

Diplomová práce



České
vysoké
učení technické
v Praze

F3

Fakulta elektrotechnická
Katedra řízení

Tlumení výkyvu závaží zavěšeného na dronu

Bc. Daniel Bukovský

Vedoucí: Ing. Jaroslav Bušek
Obor: Kybernetika a Robotika
Srpen 2019

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Bukovský** Jméno: **Daniel** Osobní číslo: **434971**
Fakulta/ústav: **Fakulta elektrotechnická**
Zadávající katedra/ústav: **Katedra řídicí techniky**
Studijní program: **Kybernetika a robotika**
Studijní obor: **Kybernetika a robotika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Tlumení výkyvu závaží zavěšeného na dronu

Název diplomové práce anglicky:

Swing damping of a load suspended from drone

Pokyny pro vypracování:

1. Seznamte se se zjednodušeným 2D modelem dynamiky celé soustavy.
2. Navrhnete vhodné řídicí algoritmy pro potlačení výkyvu.
3. Implementujte toto řízení do zvoleného řídicího systému a ověřte jeho funkci.

Seznam doporučené literatury:

- [1] Hromčík, M., and Vyhliďal, T., 2017. "Inverse feedback shapers for coupled multibody systems". IEEE Transactions on Automatic Control, 62(9), pp. 4804–4810.
[2] Potter, J. J., Adams, C. J., and Singhose, W., 2015. "A planar experimental remote-controlled helicopter with a suspended load". IEEE/ASME transactions on mechatronics, 20(5), pp. 2496–2503.
[3] Adams, C., Potter, J., and Singhose, W., 2014. "Inputshaping and model-following control of a helicopter carrying a suspended load". Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 38(1), pp. 94–105.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jaroslav Bušek, U12110.3

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

Datum zadání diplomové práce: _____ Termín odevzdání diplomové práce: _____

Platnost zadání diplomové práce:

do konce letního semestru 2019/2020

Ing. Jaroslav Bušek
podpis vedoucí(ho) práce

prof. Ing. Michael Šebek, DrSc.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Pavel Ripka, CSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Poděkování

Děkuji vedoucímu práce za nadstandardní podporu. Také děkuji týmu Indoor Flight Areny ČVUT FEL za zapůjčení prostor k letovým testům. Tato práce byla podpořena Ministerstvem školství, mládeže a tělovýchovy v rámci projektu INTER-EXCELLENCE - LTAUSA17103.

Prohlášení

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

V Praze, 15. srpna 2019

Podpis:

Abstrakt

Tato práce se zabývá řízením kývání břemena zavěšeného na kvadrokoptéře. V rámci práce byl vytvořen matematický model a navrženo řízení ZV shaperem. Následně byly simulačními experimenty ověřovány funkce řízení při zahrnutí některých nedokonalostí reálné kvadrokoptéry.

V praktické části je toto navržené řízení implementováno a letovými testy je provedeno ověření výsledků simulace.

Výsledkem práce je matematický model pro návrh dalších řídicích algoritmů a ověření funkce ZV shaperu na reálné kvadrokoptéře.

Klíčová slova: dron, kyvadlo, ZV shaper

Vedoucí: Ing. Jaroslav Bušek
Ústav přístrojové a řídicí techniky
Technická 1902/4
Praha 6

Abstract

This thesis deals with the control of swing of a load suspended from a drone. In this work were developed a mathematical model of the system and ZV shaper control was designed. The control laws were tested in simulation experiments with addition of other dynamics, and ZV shaper was validated.

In the practical part, the ZV shaper was implemented in a drone, and the simulation experiments were validated.

Result of this work is the mathematical model for developing other control laws and validation of the function of ZV shaper on the real drone.

Keywords: drone, pendulum, ZV shaper

Title translation: Swing damping of a load suspended from drone

Obsah

1 Úvod	1
---------------	----------

2 Cíle práce	3
---------------------	----------

Část I Teoretická část

3 Model systému	7
------------------------	----------

3.1 Nelineární model	7
----------------------	---

3.1.1 Popis systému	7
---------------------	---

3.1.2 Odvození diferenciálních rovnic modelu dronu	12
--	----

3.1.3 zahrnutí řídicího systému dronu	14
---------------------------------------	----

3.1.4 Implementace matematického modelu	16
---	----

3.2 Verifikace	17
----------------	----

3.2.1 Letový experiment	17
-------------------------	----

3.3 Linearizace	19
-----------------	----

4 Návrh řízení	23
-----------------------	-----------

4.1 Možnosti řízení	23
---------------------	----

4.2 Tvarovače signálu	24
-----------------------	----

4.2.1 ZV shaper	25
-----------------	----

4.3 Navržené řízení a simulace	27
--------------------------------	----

Část II Praktická část

5 Praktická implementace	33
---------------------------------	-----------

5.1 Popis řídicí jednotky	33
---------------------------	----

5.2 Struktura řízení	34
----------------------	----

5.3 Použitá implementace	35
--------------------------	----

5.4 Letové testy	36
------------------	----

5.5 Zhodnocení praktické implementace a testů	38
---	----

6 Možné pokračování	41
----------------------------	-----------

7 Závěr	43
----------------	-----------

Přílohy

A Seznam příloh	47
------------------------	-----------

B Rejstřík	49
-------------------	-----------

C Literatura	51
---------------------	-----------

Obrázky

3.1 Foto kvadrokoptéry.	8	4.3 Schéma celého systému se shaperem.	27
3.2 Náčrt systému.	9	4.4 Ukázka sledování reference.	28
3.3 Odezva motoru.	10	4.5 Záznam polohy pro různá nastavení regulace výšky.	29
3.4 Foto měření.	10	4.6 Simulace s 15 m kyvadlem.	29
3.5 Foto destrukce ramena.	11	5.1 Znázornění toku signálu Arduinem.	36
3.6 Model odezvy motoru.	12	5.2 Záznamy rychlosti z vybraných manévřů.	40
3.7 Náčrt systému pro uvolnění vazeb.	12		
3.8 Schéma regulátorů PX4. Převzato z [PX4b].	15		
3.9 Obrázek modelu řídicí jednotky.	16		
3.10 Graf rychlostí s kmity modelu.	17		
3.11 Foto zničeného dronu.	18		
3.12 Rychlosti dronu s 2 m kyvadlem při vybuzení kmitů.	19		
3.13 Rychlosti dronu z letu s 1,3 m kyvadlem.	20		
4.1 Demonstrace principu tvarovače.	25		
4.2 Schéma systému s izolovanou vnitřní dynamikou.	26		

Tabulky



Kapitola 1

Úvod

Použití dronů je v poslední době čím dál častější. Hlavní zásluhu na tom má jejich nízká cena, která je dána mechanickou jednoduchostí. Jejich masovému rozšíření pomohla dostupnost levných řídicích jednotek a hlavně vývoj v řídicích algoritmech, které umožnily jejich pohodlné ovládání. Díky jejich nízké ceně se navíc rozrostlo jejich použití o mnoho oborů, ve kterých dříve nebyl o podobné aplikace zájem.

Zavěšení břemena na létající platformě je ovšem aplikace starší. Již dříve byly pro transport tímto způsobem využívány vrtulníky. Kvůli vysoké ceně se takovýto transport využíval pouze u poměrně rozměrných věcí, které navíc bylo třeba dopravit do jinak těžko přístupných míst.

Zavěšení břemena pod dron může být užitečné z několika důvodů. První výhodou je menší elektromagnetické rušení z elektroniky dronu a menší proud vzduchu od vrtulí. To je výhodné pro mnoho citlivých senzorů. Tento princip je používán například pro vyhledávání radiového signálu lavinového vyhledávače osoby zasypané lavinou. Takového zařízení vlastní Horská služba ČR¹.

Další aplikací je přenos nákladu. Zavěšení pod dronem může být užitečné hlavně v případech, že náklad je nakládán a vykládán například na špatném povrchu, kde dron nemůže přistát, a nebo při přítomnosti lidí, které by mohl poranit.

¹<https://www.bbc.com/news/business-47309085>

Zavěšení břemena pod dron ovšem ovlivní dynamiku jeho letu. Při nevhodném řízení by dokonce mohlo kyvadlo zapříčinit i pád dronu.

Kývání břemena je navíc problém během přistání, kdy může být nutné, aby se břemeno nepoškodilo, nebo nepoškodilo další objekty v místě přistání. V takovém případě je nutné vyčkat ustálení kývání, protože při snaze pilota toto kývání kompenzovat by mohl kyvadlo akorát více rozhoupat.

Potlačení kývání břemena umožní navíc přesnější řízení polohy dronu. Kývání břemena totiž působí na dron silou, která způsobí jeho pohyb, protože dron není ve vzduchu nijak pevně uchycen.



Kapitola 2

Cíle práce

Cílem práce je ověření funkce ZV shaperu . Pro tento účel je potřeba vytvořit matematický model systému. Pro simulační experimenty je nutný nelineární model a pro návrh řízení lineární.

Ověření tohoto matematického modelu je nutné provést letovým testem.

Ověření funkce ZV shaperu bude v první řadě provedeno simulacemi na matematickém modelu. Pro tento účel se do matematického modelu pokusím obsáhnout i vlivy další dynamiky.

Aproximace dynamiky motorů bude podložena daty z experimentu.

V druhé části ověření funkce ZV shaperu bude proveden letový test. Pro něj je nutné ZV shaper implementovat do řídicího systému dronu.



Část I

Teoretická část

Kapitola 3

Model systému

Tato kapitola popíše, jak byl vytvořen model systému. Vytvořený model je poté použit k návrhu řízení.

Kapitola je rozdělena na sekci 3.1 Nelineární model, kde je popsáno odvození nelineárního modelu. Následuje sekce 3.2 Verifikace s ověřením správnosti modelu a sekce 3.3 Linearizace, ve které se věnuji linearizování tohoto modelu.

3.1 Nelineární model

3.1.1 Popis systému

Můj systém je tvořen břemenem zavěšeným na kvadrokoptěře. Kvadrokoptéra (foto na obrázku 3.1) je postavena z rámu Turnigy H.A.L.. Hrana pomyslného čtverce, na kterém jsou umístěny motory má 413 mm. Motory jsou RAY 3536/850 s 12x6" vrtulemi a regulátory Hobbywing 40A s BLHeli firmwarem. Jsou použity tříčlánkové akumulátory s kapacitou 5000 mAh o hmotnosti 368 gramů. Dále je dron osazen řídicí jednotkou, přijímačem RC soupravy, telemetrickým modemem a závěsem pro břemeno. Celková hmotnost této soustavy je 1770 gramů. Celkový tah všech motorů je přibližně 60 N, tudíž by měl být dostatečný pro vzlet s celkovou hmotností kolem 4 kg. Břemeno tedy může dosahovat zhruba stejné váhy jako dron.



Obrázek 3.1: Foto kvadroptéry.

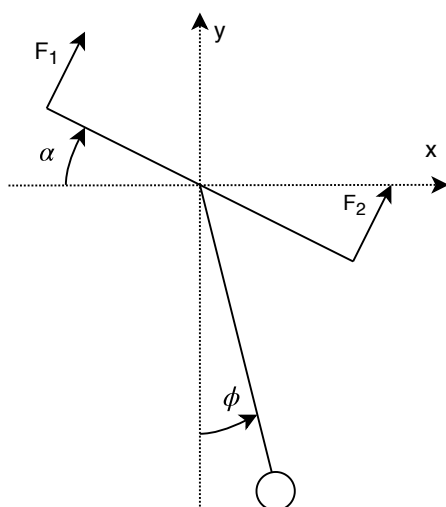
Můj model nebude obsahovat kompletní dynamiku celé sestavy, budu vytvářet pouze dvojrozměrný model dronu s kyvadlem. Pro návrh shaperu a ověření jeho funkce je tento model plně dostačující. Kompletní model by byl navíc zbytečně složitý a mimo rozsah mé práce. Vodorovný pohyb tedy bude popisován pouze v jedné ose a druhou osou bude popisován pohyb vertikální. Náčrt souřadnic s popisem parametrů je na obrázku 3.2.

Dalším zjednodušením je zanedbání všech aerodynamických odporů. Dron se v našem případě pohybuje poměrně malými rychlostmi, tudíž aerodynamické síly jsou v porovnání s ostatními silami na model působícími řádově menší.

Taktéž zanedbávám veškeré nedokonalosti konstrukce dronu, obzvláště jeho možné deformace. Důvodem tohoto zanedbání je především dobrá tuhost reálného rámu, který v mých podmínkách klidného letu podléhá pouze nepatrným deformacím.

Dále předpokládám, že provázek použitý k zavěšení břemene je dokonale tuhý a nehmotný závěs. Toto zjednodušení se zakládá na faktu, že dron nedělá tak rychlé manévry, aby se jejich vlivem mohl provázek dostat do stavu, kdy nebude napnutý.

Pro účely modelu také zanedbáme třecí síly v zavěšení břemene. Závěs je



Obrázek 3.2: Náčrt systému.

osazen kuličkovými ložisky a jejich třecí síly jsou v našem případě zanedbatelné.

Spíše konstrukčním parametrem než zanedbáním je umístění závěsu břemene do těžiště dronu. Umístěním pod těžiště by se model stal poněkud komplexnějším a kývání kyvadla by bylo tlumené. To je zmíněno v [BKHV18].

■ Dynamika motorů

Dynamiku motorů modeluji jako přenosovou funkci prvního řádu. Obvykle se pro dynamiku motoru používá přenosová funkce druhého řádu, ale ta obsahuje pouze dynamiku samotného motoru. Oproti tomu můj model se snaží aproximovat celou soustavu, obsahující vrtuli, motor, ESC a akumulátor, jejíž dynamika je mnohem komplexnější (viz například [SCB14]). Komplexnost takového modelu ovšem překračuje rozsah této práce a výslednou dynamiku této soustavy je možné poměrně přesně aproximovat dynamikou prvního řádu.

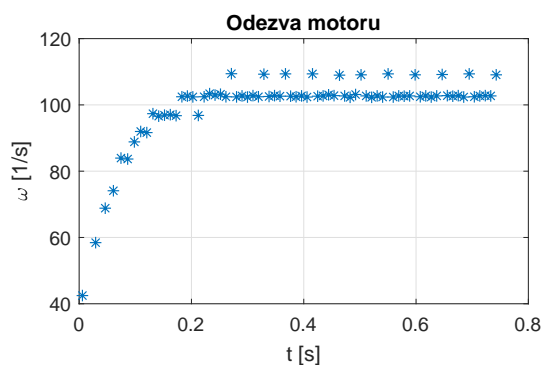
Pro měření dynamiky jsem vytvořil přípravek z Arduina. K Arduinu Nano je připojen ESC, optočlen pro měření otáček a tlačítko pro zahájení a ukončení měření.

Měření probíhá na motoru upevněném v rámu kvadrokoptéry s nasazenou vrtulí. Program Arduina čeká na stisk tlačítka, po kterém roztočí motor na

minimální otáčky. Poté se skokově změní pokyn pro ESC na maximum a Arduino začne odesílat naměřená data po sériové lince do počítače. Data se posílají jako čas vzorku a hodnota naměřená ADC převodníkem. Frekvence snímání je zhruba 2,5 kHz.

Data jsou následně zpracována skriptem v Matlabu. Skript detekuje vzešlé hrany signálu pomocí stavového automatu a nastaveného prahu. Dále je spočítána doba mezi vedlejšími hranami a následně přepočtena na rychlost. Ta je pak vynášena do grafu.

První experiment probíhal tak, že jsme uchytili kvadrokoptéru a zkusili provést měření s 50% výkonu. Měření proběhlo v pořádku. Naměřená data jsou na obrázku 3.3. Foto provedení měření na fotce 3.4.



Obrázek 3.3: Odezva motoru.



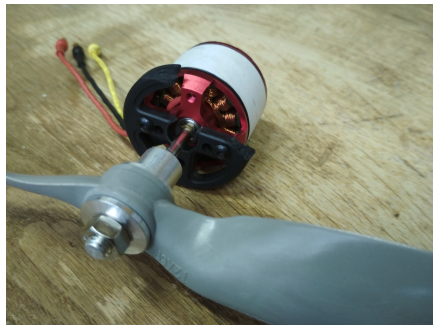
Obrázek 3.4: Foto měření.

Poté jsem zkusil zvýšit výkon na 60% a rameno s motorem se celé rozvibrovalo takovým způsobem, že nebylo možné provést měření. Domnívali jsme se, že z to může široká páska a její oscilace v proudu vzduchu od vrtule. Zkusili jsme tedy vzít náhradní rameno s motorem, upevnili ho lépe několika šrouby a zkusili provést test znovu. Při druhém pokusu s 60% výkonu se rameno také rozvibrovalo. Ovšem vibrace byly tak siné, že dráha vrtule se protla

s ramenem a točící se vrtule se zasekla o rameno, což zapříčinilo destrukci vrtule i ramena. Výsledek je na fotkách 3.5.



(a) : Zbytek ramena



(b) : Uchycení motoru.

Obrázek 3.5: Foto destrukce ramena.

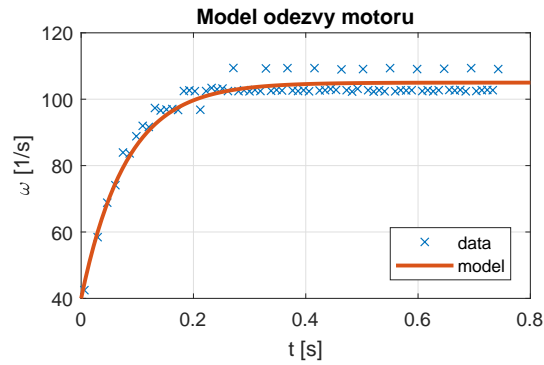
Bohužel mám tedy pouze jednu sadu dat, což je pro vytvoření přesného modelu poměrně málo. Na datech je také vidět nevhodně zvolený systém zpracování dat. Data z AD převodníku měla být zpracována spíše na Arduinu než v Matlabu, tím by se zvýšila přesnost měření času. Na tuto chybu jsem přišel až při následném zpracování dat. Bohužel, vzhledem k destrukci pokusu, nemohlo být měření provedeno znovu. Model se přesto pokusím určit, i když nebude moc přesný.

Model dynamiky prvního řádu lze plně popsat jediným parametrem, kterým je časová konstanta. Ta se určí jako čas, ve kterém odezva dosáhne 63% z finální hodnoty. V mých datech jsem jí určil na 0,08 s.

Výsledný model má poté přenos:

$$A(s) = \frac{1}{0,08s + 1} \quad (3.1)$$

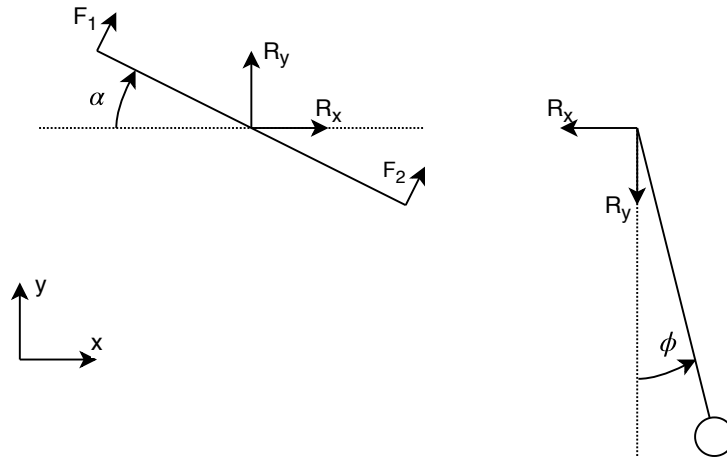
Pro verifikaci modelu jsem vygeneroval data modelem a porovnal s naměřenými daty v grafu 3.6. Z grafu je patrné, že pro tato data je model validní. Pro lepší přesnost by bylo nutné disponovat větším množstvím dat. Další zpřesnění by mohlo přinést přímé měření frekvenční charakteristiky v několika bodech.



Obrázek 3.6: Model odezvy motoru.

3.1.2 Odvození diferenciálních rovnic modelu dronu

Rovnice dynamiky jsem odvodil z rozkladu sil na model působících. K analýze a popisu všech sil jsem použil techniku uvolnění vazeb. Náčrt rozkladu systému je na obrázku 3.7.



Obrázek 3.7: Náčrt systému pro uvolnění vazeb.

Dynamika samotného dronu je dána jeho setrvačností (M a I), silou motorů (F_1 , F_2) a jejich ramenem (l), tíhou (g) a vnějšími silami kyvadla R na něj působícími. Má tři stupně volnosti, popsané souřadnicemi x_c , y_c a α . Platí pro něj vztah:

$$M\ddot{x}_c(t) = R_x(t) + (F_1(t) + F_2(t)) \sin \alpha(t) \quad (3.2)$$

$$M\ddot{y}_c(t) = R_y(t) - Mg + (F_1(t) + F_2(t)) \cos \alpha(t) \quad (3.3)$$

$$I\ddot{\alpha}(t) = \frac{1}{2}l(F_1(t) - F_2(t)) \quad (3.4)$$

Pro popis využívám Newton-Eulerovy rovnice. První je Newtonův zákon

síly, který lze vyjádřit těmito rovnicemi v souřadnicích kyvadla (x_p a y_p):

$$m\ddot{x}_p(t) = -R_x(t) \quad (3.5)$$

$$m\ddot{y}_p(t) = -R_y(t) - mg \quad (3.6)$$

Provedeme tedy transformaci do souřadnic dronu (x_c a y_c):

$$x_p(t) = x_c(t) + r \sin \phi(t) \quad (3.7)$$

$$\dot{x}_p(t) = \dot{x}_c(t) + r\dot{\phi} \cos \phi(t) \quad (3.8)$$

$$\ddot{x}_p(t) = \ddot{x}_c(t) - r\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \quad (3.9)$$

$$y_p(t) = y_c(t) - r \cos \phi(t) \quad (3.10)$$

$$\dot{y}_p(t) = \dot{y}_c(t) + r\dot{\phi}(t) \sin \phi(t) \quad (3.11)$$

$$\ddot{y}_p(t) = \ddot{y}_c(t) + r\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) \quad (3.12)$$

Síly R tedy vyjádříme jako:

$$R_x(t) = -m \left(\ddot{x}_c(t) - r\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \right) \quad (3.13)$$

$$R_y(t) = -m \left(\ddot{y}_c(t) + r\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) \right) - mg \quad (3.14)$$

Můžeme tedy dosadit do předchozích rovnic:

$$M\ddot{x}_c(t) = (F_1(t) + F_2(t)) \sin \alpha(t) - m \left(\ddot{x}_c(t) - r\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \right) \quad (3.15)$$

$$M\ddot{y}_c(t) = (F_1(t) + F_2(t)) \cos \alpha(t) - Mg - m \left(\ddot{y}_c(t) + r\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) \right) - mg \quad (3.16)$$

A po úpravách dostaneme:

$$\ddot{x}_c(t) = \frac{1}{M+m} \left((F_1(t) + F_2(t)) \sin \alpha(t) + mr\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) - mr\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \right) \quad (3.17)$$

$$\ddot{y}_c(t) = \frac{1}{M+m} \left((F_1(t) + F_2(t)) \cos \alpha(t) - mr\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) - mr\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) - (M+m)g \right) \quad (3.18)$$

Další je jeho ekvivalent pro rotační pohyb - Eulerova rovnice. Moment působící na těleso vytváří zrychlení jeho otáčivého pohybu. V našem případě, kdy považujeme závěs za dokonale tuhý, nehmotný a bez tření, vypadá tento vztah následovně:

$$\ddot{\phi}(t) = R_x \cos \phi(t) + R_y \sin \phi(t) \quad (3.19)$$

Po dosazení dostaneme vztah:

$$\begin{aligned} \ddot{\phi}(t) = & -m \cos \phi(t) \left(\ddot{x}_c(t) - r\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \right) \\ & - m \sin \phi(t) \left(\ddot{y}_c(t) + r\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) + g \right) \end{aligned} \quad (3.20)$$

Kompletní sada diferenciálních rovnic pro náš model tedy vypadá takto:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_c(t) = & \frac{1}{M+m} \left((F_1(t) + F_2(t)) \sin \alpha(t) + mr\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) \right. \\ & \left. - mr\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \right) \end{aligned} \quad (3.21)$$

$$\begin{aligned} \ddot{y}_c(t) = & \frac{1}{M+m} \left((F_1(t) + F_2(t)) \cos \alpha(t) - mr\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) \right. \\ & \left. - mr\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) - (M+m)g \right) \end{aligned} \quad (3.22)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\phi}(t) = & -m \cos \phi(t) \left(\ddot{x}_c(t) - r\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \right) \\ & - m \sin \phi(t) \left(\ddot{y}_c(t) + r\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) + g \right) \end{aligned} \quad (3.23)$$

$$\ddot{\alpha}(t) = \frac{l}{2I} (F_1(t) - F_2(t)) \quad (3.24)$$

3.1.3 Zahnutí řídicího systému dronu

Namodelování dynamiky samotného dronu s kyvadlem je pouze jednou z dílčích částí. Na dronu používáme řídicí systém, který dron stabilizuje a umožňuje ho ovládat pro pilota intuitivnějšími signály, než jsou jednotlivé tahy motorů. Tento řídicí systém tedy musíme namodelovat, pokud chceme kompletní model systému.

V krátkosti uvedu rychlý výtah z dokumentace [PX4b].

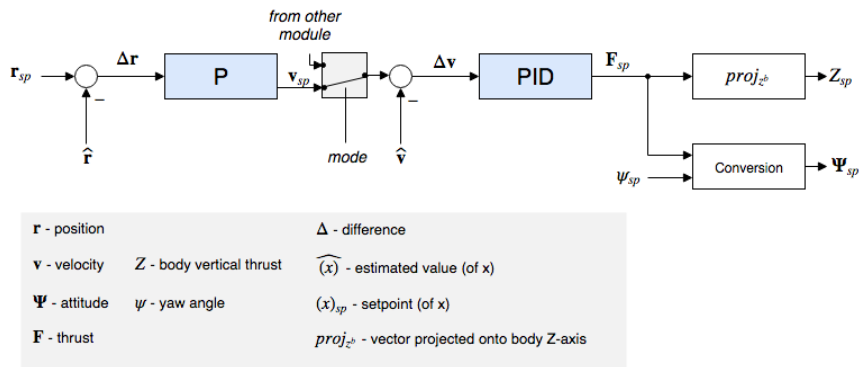
PX4 používá pro stabilizaci dronu PID regulátory. PID regulátor není optimální, ale pro použití v podobných systémech je poměrně vhodný. Pro

dostačující funkci stačí metodou pokus-omyl nastavit nějaké konstanty a dron může létat. Pro většinu uživatelů by bylo zbytečně složité vytvářet model celého systému a následně pomocí něho hledat v nějakém smyslu optimální regulátor.

Regulátory v PX4 nepracují s Eulerovými úhly, ale pro rotace používají kvaterniony. V principu jde o zvolení takové osy otáčení, aby následný pohyb byl možný pouze pomocí jediné rotace kolem ní. Tato rotace se poté řídí pomocí klasických regulátorů. Celý mechanismus je podrobně popsán v [BDH⁺13].

V PX4 je použitý PID regulátor doplněn o anti-windup a feedforward složku. Anti-windup má uživatelsky nastavitelnou mez. Feedforward je používán pro závodní drony a v jiných aplikacích se tato složka nepoužívá, takže je nastavena na nulu.

Struktura řízení má dvě úrovně. První úrovní je řízení rotace dronu a druhou poloha dronu. Pro řízení rychlostí je použit PID regulátor a pro polohy P regulátor. Pro ilustraci je schéma regulátoru na obrázku 3.8. Dále systém obsahuje omezení maximální úhlové rychlosti, maximálního náklonu a maximální rychlosti.



Obrázek 3.8: Schéma regulátorů PX4. Převzato z [PX4b].

Řídicí systém z PX4 se pro naše 2D zjednodušení poměrně zredukoval. Náš model bude rotovat pouze kolem jedné osy - to znamená že nepotřebujeme používat kvaterniony pro nalezení osy otáčení, ale stačí nám zahrnout samotné řízení rotace. Pro řízení úhlové rychlosti α je použit PID regulátor. Pro nastavení úhlu je použit jednoduchý P regulátor. Řízení výšky je usnadněno kompenzací náklonu, jinak je také použit PID regulátor pro řízení rychlosti a P regulátor pro polohu. Řízení rychlosti pohybu podél osy x obstarává PID regulátor a pro polohu je zase použit P regulátor.

Použitá kaskáda regulátorů je tedy popsána takto:

$$u(t) = K_{pV}(r_V(t) - y_V(t)) + K_{iV} \int_0^t r_V(t) - y_V(t) dt + K_{dV} \frac{d(r_V(t) - y_V(t))}{dt} \quad (3.25)$$

$$r_V(t) = K_{pP}(r_P(t) - y_P(t)) \quad (3.26)$$

a pokud zjednodušíme 2 vstupy do regulátoru na odchylku od reference ($r_V - y_V$), tak vzniklý SISO PID regulátor můžeme zapsat i v Laplaceově obrazu jako:

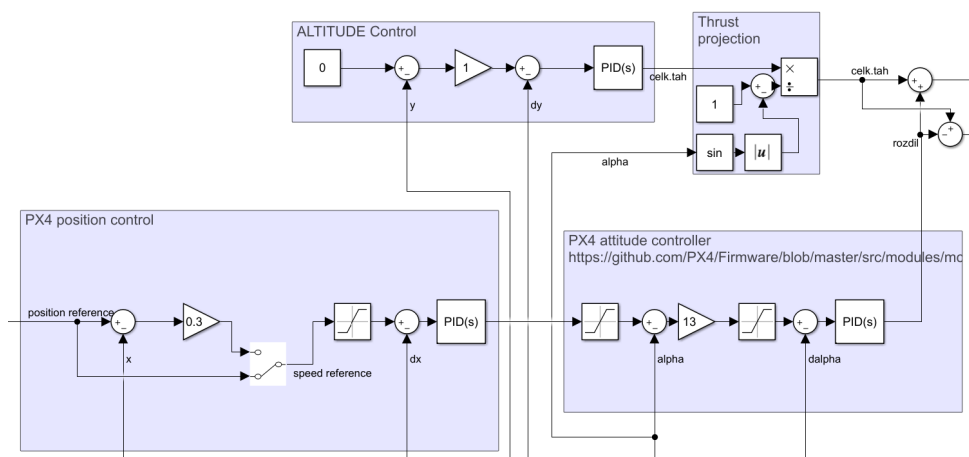
$$C(s) = \frac{K_{dV}s^2 + K_{pV}s + K_{iV}}{s} \quad (3.27)$$

kde konstanty K_{pV} , K_{iV} a K_{dV} jsou konstanty PID regulátoru rychlosti, r_V je reference rychlosti, r_P je reference polohy, K_{pP} je konstanta regulátoru polohy, y_V a y_P jsou výstupy rychlosti a polohy a u je akční zásah.

3.1.4 Implementace matematického modelu

Pro vytvoření nelineárního modelu jsem přistoupil k implementaci v Matlab Simulink. Nejdříve jsem zapojil část modelu pro reakční síly R_x a R_y , dle rovnic 3.13 a 3.14. Tyto části se totiž objevují na několika místech v dalších rovnicích. Poté jsem dokončil model pomocí rovnic 3.2, 3.3, 3.4 a 3.19.

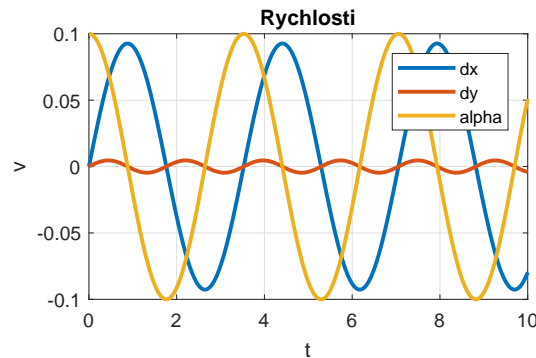
Do modelu jsem přidal i modely regulátorů řídicí jednotky. Obrázek modelu řídicí jednotky 3.9.



Obrázek 3.9: Obrázek modelu řídicí jednotky.

Celý model je přiložen k práci - soubory **nonlinModel.slx** a **init.m**.

Kmitání modelu v rovnovážném bodě s počáteční výchylkou kyvadla 0,1 rad je v grafu 3.10.



Obrázek 3.10: Graf rychlostí s kmity modelu.

3.2 Verifikace

Provést korektní verifikaci modelu není v našem případě tak snadné. Vzhledem k chybějící implementaci senzorů vychýlení břemena do PX4 nelze jednoduše zobrazit kompletní odezvu. Musel jsem tedy navrhnout jiný způsob verifikace.

Pro můj návrh verifikace vycházím z několika předpokladů. Pro vlastní frekvenci kmitů jsou zásadní parametry hmotnost dronu, hmotnost břemena a délka závěsu. Zjistit tyto tři parametry na reálném systému je snadné, stejně tak jako nastavit je v simulaci. Pokud si modely odpovídají, tak frekvence vlastních kmitů by si měly také odpovídat. Dalším vodítkem pro verifikaci bude amplituda těchto kmitů. Bohužel není možné změřit všechny amplitudy přesně, ale pro hrubou verifikaci nám postačí i řádový odhad reálné amplitudy a jeho porovnání s modelem.

3.2.1 Letový experiment

První letový test byl proveden v květnu 2019. Z neznámých příčin kvadrokoptéra nebyla stabilní. Stále kmital úhel náklonu a také nefungovala stabilizace výšky. Tyto nestability zapříčinily pád, který byl pro kvadrokoptéru fatální. Spadla z velké výšky (20+ metrů) na asfaltovou příjezdovou cestu. Stav kvadrokoptéry po pádu je na fotce 3.11.



Obrázek 3.11: Foto zničeného dronu.

Stavba nového dronu zabrala zhruba měsíc, a několik dalších dní trvalo ladění, než bylo možné dron použít k letovým testům.

Provedl jsem testovací let s břemenem o hmotnosti 622 gramů, vzletová hmotnost dronu byla 1770 gramů a délka závěsu 2 metry. Pro druhý testovací let jsem zkrátil délku závěsu na 1,3 metru.

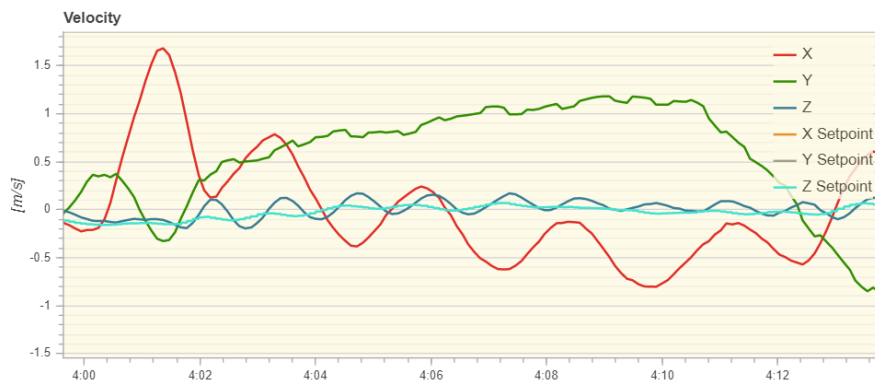
Během prvního letu s 2 metry dlouhým závěsem jsem vybudil několik odezev a u těch jsem následně měřil periodu kmitů. Ukázka záznamu je v grafu 3.12. Přesnost měření není velká, data se ukládají každých 100 ms. Pro dosažení lepší přesnosti jsem zprůměroval více period. Naměřené periody se pohybovaly od 2,5 s do 2,9 s, s průměrem z 8 period 2,61 s. Z letu byl pořízen videozáznam¹.

Druhý let proběhl se závěsem dlouhým 1,3 metru. V průběhu letu se ukázalo, že rozkmitat kratší kyvadlo je snazší. Proto i když let probíhal kratší dobu, tak kmitání kyvadla je dobře viditelné v podstatě v průběhu celého letu. To je vidět v záznamu 3.13. Periodu jsem změřil u 10 kmitů a její průměr je 2,07 s. Z letu byl pořízen videozáznam².

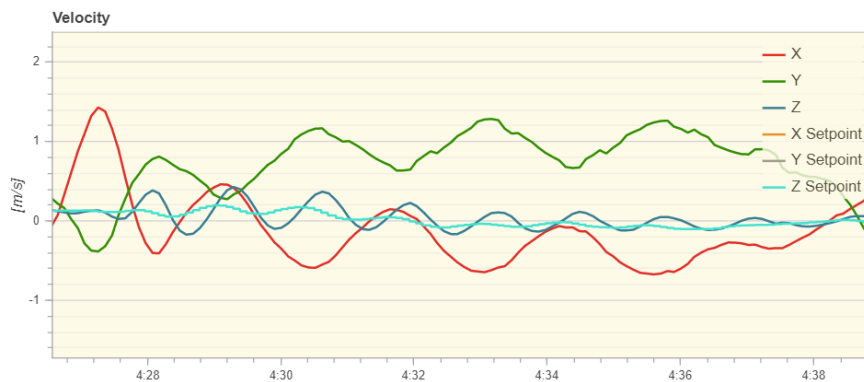
Na videích z letů jsem sledoval amplitudu vybuzených kmitů kyvadla. Při obou letech se mi podařilo dosáhnout maximální výchylky kyvadla zhruba 0,5 rad. Amplituda oscilací rychlosti dronu v ose kmitání byla zhruba 1 m/s.

¹<https://youtu.be/K2oe90qRk5o>

²<https://youtu.be/ixBLJV5yMPA>



(a) : Odezva na vybuzení v čase 4:02



(b) : Odezva na vybuzení v čase 4:26

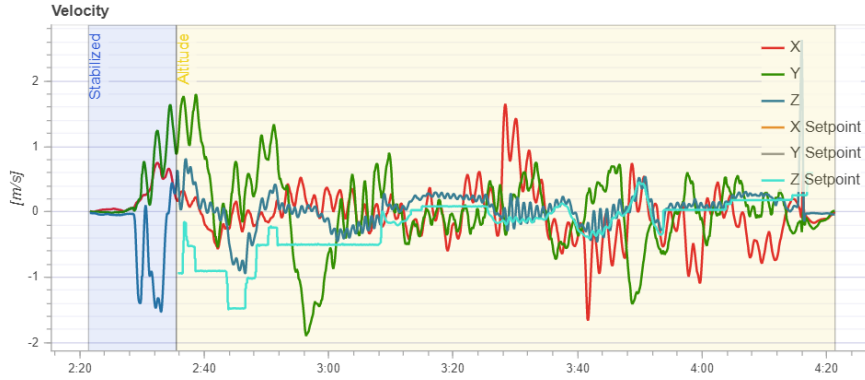
Obrázek 3.12: Rychlosti dronu s 2 m kyvadlem při vybuzení kmitů.

Rychlost změny výšky oscilovala s amplitudou 0,5 m/s.

Matematický model jsem nastavil parametry dronu a simuloval s počáteční výchylkou kyvadla 0,5 rad. Amplituda ve vodorovné ose byla řádově shodná, ale amplituda rychlosti pohybu ve svislé ose byla odlišná. To se ukázalo jako důsledek nastavení řízení pro tuto osu.

3.3 Linearizace

Linearizaci provedu pouze pro model dronu s kyvadlem bez řídicího systému. Navíc jsem zjednodušil rovnice o silové působení motorů a zavedl místo nich pouze síly F_x a F_y . Zároveň tím odstraním rovnici pro náklon dronu α .



Obrázek 3.13: Rychlosti dronu z letu s 1,3 m kyvadlem.

Rovnice tedy budou vypadat následovně:

$$\ddot{x}_c(t) = \frac{1}{M+m} \left(F_x(t) + mr\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) - mr\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \right) \quad (3.28)$$

$$\ddot{y}_c(t) = \frac{1}{M+m} \left(F_y(t) - mr\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) - mr\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) - (M+m)g \right) \quad (3.29)$$

$$\ddot{\phi}(t) = -m \cos \phi(t) \left(\ddot{x}_c(t) - r\dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \cos \phi(t) \right) - m \sin \phi(t) \left(\ddot{y}_c(t) + r\dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) + r\ddot{\phi}(t) \sin \phi(t) + g \right) \quad (3.30)$$

Úpravami dostanu rovnice do tvaru vhodného pro linearizaci:

$$\ddot{x}_c(t) = \left(\frac{1}{M+m} + \frac{mr \cos^2 \phi(t)}{M^2(r + \frac{1}{m}) + M(mr + 2) + m} \right) F_x(t) + \frac{mr \cos \phi(t) \sin \phi(t)}{M^2(r + \frac{1}{m}) + M(mr + 2) + m} F_y(t) + \frac{mr}{M+m} \dot{\phi}^2(t) \sin \phi(t) \quad (3.31)$$

$$\ddot{y}_c(t) = \left(\frac{1}{M+m} - \frac{mr \sin^2 \phi(t)}{M^2(r + \frac{1}{m}) + M(mr + 2) + m} \right) F_y(t) + \frac{mr \sin \phi(t) \cos \phi(t)}{M^2(r + \frac{1}{m}) + M(mr + 2) + m} F_x(t) - \frac{mr}{M+m} \dot{\phi}^2(t) \cos \phi(t) - g \quad (3.32)$$

$$\ddot{\phi}(t) = -\frac{F_x(t) \cos \phi(t) + F_y(t) \sin \phi(t)}{1 + Mr + \frac{M}{m}} \quad (3.33)$$

Pro stavový popis jsem stanovil vektor stavů jako $\mathbf{x} = [\dot{x}_c \ x_c \ \dot{y}_c \ y_c \ \dot{\phi} \ \phi]^T$ a vektor vstupů $\mathbf{u} = [F_x \ F_y]$. Bod linearizace je $\mathbf{x}_0 = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ a $\mathbf{u}_0 = [0 \ g]$.

Lineární systém ve tvaru:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (3.34)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \quad (3.35)$$

tedy bude mít matice \mathbf{A} , \mathbf{B} a \mathbf{C} v následujícím tvaru:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-gmr}{M^2(r+\frac{1}{m})+M(mr+2)+m} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-2mr}{M+m} & \frac{-gmr}{M^2(r+\frac{1}{m})+M(mr+2)+m} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-g}{1+Mr+\frac{M}{m}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{mr+1}{Mr+m+M} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{M+m} \\ 0 & 0 \\ \frac{-1}{1+Mr+\frac{M}{m}} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

Kapitola 4

Návrh řízení

V této kapitole je popsán návrh řízení pro tlumení výkyvu závaží.

Nejdříve je uveden přehled používaných řešení v sekci 4.1. Poté je v sekci 4.2 vysvětlen princip tvarovačů signálu a následně jejich návrh. Poslední sekce 4.3 se věnuje simulačnímu ověření mnou navrženého řízení a přehledu poznatků získaných simulacemi.

4.1 Možnosti řízení

Pro řešení tohoto problému je možné zvolit mnoho různých strategií. Z tohoto důvodu jsem nejdříve provedl rešerši dostupné literatury a hledal již použitá a funkční řešení.

V článku [HHV17] je popsán návrh ZV a DZV shaperu pro závaží zavěšené na dronu. Navržené řízení je poté ověřováno simulací. Model v článku se od mého podstatně liší, i když popisuje stejný dynamický systém. Dále je pro stabilizaci kvadrokoptéry používáno řízení, které není v žádné z běžně používaných jednotek.

V [PAS15] autoři zkonstruovali pokusnou platformu pro testování konceptu ZV shaperu na závaží, zavěšeném pod vrtulníkem. V článku navrhli ZV shaper a ověřili jeho funkci na zkonstruované platformě.

Článek [HD11] popisuje sice řízení inverzního kyvadla, což je ale stejný systém, jen s většími nároky na řízení. V článku jsou navrženy dva LQR (Linear Quadratic Regulator) regulátory pro různé letové režimy. Výsledky jsou ověřeny na reálném dronu s kyvadlem.

V článku [TTM15] je popisován návrh NMPC (Nonlinear Model Predictive Control) a LQR pro dron se zavěšeným břemenem a jejich srovnání na simulacích.

V [APS14] je popsán způsob návrhu MFC (Model Following Control) řízení pro vrtulník se zavěšeným břemenem. Toto řízení kombinuje přístup přímovazebního a zpětnovazebního řízení. Zpětnovazební řízení je zde použito pouze pro kompenzaci chyb modelu a externích poruch, zatímco kompenzace dynamiky systému je řešena shaperem.

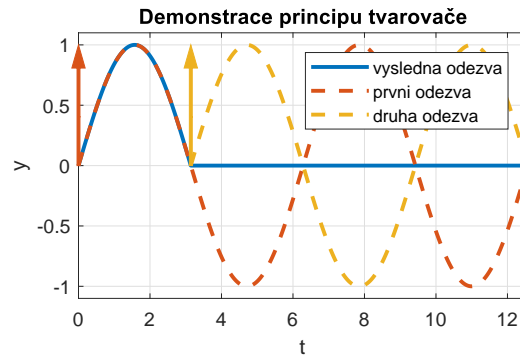
4.2 Tvarovače signálu

Tvarovač signálu upravuje vstupní signál takovým způsobem, aby potlačil nežádoucí dynamiku systému. Hlavní výhodou tohoto přístupu je, že takovéto řízení nepotřebuje žádný senzor ani odhad stavů, a pro jeho návrh je nutná pouze znalost modelu systému.

Tvarovače ale mají dvě hlavní nevýhody. První je nemožnost kompenzovat vnější poruchy a druhá je nutná znalost přesných parametrů modelu.

U ZV tvarovačů signálu potlačujících vlastní kmity systému je princip jejich funkce poměrně prostý. Signál, který vybudí tyto vlastní kmity je následován stejným signálem, který vybudí další vlastní kmity, ale s opačnou fází - tudíž se tyto kmity navzájem vyruší. Demonstrace je na obrázku 4.1.

Takovéto tvarovače se používají v mnoha aplikacích, jako například kompenzace výkyvu zavěšeného břemena u jeřábů, nebo tlumení vibrací v robotických manipulátorech.



Obrázek 4.1: Demonstrace principu tvarovače.

4.2.1 ZV shaper

ZV shaper má obecný tvar:

$$u(t) = Ar(t) - (1 - A) \int_0^v r(t - n) dh(n) \quad (4.1)$$

kde $A \in (0, 1)$ je síla shaperu, n je časová prodleva s tvarem $h(n)$, což je funkce neklesající v intervalu $n \in (0, v)$ s mezními hodnotami $h(0) = 0$ a $h(v) = 1$. Přenos shaperu poté vypadá:

$$S(s) = A + (1 - A)G(s) \quad (4.2)$$

kde G je Laplaceův obraz funkce $h(n)$.

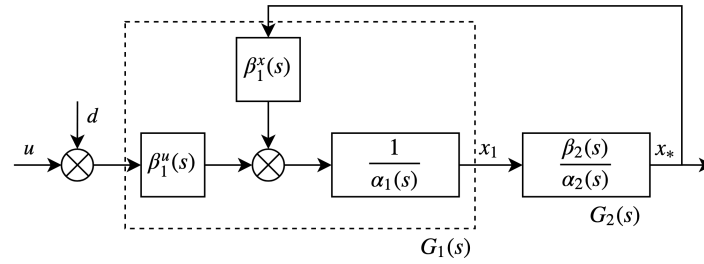
Shaper je připojený v sérii s řízeným systémem a kompenzuje vlastní kmitův systému pomocí tvarování rychlostní reference. To dělá pomocí nul umístěných přes oscilující póly systému $p_{1,2} = -\beta \pm j\Omega$ kde $\beta = \omega\zeta$ a $\Omega = \omega\sqrt{1 - \zeta^2}$. ω je vlastní frekvence těchto kmitů a ζ jejich tlumení.

Klasický ZV shaper má funkci definovanou jako posunutý jednotkový skok. Jeho Laplaceův obraz je $G(s) = e^{-sv}$. Návrh shaperu spočívá v umístění jeho dominantních nul na póly systému, které chceme potlačit. To uděláme vypočtením parametrů ze vztahů:

$$A = \frac{e^{\frac{\beta}{\Omega}\pi}}{1 + e^{\frac{\beta}{\Omega}\pi}} \quad (4.3)$$

$$v = \frac{\pi}{\Omega} \quad (4.4)$$

Pro identifikaci těchto pólů musíme provést transformaci systému do speciální formy, která izoluje vnitřní dynamiku systému. Schéma této úpravy je na 4.2.



Obrázek 4.2: Schéma systému s izolovanou vnitřní dynamikou.

V článku [HV17] je popsán následující postup:

1. Nejprve potřebujeme systém v následujícím tvaru:

$$\ddot{x} = \mathbf{E}\dot{x} + \mathbf{F}x + \mathbf{B}u \quad (4.5)$$

2. Následuje rozložení matic jeho koeficientů:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} f_{11} & \mathbf{F}_{1*} \\ \mathbf{F}_{*1} & \mathbf{F}_{**} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} e_{11} & \mathbf{E}_{1*} \\ \mathbf{E}_{*1} & \mathbf{E}_{**} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} b_1 \\ \mathbf{B}_* \end{bmatrix}$$

3. Provedeme transformaci

$$\mathcal{F} = \mathbf{F}_{**} - \frac{\mathbf{B}_*}{b_1} \mathbf{F}_{1*} \quad (4.6)$$

$$\mathcal{E} = \mathbf{E}_{**} - \frac{\mathbf{B}_*}{b_1} \mathbf{E}_{1*} \quad (4.7)$$

4. Následně spočítáme charakteristický polynom této izolované dynamiky:

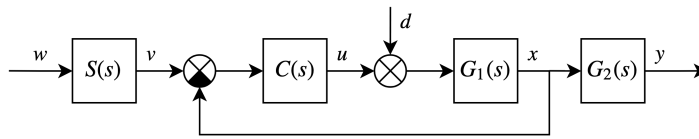
$$\alpha_2(s) = \det(\mathbf{I}s^2 - \mathcal{E}s - \mathcal{F}) \quad (4.8)$$

5. Jeden z kořenů tohoto polynomu je námi hledaný mód.

Tento postup byl implementován v Matlab skriptu. Ten je přiložen jako příloha s názvem souboru **transformace.m**.

4.3 Navržené řízení a simulace

Navržený ZV shaper nebude na reálném modelu dokonale funkční, a to z důvodu nedostatečné identifikace. Kompletní systém totiž bude vypadat jako na obrázku 4.3. Přenos $G_1(s)$ reprezentuje samotnou kvadrokoptéru a přenos $C(s)$ její zpětnovazební řízení společně se vstupem pro poruchu d . Identifikace samotného přenosu $G_1(s)$ je ještě proveditelná, ale vzhledem k složité implementaci řízení a měření uvnitř řídicí jednotky, kterou reprezentuje přenos $C(s)$, je identifikace všech parametrů prakticky nemožná. Přenos $G_2(s)$ reprezentuje samotné kyvadlo zavěšené na dronu a $S(s)$ je samotný shaper.



Obrázek 4.3: Schéma celého systému se shaperem.

Reálná perioda kmitů, změřená při verifikačním letu byla 2,61 s pro 2 m kyvadlo a 2,07 s pro 1,3 m dlouhé kyvadlo. Perioda kmitů, vypočítaná dle pólů linearizovaného modelu, byla 2,73 s pro 2 m dlouhé kyvadlo a 2,48 s pro 1,3 m dlouhé kyvadlo. Pokud aplikujeme postup z kapitoly 4.2.1, tak navržené shapery mají dobu zpoždění 1,23 s (odpovídá periodě kmitů 2,45 s) pro 2 m kyvadlo a 1,15 s (odpovídá periodě kmitů 2,29 s) pro 1,3 m kyvadlo.

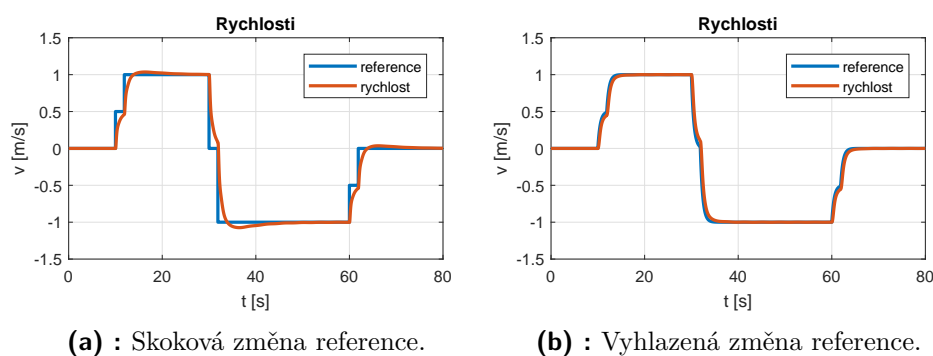
Výhoda ZV shaperu je, že pro nastavení jeho parametrů je potřebná pouze vlastní frekvence kmitů a jejich tlumení. Tyto parametry lze snadno změřit na reálném systému jednoduchým pokusem. Stačí jakýmkoliv způsobem vybudit kmity závaží a toto kmitání změřit. Toto kmitání je do určité míry stabilní a ovlivnitelné pilotem, tudíž je experiment bezpečný a nehrozí při něm destrukce dronu. Navíc díky silné provázanosti systému lze tyto kmity měřit v podstatě kdekoliv, například pomocí IMU řídicího systému.

DZV shaper pro moje použití nemá smysl, protože do ZV shaperu jde signál generovaný pilotem, který má omezenou frekvenci. Výhodný je DZV shaper obzvláště v případě tvarování zpětné vazby, jak je popisováno v [HV17].

Na nelineárním modelu jsem testoval navržený regulátor a vlivy další dynamiky kvadrokoptéry na něj.

Zásadní vliv na výkon celého dronu má přidání dynamiky motorů. Jejich dynamika je v porovnání s dynamikou kyvadla velmi rychlá, ale ne už tolik

v porovnání s dynamikou dronu. Například smyčka stabilizující úhlovou rychlost je na zpoždění v řádu desetin vteřiny poměrně citlivá. Zhoršením jejího výkonu utrpí dynamika celého dronu, protože je stabilizován skrze tuto smyčku. Pokud tedy řídíme rychlost dronu, tak jeho reakce jsou v řádu vteřin, jak je vidět na obrázku 4.4a. Ovšem při omezení frekvence změny reference, jako v reálném případě, kdy jí generuje pilot, je její sledování poměrně přesné (obrázek 4.4b).



(a) : Skoková změna reference.

(b) : Vyhlazená změna reference.

Obrázek 4.4: Ukázka sledování reference.

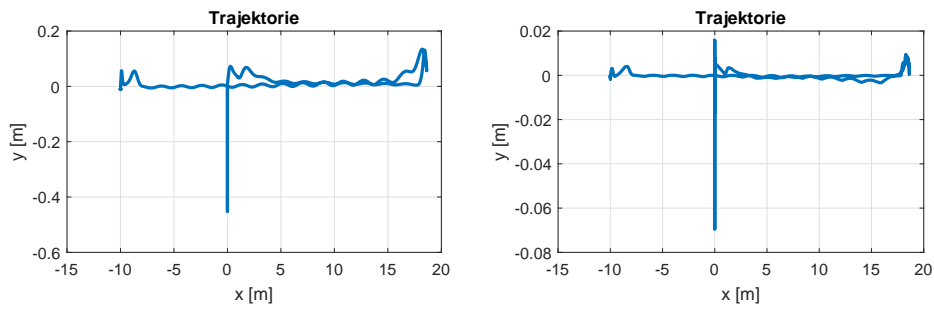
Navíc vyladění PID regulátorů stabilizujících dron je složité, a dosáhnout optimálních výsledků bez překmitů a rozumných dob ustálení si vyžádá hodně času.

Řízení vlastních kmitů dronu s kyvadlem o podobné hmotnosti se závěsem délky v řádu metrů je tedy poměrně obtížný úkol - doba kyvu takového závaží je totiž v řádu vteřin. Řízení je navíc zkomplikováno nedokonalostmi naladění regulátorů, takže odezva není dokonale hladká a obsahuje další zákmity. To se také ukázalo pro řízení kyvu břemena bez zpětné vazby jako problém.

Další vliv na stabilizaci břemene bude mít kolísání výšky během manévřů. V modelu totiž není zahrnuta dynamika snímačů a EKF, která způsobí zpoždění. To si vyžádá odlišné nastavení řídicí smyčky pro výšku. Na obrázku 4.5 je porovnání výsledků pro nerealistické nastavení, které model umožňuje, a realistické nastavení, které bylo odvozeno od chování reálné kvadrokoptéry během letových testů.

Pro velmi pomalé manévry naopak budeme narážet na přesnost měření rychlosti, která se určuje hlavně pomocí GPS. Přesný a rychlý lokalizační systém (například motion capture system) by tento problém odstranil. Problém těchto pokročilých systémů je především jejich cena, kvůli které nám nejsou dostupné.

Z těchto předpokladů vychází, že použití tohoto systému stabilizace na



(a) : Realistické nastavení.

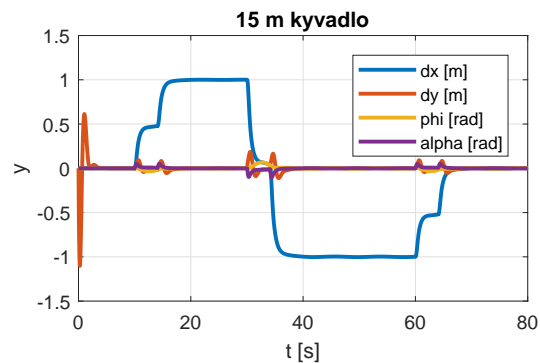
(b) : Nerealistické nastavení.

Obrázek 4.5: Záznam polohy pro různá nastavení regulace výšky.

našem dronu je poměrně omezené.

S dynamikou motorů nepočítá žádný z dosud publikovaných článků ([HV17] nebo [HHV17]), věnujících se použití ZV shaperů pro multikoptéry, i když z mých výsledků je zřejmé, že má významný vliv na funkčnost celého konceptu řízení. V těchto článcích je ale používán inverzní shaper ve zpětné vazbě, který by měl na tuto další dynamiku reagovat.

Dynamika motorů bude mít zanedbatelný vliv pro podstatně delší kyvadla, kde jejich časové konstanty budou mít poměr několika řádů. Výsledek této simulace je na obrázku 4.6.

**Obrázek 4.6:** Simulace s 15 m kyvadlem.



Část II

Praktická část

Kapitola 5

Praktická implementace

V této kapitole se budu věnovat praktické implementaci řízení navrženého v kapitole 3.

Sekce 5.1 pojednává o výběru a popisu řídicí jednotky. V další sekci 5.2 popisují jak vypadá struktura řízení. Sekce 5.3 popisuje provedené úpravy řídicí jednotky. Na závěr je sekce 5.4 s letovými testy a sekce 5.5 se zhodnocením.

5.1 Popis řídicí jednotky

Řídicí jednotka je zařízení umístěné na kvadrokoptěře, které zpracovává data ze senzorů a povely od pilota, a na jejich základě vydává povely pro motory.

Pro naše použití jsem vybral projekt s názvem "PX4 Autopilot" (<https://px4.io/>). Ze současných možností je pro podobná použití tento projekt nejzajímavější, zejména kvůli dvěma vlastnostem. První je podpora velkého množství různých hardwarových i letových platforem. Druhou je rozsáhlá dokumentace, která usnadňuje úpravy.

Jako hardware jsem vybral Emlid Navio2 s Raspberry Pi 3B+. Tato volba je totiž velmi flexibilní v možnostech připojení dalších senzorů.

Architektura PX4 je popsána v [PX4a]. Celý SW je systém modulů, komunikujících spolu pomocí zasílání asynchronních zpráv. Pro mě je nejzajímavější část, označovaná jako "Flight stack", kde jsou sdruženy moduly potřebné k řízení letu, jako je zpracování dat ze senzorů, příjem povelů, zpětnovazební řízení a obsluha výstupů k akuatorům.

■ 5.2 Struktura řízení

Struktura použitých regulátorů je popsána v sekci 3.1.3. Pro praktické použití je důležité který signál ovládá pilot. To je definováno tzv. módem. Vlastní módy lze v PX4 architektuře implementovat jako samostatné moduly, které zpracovávají povely k letu a vytváří z nich referenční signály pro zpětnovazební regulátory. Tento přístup je velmi elegantní, ale poměrně pracný. Aby byl tento letový režim použitelný je nutné implementovat i ovládací prvky a alespoň některé další funkční prvky. Vzhledem k cíli mé práce, kterým je návrh a ověření řídicích algoritmů, jsem se rozhodl pro méně elegantní, ale mnohem snazší řešení.

Pro můj experiment jsem implementoval ZV shaper mimo PX4. Nejjednodušší způsob implementace je úprava signálu jdoucího do PX4. Je tedy nutné znát význam signálu, který upravujeme.

PX4 má tyto tři základní a nejpoužívanější módy. Ostatní módy jsou většinou specializované na konkrétní činnost, například pro závodní drony, nebo létání po předem určených trajektoriích.

■ Stabilized

V tomto módu ovládá pilot náklon dronu. Výchylka páčky řízení přímo odpovídá úhlu náklonu dronu ve vodorovné rovině. Páčka pro ovládání motorů ovládá přímo jejich celkový tah. Páčka ovládání rotace kolem svislé osy ovládá rychlost této rotace.

■ Altitude

Mód Altitude se od módu Stabilized liší ovládním tahu motorů. Tento mód totiž stabilizuje výšku dronu a páčka plynu ovládá rychlost stoupání/klesání. Jako senzor výšky se používá hlavně barometr. Význam ostatních signálů je totožný s módem Stabilized.

■ Position

Mód Position je nejkompexnější. Pilot páčkami ovládá rychlost dronu vůči zemi. Při nulové výchylce dron udržuje polohu. Výška a rotace kolem svislé osy jsou řízeny stejným způsobem jako v módu Altitude. Pro určení polohy je nutné použití GPS, i když PX4 pro zpřesnění využívá i inerciální navigaci.

Můj ZV shaper je navržen pro tvarování rychlosti, tudíž nejvhodnějším módem je Position. V ostatních módech by bylo nutné implementovat i vlastní zpětnovazební řízení výšky, rychlosti, nebo polohy. Mód Position je navíc poměrně bezpečný pro pilotáž, vzhledem k jasnému ukotvení v prostoru. Ovšem hrozí nebezpečí, že při stabilizaci polohy a velkých kmitech závaží, dron svou snahou o udržení polohy závaží rozkmitá více.

■ 5.3 Použitá implementace

Pro můj experiment jsem implementoval ZV shaper mimo PX4. Mezi přijímač RC signálu a řídicí jednotku jsem připojil Arduino které vstupní signál upraví. Arduino čte PPM signál z přijímače, rozkládá jednotlivé kanály, upraví hodnoty dle požadavků a znovu vytvoří PPM signál.

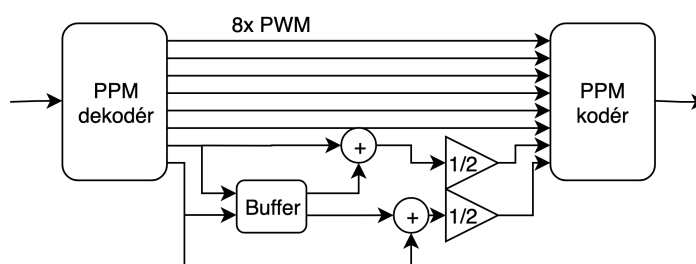
PPM signál je standardním signálem používaným pro přenos informace o jednotlivých kanálech modelářských RC souprav. Jeden rámeček je dlouhý 22,5 ms a obsahuje informaci o minimálně šesti, běžně osmi kanálech. Rámeček pro osm kanálů je tvořen devíti pulsy o délce 300 μ s, jejichž náběžné hrany jsou od sebe vzdáleny 900-2100 μ s, přičemž 1500 μ s je považováno za středovou hodnotu.

Z definice signálu se přímo nabízí připojení na pin, umožňující přerušení

procesoru s náběžnou hranou. Měřením času mezi přerušeními a stavovým automatem poté určíme hodnoty pro jednotlivé kanály.

Pro složení signálu použijeme z důvodu větší přesnosti časovač. Nastavíme délku pulsu $300 \mu\text{s}$ a dobu běhu podle délky pulsu pro daný kanál. Obsluha přerušení poté vyměňuje dobu běhu za délku pulsu dalšího kanálu.

ZV shaper dle rovnice 4.1 je implementován jako kruhový buffer, kterým se zpožďuje přijatý signál. Buffer má délku vypočtenou z délky PPM rámce a požadované prodlevy. Společně s hodnotou signálu se ukládá i její časová značka, a to z důvodu že závisle od výrobce RC přijímače může mít PPM rámec různou délku. Signál se po projití bufferem dělí dvěma a sčítá s aktuálním příchozím signálem, také děleným dvěma. Znázornění toku signálu je na obrázku 5.1.



Obrázek 5.1: Znázornění toku signálu Arduinoem.

Program navíc kontroluje přítomnost signálu na vstupu, a pokud není přítomen, tak nastaví kanál plynu na $900 \mu\text{s}$ (indikace chybějícího signálu) a rozsvítí LED.

5.4 Letové testy

Testovací let měl ověřit výsledky simulačních experimentů, hlavně pak vliv nedokonalostí v nastavení řídicí jednotky.

Let byl proveden s kvadrokoptérou o vzletové hmotnosti 1770 g , závažím o hmotnosti 622 gramů a závěsem délky 2 m .

V době letového testu foukal poměrně silný vítr (5 m/s s nárazy až 10 m/s). Z tohoto důvodu jsem se rozhodl provést start v režimu Stabilized, z

důvodu lepší kontroly nad dronem. Po startu jsem přepnul letový mód na požadovaný Position.

Mezi přijímačem a řídicí jednotkou byl zapojen přípravek z Arduina. Jeho zapojení lehce komplikovalo ovládání ve vodorovné rovině v módu Stabilized během startu. Hlavní motivací pro start v tomto módu bylo přímé ovládání tahu motorů, které zůstalo zachováno. Start byl nakonec bezproblémový.

Délka zpoždění signálu v přípravku byla nastavena na polovinu periody kmitání, změřeného při verifikačním letu. Toto nastavení bylo provedeno přímo během testování, kdy jsem změřil periodu na jednom kyvu 2,8 s a zpoždění nastavil na 1,4 s. Při pozdějším vyhodnocování dat se tato hodnota ukázala jako nepřesná, avšak na průběh testovacích letů, to dle mého pozorování, nemělo vliv.

Po vzletu a přepnutí do Position módu jsem se snažil vybudit kmity závaží, stejně jako při verifikaci. Většinou se jednalo o pohyb rychlostí kolem 5 m/s.

V záznamech 5.2 je několik vybraných průběhů rychlostí během manévrů.

- Graf 5.2a zobrazuje příklad špatného sledování referenční rychlosti.
- Grafy 5.2b a 5.2d zobrazují poměrně dobré sledování reference s výslednou rychlostí výrazně ovlivněnou funkcí shaperu.
- Grafy 5.2c a 5.2e zobrazují hladkou a pomalu narůstající referenci na které je málo patrný vliv funkce shaperu. To poté vedlo k pomalé změně rychlosti tak, že nevybudila kmity závaží.

Z jednotlivých grafů je vidět, že sledování reference rychlosti je u reálného dronu podstatně horší než v matematickém modelu. Ovšem tvarování reference shaperem ovlivní i tvar výsledné rychlosti, takže funkci shaperu tato špatná regulace tolik neovlivní.

Z videa¹ je vidět kmitání kyvadla během manévrů. Amplituda je malá a směr kývání se zdá náhodný, takže nelze rozlišit, zda tyto kmity o malé amplitudě jsou způsobeny funkcí shaperu, dronu, nebo větrem.

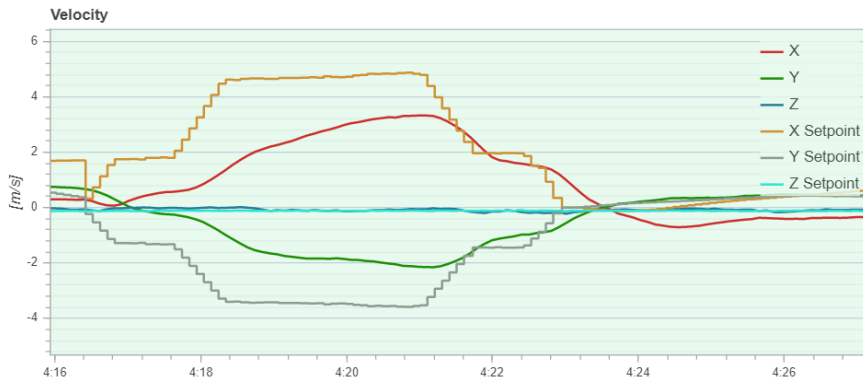
¹<https://youtu.be/k0WHBQcye2U>

■ 5.5 Zhodnocení praktické implementace a testů

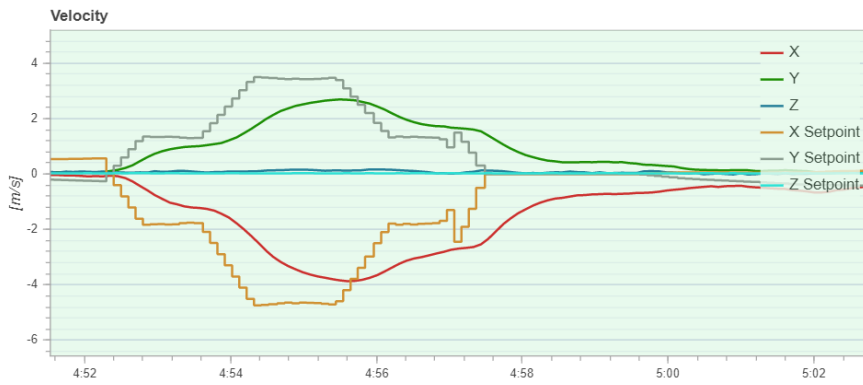
Letovým testem se mi nepodařilo ověřit výsledky mých simulačních experimentů. To bylo způsobeno hlavně větrem, který nám do systému zanášel poruchu. Letové testy bylo ale nutné provádět venku, protože k určování poloh a rychlostí je nutná GPS. Lokalizační možnosti uvnitř budov jsou nákladné. Navíc nedisponujeme dostatečně velkými prostory pro takovéto letecké experimenty.

Použitá implementace se ukázala jako dostatečná a během experimentů jsem nenarazil na omezení z ní plynoucí. Implementace uvnitř PX4 by byla elegantnějším řešením, ale trvala by mnohem delší dobu a byla by nepoměrně pracnější se stejným výsledkem.

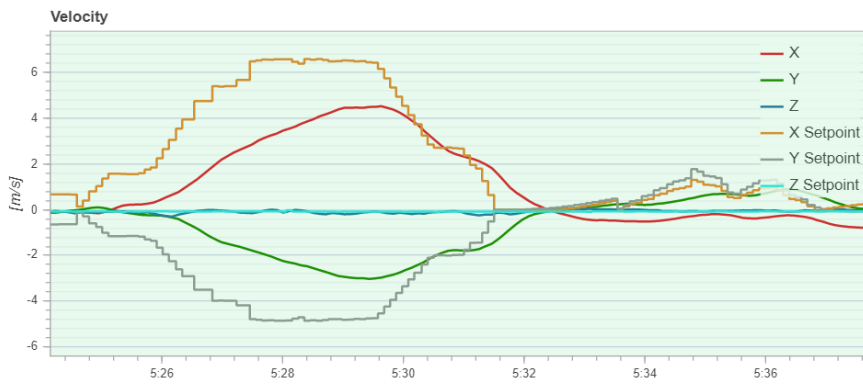
Pro implementaci inverzního shaperu ve zpětné vazbě by byla implementace do PX4 nezbytná.



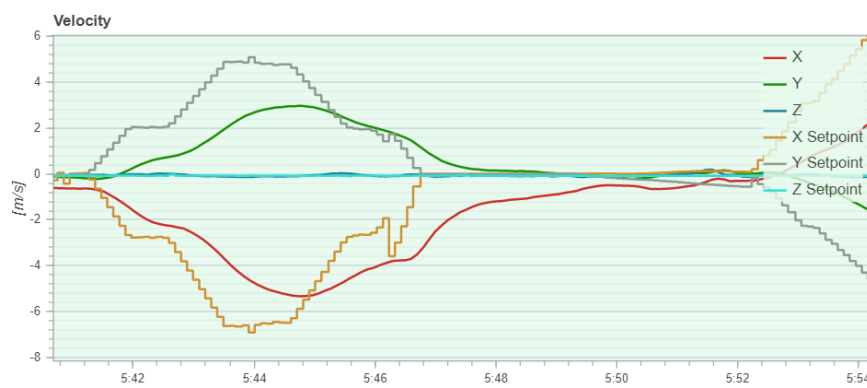
(a) : 4:18



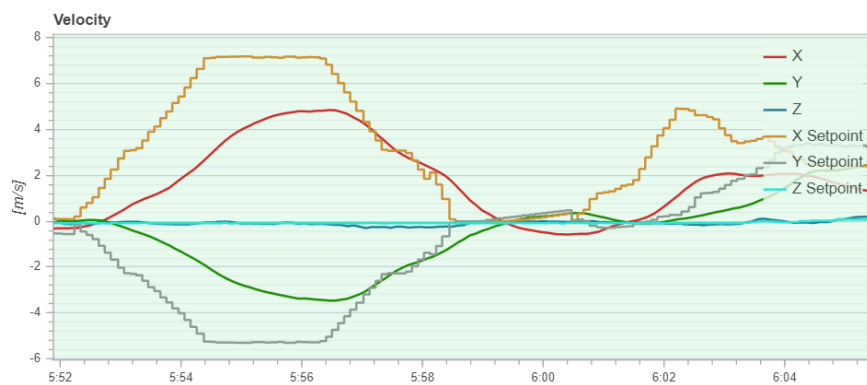
(b) : 4:53



(c) : 5:26



(d) : 5:42



(e) : 5:53

Obrázek 5.2: Záznamy rychlosti z vybraných manévrů.



Kapitola 6

Možné pokračování

Z mých zjištění vyplývá, že funkce řízení pomocí ZV shaperu bude ovlivněna další dynamikou celé kvadroptéry.

Dynamiku kvadroptéry navíc nelze zjednodušit na jednorozměrný pohyb, tudíž pro ni nelze použít jednorozměrný koncept řízení, jakým je ZV shaper. Možným dalším pokračováním je tedy návrh vícerozměrného řídicího systému, který bude brát v potaz i změny výšky a nedokonalé řízení dronu.

Dalším pokračováním praktického experimentu bude implementace senzoru vychýlení břemene na dron. To bude užitečné pro verifikaci modelu a vyhodnocení výsledků pokusu. Poté bude také možné pokračovat návrhem zpětnovazebního řízení.

V následujících měsících budou provedeny další experimenty v hale s lokalizačním systémem tak, aby se daly vyloučit externí vlivy, se kterými jsem se potýkal.



Kapitola 7

Závěr

Cílem práce bylo ověřit dynamiku řízení pomocí ZV shaperu na dronu se zavěšeným břemenem. To jsem provedl jak simulacemi, tak i letovými testy.

Z výsledků simulací jsem vyvodil závěr, že obsažením dynamiky motorů a řídicího systému dronu významně utrpí rychlost reakcí celého dronu. To se pak projeví i při řízení výkyvu kyvadla s délkou v řádech metrů.

Během letových testů bylo nutné vypořádat se s mnoha technickými problémy. Kvůli nim také havaroval první dron a práce tím nabrala zpoždění. Dále práci komplikovaly všechny letové testy, kdy kvůli každému nebanálnímu problému bylo nutné testování ukončit, problém vyřešit a naplánovat nové testování. To bylo také závislé na počasí. Za jeden z výsledků práce bych proto považoval praktické poznatky k testování.

Pozorování funkce ZV shaperu v reálných podmínkách ukázala, že tento koncept je funkční. Ovšem nebyl jsem schopný ověřit, jaký vliv mají na reálný systém všechna omezení, která jsem objevil během simulací. A to zejména z důvodu, že jsou menší, než jsem očekával.

Práce je jedním z prvních kroků v praktickém ověřování teoretických poznatků, které byly v rámci tohoto projektu vytvořeny.



Přílohy



Příloha A

Seznam příloh

- **nonlinModel.slx** - implementace nelineárního modelu v prostředí Simulink
- **init.m** - inicializační skript pro nelineární model
- **transformace.m** - skript provádějící transformaci linearizovaného systému do x1-centric formy



Příloha B

Rejstřík

akumulátory, 7

anti-windup, 15

Arduino, 9, 35

deformace, 8

DZV shaper, 23, 27

kvaterniony, 15

letový test, 17

LQR, 24

Matlab, 10, 16, 26

MFC, 24

Navio2, 33

NMPC, 24

PID, 15, 16, 28

PPM, 35

PX4, 14, 33

Simulink, 16

třecí síly, 8

transformace, 26

uvolnění vazeb, 12

vektor stavů, 21

video, 18, 37

ZV shaper, 3, 23, 24, 27, 34



Příloha C

Literatura

- [APS14] Christopher Adams, James Potter, and William Singhose, *Input-shaping and model-following control of a helicopter carrying a suspended load*, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* **38** (2014), no. 1, 94–105.
- [BDH⁺13] Brescianini, Dario, Hehn, Markus, and Raffaello, *Non-linear quadcopter attitude control*, Tech. report, 2013, <https://www.research-collection.ethz.ch/handle/20.500.11850/154099>.
- [BKHV18] Jaroslav Bušek, Matěj Kuře, Martin Hromčík, and Tomáš Vyhlídal, *Control design with inverse feedback shaper for quadcopter with suspended load*, ASME 2018 Dynamic Systems and Control Conference, American Society of Mechanical Engineers, 2018, pp. V003T40A009–V003T40A009.
- [HD11] M. Hehn and R. D’Andrea, *A flying inverted pendulum*, 2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation, May 2011, pp. 763–770.
- [HHV17] P. Homolka, M. Hromčík, and T. Vyhlídal, *Input shaping solutions for drones with suspended load: First results*, 2017 21st International Conference on Process Control (PC), June 2017, pp. 30–35.
- [HV17] M. Hromčík and T. Vyhlídal, *Inverse feedback shapers for coupled multibody systems*, *IEEE Transactions on Automatic Control* **62** (2017), no. 9, 4804–4810.

- [PAS15] J. J. Potter, C. J. Adams, and W. Singhose, *A planar experimental remote-controlled helicopter with a suspended load*, IEEE/ASME Transactions on Mechatronics **20** (2015), no. 5, 2496–2503.
- [PX4a] *PX4 Documentation - architecture overview*, <https://dev.px4.io/en/concept/architecture.html>.
- [PX4b] *PX4 Documentation - controller diagrams*, https://dev.px4.io/en/flight_stack/controller_diagrams.html.
- [SCB14] G. Szafranski, R. Czyba, and M. Błachuta, *Modeling and identification of electric propulsion system for multirotor unmanned aerial vehicle design*, 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), May 2014, pp. 470–476.
- [TTM15] J. E. Trachte, L. F. G. Toro, and A. McFadyen, *Multi-rotor with suspended load: System dynamics and control toolbox*, 2015 IEEE Aerospace Conference, March 2015, pp. 1–9.