 - vyjádřit závislost n na u .

Nejdříve složením těchto rovnic rovnic (jež vyjadřují prostřední blok na obrázku 21) vyjádříme závislost u na n :

$$u_1 = (-n_2^2 + n_4^2)k_T l \quad (3.17)$$

$$u_2 = (n_1^2 - n_3^2)k_T l$$

$$u_3 = (-n_1^2 + n_2^2 - n_3^2 + n_4^2)k_M$$

$$u_4 = (n_1^2 + n_2^2 + n_3^2 + n_4^2)k_T$$

Jelikož rovnice jsou kvadratické, bylo by hledání funkční závislosti n na u poměrně komplikované. Zavedeme proto substituci $T_i = n_i^2$, kde i je index 1 až 4. Po výpočtu a zpětné substitucí pak dostaneme hledané závislosti:

$$n_1 = \sqrt{\frac{2k_M u_2 - k_T l u_3 + k_M l u_4}{4k_M k_T l}} \quad (3.18)$$

$$n_2 = \sqrt{\frac{-2k_M u_1 + k_T l u_3 + k_M l u_4}{4k_M k_T l}}$$

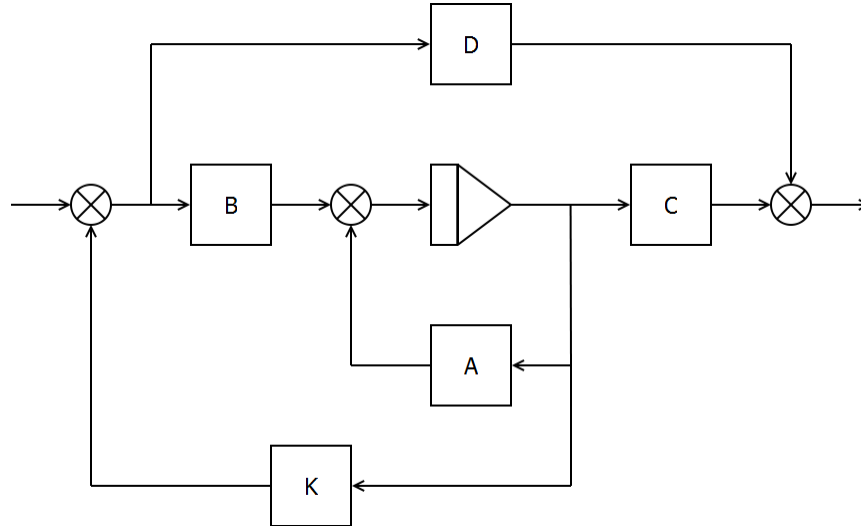
$$n_3 = \sqrt{\frac{-2k_M u_2 - k_T l u_3 + k_M l u_4}{4k_M k_T l}}$$

$$n_4 = \sqrt{\frac{2k_M u_1 + k_T l u_3 + k_M l u_4}{4k_M k_T l}}$$

Nyní již známe matice systému **A**, **B**, **C** a **D** a vztah mezi otáčkami n a zavedenými vstupy u . Z těchto údajů již můžeme navrhnout regulátor.

3.4 Návrh regulátoru

Princip stavového regulátoru je na obrázku 22.



Obrázek 22 Schéma systému se stavovým regulátorem

Návrhem regulátoru rozumíme určení matice $\mathbf{K}$, pomocí které zavedeme zpětné vazby od stavů (v našem případě totožných s výstupy) na vstup systému. Tímto způsobem změníme polohu pólů systému.

Polohu pólů samotného systému (bez regulátoru) zjistíme v MATLABu pomocí příkazu

```
[poly, nuly] = pzmap(system);
```

kde proměnná *system* je entita typu state-space, tedy stavový popis systému. Tu si musíme nejdříve vytvořit pomocí příkazu

```
system = ss(A, B, C, D);
```

kde A , B , C a D jsou matice systému.

Tímto způsobem bylo zjištěno, že všech 13 pólů systému leží v počátku souřadného systému. Systém je tedy v pracovním bodě astabilní. Abychom systém stabilizovali, je třeba posunout póly do levé části komplexní poloroviny. K výpočtu matice $\mathbf{K}$, jež nám zajistí posun pólů na dané místo, slouží v MATLABu příkaz

```
K = place(A, B, p);
```

kde p je vektor čísel obsahující žádanou polohu pólů. Póly přitom mohou být nejvíce tolika násobné, kolik má soustava vstupů. V našem případě, kdy máme k dispozici 4 vstupy, můžou tedy vždy nejvíce 4 póly ležet na stejném místě.

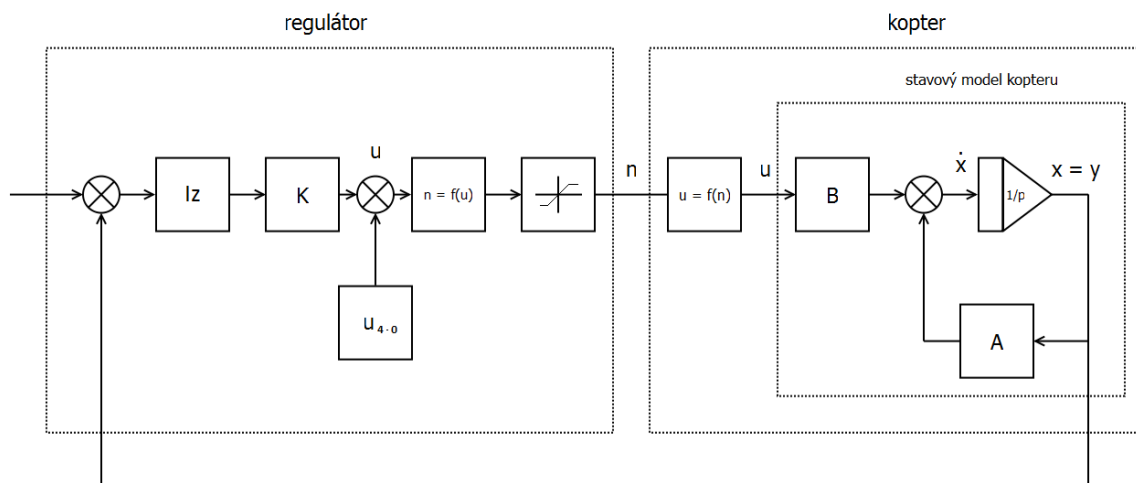
Při návrhu byla poloha pólů zjišťována experimentálně. Jako nejvhodnější (s ohledem na velikost akčního zásahu a rychlost regulace) byla nakonec zvolena následující poloha pólů:

$$p = [-1.0 \ -1.0 \ -1.0 \ -1.5 \ -1.5 \ -1.5 \ -2.0 \ -2.0 \ -2.0 \ -2.5 \ -2.5 \ -2.5 \ -1.0];$$

Vypočtená matice K pro tyto polohy pólů pak vypadá následovně:

1.0500	0	0	0	0.2940	0	2.6620	0	0	0	0.1150	0	0
0	1.0500	0	-0.2940	0	0	0	2.6620	0	-0.1150	0	0	0
0	0	0.6600	0	0	-0.0230	0	0	0.4400	0	0	-0.0670	-0.0440
0	0	0.0000	0	0	-4.0750	0	0	0.0000	0	0	-6.3160	-3.0570

Celkové schéma systému s regulátorem je pak na obrázku 23 (pro přehlednost byla jednotková matice C nahrazena signálovou hranou a nulová matice D vypuštěna).



Obrázek 23 Schéma systému

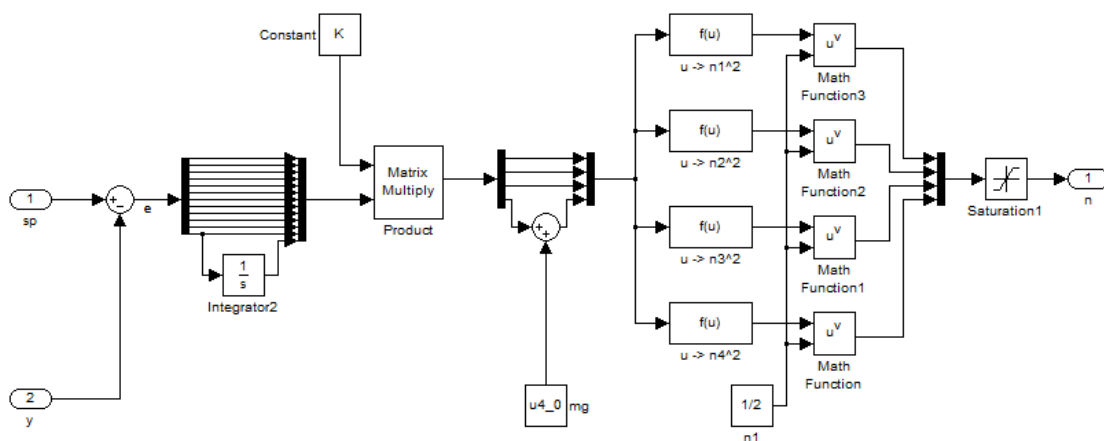
Regulátor je kromě matice K tvořen ještě dalšími potřebnými bloky:

Blok Iz představuje rozšíření stavového prostoru o stav Iz - integrál odchylky polohy v ose z .

Blok u_{4-0} zastupuje sílu, jíž je třeba přičíst ke vstupu u_4 , aby kopter visel ve vzduchu (odpovídá otáčkám n_0). Jde tedy o kompenzaci gravitační síly, jak je uvedeno v kapitole 3.3.1. Její velikost je právě $m \cdot g$.

Blok $n = f(u)$ je blok transformace požadovaných sil a momentů na otáčky rotorů. Za ním následuje blok omezení otáček na maximální a minimální hodnotu danou motory a měniči ($1500 - 6000 \text{ ot.min}^{-1}$; viz. kapitola 4.3 Obsluha motorů).

Provedení regulátoru v MATLAB Simulinku je na obrázku 24:



Obrázek 24 Realizace regulátoru v MATLAB Simulinku

3.5 Simulační průběhy

Grafy průběhu stabilizace s takto navrženým regulátorem jsou uvedeny v příloze B. První dva obrázky (Obrázek B-1 a obrázek B-2) zachycují situaci, kdy kopter byl vypuštěn z počátečního natočení 45° v ose x (úhel ϕ). Z průběhů je patrné, že kopter vyrovnal počáteční náklon v čase okolo 1 s. (Negativní úhel po této době znamená, že kopter se vrací do původní polohy.)

Na obrázcích B-4 až B-7 je pak průběh stavových veličin pro řídicí signál z obrázku B-3. Zákmit polohy v ose z (a tím pádem i rychlosti) je způsoben tím, že kopter po startu simulace padá, a nějakou dobu trvá, než toto vyrovná. Z grafů je patrné, že kopter poměrně dobře kopíruje žádané hodnoty rychlostí, což se projevuje i téměř lineárním průběhem změny polohy. Na obrázku B-8 jsou pak zachyceny průběhy rychlostí rotorů. Z nich vidět, že otáčky se nepohybují mimo pracovní rozsah (který je jak bylo uvedeno $1500 - 6000 \text{ ot.min}^{-1}$), ale využívají ho s jistou rezervou téměř celý. Toto lze považovat za optimální řešení z hlediska dynamiky systému.

4 REALIZACE ŘÍDICÍHO SYSTÉMU

Jak bylo uvedeno, realizace řídicího systému byla provedena na platformě vyvíjené na UAMT FEKT VUT v Brně, jež je popsána v kapitole 2.2.9. Bylo však třeba provést úpravu senzorického systému. Původně použitý tlakový senzor pro snímání výšky dosahuje přesnosti pouze v řádu metrů, což je vzhledem k plánovanému použití uvnitř budou nedostatečné. Kopter byl proto dovybaven ultrazvukovým snímačem výšky.

Struktura programu byla rozčleněna do několika modulů:

- moduly pro obsluhu periférií (I²C, SPI, UART)
- modul zpracování dat
- modul řízení
- hlavní smyčka

Senzory a zpracováním dat se zabývá práce [20] Františka Bradáče, jež se na vývoji řídicího systému podílel. Cílem této práce bylo vytvořit modul řízení. Ten obsahuje kromě samotné implementace navrženého regulátoru také zpracování dat z vysílačky a obsluhu motorů.

Program pro řídicí mikroprocesor byl napsán ve vývojovém prostředí AVR Studio. Vzhledem k tomu, že se na vývoji podílelo zároveň více autorů, byla aktuální verze kódu udržována pomocí verzovacího nástroje Tortoise SVN.

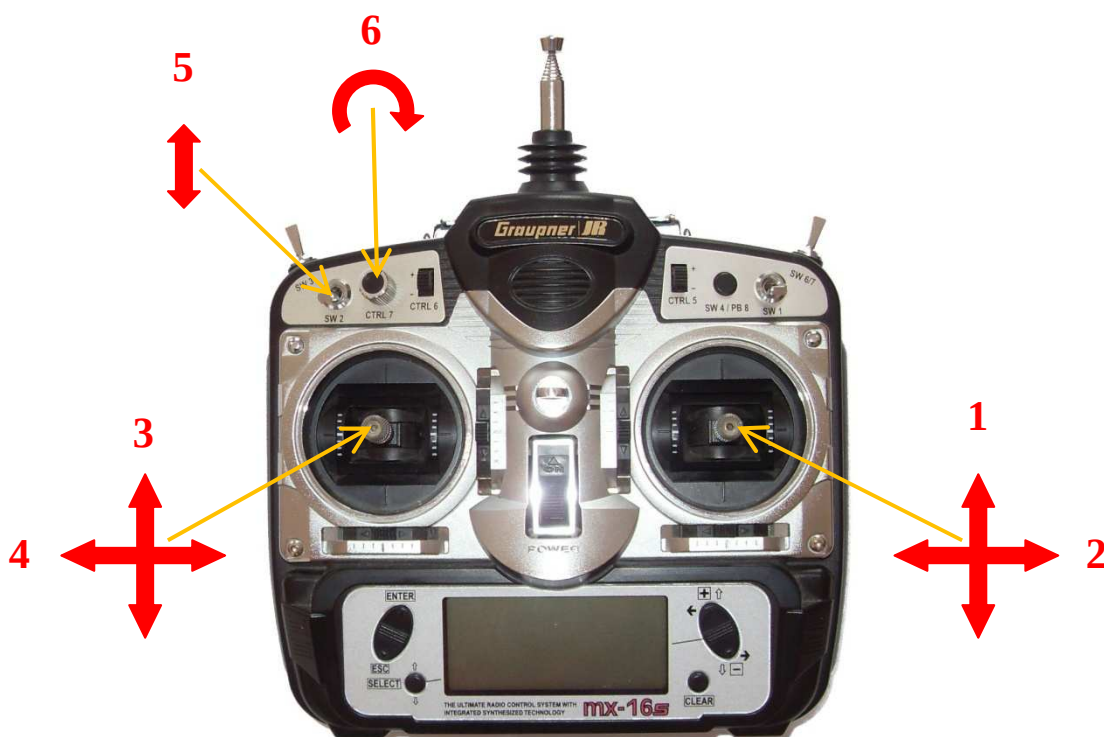
4.1 Zpracování dat z vysílačky

Kopter je vybaven osmi kanálovým přijímačem Hitec Super Slim RCD9500. K řízení je použito vysílačky Graupner JR mx-16s. Přiřazení jednotlivých kanálů k ovládacím páčkám je na obrázku 25.

Použití kanálů je následující:

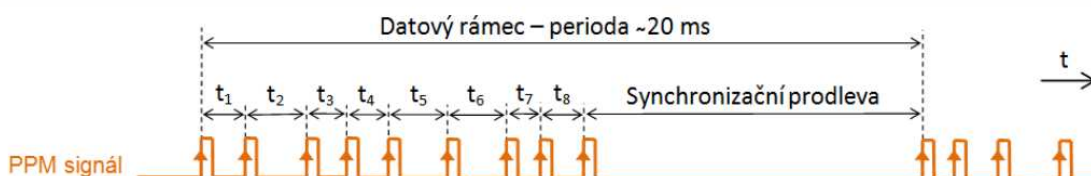
- kanál 1 - nastavení žádané rychlosti v ose z
- kanál 2 - nastavení žádané rychlosti bočení
- kanál 3 - nastavení žádané rychlosti v ose x
- kanál 4 - nastavení žádané rychlosti v ose y
- kanál 5 - zapnutí / vypnutí motorů
- kanál 6 - nastavení citlivosti kanálů 1 – 4

Kanály 7 a 8 nejsou použity.



Obrázek 25 Přiřazení kanálů vysílačky

Jak bylo uvedeno, data jsou z vysílačky do kopteru přenášena pomocí PPM signálu. Jeho struktura je na obrázku 26.



Obrázek 26 Struktura PPM signálu

Časová vzdálenost mezi 2 pulzy udává výchylku daného kanálu. Po osmi pulzech následuje synchronizační pauza. V modelářských zapojeních se od tohoto signálu odvozují signály pro serva. V našem případě je PPM signál přiveden na pin INT0 řídicího mikroprocesoru. Jeho zpracování je poté následující:

Nejdříve je při inicializaci nastaveno, aby vzestupná hrana na pinu INT0 generovala přerušení. Dále je vytvořeno dočasné pole osmi hodnot pro výchylky jednotlivých

kanálů, a ukazatel do tohoto pole, jež ve výchozím stavu ukazuje na první prvek (kanál). Je také spuštěn osmibitový časovač TCNT0 s předděličkou 1:256. Při taktovací frekvenci procesoru 16 MHz je tedy inkrementován každých 16 μ s. Dále je nastaveno, aby ten při svém přetečení generoval přerušení. Děje se tak tedy přibližně každé 4 ms ($2^8 \times 16 \mu$ s).

Po příchodu každého signálu (přerušení) je vyčtena hodnota z časovače TCNT0 a časovač je resetován. Vyčtená hodnota tedy odpovídá výchylce daného kanálu. Vyčtená hodnota je poté testována, zda odpovídá časovému rozmezí 0,5 – 2,5 ms. Tedy rozmezí, v němž může ležet vzdálenost mezi 2 pulzy, je-li přijatý signál korektní. (Minimální výchylce kanálu odpovídá vzdálenost pulzů 1 ms, maximální výchylce 2 ms.) Je-li hodnota korektní, je uložena do dočasného pole a je inkrementován ukazatel. Není-li korektní, je ukazatel nastaven opět na začátek.

Přijde-li přerušení od přetečení časovače – tedy nepřišel-li žádný signál po dobu 4 ms (po dobu minimální délky synchronizační pauzy – měli li všechny kanály maximální výchylky), pak je testováno, odpovídá li hodnota ukazatele právě 8 uloženým hodnotám. Je-li tomu tak, byl přijatý signál korektní, a je z dočasného pole uložen do jiného pro další zpracování. Není-li tomu tak, došlo k chybě, data jsou zahozena a celý cyklus se opět opakuje.

Je také počítán počet přetečení časovače, k nimž došlo bezprostředně po sobě bez příchodu jediného pulzu. Je-li tato hodnota větší než 4, tj. nepřišel-li žádný pulz po dobu 16 ms (což je maximální délka pauzy - jsou li výchylky všech kanálů minimální), je nastaven příznak ztráty signálu.

Tento způsob zpracování se všemi testy zaručuje vysokou odolnost proti rušení a ztrátě signálu. Po ztrátě signálu a jeho opětovném příjmu je pak také zařízení schopno se re-synchronizovat a pokračovat v příjmu korektních dat signálu.

4.2 Implementace regulátoru

Regulátor byl implementován přesně tak, jak byl navržen v kapitole 3.4.

Co se týče žádaných hodnot stavových proměnných, ty byly získány následujícím způsobem:

Nejdříve jsou hodnoty výchylek kanálů 1 – 4 upraveny do rozsahu $<-1;1>$, a poté vynásobeny hodnotou výchylky kanálu 6 – nastavení citlivosti.

Žádané hodnoty rychlostí v_x , v_y a v_z pak odpovídají takto upraveným hodnotám kanálů 3, 4 a 1. Žádaná hodnota úhlové rychlosti ω_z pak upravené hodnotě kanálu 1. Žádané hodnoty ostatních dvou úhlových rychlostí jsou vždy 0, žádaná hodnota úhlu θ a ϕ taktéž.

Hodnoty polohy jsou pak stanoveny následovně: Jsou-li vychýleny páčky ovládání rychlosti vodorovného směru letu (tedy rychlosti v_x nebo v_y), pak je žádaná hodnota polohy x a y rovna aktuálním hodnotám těchto poloh - tedy odchylky poloh jsou nulové.

Je-li požadované hodnota vodorovné rychlosti nulová - tedy chceme-li, aby kopter zůstal stát na místě - pak je žádaná hodnota polohy x a y rovna aktuální hodnotě polohy před tím, než jsme dali páčky do nulové polohy. Totéž platí o poloze ve svislém směru (tedy ose z).

A podobně žádaná hodnota úhlu φ je rovna aktuální hodnotě tohoto úhlu, je-li vychýlena páčka nastavující úhlovou rychlost ω_z . Není-li vychýlena, pak je žádaná hodnota úhlu rovna poslední hodnotě, jíž tento úhel měl, než jsme páčku uvolnili.

Vstupem do regulátoru jsou tedy jednak takto získané žádané hodnoty stavových proměnných, a dále pak aktuální hodnoty stavových proměnných, jež jsou získány ze senzorů. Výstupem jsou pak žádané hodnoty otáček motorů.

4.3 Obsluha motorů

Kopter je vybaven bezkomutátorovými elektromotory AXI 2212/34 GOLD LINE na něž jsou přímo připojeny vrtule rotorů. Motory jsou napájeny přes frekvenční měniče BL-Ctrl z projektu MikroKopter (viz. kapitola 2.2.1). Komunikace s měniči probíhá přes sběrnici I²C. Nastavení rychlosti motoru probíhá tím způsobem, že na I²C adresu měniče zapíšeme řídicí hodnotu odpovídající požadované rychlosti. Adresy měničů jsou v tabulce 2. Číslování rotorů odpovídá číslování v modelu.

Číslo rotoru	Umístění rotoru	Adresa odpovídajícího měniče
1	přední	0x5C
2	pravý	0x56
3	zadní	0x58
4	levý	0x5A

Tabulka 2 Adresy frekvenčních měničů motorů

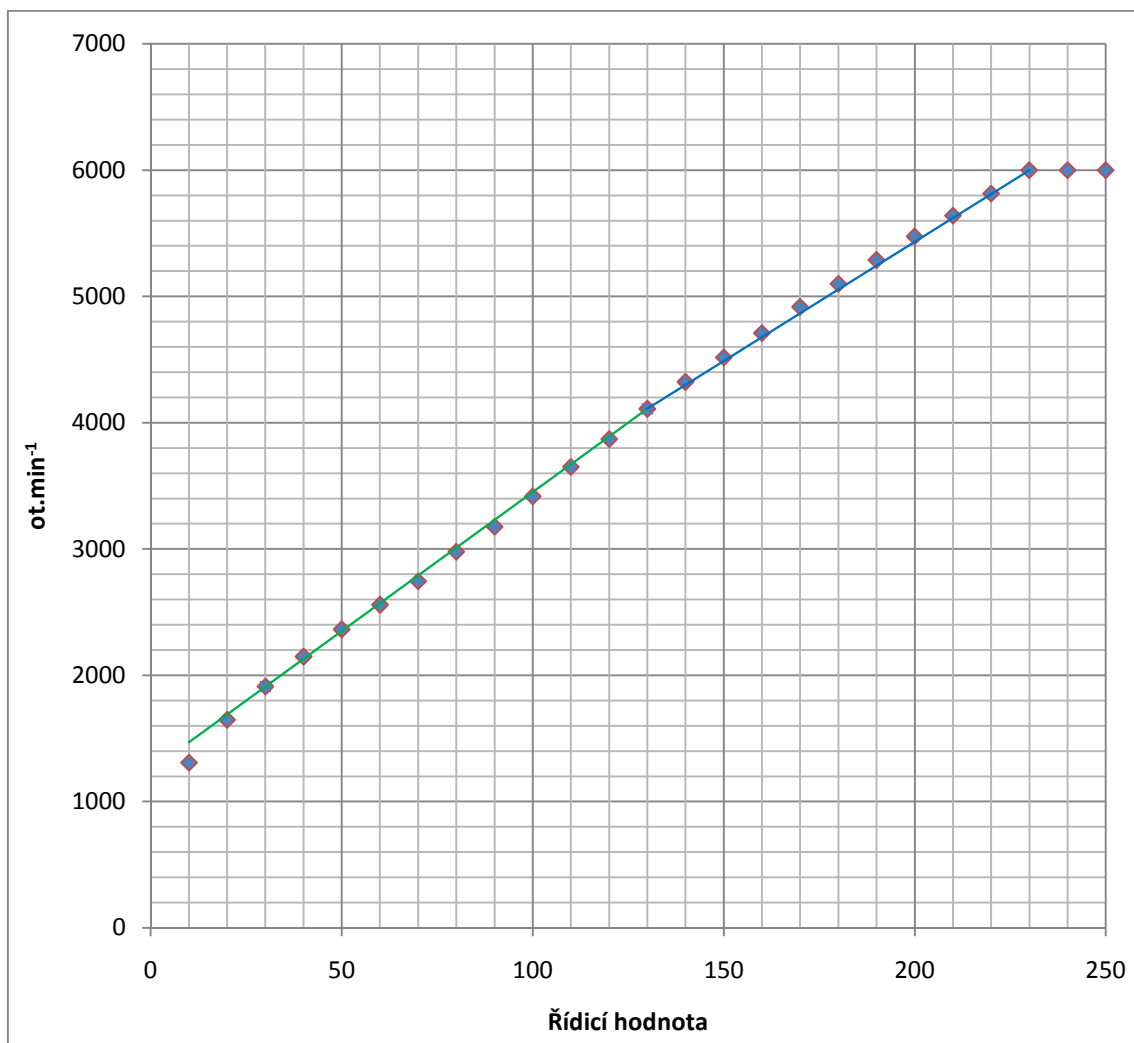
Závislost otáček rotorů na řídicí hodnotě je v grafu 3. Závislost byla proložena 2 lineárními funkcemi. V rozsahu řídicí hodnoty (označme ji jako r) $\langle 10;130 \rangle$ funkcí:

$$n = 22r + 1250 \quad (4.1)$$

A v rozsahu $\langle 130;230 \rangle$ funkcí:

$$n = 19r + 1653 \quad (4.2)$$

Pro hodnoty r menší než 10 již nedochází ke spolehlivému chodu motorů (motor se zatahuje), a pro hodnoty větší než 230 se již otáčky nemění. Omezíme tedy řídicí hodnotu pro motory do tohoto rozmezí. Tomu odpovídá rozsah otáček 1500 – 6000 ot.min^{-1} .



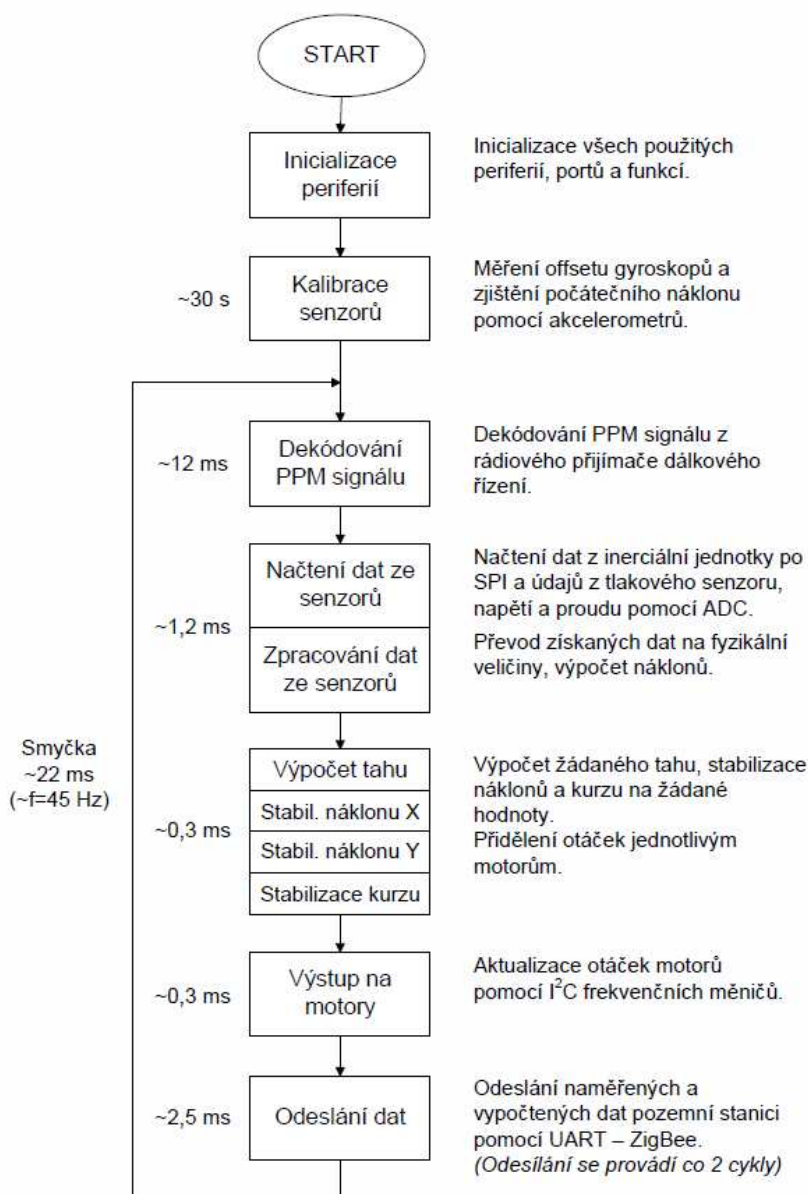
Graf 3 Závislost otáček rotoru na řídicí hodnotě

4.4 Hlavní smyčka

Hlavní smyčka slouží k volání vytvořených funkcí. Schéma původně použité smyčky je na obrázku 27. Na obrázku 28 je pak struktura nově vytvořené smyčky.

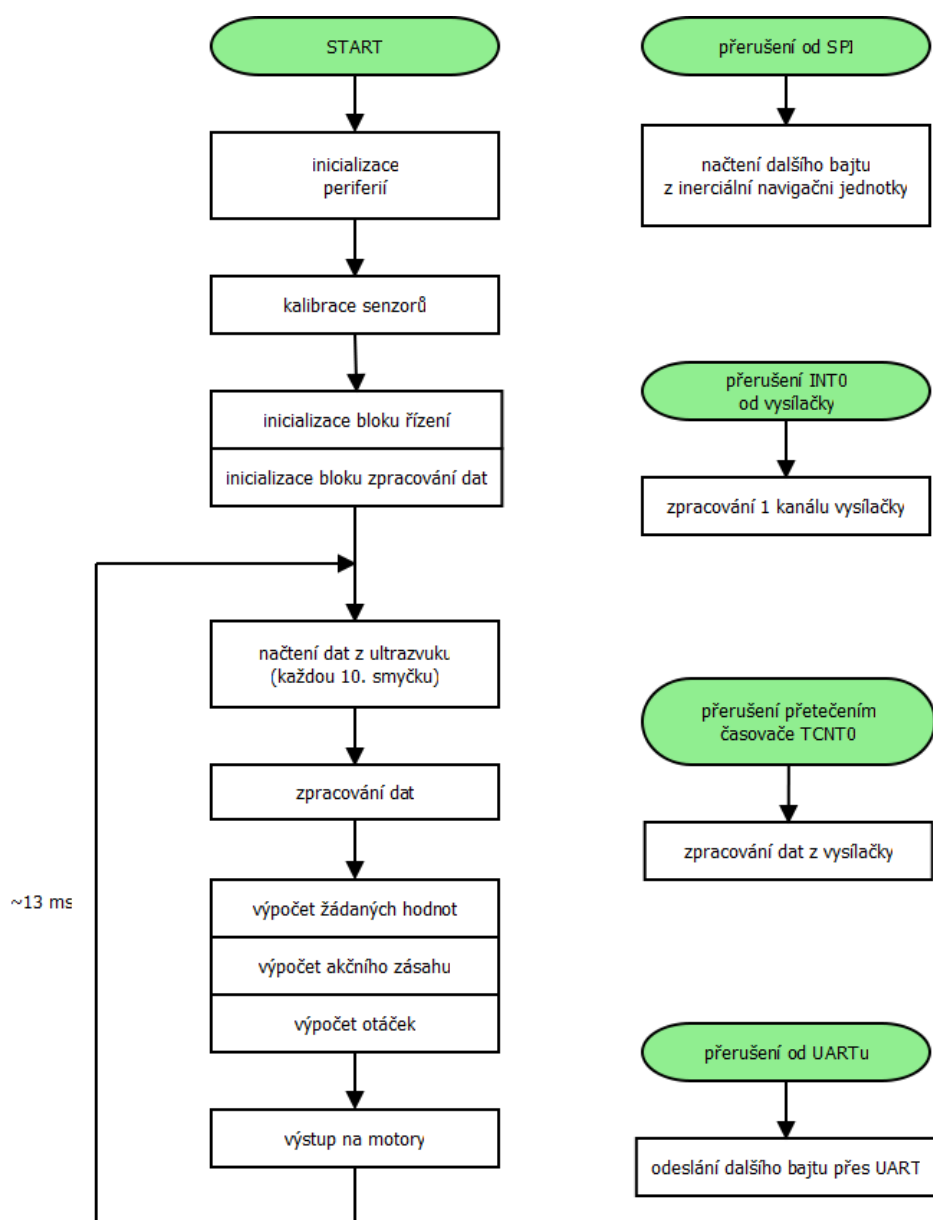
Hlavním rozdílem je to, že časování původní smyčky se odvíjelo od frekvence přijímání dat z vysílačky. Vždy, když byla přijata nová data, byly načteny hodnoty ze senzorů, zpracovány a vypočteny potřebné hodnoty otáček pro motory ke stabilizaci, a systém znovu čekal na další data z vysílačky. Toto řešení mělo nevýhodu v tom, že

procesor nebyl plně využit (čekání na nová data) a při ztrátě signálu z vysílačky či zachycení rušení kolaboval.



Obrázek 27 Schéma původní smyčky [21]

Nové řešení spočívá v tom, že časování hlavní smyčky není odvozeno od frekvence přijímání dat z vysílačky, ale hlavní smyčka běží nezávisle a je vykonávána tak často, jak je to jen možné. A dále vyčítání dat z inerciální navigační smyčky je prováděno v přerušení. Toto umožňuje použití rychlejší stabilizační smyčky, což je jeden z předpokladů pro kvalitnější stabilizaci.



Obrázek 28 Schéma nové hlavní smyčky

5 DOSAŽENÉ VÝSLEDKY

Kopter byl s implementovaným regulátorem odzkoušen a byla potvrzena jeho letuschopnost. Kvalita stabilizace však ani nyní není dostatečná pro použití uvnitř budov. A to zejména kvůli použitému procesoru ATmega16, jež se ukázal být úzkým hrdlem především pro blok zpracování dat ze senzorů. V něm nebylo možné implementovat všechny zamýšlené algoritmy pro kvalitní estimaci dat o poloze.

V příloze C je naměřený průběh stabilizace pro jednu osu kopteru. Kopter byl v čase přibližně 1 s vypuštěn pod natočením 50° v ose y . Z průběhu je patrné, že se dokázal stabilizovat do 1 s. Otáčky rotorů se poté pohybovali kolem 3800 ot.min^{-1} , což odpovídá hodnotě vypočtené v kapitole 3.3.1.

6 ZÁVĚR

V práci byl navrhnout řídicí systém pro kopter, jež byl z existujících řešení vybrán jako vhodná platforma pro použití jako vzdušného průzkumného prostředku. Pro potřeby návrhu regulátoru a jeho ověření byl nejdříve vytvořen matematický model kopteru a zvolena vhodná stavová reprezentace (vybrány vhodné stavové proměnné). Dále byly zjištěny parametry modelu. A to zejména setrvačnosti kolem jednotlivých os kopteru a závislost tahu a reakčního momentu rotorů na otáčkách.

Zde se ukázalo, že zatímco některé publikace považují reakční model vrtule za lineárně závislý na otáčkách, ve skutečnosti (minimálně u použitých vrtulí) je tato závislost kvadratická.

Dále byl také navržen způsob kompenzace nelinearity tahu a reakčního momentu rotorů, který na rozdíl od stávajících řešení umožňuje efektivně využít celý použitelný rozsah otáček rotorů.

Navržený řídicí systém byl ověřen na vytvořeném matematickém modelu v MATLAB Simulinku, kde se ukázala jeho schopnost kvalitní stabilizace.

Při implementaci na reálném kopteru bylo třeba použít omezené verze řídicího systému, neboť v kopteru použitý mikroprocesor neměl dostatečný výkon ke kvalitnímu zpracování dat ze senzorů.

Aby bylo možno plně využít všech předností stavového regulátoru, lze pro další vývoji kopteru doporučit výměnu řídicího procesoru za výkonnější, nejlépe s HW podporou výpočtů v plovoucí desetinné čárce.

Na vyvíjené platformě byl také implementován spolehlivější způsob dekodování PPM signálu vysílačky a vytvořena efektivnější struktura hlavní smyčky.

LITERATURA

- [1] *Webové stránky Kopter.cz*
URL: <<http://www.kopter.cz>> [cit 2010-05-03]
- [2] *Webové stránky Medvědovo*
URL: <<http://www.brum.cz>> [cit 2010-05-03]
- [3] *Webové stránky platformy Arduino*
URL: <<http://www.arduino.cc>> [cit 2010-05-03]
- [4] *Webové stránky projektu AeroQuad*
URL: <<http://aeroquad.info>> [cit 2010-05-03]
- [5] *Webové stránky projektu AR.Drone*
URL: <<http://www.ar drone.org>> [cit 2010-05-03]
- [6] *Webové stránky projektu ArduIMU Quad*
URL: <<http://diydrone s.com/profiles/blogs/arduimu-quadcopter>>
[cit 2010-05-03]
- [7] *Webové stránky projektu ArduIMU*
URL: <<http://diydrone s.com/profiles/blogs/arduimu-v2-demo-video>>
[cit 2010-05-03]
- [8] *Webové stránky projektu ARM-o-Kopter*
URL: <<http://www.armokopter.at>> [cit 2010-05-03]
- [9] *Webové stránky projektu caspiquad*
URL: <<http://code.google.com/p/caspiquad>> [cit 2010-05-03]
- [10] *Webové stránky projektu DraganFly*
URL: <<http://www.draganfly.com>> [cit 2010-05-03]
- [11] *Webové stránky projektu HB-Kopter*
URL: <<https://www.akaf lieg.hs-bremen.de/trac/akaf lieg/wiki/airborne/hw/qc>>
[cit 2010-05-03]
- [12] *Webové stránky projektu MikroKopter*
URL: <<http://www.mikrokopter.de>> [cit 2010-05-03]

- [13] *Webové stránky projektu NanoKopter*
URL: < <http://www.nanokopter.cz> > [cit 2010-05-03]
- [14] *Webové stránky projektu NG.UAVP*
URL: < <http://ng.uavp.ch> > [cit 2010-05-03]
- [15] *Webové stránky projektu Osiworx*
URL: < <http://www.osiworx.com> > [cit 2010-05-03]
- [16] *Webové stránky projektu Shrediquette*
URL: < <http://shrediquette.blogspot.com/> > [cit 2010-05-03]
- [17] *Webové stránky projektu Quaduino-ng*
URL: < <http://quduino.org> > [cit 2010-05-03]
- [18] BOUABDALLAH, S., *Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying*, Lausanne EPFL: 2007
- [19] BOUABDALLAH, S., MURRIERI, P., SIEGWART, R., *Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor*, Robotics and Automation, Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference: 2004
- [20] BRADÁČ, F. *Quadrokopter - stabilizace pomocí inerciálních snímačů*, Diplomová práce, Brno: VUT v Brně, FEKT, 2011
- [21] GÁBRLÍK, P., *Quadrocopter - stabilizace a regulace*, Brno: VUT v Brně, FEKT, 2010
- [22] SHEPHERD, J. III, TUMER, K., *Robust Neuro-Control for a Micro Quadrotor*, GECCO '10 Proceedings of the 12th annual conference on Genetic and evolutionary computation, New York: 2010
- [23] ŠOLC, F., *Odvození pohybových rovnic*, Eulerovy kinematické rovnice, matematický model quadrotoru URL: <sftp://dzin1.feec.vutbr.cz/app/everyone/vyuka/SOLC/quadrotor/quadrotor_all.pdf> [cit. 2010-11-03]
- [24] TESÁČEK, Z., *Řízení létajících robotů*, Brno: VUT v Brně, FEKT, 2010
- [25] UHDEOVÁ, N., BRÜSTLOVÁ, J., DOBIS, P., GRMELA, L., VEVERKA, O. *Fyzikální praktikum*, Brno: VUT v Brně, 2002

- [26] VOMOČIL, J., *Quadrocopter - řídicí jednotka a komunikace*, Brno: VUT v Brně, FEKT, 2010

Seznam příloh

Příloha A – Matematický model kopteru

Příloha B – Simulační průběhy

Příloha C – Reálné průběhy

Příloha D – CD se zdrojovými kódy programu a modelem v MATLAB Simulinku