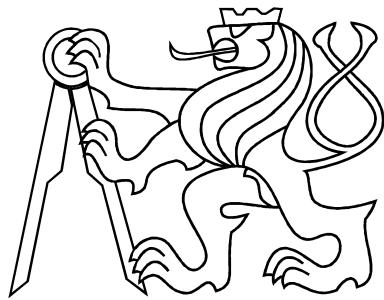


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ V PRAZE
FAKULTA ELEKTROTECHNICKÁ
KATEDRA ŘÍDICÍ TECHNIKY



Diplomová práce

Experimentální létající stroj -
základní řízení

Praha, 2008

Petr Heinrich

Prohlášení

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

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb. , o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 21. května 2008

podpis

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval především mému vedoucímu diplomové doc. Ing. Jiřímu Bayerovi, CSc. za poskytnutí konzultací při řešení této obsáhlé práce. Dále bych rád poděkoval své rodině za podporu během studia, bez které by tato práce nemohla vzniknout.

Abstrakt

Tato diplomová práce se zabývá konstrukcí quadrotoru a realizací algoritmů základního řízení. Obsahuje konstrukční řešení mechanické části stroje, volbu pohonných jednotek zajišťujících pohyb stroje a je zde také řešena problematika palubního zdroje energie jak pro výkonovou část, tak i palubní embedded systém, realizovaný v rámci jiné diplomové práce. Součástí je také identifikace parametrů stroje a detailní analýza pohonných jednotek. Část práce je také věnována sestavení matematického modelu quadrotoru, který je důležitý pro návrh efektivních regulátorů. V této práci je rovněž obsažen návrh základního řízení stroje a výsledky letových zkoušek.

Abstract

This master thesis deals with the construction of the quadrotor unmanned aerial vehicle and the implementation of the algorithms for its basic control. It also describes the realisation of the mechanical parts, choice of the propeller units and the implementation of the on-board power system. The development of the embedded control system was a subject of another master thesis. The main part of this thesis is aimed at the identification of machine parameters and a detailed analysis of the power units. The assemblage of the precise mathematical model of the machine is very important for the design of the effective regulators. The concept of the basic control and the results of the flight tests are also included.

Katedra řídicí techniky

Školní rok: 2006/2007

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

Student: Petr Heinrich

Obor: Technická kybernetika

Název tématu: Experimentální létající stroj - základní řízení

Zásady pro výpracování:

1. Seznamte se s ideovým návrhem koncepce vznášedla a stanovte požadavky na jeho základní mechanické a elektrické parametry. Vznášedlo představuje "talfíř" se čtyřmi samostatně řiditelnými motory. S ohledem na použití je požadován minimální rozměr a minimální váha vznášedla.
2. Realizujte model vznášedla s jeho základním dálkovým řízením ze stacionárního nadřazeného PC. Pro dálkové řízení použijte jeden ze standardních způsobů přenosu dat (BlueTooth, WiFi, ZigBee).
3. Na základě pohybových rovnic stroje stanovte model transformace souřadných systémů pro následné řízení v kartézských souřadnicích.
4. Identifikujte základní dynamické parametry modelu a stanovte dynamický model řiditelné soustavy. Navrhněte regulátory akčních členů stroje. Vytvořte na PC operátorské rozhraní (ovládání pilotem).
5. Řídicí systém a jeho dálkové řízení koncipujte jako "otevřený" tak, aby mohl komunikovat s několika dalšími "vloženými" systémy - paralelní DP J.Marečka.
6. Vypracujte podrobnou dokumentaci HW a SW řešení létajícího stroje.

Seznam odborné literatury: Dodá vedoucí práce.

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

Termín zadání diplomové práce: zimní semestr 2006/2007

Termín odevzdání diplomové práce: leden 2008

prof. Ing. Michael Šebek, DrSc.
vedoucí katedry



prof. Ing. Zbyněk Škvor, CSc.
děkan

z. ř. ř. ř.

Obsah

1	Úvod	1
1.1	Technické požadavky	3
2	Konstrukční řešení stroje	4
2.1	Provedení rámu a uložení palubních systémů	4
2.1.1	Úložiště pro akumulátory	6
2.1.2	Uchycení regulátorů	6
2.1.3	Rám	6
2.2	Konstrukční řešení dalších částí stroje	9
2.2.1	Unašeče vrtulí	9
2.2.2	Startovací/přistávací konzole	9
2.2.3	Uložení jednotky inerce	10
2.3	Volba pohonu	10
2.3.1	Vrtule	10
2.3.2	Motor	11
2.3.3	Střídače	12
2.4	Karoserie	13
2.5	Napájecí systém	15
2.5.1	Akumulátory pro pohon	15
2.5.2	Akumulátory a zdroj pro palubní elektroniku	18
2.5.2.1	Dimenzování zdroje	18
2.5.2.2	Schéma zapojení zdroje	20
2.5.2.3	Realizace zdroje	22
2.6	Hmotnostní a výkonová bilance	22
3	Identifikace parametrů	24
3.1	Vlastnosti pohonné jednotky	24

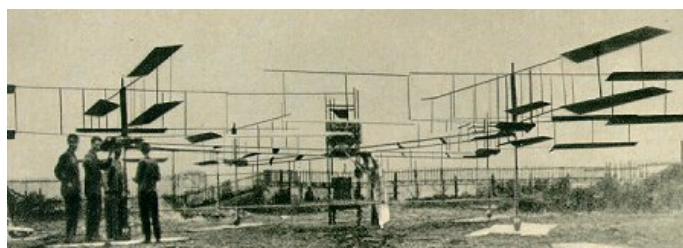
3.1.1	Vrtule	24
3.1.2	Vlastnosti původního strídače	27
3.1.2.1	Rychlosť odezvy	27
3.1.2.2	Citlivost	28
3.1.2.3	Přenos systému	30
3.1.2.4	Porovnání modelu s naměřenými daty	31
3.1.3	Vlastnosti nového strídače, výsledky	32
3.2	Parametry sestavy stroje	38
4	Matematický model	40
4.1	Volba orientace souřadnicových systémů	40
4.2	Základní vztahy	41
4.2.1	Posuvný pohyb	41
4.2.2	Rotační pohyb	41
4.2.3	Transformační matice	41
4.3	Fyzikální rozbor působících sil a momentů	42
4.3.1	Posuvné účinky sil	42
4.3.2	Rotační účinky sil - momenty	45
4.4	Vytvoření stavových rovnic	46
4.4.1	Zavedení stavových proměnných	46
4.4.2	Dosazení deklarovaných stavových proměnných do rovnic	46
4.5	Vytvoření nelineárního modelu	48
4.6	Vytvoření lineárního modelu	50
5	Koncepce řízení	52
5.1	Platforma xPC Target	52
5.1.1	xPC Target	54
5.1.2	xPC Host	54
5.1.3	Palubní elektronika I.	55
5.1.4	Závěr	56
5.2	Platforma ARM7	56
5.2.1	Palubní elektronika II.	56
5.2.2	Pozemní stanice	57

6	Řízení stroje	59
6.1	Struktura řízení	59
6.2	Návrh PID regulátoru	60
6.3	Implementace PID regulátoru	61
7	Letové zkoušky	63
7.1	Použité metody pro zkoušky	63
7.2	Start a ovládání stroje	64
7.3	Výsledky zkoušek	64
8	Závěr	69
8.0.1	Algoritmus řízení stroje	69
8.0.2	Koncepce řízení	70
8.0.3	Střídače	70
8.0.4	Vrtule	71
8.0.5	Karoserie	71
8.0.6	Vibrace	71
8.0.7	Možnosti rozšíření	72
8.0.8	Pokračování projektu	72
A	Výrobní výkresy rámu	I
B	Výrobní výkresy karoserie	X
C	Zdroj pro palubní elektroniku	XIV
C.1	Motivy DPS	XV
C.2	Soupiska součástek	XVIII
D	Letové zkoušky - fotopříloha	XIX
E	Sestava stroje - fotopříloha	XXIII
F	Implementace PID	XXV
Seznam obrázků		XXVIII
Literatura		XXXIV

Kapitola 1

Úvod

Historie strojů typu VTOL sahá až na počátek 20. století a jednalo se o první kroky k vývoji vrtulníků, jaké existují dnes. Prvním strojem tohoto typu byl "Gyroplane" Louise a Jacqueze Brequeta.

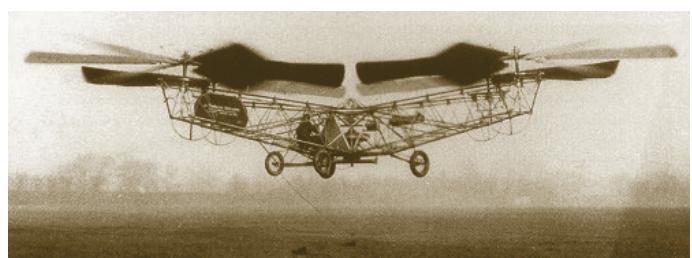


Obrázek 1.1: Brequet-Richet Gyroplane (1907)

"Gyroplane" vážil kolem 578kg a byl poháněn spalovacími motory Renault o celkovém výkonu 116kW. Stroj se sice dokázal vznést, ale při přistání se zničil. V roce 1921 byl inženýr ruského původu G. de Bothezat americkou armádou pověřen vývojem této koncepce. Výsledkem byl obrovský stroj přezdívaný jako "The Flying Octopus".



(a) První pokusy (1922)



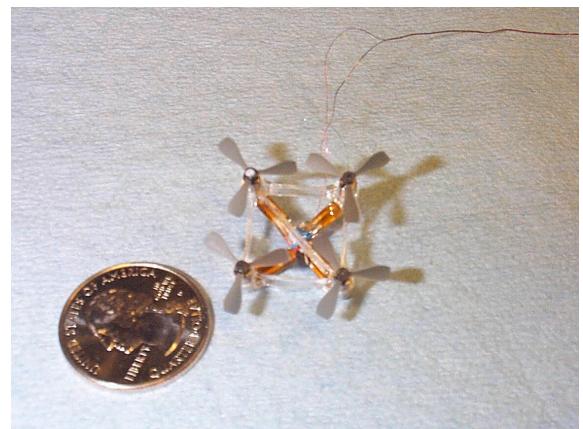
(b) 1min a 42sec trvající první pilotovaný let (1923)

Obrázek 1.2: The Flying Octopus (a,b). Rozpětí ramen 18m, Průměr vr-tule 8,1m, letová hmotnost 1600kg, celkový výkon 139kW

Intenzivnější vývoj odstartoval až Igor Ivanovich Sikorsky, jehož výsledky se staly základy v tomto oboru. S vývojem prvních vrtulníků byl koncept čtyřrotorového stroje zavržen, a v současné době existuje jen v podobě malých strojů určených např. pro průzkum prostředí (obr.1.3d resp. miniaturní verze obr.1.3b nebo modelářský průmysl (obr.1.3a). V různých modifikacích - např. s proudovými motory - jsou tyto stroje vyvíjeny dodnes (obr.1.3c).



(a) Hračka X-Ufo



(b) Výzkumný projekt Mesicopter



(c) Výzkumný projekt FB1 fy Hitachi



(d) Armádní výzkumný projekt VZ-7

Obrázek 1.3: Některé koncepčně podobné stroje

Tento projekt vznikl za účelem výzkumu vlastností těchto strojů a jedná se o rozsáhlou a dlouhodobou práci v rámci projektu CEPOT. Protože se jedná o velmi komplexní projekt, byl jeho vývoj rozdělen na část vývoje konstrukce stroje a jeho základního řízení (tato práce) a část vývoje palubního systému a měření (paralelní diplomová práce [16]).

Zásadním rozdílem je zde oproti vrtulníku způsob pohybu, který je vázán pouze na

otáčky pohonu. Tento přístup přináší oproti vrtulníku výrazné zjednodušení v oblasti mechanické konstrukce. Značnou nevýhodou těchto strojů je ovšem velmi obtížná řiditelnost a nároky na rychlosť pohonných jednotek. Při vývoji Quadrotoru je třeba řešit řadu dílčích úloh, které lze nalézt i ve zcela odlišných systémech (například řízení BLDC motorů).

1.1 Technické požadavky

Protože konstrukci quadrotoru lze pojmenovat mnoha způsoby, byly na jeho výslednou podobu zadavatelem stanoveny podrobnější požadavky. Tyto požadavky byly v počátcích vývoje quadrotoru zadavatelem shrnutы do podoby několika klíčových bodů:

- elektricky napájený stroj se čtyřmi nezávislými pohonnými jednotkami
- vrtule s pevným náběhem - změna tahu pouze změnou otáček
- pevný rám – důraz na jednoduchost mechanické konstrukce
- napájení stroje z palubních akumulátorů – důraz na autonomii
- bezdrátová komunikace mezi strojem a pozemní stanicí přes WiFi nebo Bluetooth
- semi-autonomní řídící systém pro stabilizaci umožňující řiditelnost pilotem
- dostatečná rezerva v nosnosti (1kg)

Kapitola 2

Konstrukční řešení stroje

2.1 Provedení rámu a uložení palubních systémů

Návrh koncepce tohoto stroje vychází zejména z poměru hmotnost/výkon, posléze výdrže nebo reakceschopnosti. Neméně důležitá je také tuhost rámu a technologická přesnost jeho výroby. Požadavky na rám tedy jsou: minimální hmotnost a maximální tuhost. Možnosti řešení jsou tyto:

- duralový svařenec
- lepený rám z uhlíkových kompozitů
- duralový rám se šroubovými spoji
- kompozitový rám se šroubovými spoji
- kombinace výše jmenovaných
- plastové technologie

Duralový svařenec se vyznačuje nízkou hmotností a dobrou tuhostí. Nevýhodou je ztráta tuhosti ve svarech při nadměrném přehřátí.

Rám lepený z kompozitů uhlíku má nejnižší hmotnost z uvedených, jeho tuhost je vynikající, ovšem konstrukční řešení velmi složité a celá konstrukce je ve výsledku velmi choulostivá na pády nebo i nepatrné údery drobným závažím. Dalším problematickým místem v návrhu takového rámu je extrémní nesymetrie tuhosti a pevnosti, která je dána způsobem tkaní vláken v materiálu. V případě lepení částí se dimenzování takového rámu stává dlouhodobou záležitostí, neboť jeho návrh a realizace je podmíněna velkým množstvím materiálových zkoušek.

Duralový rám se šroubovými spoji dosahuje nejvyšších hmotností z vyjmenovaných typů, ovšem jeho tuhost je díky absenci svarů (vyhřátí) vyšší. Hlavní nevýhodou jsou

zejména složité a relativně těžké spojovací prvky.

Kompozitový rám se šroubovými spoji poskytuje výbornou pevnost a tuhost, ovšem neodpadá u některých prvků problematika vícesměrového zatížení případně vzpěru a jeho návrh a realizace je také podmíněna testováním profilů a modelováním tkaných struktur.

Kombinací výše uvedených koncepcí získáme většinu předností od každého. Na profily s vhodným charakterem zátěže je možné použít uhlíkový kompozit (například hlavní nosníky motorů), pro drobné části použít lepení tenkých uhlíkových nebo duralových plechů a pro problematická místa použít šroubový spoj klešťového typu.

Plastové technologie nabízejí velmi dobré vlastnosti, ovšem prakticky bez vyjímky je zde nutné vytvořit si vlastní formu pro odlití požadovaných profilů. Lití probíhá nejčastěji tlakově a do duralových forem, jejichž výroba je velmi nákladná. Již hotové, unifikované konstrukční profily se z kvalitnějších konstrukčních plastů nenabízejí, jedná se vždy o granulovaný materiál.

Vzhledem k problematice dimenzování konstrukcí z uhlíkových kompozitů a ceně kombinovaného řešení, byla pro prototyp rámu zvolena první varianta, tedy duralový svařenec. Jeho výhodou je relativně nízká hmotnost, ovšem na úkor tuhosti, které bylo nutné v tomto případě věnovat maximální pozornost. Jako velké pozitivum oproti kompozitům uhlíku má duralový svařenec mnohem vyšší mechanickou odolnost.

Jako materiál pro výrobu rámu byl nejprve zvolen vysokopevnostní dural ČSN 424203.6 užívaný v letectví, ale bohužel z důvodu dostupnosti (a zejména svařitelnosti) jsem byl nucen ustoupit na standartní konstrukční dural. Kromě již zmiňovaných požadavků na vlastnosti rámu je důležité zohlednit i požadovanou dynamiku a vlastnosti stroje. Důležitou dovedností stroje je tzv. "visení" ve vzduchu a v tomto stavu by rám stroje měl vykazovat co nejnižší úrovně vlastních vibrací (závisle na pracovních otáčkách pohonů). Zejména s ohledem na tuto skutečnost byl zvolen trubkový rám s obvodovou vzpěrou a základnou uprostřed, sloužící pro "náklad" v podobě palubního zdroje energie a palubní elektroniky. Narozdíl od velmi malých a lehkých strojů tohoto typu byla na tomto stroji provedena úprava v podobě náklonu ramen od horizontální osy, a to 6°. Tento náklon sice snižuje absolutní tah směrem od země, ale zároveň vytváří stabilizační síly. Hodnota tohoto úhlu je experimentální a její stanovení vycházelo zejména z únosného snížení celkového tahu ve vertikálním směru. Upevnění motorů zajišťují příruby přizpůsobené pro větrání motorů.

2.1.1 Úložiště pro akumulátory

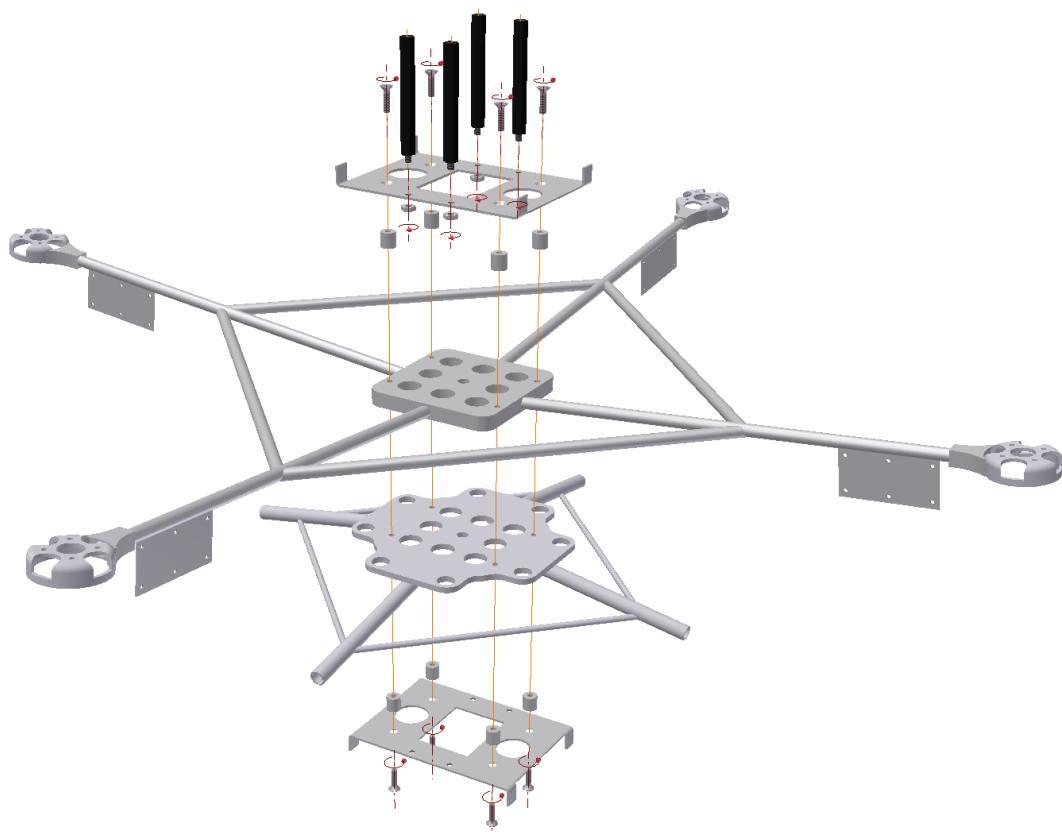
Pří návrhu způsobu a místa uložení akumulátorů bylo třeba zohlednit vliv na polohu těžiště stroje a také na momenty setrvačnosti. Zdánlivě nesouvisející problematikou je umístění měřícího modulu, který nalezne nevhodnější uplatnění v těžišti, neboť se právě kolem těžiště stroj nakládí a natáčí. Pomocí CAD modelu bylo možné těžiště stroje pomocí polohy akumulátorů posunout na místo, kam bude možné upevnit jednotku inerce. Dále je třeba tento hmotnostně dominantní prvek uložit co nejblíže budoucímu těžišti, protože čím dál akumulátory od těžiště budou, tím horší bude celková dynamika stroje.

2.1.2 Uchycení regulátorů

Použité motory jsou řízeny pomocí modelářských střídačů (viz 2.3.3), jež jsou umístěny každý blízko příslušnému motoru (z důvodů rušení) na nosném tenkém plechu, přivařeném na trubkovém nosníku. Pro optimální funkci je třeba odvádět z regulátorů teplo, a proto bylo navrženo připevnění plochou hlavního čipu strídače pro dobré chlazení. Ukázalo se, že regulátory mají na povrchu těchto chladičů vzájemně mezi sebou různé potenciály proti záporné svorce zdroje, a proto bylo nutné použít tepelně vodivou a elektricky izolační podložku, která tento problém řeší. Protože špatný kontakt by v případě vysokých teplot mohl způsobit poškození střídačů, jsou střídače pevně připnuty k rámu pomocí stahovacích pásků. Při případné demontáži/montáži je potřeba brát ohled na jejich nepravidelný tvar - zejména na filtrační kondenzátory.

2.1.3 Rám

Během prací na tomto projektu byly vytvořeny dva rámy. Celková hmotnost svařence prvního rámu byla pouhých 96g, vykazoval ovšem ztrátu tuhosti v blízkém okolí svarů a relativně velké nepřesnosti v symetrii (vzniklé nadměrným natavením profilů při svařování). Některé problematické svary dokonce způsobovaly přílišné chvění nosných ramen rámu a velmi nepríznivě se tento jev promítl i do hodnot měřených palubním systémem. Konstrukční řešení prvního rámu zachycují obr.2.1 a obr.2.2, jeho kompletní výrobní dokumentaci lze nalézt v [10].

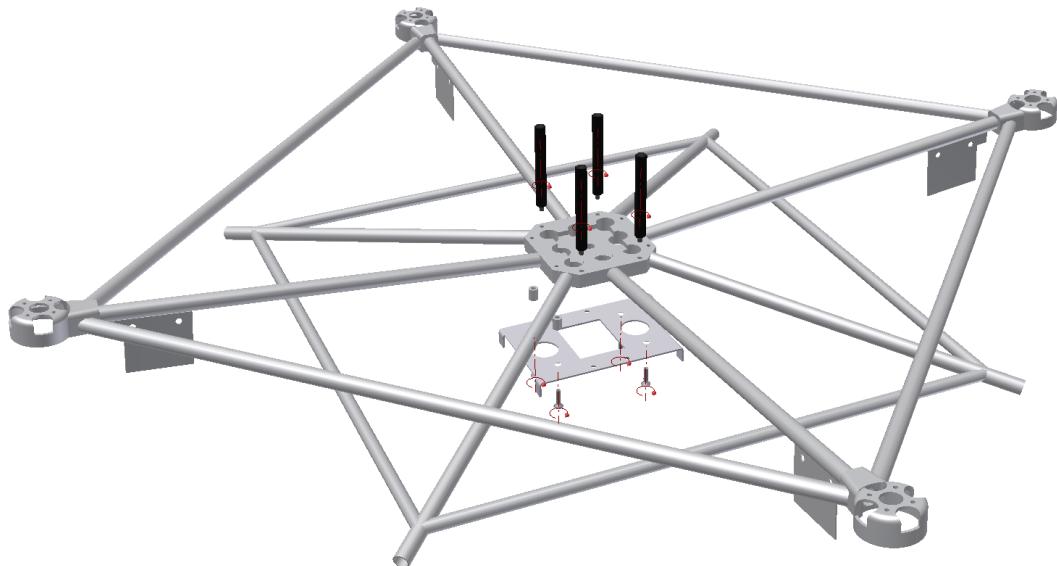


Obrázek 2.1: Rám stroje v1.0 - montážní plánek

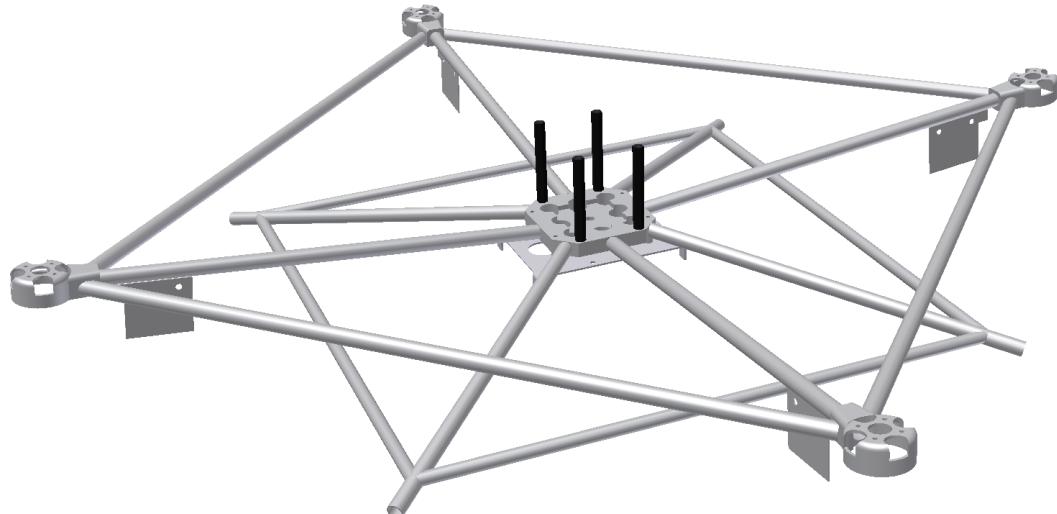


Obrázek 2.2: Kompletní rám stroje v1.0

Při identifikaci parametrů stroje došlo díky chybě obsažené v zakoupených střídačích ke zničení prvního rámu a na základě uvedených zkušeností byl rám přepracován do podoby uvedené na obr.2.3 a 2.4.



Obrázek 2.3: Rám stroje v2.0 - montážní plánek



Obrázek 2.4: Rám stroje v2.0 - montážní plánek

Z důvodů lepší svařitelnosti dostupnou tehchnikou byl volen větší průměr nosníků a změněna poloha výztuhy. Dále byla prodloužena ramena stroje, aby bylo možné osadit větší vrtule v případě, že bude možné je získat. Výrobní dokumentace je obsažena v příloze A. Také bylo možné využít poznatků uvedených v kap.2.5.1 a upravit uložení akumulátorů a palubní elektroniky.

2.2 Konstrukční řešení dalších částí stroje

2.2.1 Unašeče vrtulí

Závisle na vybraném pohonnému systému (kap.2.3) byly zakoupeny unašeče vrtulí, které slouží pro jejich připevnění na hřídel motoru. Jelikož bylo nutné použít dva protiběžné páry vrtulí bylo zapotřebí, aby v příslušném smyslu rotace byly orientovány i unašeče. Bohužel takový prvek na trhu dostupný není a bylo třeba jej společně s příslušnou levotočicou maticí vyrobit. Jako polotovar posloužil zakoupený unašeč s pravotočivým závitem, na kterém byl vyříznut závit menší, levotočivý. Tím vznikl problém s vystředěním vrtule vůči ose rotace unašeče, a proto bylo nutné dále vyrobit novou, středící a vymezovací podložku, která má zároveň upínací význam. Všechny tyto úpravy samozřejmě ve dvou provedeních a z důvodu použití na relativně těžké součásti (96g) ve vysokých otáčkách (7000 ot/min) bylo nutné výrobě věnovat patřičnou pozornost pro dosažení adekvátní přesnosti a také pevnosti. Původní, zakoupený unašeč pro pravotočivou vrtuli je na obr.2.5 vpravo, upravený, s novou středící a upínací podložkou na tomtéž obrázku vlevo.



Obrázek 2.5: Upravený a originální unašeč

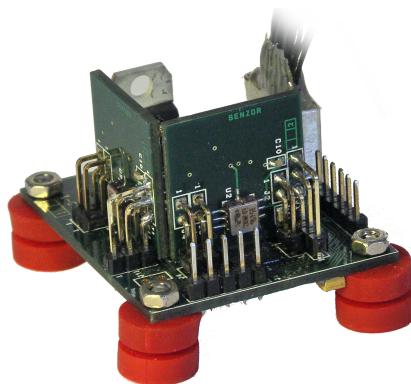
2.2.2 Startovací/přistávací konzole

Pro start i přistání stroje bylo nutné sestrojit systém nohou, který bude zároveň chránit stroj před překlopením při prvních letových zkouškách. Rám stroje je navržen pro zasunutí tyčových nosníků s vnějším průměrem 10mm, které poslouží jako "nohy stroje". Délku těchto nosníků a jejich tuhost (tloušťka stěny) je možné volit různě, závisle na

potřebách pro daný experiment. Pro první letové zkoušky byla použita duralová trubka se síhou stěny 0,75mm a délkou 1m.

2.2.3 Uložení jednotky inerce

Jednotka inerciálního měření, která byla předmětem vývoje v rámci [16] je uložena uprostřed stroje, v předpokládaném umístění těžiště. Její upevnění je realizováno přes gumové bloky, aby byl redukován vliv nežádoucích vibrací na vlastní měření.



Obrázek 2.6: Jednotka inerciálního měření

Tyto bloky jsou přišroubovány k jednotce inerce a jejich druhý konec je upevněn také šrouby k rámu stroje. Připravený modul inerciálního měření zachycuje obr.2.6.

2.3 Volba pohonu

2.3.1 Vrtule

Základním požadavkem na vrtule pro vertikální let je z principu malé stoupání, velká plocha listu, jeho délka(adekvátně k rozměrům stroje) a pro co nejlineárnější charakteristiku statického tahu v závislosti na otáčkách 3 a více listů. Vzhledem k povaze stroje je potřeba použít dva páry vrtulí, jeden levotočivý a jeden pravotočivý. Ideální vrtule pro tento stroj by podle letové hmotnosti stroje (resp. zvoleného pohonu) byla 16x6 se 3-4 listy. Taková vrtule ovšem samozřejmě na trhu není a proto bylo potřeba volit dostupnou variantu. Jedinou možností, kromě dřevěných vrtulí (které jsou relativně těžké a monutné), byla dvoulístá vrtule APC 14x7, která se vyrábí i v inverzní podobě jako tlačná.

Tato vrtule je ovšem navržena pro letadla a její využití přináší značné snížení účinnosti pohonu. Aby bylo možné stroj ovládat co nejlépe, bylo třeba proměřit výkon této vrtule pro různé otáčky, tedy měřit závislost statického tahu na otáčkách. Podrobněji o tomto měření a jeho výsledky je pojednáno v kap.3.1.1. Hmota vrtule je velmi zásadní, neboť se jedná o rotující část stroje a má velmi negativní vliv jak na dynamiku akčního zásahu (rychlou změnu otáček), tak i celkovou dynamiku stroje (gyroskopický efekt).



Obrázek 2.7: Vrtule s unašeči (mosazné matice jsou levotočivé, černěné pravotočivé)

2.3.2 Motor

Ze zadání plyne požadavek na použití elektrického pohonu, proto se nadále budu zabývat pouze možnostmi elektrického pohonu. Z pohledu typu motoru je možné využít stejnosměrný motor, nebo synchronní třífázový motor - bez senzorů nebo se senzory. Z hlediska účinnosti, která je v tomto případě zásadní byl zvolen synchronní třífázový motor. Bohužel v potřebné výkonostní a hmotnostní kategorii motorů se nevyskytují motory obsahující senzory.

Dále byla zvažována alternativa pohonu přes převodovku nebo přímo. Po hlubším průzkumu trhu se jeví použití převodovky a slabšího, ale rychloběžného motoru jako méně účinné, naopak přináší komplikaci v podobě hmotnosti převodu pro přenesení potřebného výkonu. Jediná větší výhoda konstrukce s převodovkou do pomala je přesnější regulace.

Aby stroj nescházel výkon, a naopak měl dostatečné výkonové rezervy, bylo potřeba nejprve alespoň přibližně stanovit letovou hmotnost celého stroje. Tato hmotnost se podle předběžného návrhu vyšplhala na cca 3,5kg (bez karoserie) a rozměry stroje byly stanoveny opsanou kružnicí rámu o průměru cca 1,2m. Rozměry i hmotnost vycházely zejména z pořadavku nosnosti stroje (viz zadání). Dále je třeba zdůraznit, že hmotnost akumulátorů neklesá lineárně s kapacitou, tedy se vyplatí koupit spíše akumulátory s kapacitou větší, neboť jejich poměr hmotnost/kapacita je výhodnější. Dále analogicky lze

uplatit tento fakt i na účinnost magnetických strojů, tedy i motorů. Daleko lépe vychází účinnosti poměr hmotnost/výkon pro motory větší než menší.

Uvedený rozměr a hmotnost jsou kompromisem mezi těmito faktory, únosnými rozměry pro manipulaci a také finanční stránkou projektu. Pro výběr motoru jsem uvažoval čtvrtinu hmotnosti stroje jako pracovní bod motorů tak, aby bylo možné přidat na výkonu za cílem rychlého letu. Těmto požadavkům vyhověl nejlépe motor MEGA 600/30/6 (obr.2.8) s rotačním pláštěm. Jeho detailní parametry lze nalézt v [17].



Obrázek 2.8: MEGA600

2.3.3 Střídače

Třífázový střídač byl vybírána s ohledem na rozsah odebíraných proudů, které deklaroval výrobce motoru MEGA 600/30/6 jako maximální pro zvolené napětí 12V, s rezervou kvůli oteplování (protože se jedná o náročné nasazení). Odebírané proudy se pohybují v řádu desítek ampér, s uvažovanou vrtulí se jedná o cca 30A při trvalé maximální zátěži. Porovnáním několika modelů v této výkonové řadě produktů několika výrobců byl vybrán model TMM4416-3S Expert+ Pro od firmy MGM-Compro. Výrobky střední třídy se příliš neliší, proto nemá význam zde uvádět konkrétní data. V případě zájmu o ně je možno je nalézt v [18]. Později byly objeveny zásadní technické nedostatky tohoto střídače (podrobněji v kap.3.1.2) a proto byl nahrazen novým, speciálně upraveným typem TMM6018-3S Expert+ (2.9).

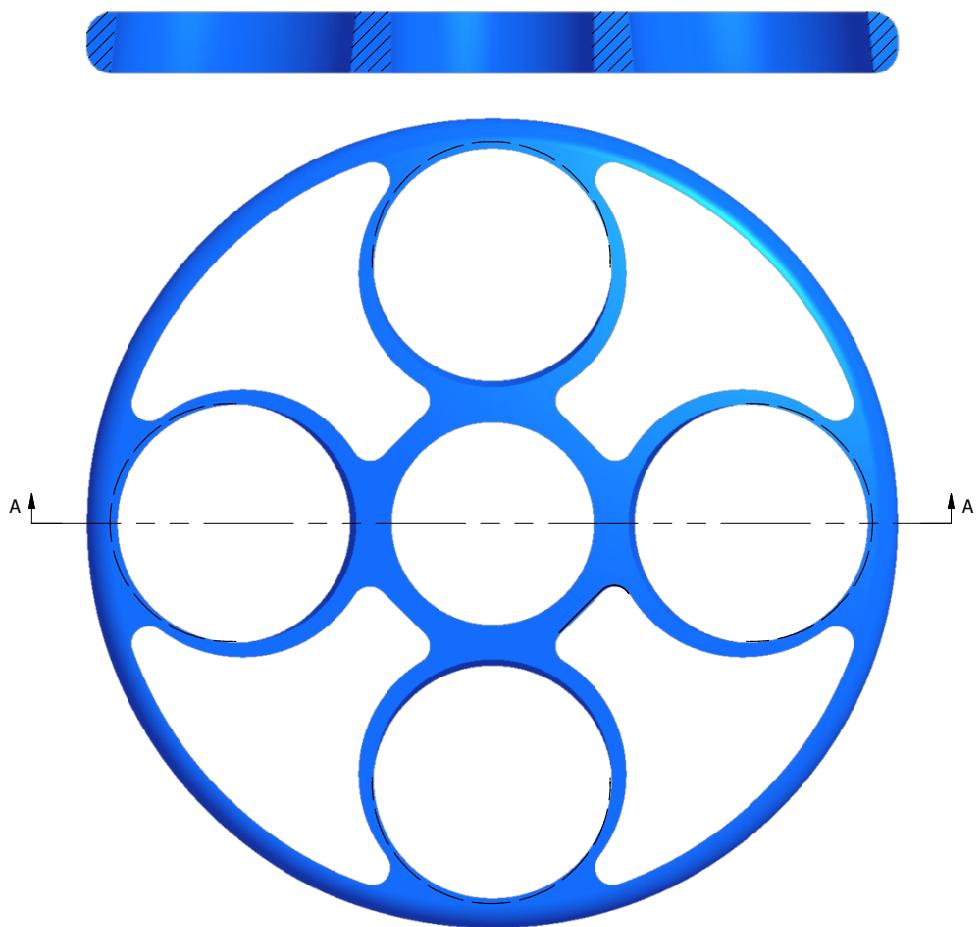


Obrázek 2.9: Regulátor MGM6018

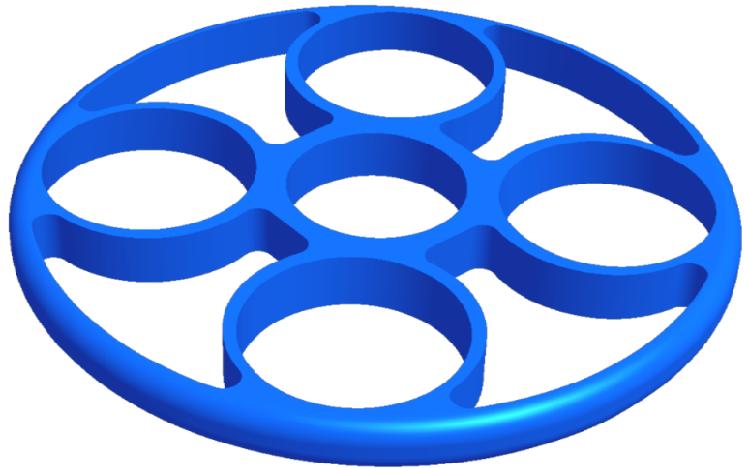
Více informací o tomto střídači je k dispozici v kap.3.1.2 věnované identifikaci.

2.4 Karoserie

Karoserie má v tomto případě mít zejména ochranný význam, a to jak pro obsluhu, tak samotný stroj. Povaha stroje neumožňuje použití kovů, protože jsou příliš těžké i v tenkostenných provedeních, a nebo jsou příliš tenké a neposkytují již požadovanou ochranu. Plastové technologie společně s uhlíkovými kompozity jsou velice náročné na zpracovávání, neboť je nutné vyrobit na požadovaný tvar formu. Vhodným materiélem je extrudovaný polystyren (EPS) Styrofoam (katalogový list materiálu je lze nalézt v [5]), který má dostatečnou pevnost a je možné jej relativně dobře dělit. EPS je k dispozici v obdélníkových deskách 620x500mm (nebo menších) a v tloušťkách od 5 do 200mm. Existuje řada výrobců tohoto materiálu, ovšem pouze vynálezce této hmoty (fy DOW Chemicals) nabízí při nízké hmotnosti velkou pevnost. Pomocí CAD systému byla vytvořena karoserie poskytující optimální poměr hmotnost/bezpečnost.



Obrázek 2.10: CAD model karoserie - nárys, řez



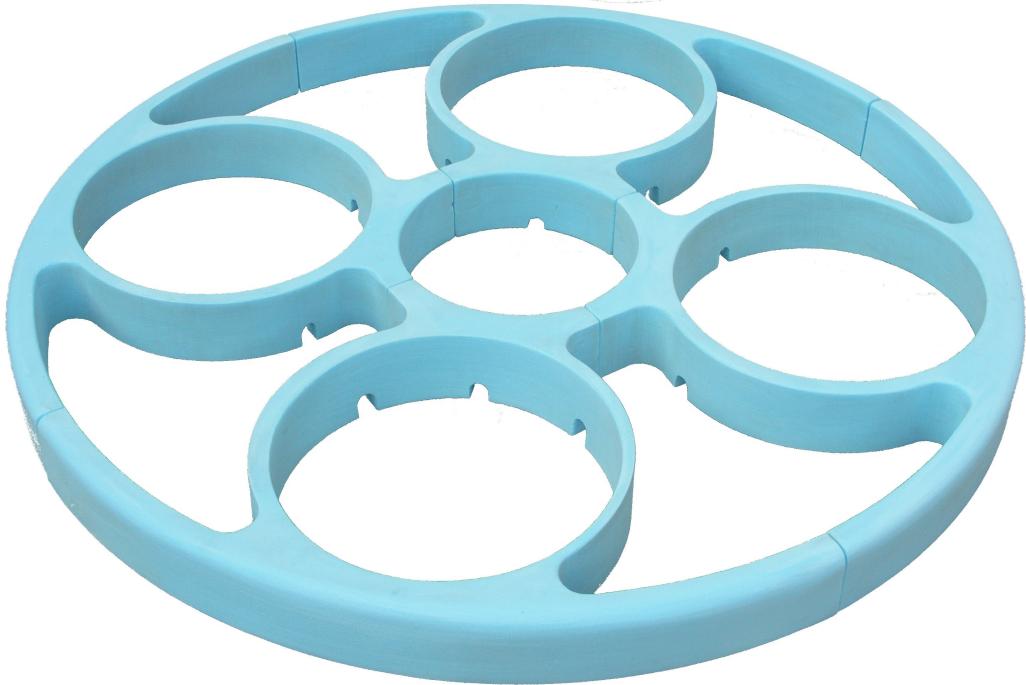
Obrázek 2.11: CAD model karoserie - 3D pohled

Z obr.2.10 a obr.2.11 je zřejmé, že při rozměrech polotovaru je třeba karoserii zhotovit ze 4 částí. Vzhledem ke složitosti tvaru karoserie (obsahující také nesouosé válcovité otvory) jsem jednoduché dělení EPS pomocí žhavého drátu byl nucen naradit řezáním pomocí vodního paprsku. Tento způsob řezání se běžně na pěnové hmoty nepoužívá, a proto nebyly známé řezné rychlosti, tlaky, úhel podřezávání, ani možné radiusy. Tyto hodnoty byly předmětem delší spolupráce s fy Aquadekor.

Výřezky obsahovaly zbytky abraziva, které bylo potřeba odstranit a také bylo nutné provést alespoň základní opracování hran, aby nedošlo k jejich ulámání. Dále byly na všech segmentech karoserie vytvořeny zářezy pro zasazení rámu. Jeden z celkem čtyř segmentů tvořících karoserii je zachycen na obr.2.12, podoba kompletní karoserie je uvedena na obr.2.13.



Obrázek 2.12: Opracovaný výřezek



Obrázek 2.13: Finální karoserie

Kompletní karoserii (obr.2.13) je možné po drobných úpravách (např. zapuštění v obvodové stěně) využít také pro uložení různých senzorů (viz [16]). Fotografií celé sestavy stroje osazeného karoserií lze nalézt v příloze E.

2.5 Napájecí systém

2.5.1 Akumulátory pro pohon

V současné době jsou na trhu akumulátory NiMH i Li-pol s dostatečnou kapacitou, ovšem s přihlédnutím k poměru hmotnost/výkon můžeme NiMH ihned vyloučit. Li-pol akumulátory se vyrábějí v širokém spektru kvalit, kterou charakterizuje zejména "tvrdost" článků. Mezi absolutní špičku Li-pol akumulátorů patří zejména články Kokam. Existují v několika výkonových variantách 15C, 20C, a novikou jsou nyní i 25C. Tyto články jsou dostupné v kapacitách od 30mAh až po 4800mAh. Vzhledem ke zvolenému motoru (kap.2.3) a jeho předpokládané spotřebě 30A byly zvoleny právě tyto největší články. Akumulátory Kokam 4800 SHC 20C (obr.2.14) se svou hmotností 115g a schopností dodat bezpečně (trvale) proud až 20C (96A) poskytují vynikající poměr hmotnost/výkon. Pro napájení střídačů jsou použity 3 sériově zapojené články, původně pro každý mo-

tor zvláštní sada článků. Toto řešení mi bylo doporučeno s odkazem na problematiku možného rušení a přílišného poklesu napětí v případě zapojení několika motorů na jednu sadu článků (při špičkových odběrech).



Obrázek 2.14: Akumulátorový článek Kokam 4800mAh SHC 20C

Silová kabeláž je provedena kvalitními ohebnými kably s průřezem 2,5mm a propojování se střídači je realizováno kvůli minimalizaci přechodového odporu zlacenými konektory MPJET 3,5.

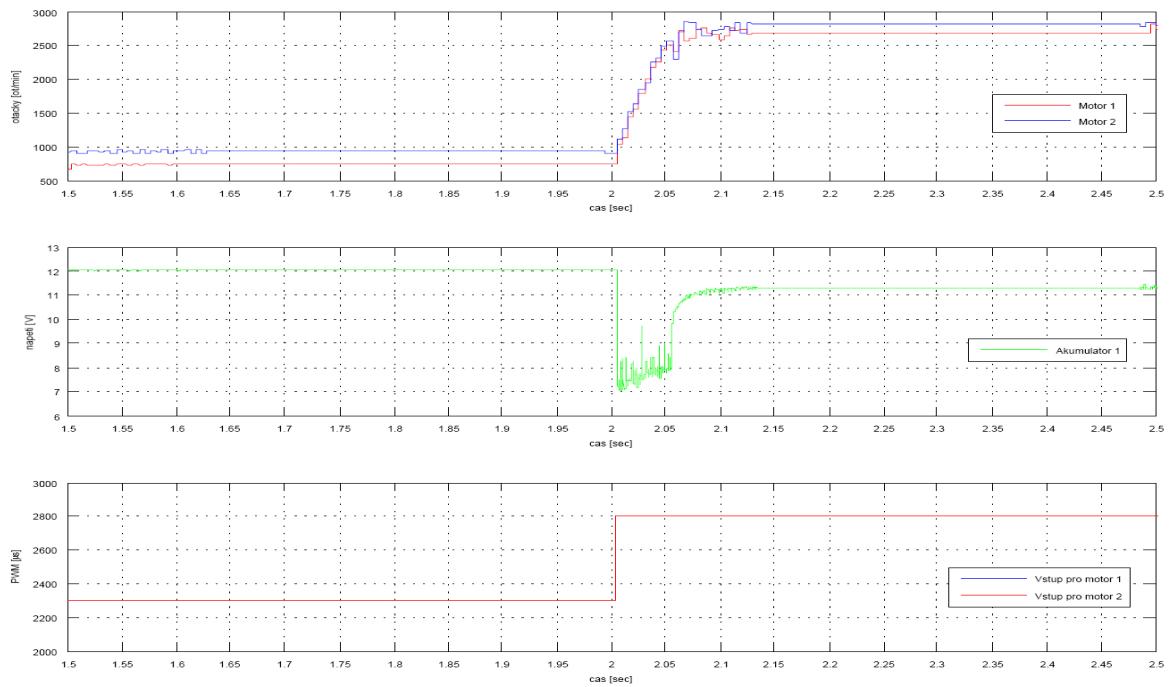
Nabíjení použitých akumulátorů je řešeno HW zakoupeným od fy MGM-Compro. Jedná se o nabíječku a balancer, sloužící při nabíjení k vyrovnávání napětí na jednotlivých článcích. Lipol články jsou na podbití i přebití velmi citlivé, proto je použití této techniky nabíjení nutností.

Po provedení úprav střídačů a důkladném proměření jejich chování jsem přesto přistoupil k zapojení dvou motorů na jeden akumulátor, zejména kvůli případně vzniklému odlehčení stroje. Vhodnou kombinací motorů pro akumulátor lze navíc omezit současný špičkový odběr obou motorů pouze na okamžiky, kdy je potřeba změnit výšku letu stroje. Pro běžné akční zásahy zajišťující stabilizaci stroje jsou na příslušné dvojice motorů posílány identické zásahy, ovšem opačného smyslu.

Abych mohl provést toto měření bez rizika poškození akumulátorů, případně destrukce stroje vlivem výpadku některého z motorů, bylo potřeba nejprve provést měření napětí na akumulátoru při skokových změnách otáček.

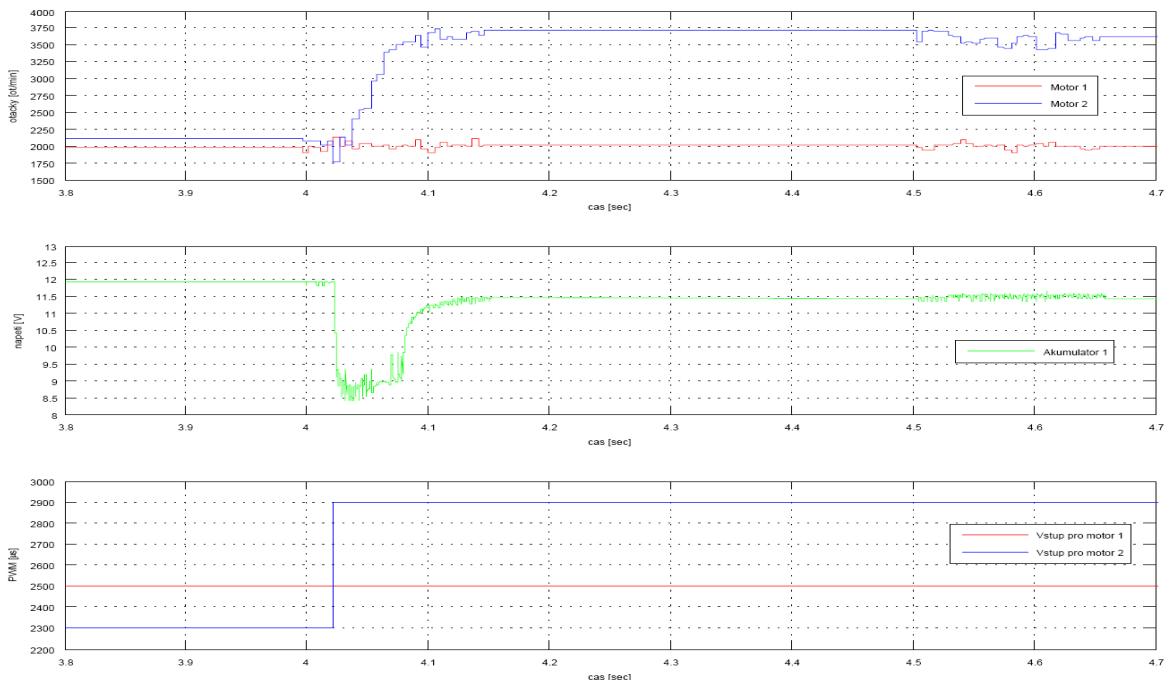
Pro tato měření byla použita měřící stolice (obr.3.1), platforma xPC Target a řídící deska (kap.5.1), jejíž software byl upraven pro rychlé odměření dat pomocí AD převodníku a jejich zaslání xPC Targetu k zobrazení a analýze.

Z pohledu proudových špiček, resp. poklesu napětí na napájecím akumulátoru, mohou vzniknout dvě různé situace - oba motory současně přidávají, nebo jeden přidává. Obě možnosti byly předmětem měření, jejichž výsledky jsou uvedeny na obr.2.15,obr.2.16,obr.2.17.



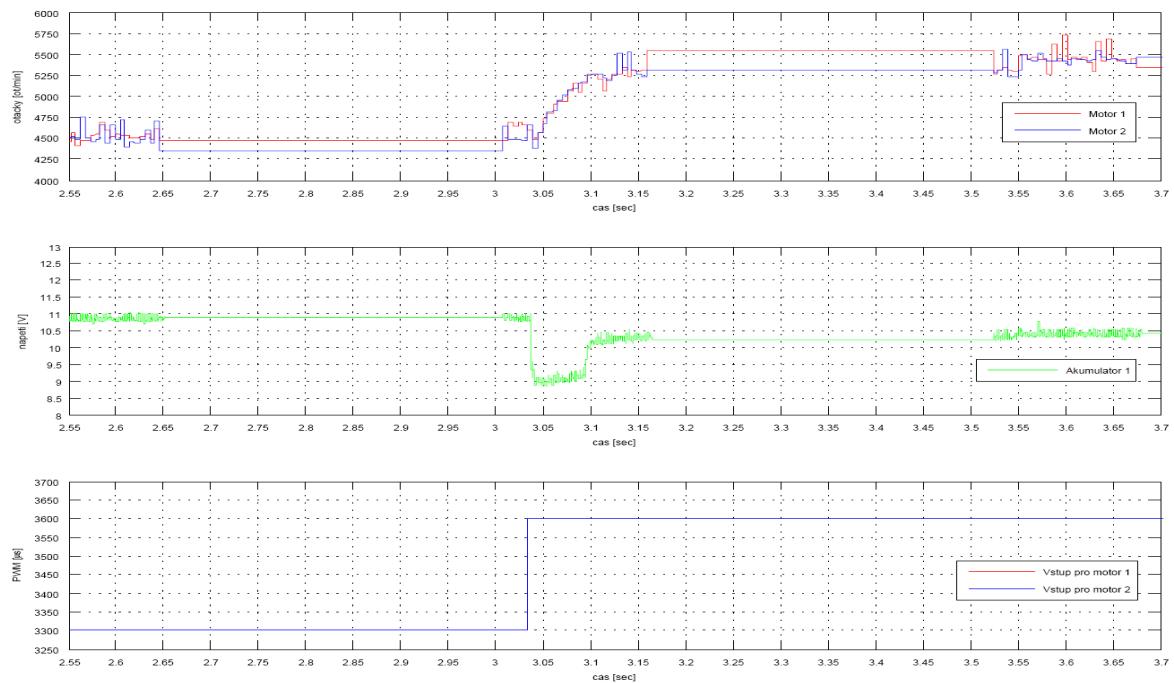
Obrázek 2.15: Měření - tvrdost akumulátorů I.

Na obr.2.15 je zachycen vliv přechodového děje na jednom motoru na konstantní běh druhého motoru pro nižší otáčky, pro vyšší hladinu otáček je výsledek uveden na obr.2.16.



Obrázek 2.16: Měření - tvrdost akumulátorů II.

Důležitou vlastností pohonu je schopnost skokově změnit tah všech motorů. Měření při skokové změně na obou motorech je zachyceno na obr.2.17.



Obrázek 2.17: Měření - tvrdost akumulátorů III.

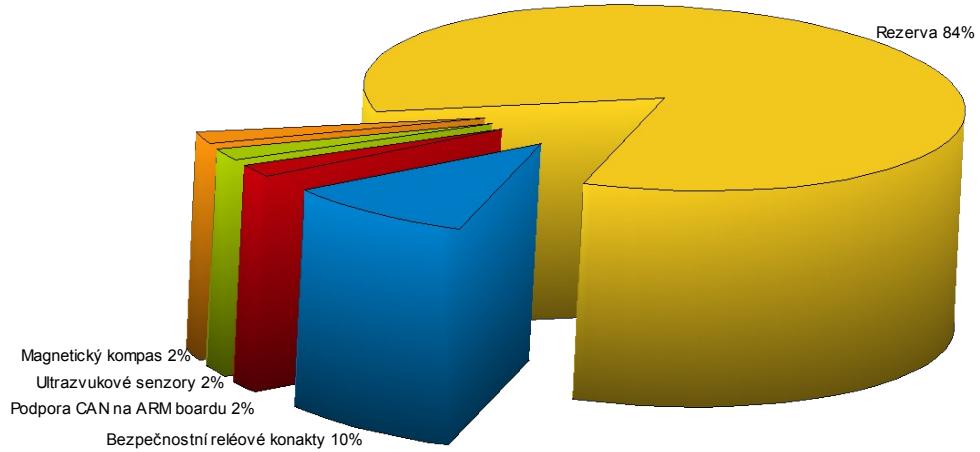
Veškeré obavy o plynulý chod pohonů se prokázaly jako liché, a proto lze bez obav využít pro napájení dvou pohonné jednotek jeden akumulátor. Z hlediska životnosti akumulátoru je vhodné nabíjet jej při vyšší hladině napětí, než kterou jako minimální doporučují prodejci - zejména kvůli špičkovým odběrům by napětí na akumulátoru mohlo klesat velmi nízko a akumulátor by tak ztrácel rychle kapacitu.

2.5.2 Akumulátory a zdroj pro palubní elektroniku

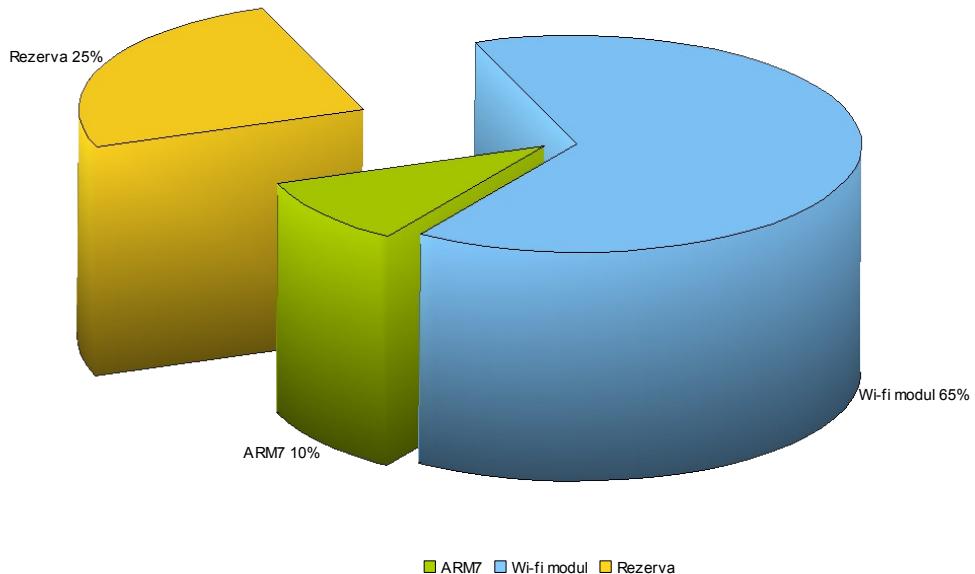
2.5.2.1 Dimenzování zdroje

Návrh napájecího systému palubní elektroniky vychází z jeho celkové spotřeby, která činí maximálně 750mA z 3,3V větve a maximálně 160mA z 5V větve. Tyto hodnoty je samozřejmě nutné považovat za počáteční, aby bylo možné bez významných zásahů stroj dále rozšírit o další senzory nebo periferie (viz [16]). Po proměření spotřeby jednotlivých částí elektroniky bylo možné stanovit potřebný proud každé větve, který i s ohledem na rezervu a minimální hmotnost zdroje činí pro 5V větve 1A, pro 3,3V větve také 1A.

Speciální případy, ve kterých je nutno použít pro napájení nestabilizované napětí (protože je vhodnější využít stabilizaci až v místě uložení) zde nejsou uvedeny, protože jejich odběr je zanedbatelný (v rádech jednotek mA).



Obrázek 2.18: Spotřeba v 5V větvi zdroje



Obrázek 2.19: Spotřeba v 3,3V větvi zdroje

Klíčovým parametrem zdroje pro palubní elektroniku je účinnost, neboť každý gram navíc znamená kratší dobu letu a horší reakceschopnost stroje. Z těchto důvodů byl navržen spínaný zdroj, který oproti lineárním stabilizátorům pracuje s výrazně vyšší

účinností. Navíc tato koncepce zdroje umožňuje při vhodně zvolených součástkách jednoduché rozšíření výdrže přidáním dalšího článku akumulátoru. Jako zdroj energie byly využity 2 li-pol články Kokam, s kapacitou 910mAh.

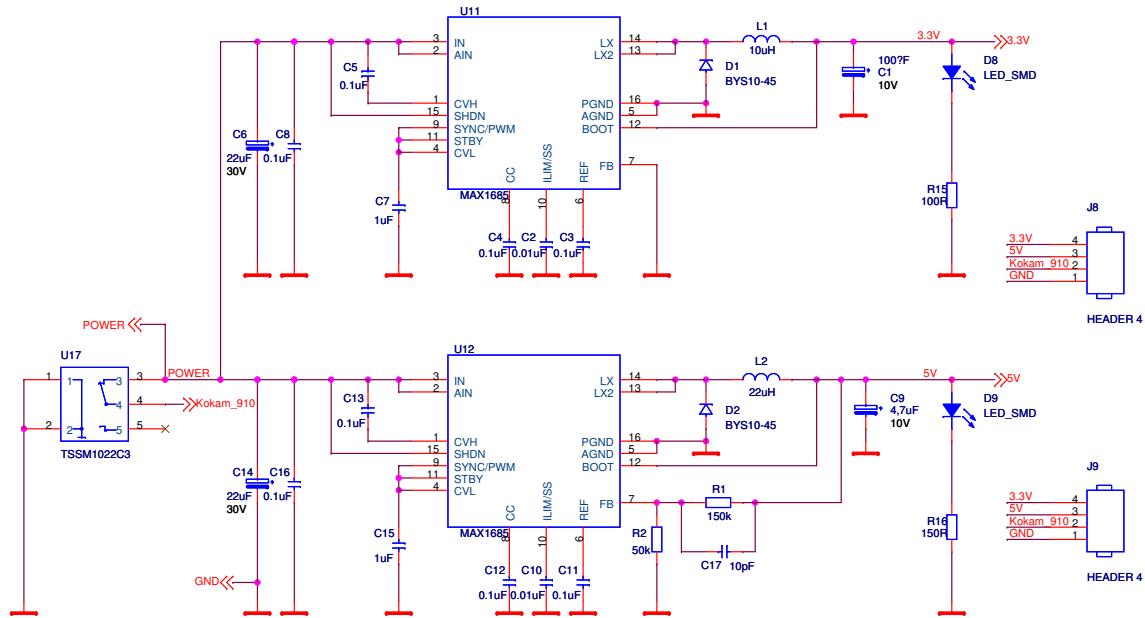


Obrázek 2.20: Akumulátorový článek Kokam 910mAh 15C

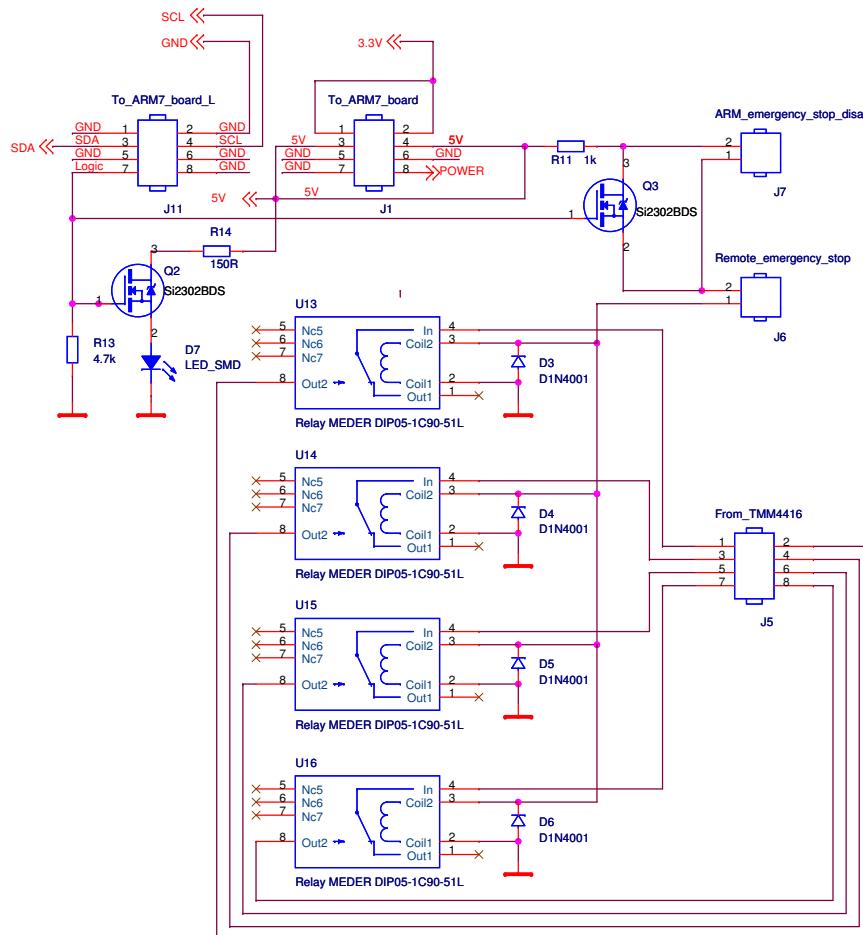
Do realizace zdroje pro palubní elektroniku byla také přidána podpora pro měření stavu všech palubních akumulátorů a to pomocí AD převodníku připojeného na nadřazený systém ARM7 (viz 5). Dále je zde integrován systém reléových kontaktů, který umožňuje nouzové odstavení stroje. Tento hardware byl vyvýjen tak, aby bylo možné jej bez kabelů připojit k palubnímu systému a zároveň nebyla příliš porušena rovnováha stroje. Kompletní schéma zdroje pro palubní elektroniku je uvedeno v kap.2.5.2.2.

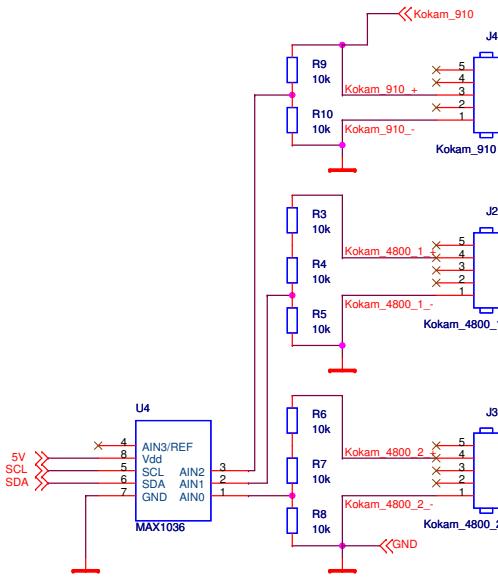
2.5.2.2 Schéma zapojení zdroje

Schéma zapojení je podle své funkce rozděleno na tři samostatné bloky. Vlastní zdroj je zakreslen na obr.2.21, část zapojení sloužící pro nouzové odstavení stroje je zakreslena na obr.2.22 a část zapojení, která je určena pro monitorování stavu akumulátorů (AD převodník) je na obr.2.23. Vlastní zdroj je realizován step-down měničem a to v obou větvích shodným, přičemž pro 5V větev bylo potřeba navrhout parametry zpětnovazéního zapojení. Detaily ohledně tohoto zapojení je možné nalézt v katalogovém listu přímo použitého obvodu MAX1658. Mechanismus nouzového vypnutí střídačů je založen na systematickém odpojování napájení střídače, které je iniciováno rozpojením reléových kontaktů. Rozpojení lze provést vytržením tenkého bezpečnostního kablíku ze stroje nebo pomocí palubního systému. S ohledem na maximální úroveň spolehlivosti rozpojení jsou použita jazýčková relé s odolností vůči nárazům (aby nedošlo k náhodnému rozpojení). Z bezpečnostních důvodů jsou osazeny kontrolní LED, které indukují aktivitu výstupů zdroje a zapnuté pohonné jednotky. Monitorování stavu akumulátorů je realizováno meřením napětí, které je kvůli maximální vstupní hodnotě napětí AD převodníku upraveno pomocí děliče.



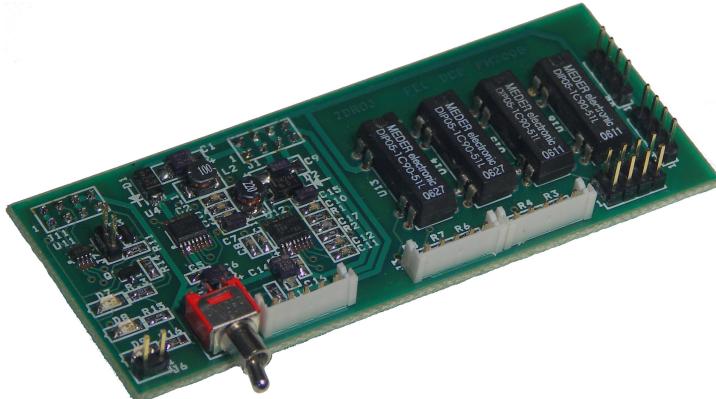
Obrázek 2.21: Schéma zapojení - 1.část





Obrázek 2.23: Schéma zapojení - 3.část

2.5.2.3 Realizace zdroje



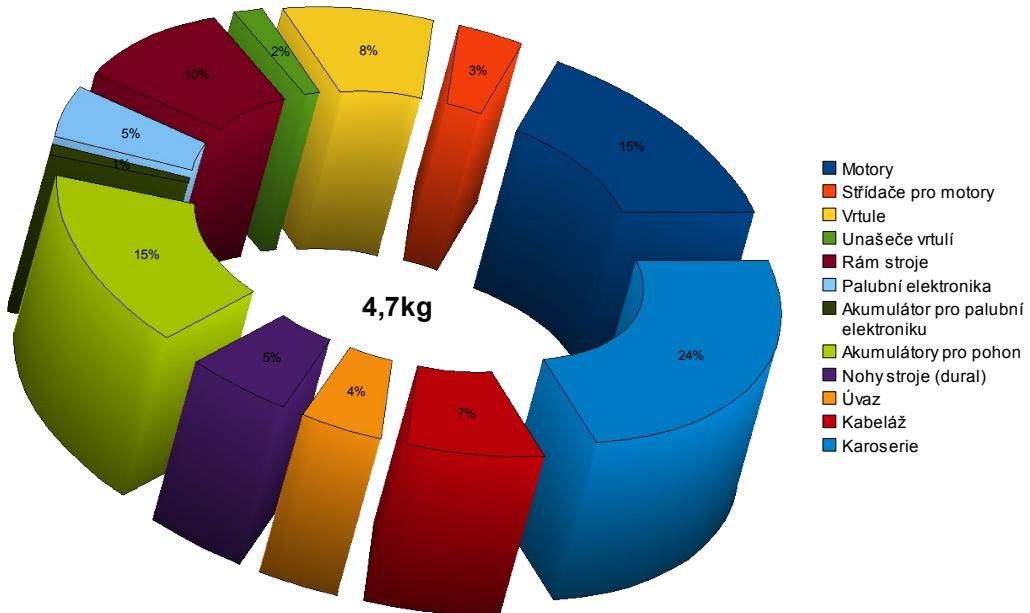
Obrázek 2.24: Realizovaný zdroj pro palubní elektroniku (97mmx39mm)

Výrobní dokumentace celého zdroje (podle zapojení z obr.2.21, obr.2.22 a obr.2.23), soupis součástek a fotografie plošného spoje je k dispozici v příloze C.

2.6 Hmotnostní a výkonová bilance

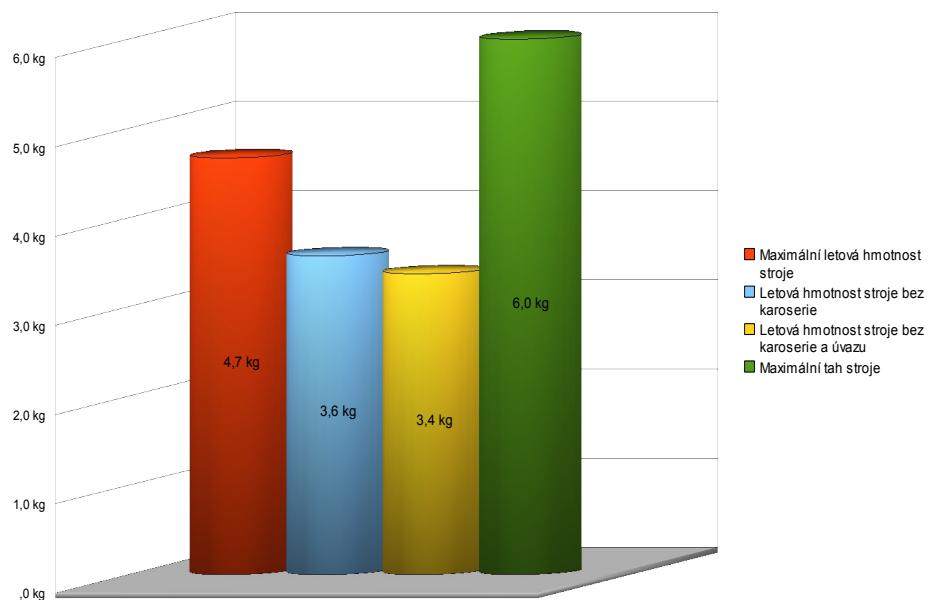
Maximální síla s níž disponuje celý pohonný systém je 6kg ve statickém tahu. Letová hmotnost stroje včetně stabilizačních tyček činí 3,6kg + karoserie (dle stupně opracování vnějšího radiusu 1 až 1,1kg). Pro lepší názornost uvádím graf rozložení hmotnosti do

jednotlivých částí stroje:



Obrázek 2.25: Hmotnostní poměry vybavení stroje

Na obr.2.26 je patrný poměr výkonu pohonů a celkové hmotnosti stroje, podle úrovně osazení.



Obrázek 2.26: Výkonový poměr stroje

Kapitola 3

Identifikace parametrů

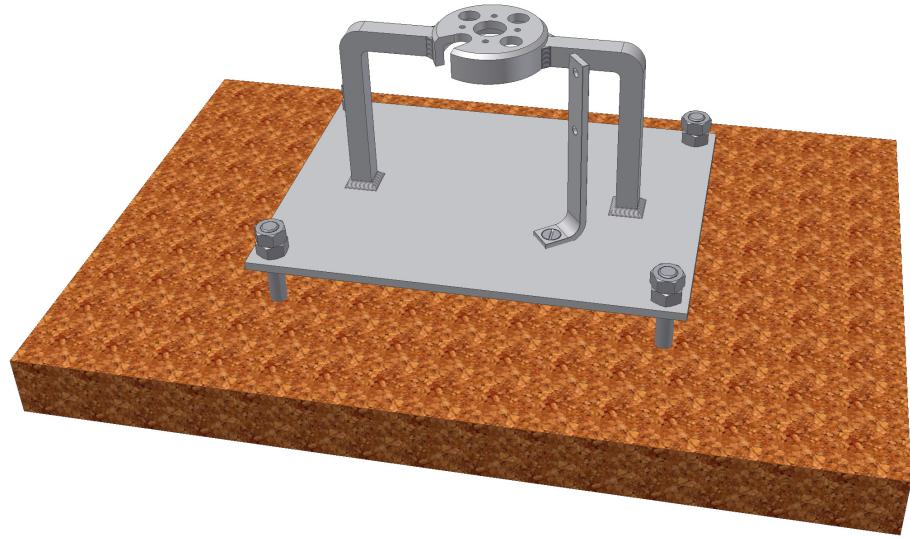
3.1 Vlastnosti pohonné jednotky

Aby bylo možné lépe řídit stroj za letu, ale i stabilizovat v klidu, je důležité znát odezvu pohonu na daný vstup, tedy charakteristiky pohonu. Tyto charakteristiky lze rozdělit na statické a dynamické. Statickou charakteristikou je popsáno, jaký je výkon pohonu pro dané otáčky, dynamickou charakteristikou je dáno jakým způsobem a jak rychle na dané otáčky (nebo tah) pohon přejde. V případě dynamické charakteristiky se pro malé rychlosti pohybu stroje (tento případ) jedná pouze o přechodovou charakteristiku v podobě změny otáček.

3.1.1 Vrtule

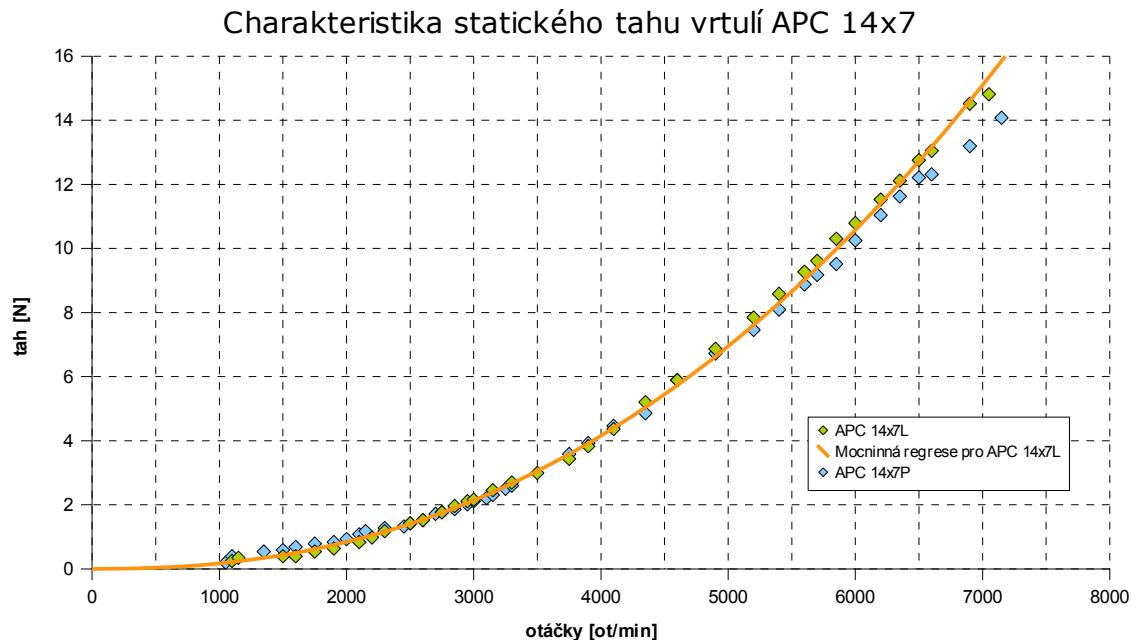
V případě statické charakteristiky se jedná o závislost tahu vyvolaného vrtulí na jejích otáčkách. Obecně lze říci, že dvojlisté vrtule mají parabolický charakter této závislosti a čím více listů přidáme, tím lineárnější a "kultivovanější" tah vznikne. Vzhledem k použití protiběžných vrtulí, ač se jedná o inverzní profil, nemusí mít vzájemně protiběžné kusy naprostě identický průběh tahu, proto bylo nutné proměřit oba typy vrtulí. V tomto případě bylo třeba nejprve navrhnout způsob měření, potřebné přípravky a realizovat je. Pro řízení pohonu byl použit přípravek založený na procesoru ATmega128, který je včetně použitého firmwaru blíže popsán v kap.5 nebo podrobněji v [10]. Dále bylo třeba navrhnout a realizovat měřící stolici, která poskytne dostatečně pevné uložení motoru. Přípravek pro měření statického tahu zachycuje obr.3.1. Pod kovovou část stolice (na obr.3.1 šedá část) byla umístěna přesná váha Salter 1015 s rozlišením 2g v celém rozsahu

(2kg). Po startu pohonu se celá sestava nadlehčovala o tah vyvolaný vrtulí a na váze bylo možné jej přímo odečíst.



Obrázek 3.1: Sestava měřící stolice

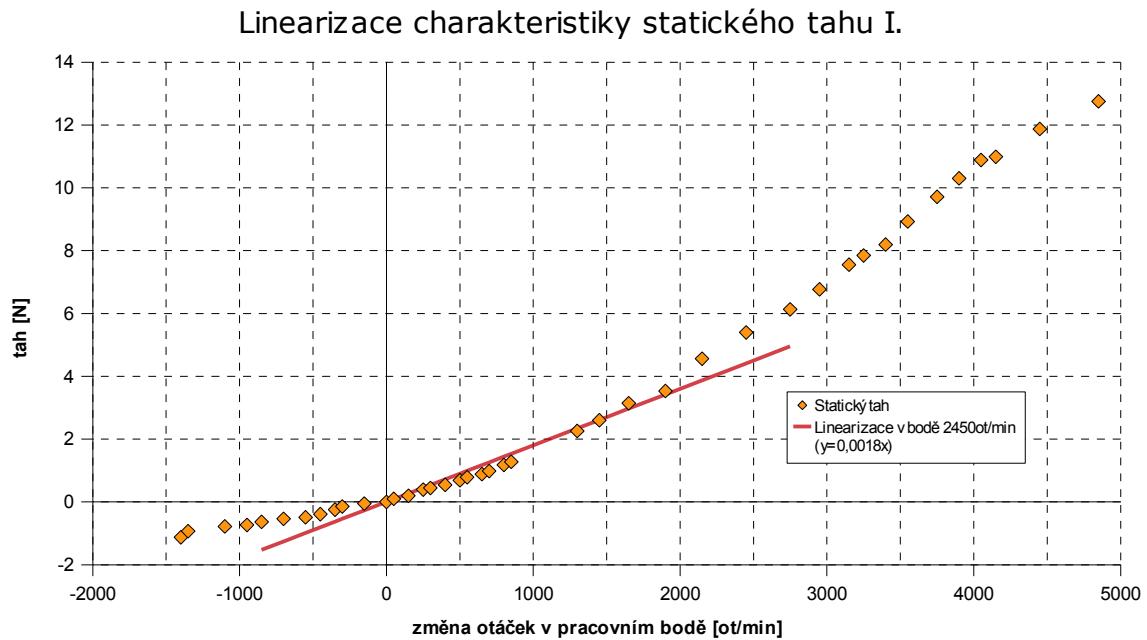
Výsledky měření jsou vyneseny do grafu (obr.3.2) a zapsány ve formátu Microsoft Excel XP v souboru data.xls.



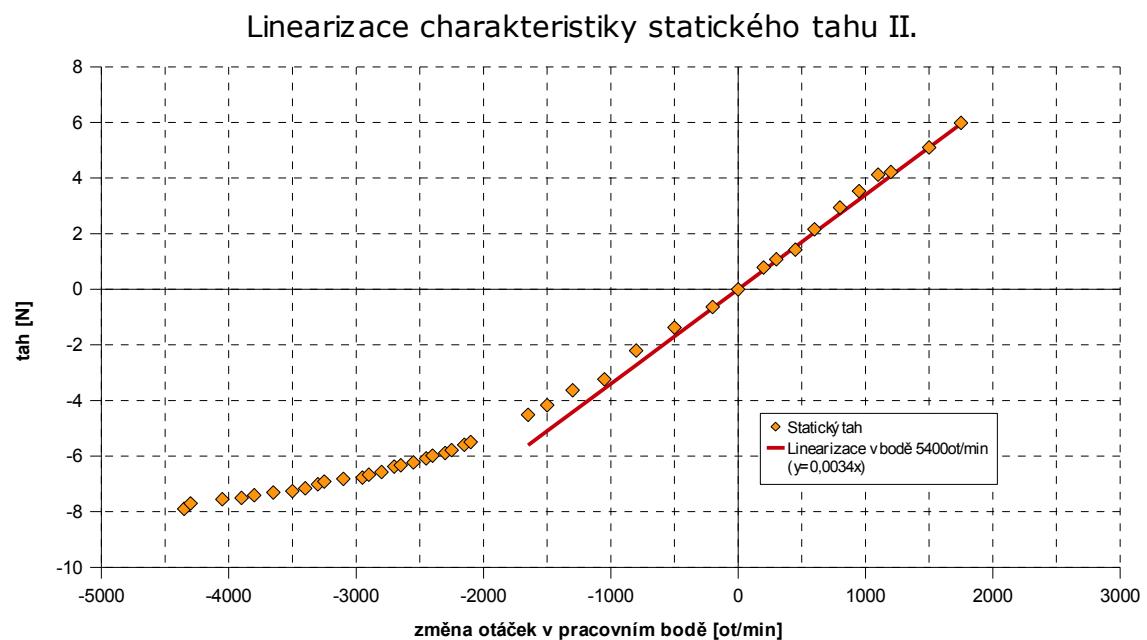
Obrázek 3.2: Statický tah vrtulí APC14x7L a P

Tuto křivku bylo pro využití v lineárním modelu celého quadrotoru nutné linearizovat

pro předpokládaný pracovní bod. Sílu potřebnou ke vznášení vyvolají zvolené pohony nejpozději kolem 5400 ot/min, proto byl vybrán tento bod. Dále také vzhledem k bezpečnosti stroje byl stanoven ještě jeden pracovní bod v nižší hladině otáček (2400 ot/min), neboť na řadu bezletových pokusů postačí.



Obrázek 3.3: Linearizace průběhu z obr.3.2 pro pracovní bod 2400ot/min



Obrázek 3.4: Linearizace průběhu z obr.3.2 pro pracovní bod 5400ot/min

Důležitým parametrem vrtule je také její hmotnost, protože spolu s oběžným pláštěm motoru tvoří celek rotující rychlostí až 7000 ot/min. Při těchto otáčkách je vliv rotující hmoty značný. Hmotnost vrtule činí 96g.

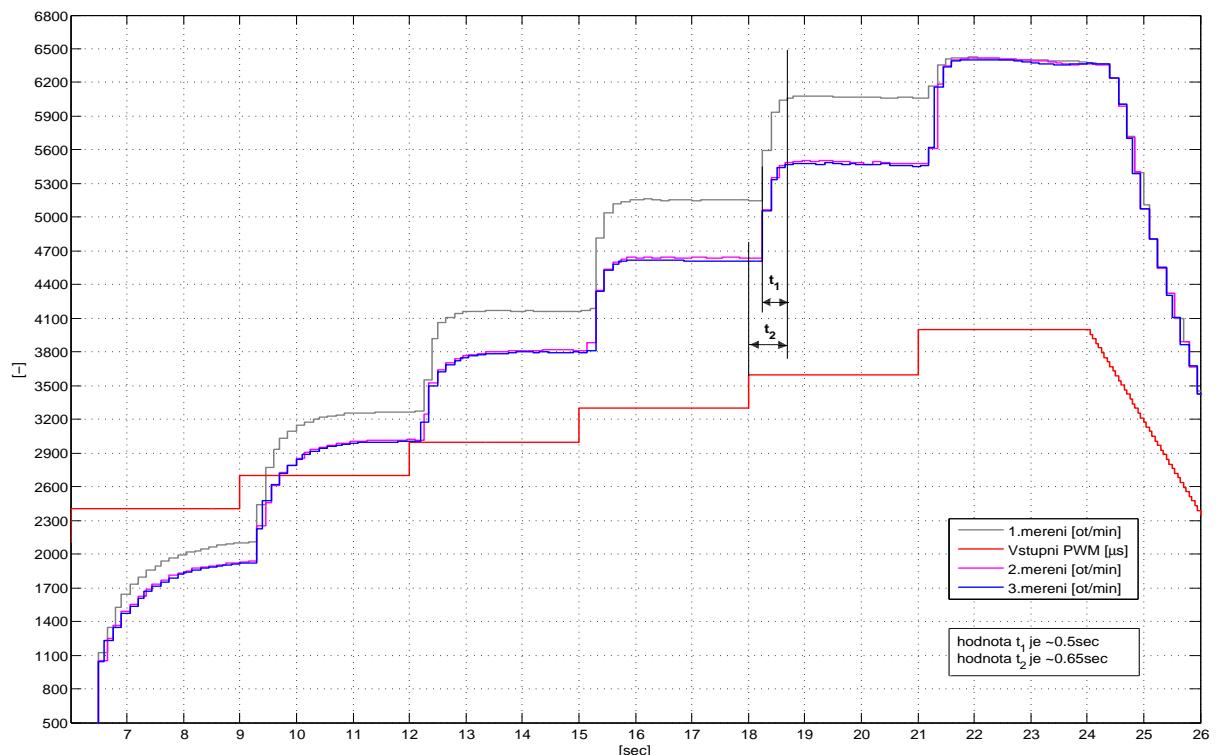
3.1.2 Vlastnosti původního střídače

Dynamika pohonné jednotky je důležitou částí systému a její správné vystižení modelem má zásadní vliv na schopnosti dále navržených regulátorů. Touto problematikou jsem se zabýval ve dvou nejpodstatnějších směrech:

- Rychlosť odezvy
- Citlivost

3.1.2.1 Rychlosť odezvy

Bylo provedeno několik měření, která poukazovala na neschopnost pohonu reagovat včas. Bližší informace o vlastnostech původního střídače jsou k dispozici v [13]. Tento fakt zachycuje obr.3.5.



Obrázek 3.5: Reakce pohonu

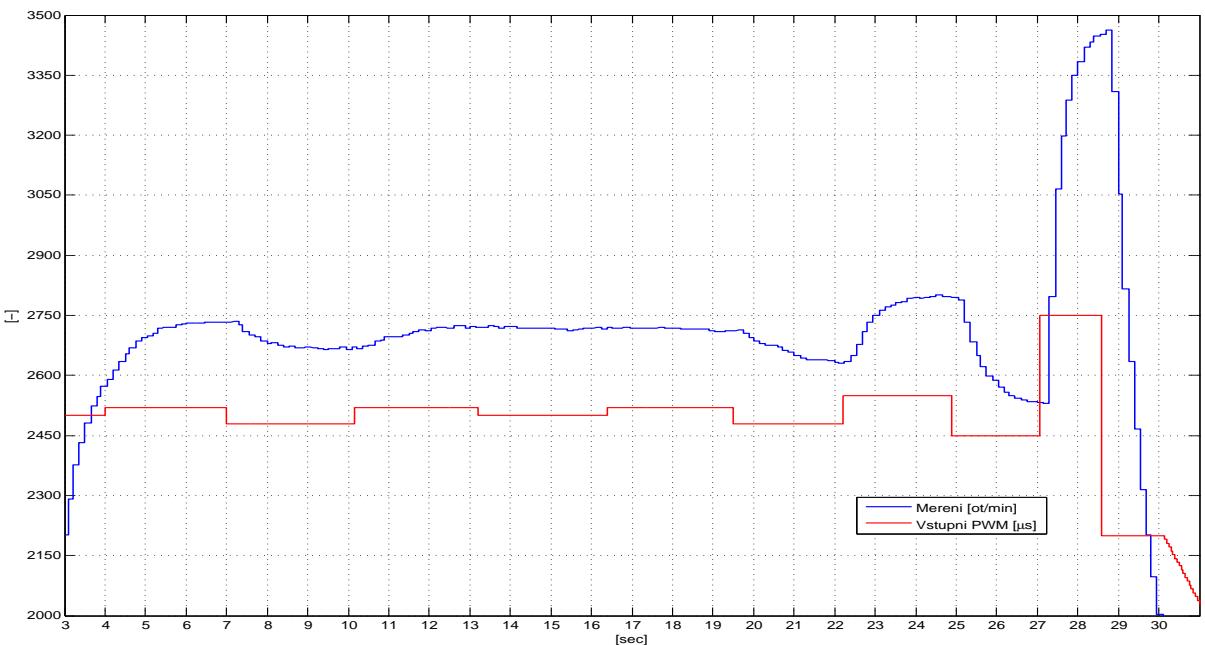
Z obr.3.5 vyplývá nestandardní chování střídače při prvním měření (šedý průběh). Všechna následující měření jsou již shodná. Tento jev byl zařazen mezi potřebné úpravy.

Hodnota t_1 vynesená v obr.3.5 vypovídá o schopnosti střídače MGM 4416-3 dodat potřebnou energii (proud do vinutí na statoru) rotačního pole tak, aby se ještě motor ”neutrhl”. Při maximální možné akceleraci sřídačů dosahují proudové špičky (podle vlastního měření střídačů) až 180A, v klidovém stavu na plný plyn pak 26A. Takováto energie tedy dokáže motorem MEGA 600/30/7 se zátěží (vrťule APC 14x7) otočit o cca +1000ot/min za $t > 0,5\text{sec}$.

Hodnota $t_2 - t_1$, která charakterizuje dopravní zpoždění systému (které obsahuje dopravní zpoždění komunikačního kanálu a také střídače MGM 4416-3) dosahovala hodnot během všech provedených měření přibližně 0,15sec až 0,2sec. Dalším podrobnějším měřením bylo zjištěno dopravní zpoždění větší části samotného komunikačního kanálu, které činí přibližně 0,05sec.

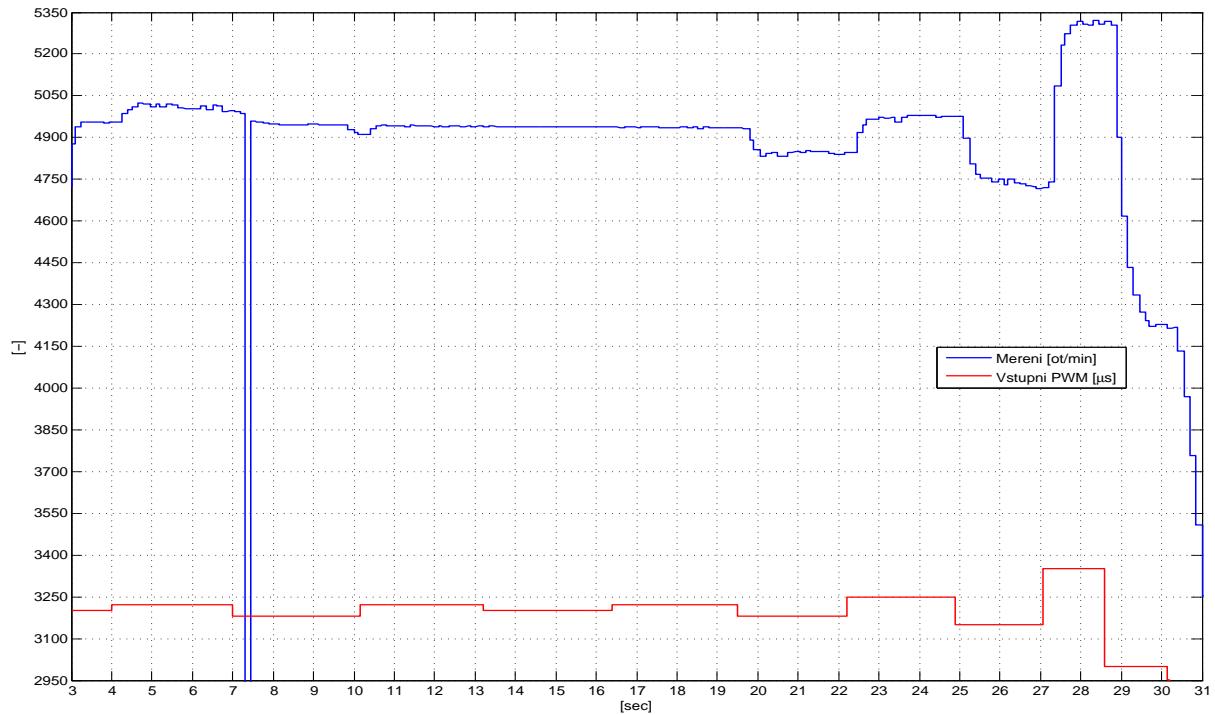
3.1.2.2 Citlivost

Vhodným způsobem k otestování citlivosti střídačů je například měření odezvy na vstupní signál, který se mění o malé hodnoty kolem nějakého pracovního bodu. Vzhledem k nelinearitě zátěže a neznámé dynamice samotného střídače byla proměřena citlivost ve třech bodech rozsahu otáček (2500ot/min, 5000ot/min, 6000ot/min) přičemž uvažované pracovní otáčky stroje jsou přibližně 5000ot/min.

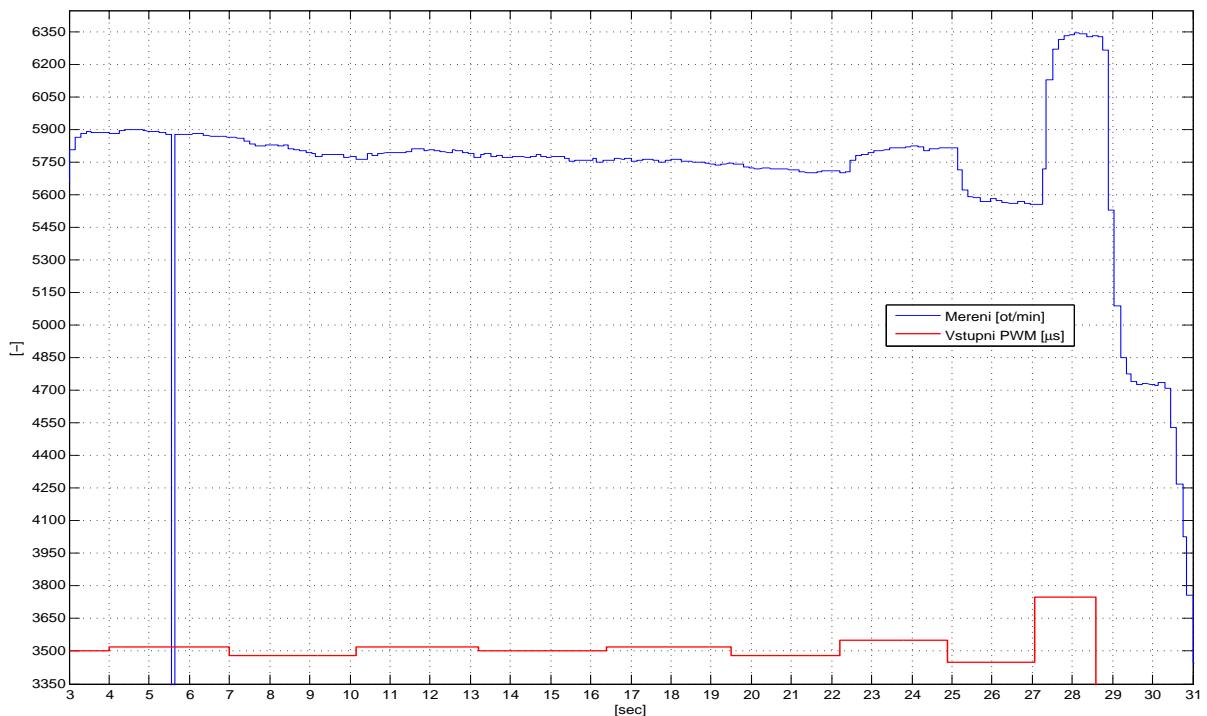


Obrázek 3.6: Citlivost na vstupní signál (2500ot/min)

Z obr.3.6 je z patrná necitlivost na změny vstupního signálu. Tato necitlivost je přibližně $\pm 20\mu s$. Od této hodnoty výše strídač reaguje, ovšem velmi neochotně.



Obrázek 3.7: Citlivost na vstupní signál (5000ot/min)



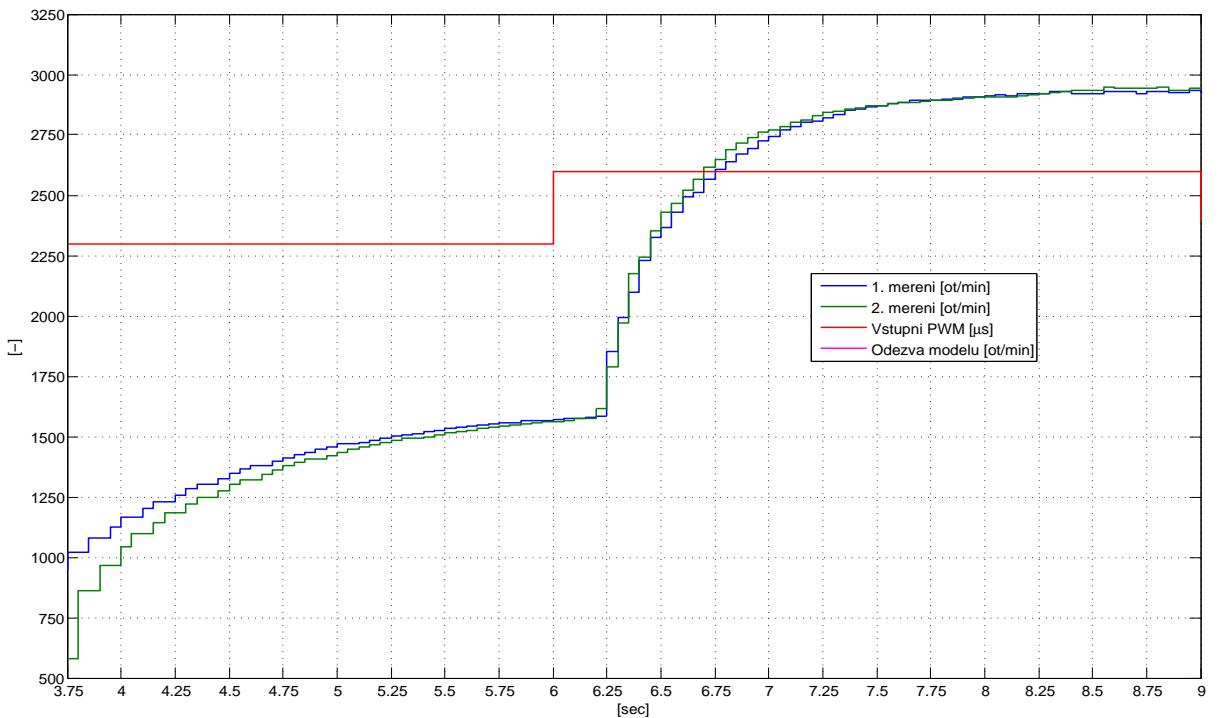
Obrázek 3.8: Citlivost na vstupní signál (6000ot/min)

Na obr.3.7 je vidět naprosto stejný problém jako u situace z obr.3.6. Navíc se zde nepříjemně projevuje chyba v odesílání informace, která při brždění občas (!!!) zapříčiní výpadek informace. Zmíněné nedostaty byly zařazeny mezi potřebné úpravy. Situace na obr.3.8 je obdobná. Je zřejmé, že změny v řádu i desítek otáček za minutu jsou problémem.

Kvůli nepříznivé situaci ve vyšších otáčkách byl střídač analyzován v nižších otáčkách, kde se nepříznivé vlivy neprojevují tak silně, aby znehodnocovaly měření.

3.1.2.3 Přenos systému

Aby bylo možné odhadnout podobu zkoumaného systému, byla proměřena jeho přechodová charakteristika v pomalejším režimu. Díky tomuto postupu lze získat více vzorků a tedy přesnější představu o podobě vnitřních dějů. Tato úvaha má význam pouze zpočátku, pro identifikaci řádu systému, neboť tvar náběžné křivky zůstane stejný, pouze se změní její rychlosť. Uvažované měření zachycuje obr.3.9.



Obrázek 3.9: Přechodová charakteristika (nízká úroveň akcelerace)

Obr.3.9 jednoznačně vypovídá o použitelnosti systému prvního řádu, tedy model tohoto systému bude mít přenos ve tvaru

$$G(s) = \frac{K}{T_s s + 1} \quad (3.1)$$

Z provedených měření (např. obr.3.9, obr.3.5) je patrné, že systém pracuje s dopravním zpožděním. Podle naměřených průběhů se jedná o přibližně $0,2\text{sec}$. Po přidání dopravního zpoždění k 3.1 vznikne přenos

$$G(s) = e^{-T_d s} \cdot \frac{K}{Ts s + 1} \quad (3.2)$$

Dále bude potřeba zlinearizovat člen $e^{-T_d s}$, tedy approximovat jej například pomocí Padého rozvoje

$$e^{-T_d s} \approx \frac{P_n(s)}{Q_n(s)}$$

kde

$$\begin{aligned} P_n(s) &= 1 - \frac{sT_d}{2} + \frac{n(n-1)}{2n(2n-1)} \cdot \frac{s^2 T_d^2}{2!} - \dots + \frac{(-1)^n n!}{(2n)!} \cdot s^n T_d^n \\ Q_n(s) &= 1 + \frac{sT_d}{2} + \frac{n(n-1)}{2n(2n-1)} \cdot \frac{s^2 T_d^2}{2!} + \dots + \frac{(-1)^n n!}{(2n)!} \cdot s^n T_d^n \end{aligned}$$

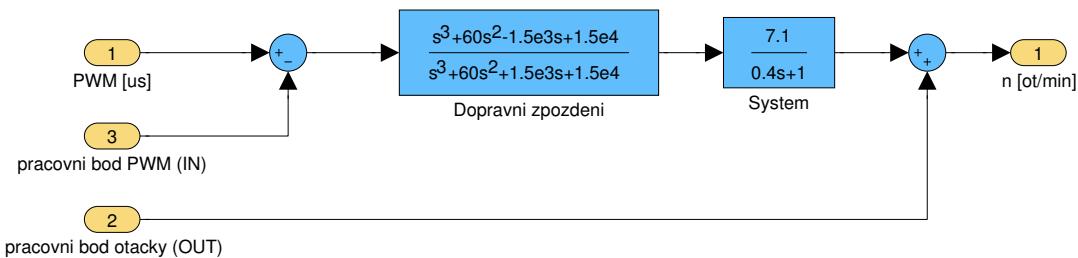
Řádem rozvoje n je dána přesnost approximace. Přenos pohonné jednoty má tvar

$$G(s) = \frac{\frac{1 - \frac{0,2s}{2} + \frac{n(n-1)}{2n(2n-1)} \cdot \frac{0,2^2 s^2}{2!} - \dots + \frac{(-1)^n n!}{(2n)!} \cdot s^n 0,2^n}{1 + \frac{0,2s}{2} + \frac{n(n-1)}{2n(2n-1)} \cdot \frac{0,2^2 s^2}{2!} + \dots + \frac{(-1)^n n!}{(2n)!} \cdot s^n 0,2^n}} \cdot \frac{K}{Ts s + 1} \quad (3.3)$$

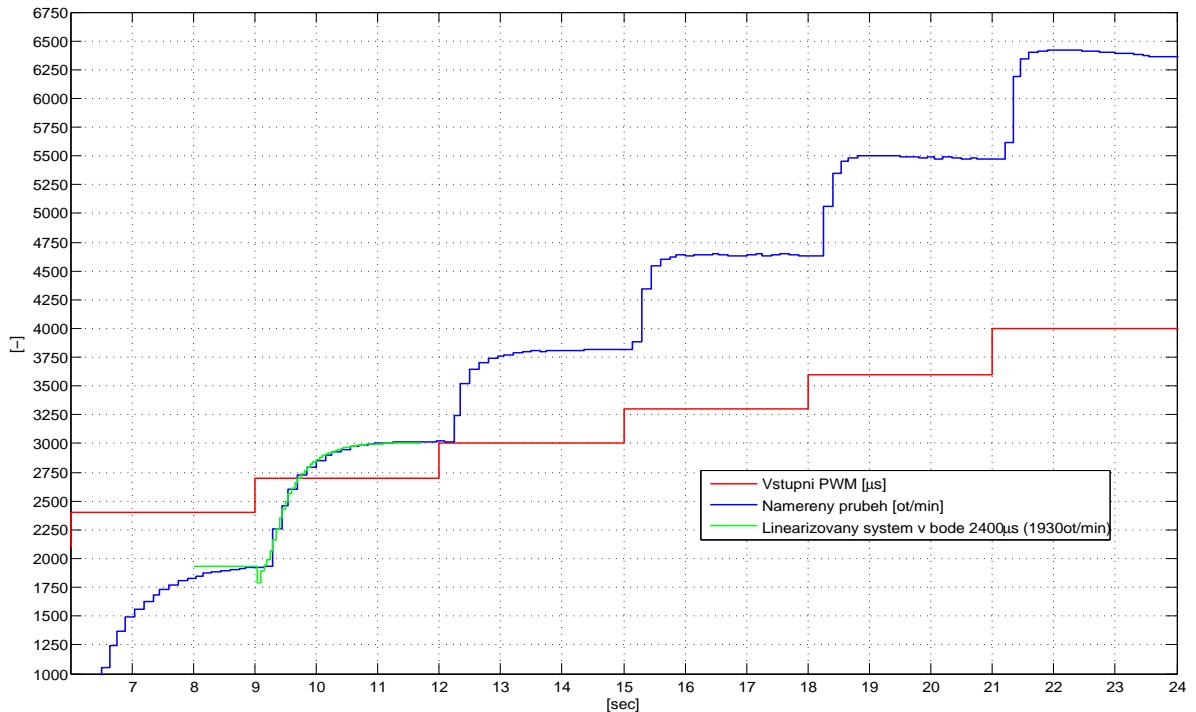
kde hodnoty n, T_s a K byly nastaveny experimentálně podle naměřené přechodové charakteristiky uvedené na obr.3.11.

3.1.2.4 Porovnání modelu s naměřenými daty

Pro porovnání modelu s naměřenými daty byl použit Matlab a Simulink. Vstupní hodnota pro model byla použita ze skutečného měření, kde byla vstupem reálného systému. Porovnání reálného systému a modelu zachycuje obr.3.11



Obrázek 3.10: Simulační schéma



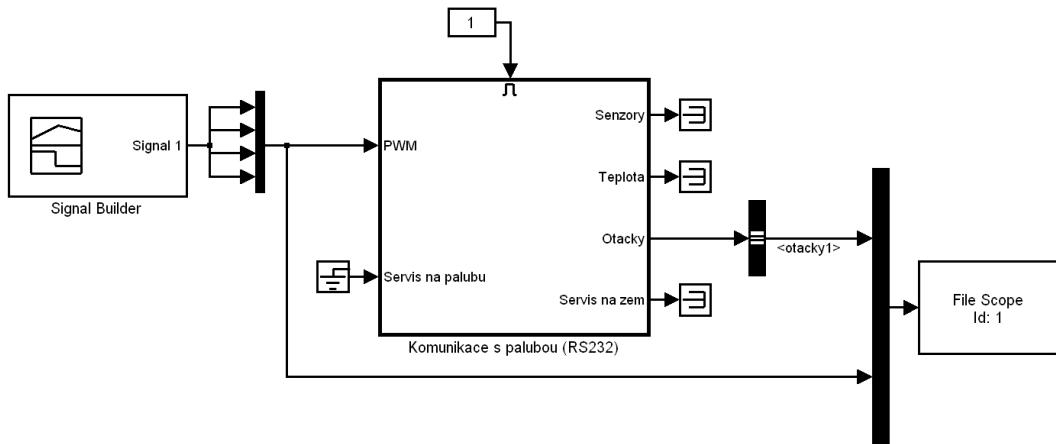
Obrázek 3.11: Srovnání modelu s reálným systémem

Ze zjištěných vlastností výše uvedeného systému vyplynulo, že jej není možné použít pro pohon quadrotoru a to zejména kvůli necitlivosti, nízké rychlosti a velkému dopravnímu zpoždění. Proto byl vytvořen nový střídač, který tyto nedostatky neobsahuje.

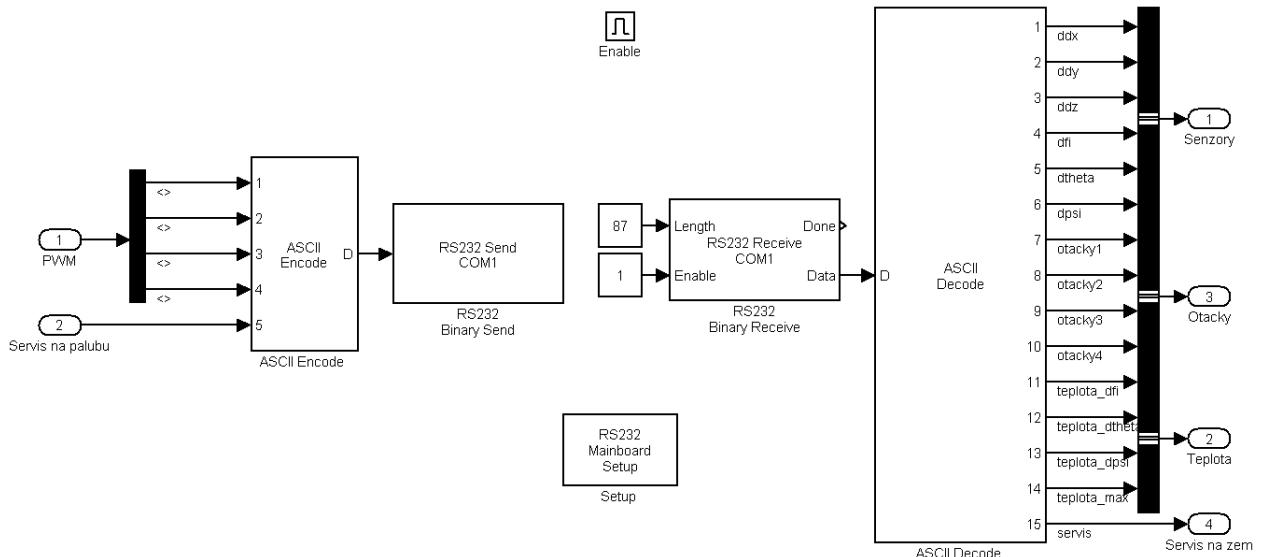
3.1.3 Vlastnosti nového střídače, výsledky

Na základě informací získaných v kap.3.1.2 byly stanoveny požadavky na úpravy střídačů a vyjedána spolupráce na přepracování SW případně HW s jejich výrobcem (fy MGM-Compro) v jejich vlastních vývojových podmínkách. Jednalo se zejména o odstranění nelinearit, zvýšení citlivosti na vstupní signál (problematika HW i SW filtrace) a úprava algoritmu ovládajícího rotační pole vinutí statoru. Dále s ohledem na bezpečné odstavení stroje byla zavedena možnost "nouzového vypnutí", které spolehlivě a bezpečně odpojí výkonovou elektroniku a dojde k zastavení motoru.

Pro práci se střídači byla s výhodou využita platforma Mathworks xPC Target, která umožňuje velmi komfortní zpracování naměřených dat v prostředí Matlabu. Detaily o této platformě a její konkrétní aplikaci v tomto projektu je možné nalézt v kap.5. Schéma sestavené v Simulinku, které bylo xPC Targetem při testech využíváno je uvedeno níže na obr.3.12.



Obrázek 3.12: Celkové schéma pro xPC Target

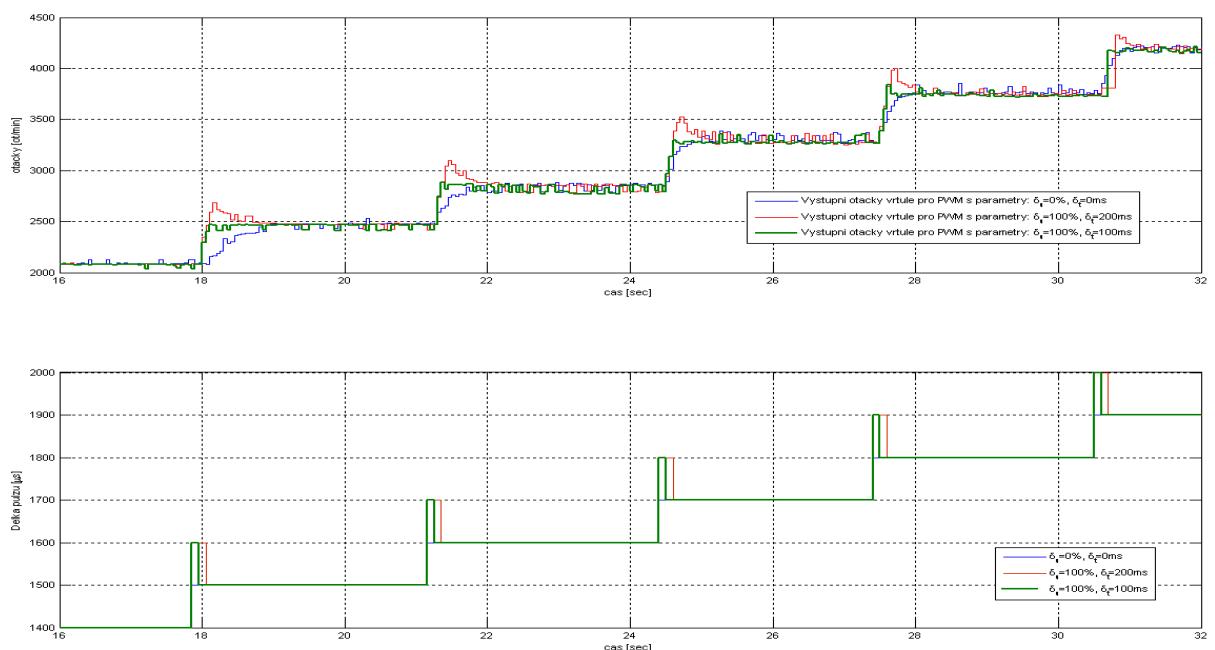


Obrázek 3.13: Obsah bloku "Komunikace s palubou"

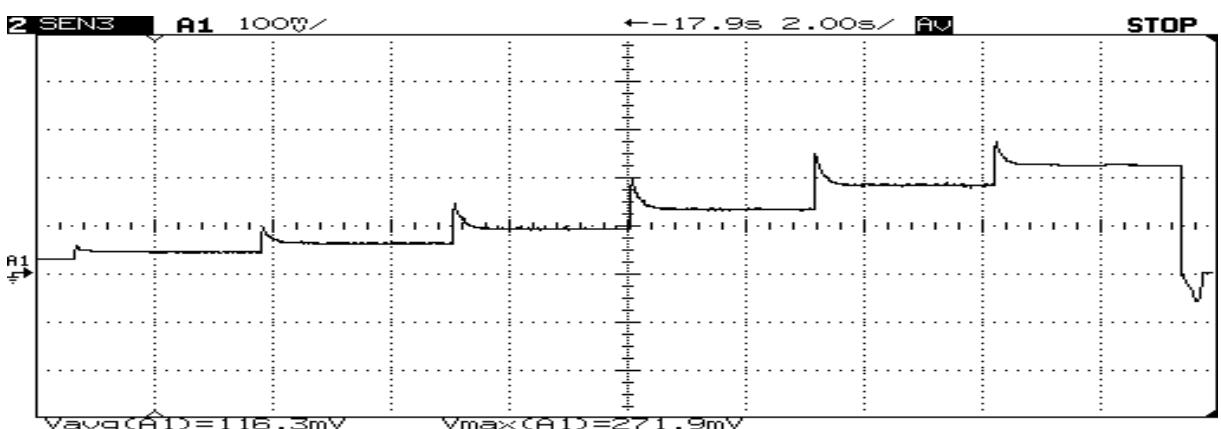
Použití synchronních bezsenzorových motorů (viz kap.2.3) znemožňuje klasické řízení tohoto pohonu se zpětnou vazbou. K dispozici ovšem jsou informace o točivém poli, které vytváří střídač. Pro extrémně rychlé aplikace se tento způsob "měření" otáček nehodí, neboť při extrémní akceleraci motoru je nutné sledovat vznikající skluz a hlídat tak synchronitu s rotující hmotnou částí stroje. Algoritmus komutace proto bez dalších senzorů není možné provádět a proto má v sobě tuto základní funkci střídač implementovanou. Protože jedná se o "know how" fy MGM-Compro, není bohužel možné jej zde uvést.

Řízení výkonu pohonné jednotky je komplikováno maximální možnou rychlostí komunikace se střídačem a výkonem, který má jeho CPU k dispozici. Tyto rychlosti vycházejí z

HW návrhu tohoto střídače (volba CPU, obsazení periferií) a nebylo možné bez dlouhého vývoje HW tuto rychlosť zvýšit. Uvedená rychlosť nedostačuje pro řízení motoru přímo střídačem samotným tak, aby jeho vstupní hodnotou byly pouze žádané otáčky. Po provedení četných měření byla zjištěna fixní závislost otáček na výkonu, který je vstupní hodnotou střídače ("plnění" PWM - zachyceno na obr.3.17). Tento fakt je platný samozřejmě jen pro málo proměnnou zátěž na hřídeli - vrtuli s pevnými listy. Využitím tohoto poznatku byla empiricky stanovena modifikace vstupního signálu pro střídač tak, aby jeho reakce měla požadovanou rychlosť a zároveň nedocházelo k překmitům.

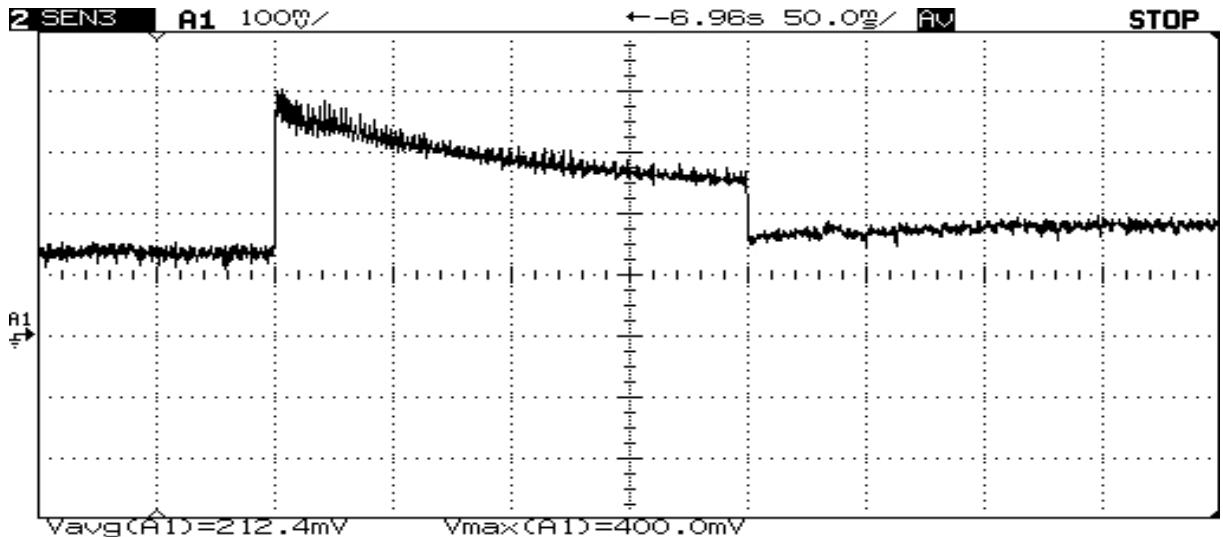


Obrázek 3.14: Srovnání pro různé hodnoty δ_u a δ_t



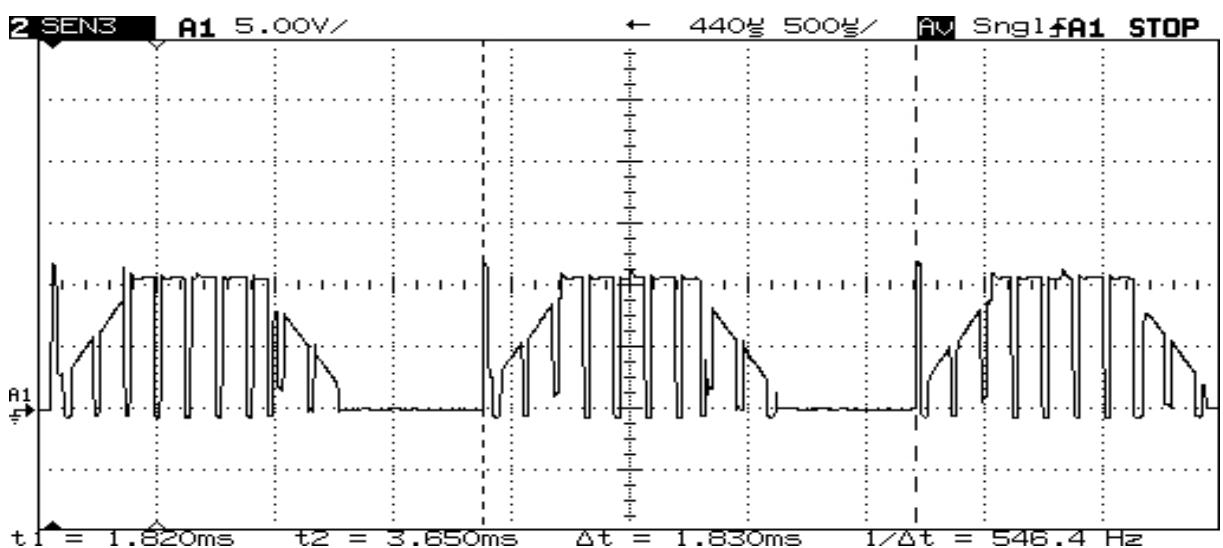
Obrázek 3.15: Průběh proudu ze situace uvedené v obr.3.14 pro $\delta_u = 100\%$
a $\delta_t = 100ms$ (použita proudová sonda 1:10)

Obecně lze shrnout tuto modifikaci do konstant δ_u , která vyjadřuje hodnotu, o níž vzroste původně zamýšlený akční zásah a δ_t vyjadřující čas působení.



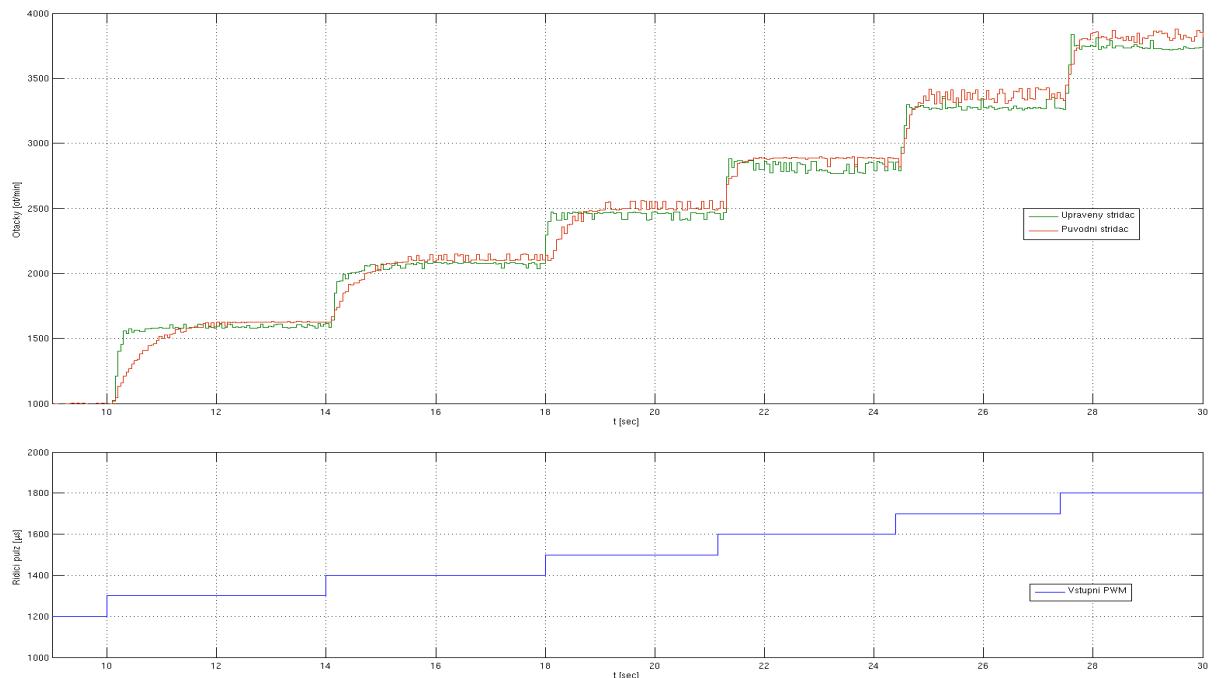
Obrázek 3.16: Detail průběhu proudu ze situace uvedené v obr. 3.14 - v nejvyšších otáčkách (použita proudová sonda 1:10)

Samotná regulace výkonu motoru je velmi dobře patrná z tzv. motorového PWM signálu, získaného po drobné SW úpravě měřením přímo na střídači. Dodávaný výkon je reprezentován mírou plnění lichoběžníku. Na počátku lichoběžníku je patrný vliv výše popsaného překmitu, který zajistí dostatečné množství energie v motoru pro jeho rychlou akceleraci.



Obrázek 3.17: Motorová PWM

Pozn.: do určité míry lze substituovat délku pulzu jeho výškou - například místo $\delta_t = 0,1\text{sec}$ volit $\delta_t = 0,075\text{sec}$ a zvýšit δ_u o 60%. Omezuje se tím však reakceschopnost v horních oblastech otáček a také chod motoru při akceleraci není již tak kultivovaný. Před nasazením takové úpravy do reálného testování na stroji je nutné velmi důkladně prověřit, zda nedochází k drobným výpadkům ze synchronity nebo nežádoucím špičkám v náběhu. Důležitou skutečností je, že motory při brzdění tyto úpravy signálu nepotřebují - naopak v případě jejich aplikace (opačným směrem) dochází k přílišnému poklesu otáček. pozn.: protože tyto konstanty není třeba běžně ladit, jejich aplikace je prováděna při každé (kladné) změně žádané hodnoty a zcela mimo kód regulátorů polohy. Dále budou uváděny akční zásahy samotných regulátorů polohy pouze bez téhoto úprav.

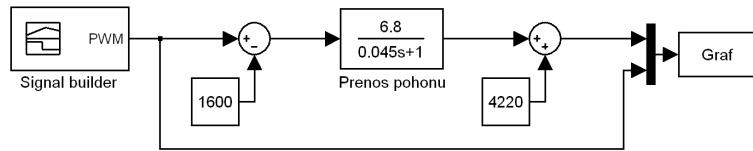


Obrázek 3.18: Srovnání s původním střídačem

Charakter přechodové charakteristiky zůstal stejný jako u původního střídače (1.řad), proto zde již není znova uveden. Analýzou nové přechodové charakteristiky pomocí balíku Matlab byl získán přenos pohonné jednotky ve tvaru

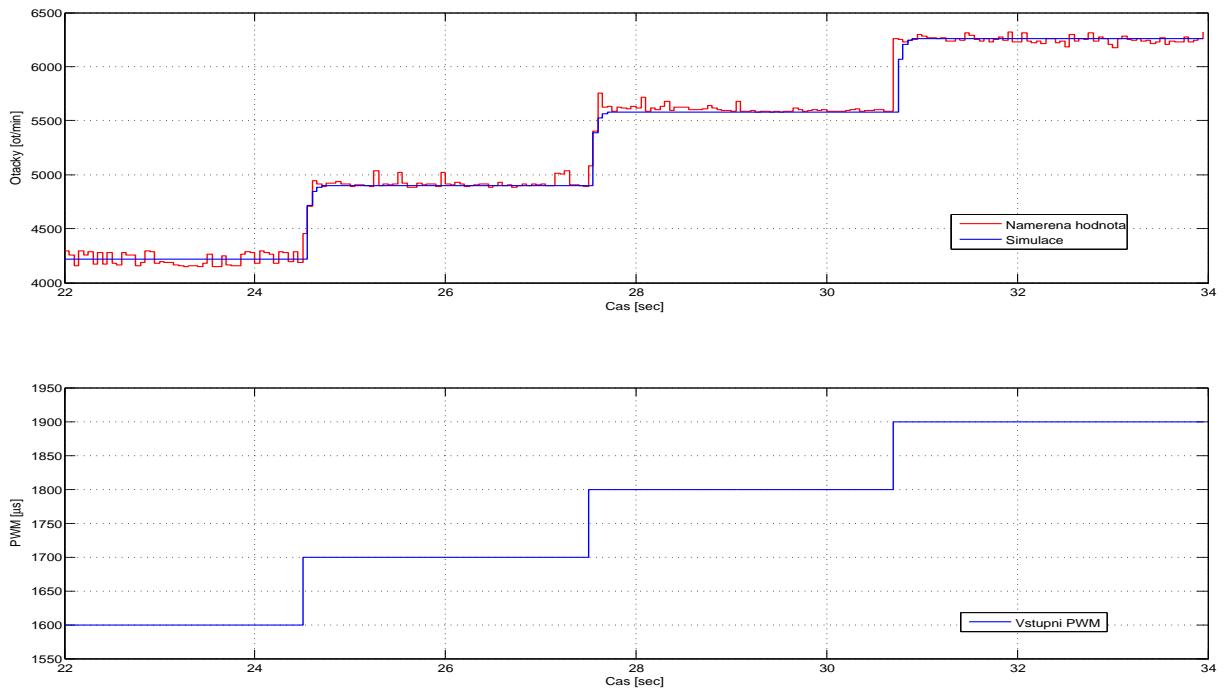
$$G(s) = \frac{6,8}{0,045s + 1} \quad (3.4)$$

Problém s dopravním zpožděním byl v novém střídači odstraněn a jeho hodnota je nyní velmi malá - proto je možné ji zanedbat.



Obrázek 3.19: Schéma pro porovnání odezvy modelu a reálného střídače

Bod pro linearizaci byl volen tak, aby linearizovaný model dobře pokrýval uvažovanou pracovní oblast pohonu ($u = 1600\mu s, y = 4220 \text{ ot/min}$).



Obrázek 3.20: Porovnání odezvy modelu a reálného střídače na stejný vstupní signál

Přidáním linearizované charakteristiky vrtule (obr.3.4) vznikl kompletní model pohonné jednotky. Tento model byl pro přehlednou manipulaci zapouzdřen do jednoho bloku.

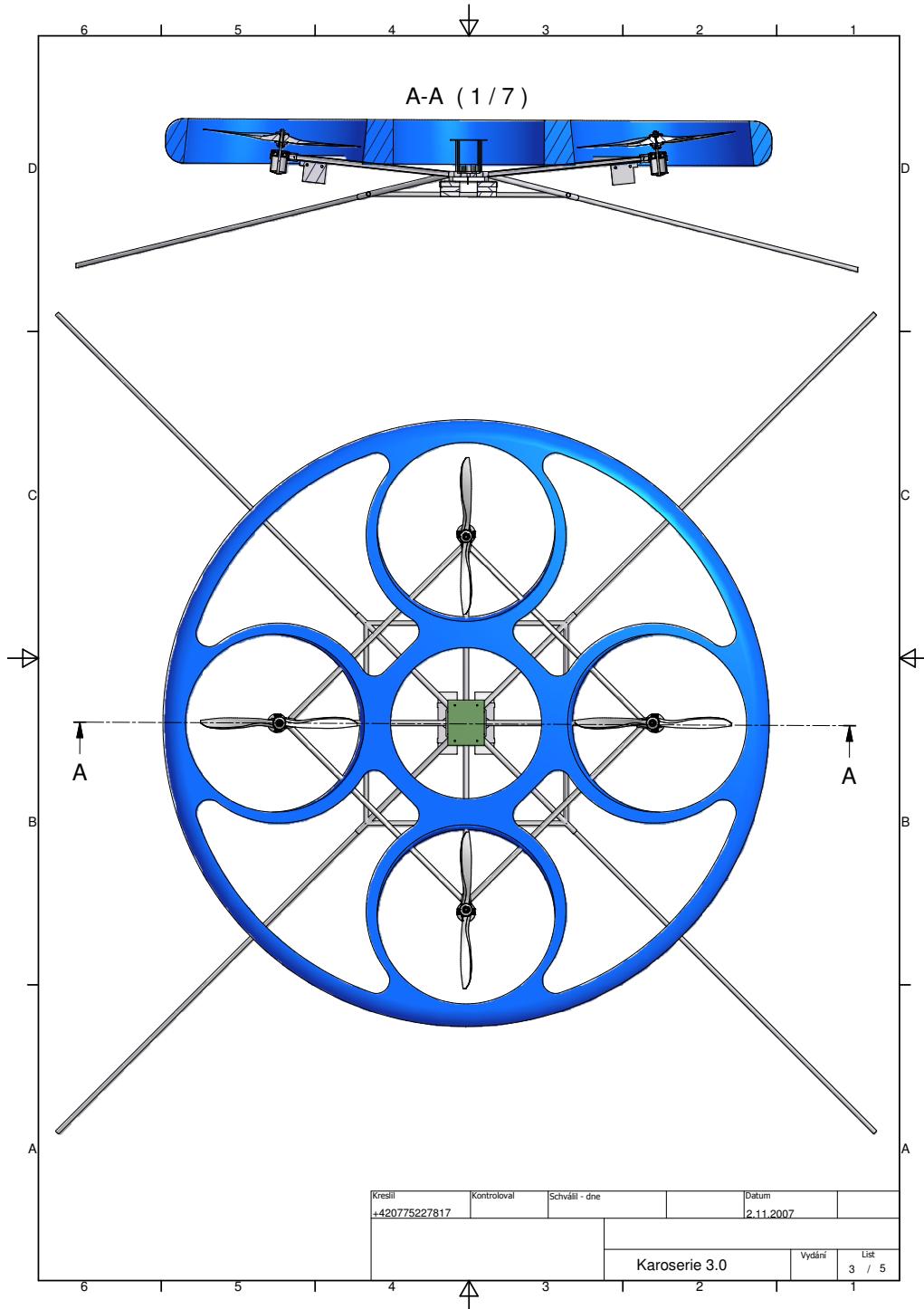


Obrázek 3.21: Zapouzdření linearizovaného modelu pohonu

Pozn.: princip měření otáček je podrobněji rozebrán v [12].

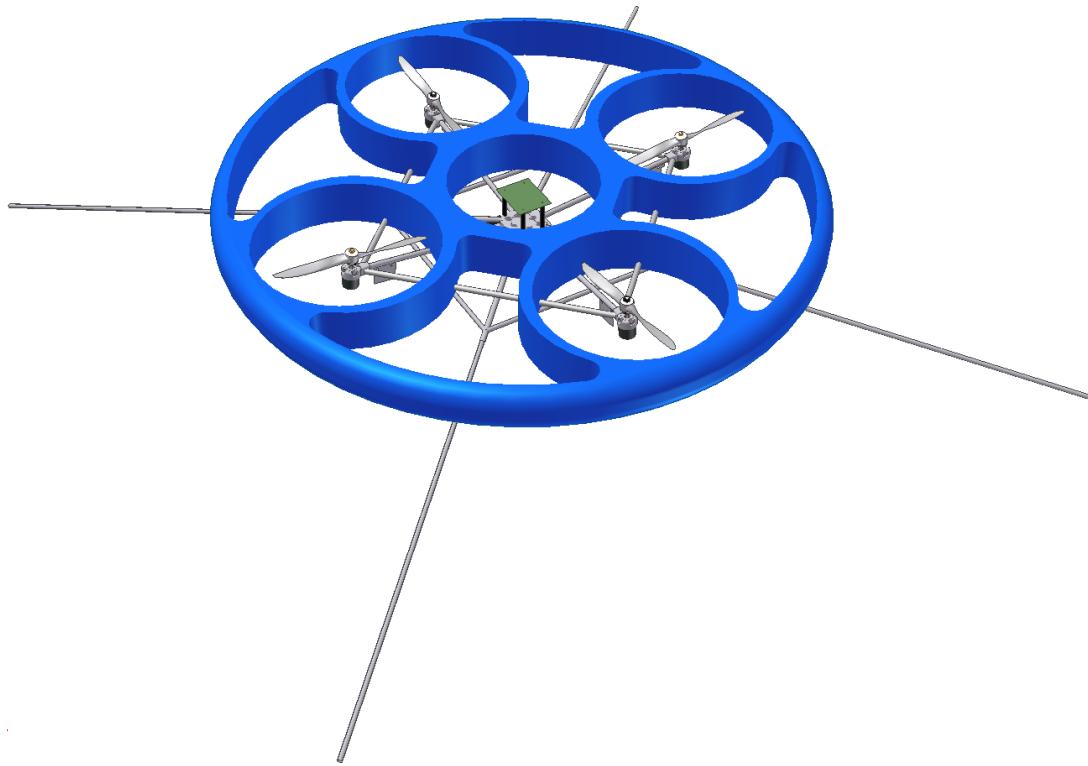
3.2 Parametry sestavy stroje

Pomocí CAD modelu bylo možné stanovit momenty setrvačnosti stroje a polohu těžiště, která je důležitým parametrem stroje. Model je zachycen v nárysru a řezu na obr.3.22.



Obrázek 3.22: Zobrazení celé sestavy stroje v nárysru a řezu

Pokud by těžiště bylo příliš vysoko, stroj by tím byl destabilizován a jeho chování by se dalo připodobnit inverznímu kyvadlu. Tento jev je nežádoucí a proto byly veškeré konstrukční práce podřizovány této úvaze.



Obrázek 3.23: Zobrazení celé sestavy stroje

Momenty setrvačnosti jsou $J_{xx} = 0,363 \text{ kgm}^2$, $J_{yy} = 0,375 \text{ kgm}^2$ a $J_{zz} = 0,716 \text{ kgm}^2$, letová hmotnost je $m = 4,7 \text{ kg}$ a poloha těžiště je vzhledem středu vrchní roviny základny stroje umístěno v souřadnicích $x_t = 0 \text{ mm}$, $y_t = 0 \text{ mm}$ a $z_t = -17 \text{ mm}$, tedy stroj nebude polohou těžiště destabilizován (naopak) - konstrukční záměr byl splněn.

V případě sejmutí karoserie jsou parametry $J_{xx} = 0,161 \text{ kgm}^2$, $J_{yy} = 0,165 \text{ kgm}^2$ a $J_{zz} = 0,304 \text{ kgm}^2$, letová hmotnost je $m = 3,6 \text{ kg}$ a poloha těžiště je vzhledem středu vrchní roviny základny stroje umístěno v souřadnicích $x_t = 0 \text{ mm}$, $y_t = 0 \text{ mm}$ a $z_t = -24 \text{ mm}$.

Quadrotor s osazenou karoserií bude vzhledem k uvedeným hodnotám významně pomalejší a bohužel o něco více astatický. Je to způsobeno nutností chránit rotující části stroje před kontaktem s okolím - bylo nutné karoserii umístit relativně vysoko a těžiště karoserie je tak nad těžištěm samotného stroje.

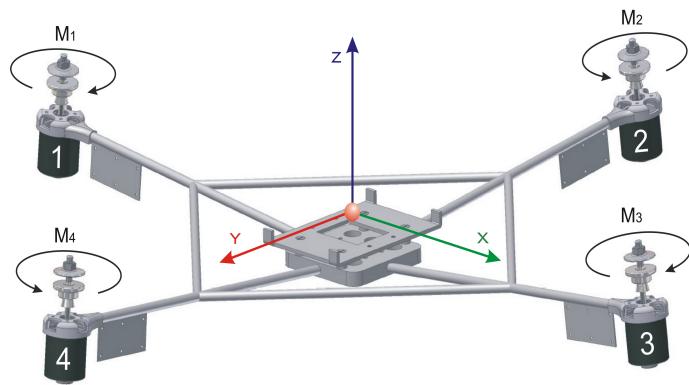
Kapitola 4

Matematický model

Sestavení matematického modelu má zásadní význam pro následný návrh regulátorů, ale také pro získání informací o vhodné konstrukci stroje. S podporou matematického modelu je možné např. dimenzovat dostatečně rychlý a výkonný pohon nebo také stanovit únosné meze hodnoty momentů stervačnosti.

4.1 Volba orientace souřadnicových systémů

Pohyb stroje vnímáme vůči zemi, budu tedy dále předpokládat, že stroj při startu bude v počátečním bodě své dráhy stát na zemi, resp. základna stroje bude vodorovně se zemí. Pak totiž lze zavést globální systém, identický se systémem stroje tak, že globální a lokální systémy jsou shodné právě v okamžiku startu. Důsledkem je absence dalšího systému souřadnic a transformace do nich - zjednodušení. Protože se jedná o pohyb se šesti stupni volnosti, jedná se také o poměrně složitou transformaci. Pro snadné zvládnutí takových výpočtů byly zvoleny rotační matice, podrobněji rozepsány v 4.6. Dále z důvodů menší výpočtové náročnosti byl zaveden jeden systém souřadnic, ve kterém se stroj pohybuje a druhý systém souřadnic, ve kterém budou měřeny stavové veličiny (úhlové zrychlení a translační zrychlení). Systém, ve kterém je proveden rozklad sil (viz obr.4.2) má osy X a Y pootočené vůči souřadnicovým systémům pro měření (viz obr.4.1) kolem osy z o $+45^\circ$ (kladné smysly souřadnicových systémů jsou vždy označeny šipkou, stejně tak smysly momentů). Uvedená záležitost značně zjednoduší výpočty rozkladu sil a optimalizuje tak model. Pro výsledné porovnání nasimulovaných dat a dat získaných měřením na reálném stroji, bude třeba provést transformaci podle zmiňované osy.



Obrázek 4.1: Souřadnicový systém

4.2 Základní vztahy

Základní fyzikální vztahy, které dále povedou na složitější výrazy, jež popisující vliv sil a momentů na stroj.

4.2.1 Posuvný pohyb

$$F = m \cdot a [N] \quad (4.1)$$

$$a = \dot{v} = \ddot{x} [m \cdot s^{-2}] \quad (4.2)$$

4.2.2 Rotační pohyb

$$M = F \cdot r = J \cdot \varepsilon [N \cdot m] \quad (4.3)$$

$$\varepsilon = \dot{\omega} = \ddot{\phi} [s^{-2}] \quad (4.4)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{F \cdot r}{J_\phi} [s^{-2}] \quad (4.5)$$

4.2.3 Transformační matice

$$R_x = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} R_y = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} R_z = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.6)$$

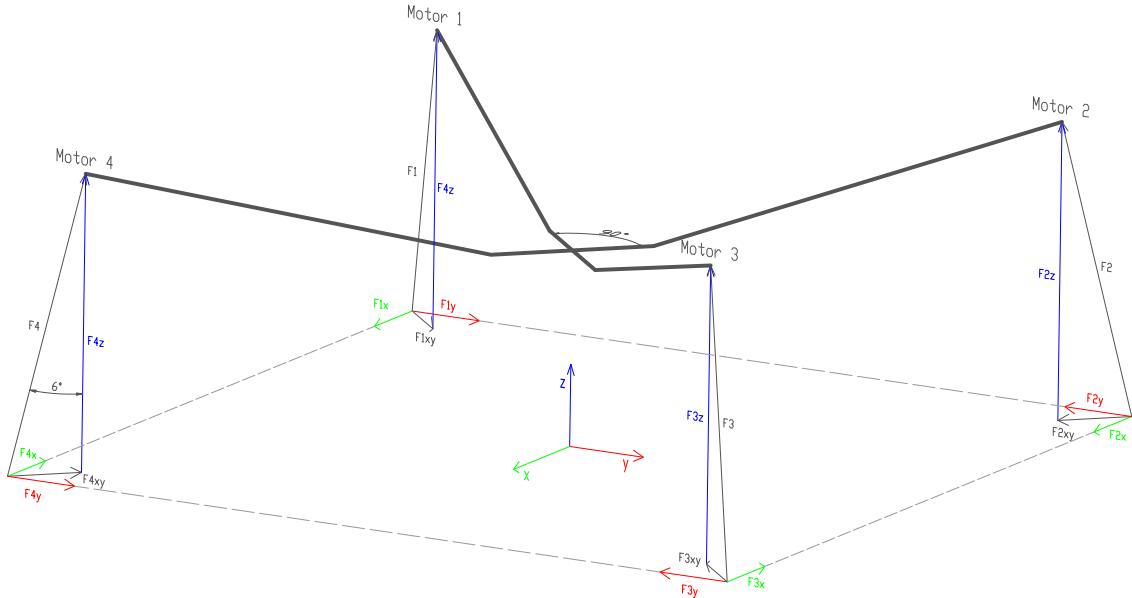
$$R_{x,y,z} = R_x \cdot R_y \cdot R_z \quad (4.7)$$

4.3 Fyzikální rozbor působících sil a momentů

Ze základních fyzikálních principů lze rozdělit síly působící na stroj na síly s posuvnými účinky a rotačními účinky. Jejich rozbor je proveden níže.

4.3.1 Posuvné účinky sil

Předem je třeba stanovit způsob rozkladu a orientaci výslednic sil, které působí na stroj. Zvolené řešení je na obr.4.2.



Obrázek 4.2: Rozklad sil

Na základě obr.4.2 a vztahu 6.1 lze sestavit rovnice

$$\begin{aligned} F_x &= m \cdot a_x \\ F_y &= m \cdot a_y \\ F_z &= m \cdot a_z \end{aligned} \tag{4.8}$$

$$\begin{aligned} F_x &= m \cdot \ddot{x} \\ F_y &= m \cdot \ddot{y} \\ F_z &= m \cdot \ddot{z} \end{aligned} \tag{4.9}$$

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{F_x}{m} \\ \ddot{y} &= \frac{F_y}{m} \\ \ddot{z} &= \frac{F_z}{m} \end{aligned} \tag{4.10}$$

Byly zvoleny orientace zakreslené v obr.4.2, na základě kterých lze napsat základní vztahy pro rozklad do uvedeného systému. Pro složky F_x, F_y, F_z tedy platí:

$$\begin{aligned} F_x &= \sum F_{i_x} = F_{1_x} + F_{2_x} - F_{3_x} - F_{4_x} \\ F_y &= \sum F_{i_y} = F_{1_y} - F_{2_y} - F_{3_y} + F_{4_y} \\ F_z &= \sum F_{i_z} = F_{1_z} + F_{2_z} + F_{3_z} + F_{4_z} \end{aligned} \quad (4.11)$$

Z obr.4.2 je patrný princip rozkladu sil vyvýjených motory, který je využit. Pro uvedený smysl výslednic v tomto obrázku pak lze sestavit vztahy:

$$\begin{aligned} F_{1_{xy}} &= F_{2_{xy}} = F_{3_{xy}} = F_{4_{xy}} = F_i \cdot \sin 6^\circ \\ F_{i_z} &= F_i \cdot \cos 6^\circ \end{aligned} \quad (4.12)$$

a vyjádřit z nich potřebné složky:

$$\begin{aligned} F_{1_x} &= F_{2_x} = F_{3_x} = F_{4_x} = F_{i_{xy}} \cdot \sin 45^\circ \\ F_{1_y} &= F_{2_y} = F_{3_y} = F_{4_y} = F_{i_{xy}} \cdot \cos 45^\circ \\ (\Rightarrow F_{i_x} &= F_{i_y}) \end{aligned} \quad (4.13)$$

Dále je také potřeba přidat účinek gravitační síly, která působí kolmo k zemskému povrchu. V tomto přístupu k řešení je potřeba provést transformaci této síly podle úhlů momentálního natočení stroje - tedy lokálních a globálních souřadnic a připočít její účinky do jednotlivých složek lokálního souřadnicového systému. Byla využita rotační matice podle 4.6.

Tíhové zrychlení lze v globálním souřadnicovém systému tedy na základě výše uvedeného faktu zapsat jako vektor

$$\vec{g} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 9,81 \end{pmatrix} \quad (4.14)$$

a postupnou rotací tohoto vektoru kolem os X, Y, a Z podle 4.6 získávám souřadnice vzhledem k lokálnímu souřadnicovému systému

$$\begin{pmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \cdot \vec{g} \quad (4.15)$$

které udávají velikost příspěvků gravitačního zrychlení do směrů os podle lokálních souřadnic. Po roznásobení výše uvedených matic a vektoru gravitačního zrychlení získávám

tedy jednotlivé složky ve tvaru

$$\begin{pmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta \cdot \cos \psi & -\cos \theta \cdot \sin \psi & \sin \theta \\ \sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi + \cos \varphi \cdot \sin \psi & -\sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi + \cos \varphi \cdot \cos \psi & -\sin \varphi \cdot \cos \theta \\ -\cos \varphi \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi + \sin \varphi \cdot \sin \psi & \cos \varphi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi + \sin \varphi \cdot \cos \psi & \cos \varphi \cdot \cos \theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 9.81 \end{pmatrix} \quad (4.16)$$

a po úpravě

$$\begin{aligned} g_x &= \sin \theta \\ g_y &= -\sin \phi \cdot \cos \theta \\ g_z &= \cos \phi \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (4.17)$$

Po doplnění rovnic 4.11 o gravitační zrychlení rozložené do souřadnic rámu získám vztahy pro výpočet výslednic F_x, F_y, F_z ve tvaru

$$\begin{aligned} F_x &= \sum F_{i_x} = F_{1_x} + F_{2_x} - F_{3_x} - F_{4_x} - g_x \\ F_y &= \sum F_{i_y} = F_{1_y} - F_{2_y} - F_{3_y} + F_{4_y} - g_y \\ F_z &= \sum F_{i_z} = F_{1_z} + F_{2_z} + F_{3_z} + F_{4_z} - g_z \end{aligned} \quad (4.18)$$

a po dosazení

$$\begin{aligned} F_x &= \sum F_{i_x} = F_{1_x} + F_{2_x} - F_{3_x} - F_{4_x} - \sin \theta \\ F_y &= \sum F_{i_y} = F_{1_y} - F_{2_y} - F_{3_y} + F_{4_y} - (-\sin \phi \cdot \cos \theta) \\ F_z &= \sum F_{i_z} = F_{1_z} + F_{2_z} + F_{3_z} + F_{4_z} - \cos \phi \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (4.19)$$

využitím vztahu 6.1 lze rovnice přepsat do tvaru

$$\begin{aligned} a_x &= \frac{F_{1_x} + F_{2_x} - F_{3_x} - F_{4_x} - \sin \theta}{m} \\ a_y &= \frac{F_{1_y} - F_{2_y} - F_{3_y} + F_{4_y} - (-\sin \phi \cdot \cos \theta)}{m} \\ a_z &= \frac{F_{1_z} + F_{2_z} + F_{3_z} + F_{4_z} - \cos \phi \cdot \cos \theta}{m} \end{aligned} \quad (4.20)$$

a konečně doplněním o rozklady pro síly dostávám vztah

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{(F_1 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ + (F_2 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - (F_3 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - (F_4 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - \sin \theta}{m} \\ \ddot{y} &= \frac{(F_1 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ - (F_2 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ - (F_3 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ + (F_4 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ + \sin \phi \cdot \cos \theta}{m} \\ \ddot{z} &= \frac{F_1 \cdot \cos 6^\circ + F_2 \cdot \cos 6^\circ + F_3 \cdot \cos 6^\circ + F_4 \cdot \cos 6^\circ - \cos \phi \cdot \cos \theta}{m} \end{aligned} \quad (4.21)$$

4.3.2 Rotační účinky sil - momenty

Každé hmotné rotující těleso se brání vychýlení ze své osy rotace - tento jev lze popsat pomocí elementárního vztahu

$$M_G = J_v \cdot \omega_v \cdot \frac{d\phi}{dt} \quad (4.22)$$

kde M_G je moment síly, kterým je potřeba působit na osu rotace, abychom z ní vychýlili setrvačník o s momentem setrvačnosti J_v (moment setrvačnosti vrtule) otáčející se úhlovou rychlostí ω_v (úhlová rychlosť vrtule) o úhel $d\phi$.

Z obr.4.1 a obr.4.2 plyne orientace sil a momentů, na základě kterých lze sestavit vztahy pro popis rotačních účinků na stroj tahy jeho motorů:

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{(F_1-F_3) \cdot r}{J_x} [s^{-2}] \\ \ddot{\theta} &= \frac{(F_2-F_4) \cdot r}{J_y} [s^{-2}] \\ \ddot{\psi} &= \frac{(M_1-M_3+M_2-M_4) \cdot r}{J_z} [s^{-2}]\end{aligned} \quad (4.23)$$

Vzhledem k poměrně velké hmotnosti pohonné jednotky (v poměru k celému stroji) a jeho relativně vysokou rychlostí otáčení je třeba zohlednit síly, které takovéto malé "setrvačníky" představují. Pro zvolené značení souřadnic lze psát, že momenty podle os x a y , kterými brání točící se vrtule v otočení stroji jsou dány vztahy

$$\begin{aligned}M_{G_x} &= J_v \cdot \omega_v \cdot \dot{\theta} \\ M_{G_y} &= J_v \cdot \omega_v \cdot \dot{\phi}\end{aligned} \quad (4.24)$$

jimiž byly doplněny rovnice 4.23 a vznikl tak jejich nový tvar

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{(F_1-F_3) \cdot r}{J_x} - \frac{J_v \cdot \omega_{v1} \cdot \dot{\theta}}{J_x} - \frac{J_v \cdot \omega_{v3} \cdot \dot{\theta}}{J_x} [s^{-2}] \\ \ddot{\theta} &= \frac{(F_2-F_4) \cdot r}{J_y} - \frac{J_v \cdot \omega_{v2} \cdot \dot{\phi}}{J_y} - \frac{J_v \cdot \omega_{v4} \cdot \dot{\phi}}{J_y} [s^{-2}] \\ \ddot{\psi} &= \frac{(M_1-M_3+M_2-M_4) \cdot r}{J_z} [s^{-2}]\end{aligned} \quad (4.25)$$

dále rovnice lze upravit na tvar

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{(F_1-F_3) \cdot r}{J_x} - \frac{J_v \cdot \dot{\theta}}{J_x} (\omega_{v1} + \omega_{v3}) [s^{-2}] \\ \ddot{\theta} &= \frac{(F_2-F_4) \cdot r}{J_y} - \frac{J_v \cdot \dot{\phi}}{J_x} (\omega_{v2} + \omega_{v4}) [s^{-2}] \\ \ddot{\psi} &= \frac{(M_1-M_3+M_2-M_4) \cdot r}{J_z} [s^{-2}]\end{aligned} \quad (4.26)$$

V ose z se vliv gyroskopického efektu téměř neuplatní a proto jej nebudu dále uvažovat.

S ohledem na skutečnost 3.4 je možné vyjádřit rovnici 4.26 ve tvaru

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{(F_1 - F_3) \cdot r}{J_x} - \frac{J_{vrtní} \cdot \dot{\theta}}{J_x} \left(\frac{1}{f(F_1)} + \frac{1}{f(F_3)} \right) [s^{-2}] \\ \ddot{\theta} &= \frac{(F_2 - F_4) \cdot r}{J_y} - \frac{J_{vrtní} \cdot \dot{\phi}}{J_x} \left(\frac{1}{f(F_2)} + \frac{1}{f(F_4)} \right) [s^{-2}] \\ \ddot{\psi} &= \frac{(M_1 - M_3 + M_2 - M_4) \cdot r}{J_z} [s^{-2}]\end{aligned}\quad (4.27)$$

4.4 Vytvoření stavových rovnic

Z výše uvedených rovnic 4.20 a 4.27 je možné sestavit diferenciální rovnice, které jsou vhodnější pro další práci se systémem. Z těchto rovnic je dále sestaveno stavové schéma.

4.4.1 Zavedení stavových proměnných

Nejprve je potřeba zavést stavové proměnné

$$\begin{array}{lll}\dot{x}_1 = \ddot{x} & \dot{x}_3 = \ddot{y} & \dot{x}_5 = \ddot{z} \\ x_1 = \dot{x} = \dot{x}_2 & x_3 = \dot{y} = \dot{x}_4 & x_5 = \dot{z} = \dot{x}_6 \\ x_2 = x & x_4 = y & x_6 = z \\ \dot{x}_7 = \ddot{\phi} & \dot{x}_9 = \ddot{\theta} & \dot{x}_{11} = \ddot{\psi} \\ x_7 = \dot{\phi} = \dot{x}_8 & x_9 = \dot{\theta} = \dot{x}_{10} & x_{11} = \dot{\psi} = \dot{x}_{12} \\ x_8 = \phi & x_{10} = \theta & x_{12} = \psi\end{array}\quad (4.28)$$

4.4.2 Dosazení deklarovaných stavových proměnných do rovnic

Dosazením do rovnic pro posuvné síly

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= \frac{(F_1 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ + (F_2 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - (F_3 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - (F_4 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - \sin \theta}{m} \\ \ddot{y} &= \frac{(F_1 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ - (F_2 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ - (F_3 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ + (F_4 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ + \sin \phi \cdot \cos \theta}{m} \\ \ddot{z} &= \frac{F_1 \cdot \cos 6^\circ + F_2 \cdot \cos 6^\circ + F_3 \cdot \cos 6^\circ + F_4 \cdot \cos 6^\circ - \cos \phi \cdot \cos \theta}{m}\end{aligned}\quad (4.29)$$

získám

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= \frac{(F_1 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ + (F_2 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - (F_3 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - (F_4 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - \sin x_{10}}{m} \\ \dot{x}_3 &= \frac{(F_1 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ - (F_2 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ - (F_3 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ + (F_4 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ + \sin x_8 \cdot \cos x_{10}}{m} \\ \dot{x}_5 &= \frac{F_1 \cdot \cos 6^\circ + F_2 \cdot \cos 6^\circ + F_3 \cdot \cos 6^\circ + F_4 \cdot \cos 6^\circ - \cos x_8 \cdot \cos x_{10}}{m}\end{aligned}\quad (4.30)$$

a dosazením do rovnic pro rotační účinky sil

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{(F_1 - F_3) \cdot r}{J_x} - \frac{J_{vrtné} \cdot \dot{\theta}}{J_x} \left(\frac{1}{f(F_1)} + \frac{1}{f(F_3)} \right) [s^{-2}] \\ \ddot{\theta} &= \frac{(F_2 - F_4) \cdot r}{J_y} - \frac{J_{vrtné} \cdot \dot{\phi}}{J_x} \left(\frac{1}{f(F_2)} + \frac{1}{f(F_4)} \right) [s^{-2}] \\ \ddot{\psi} &= \frac{(M_1 - M_3 + M_2 - M_4) \cdot r}{J_z} [s^{-2}]\end{aligned}\quad (4.31)$$

získám

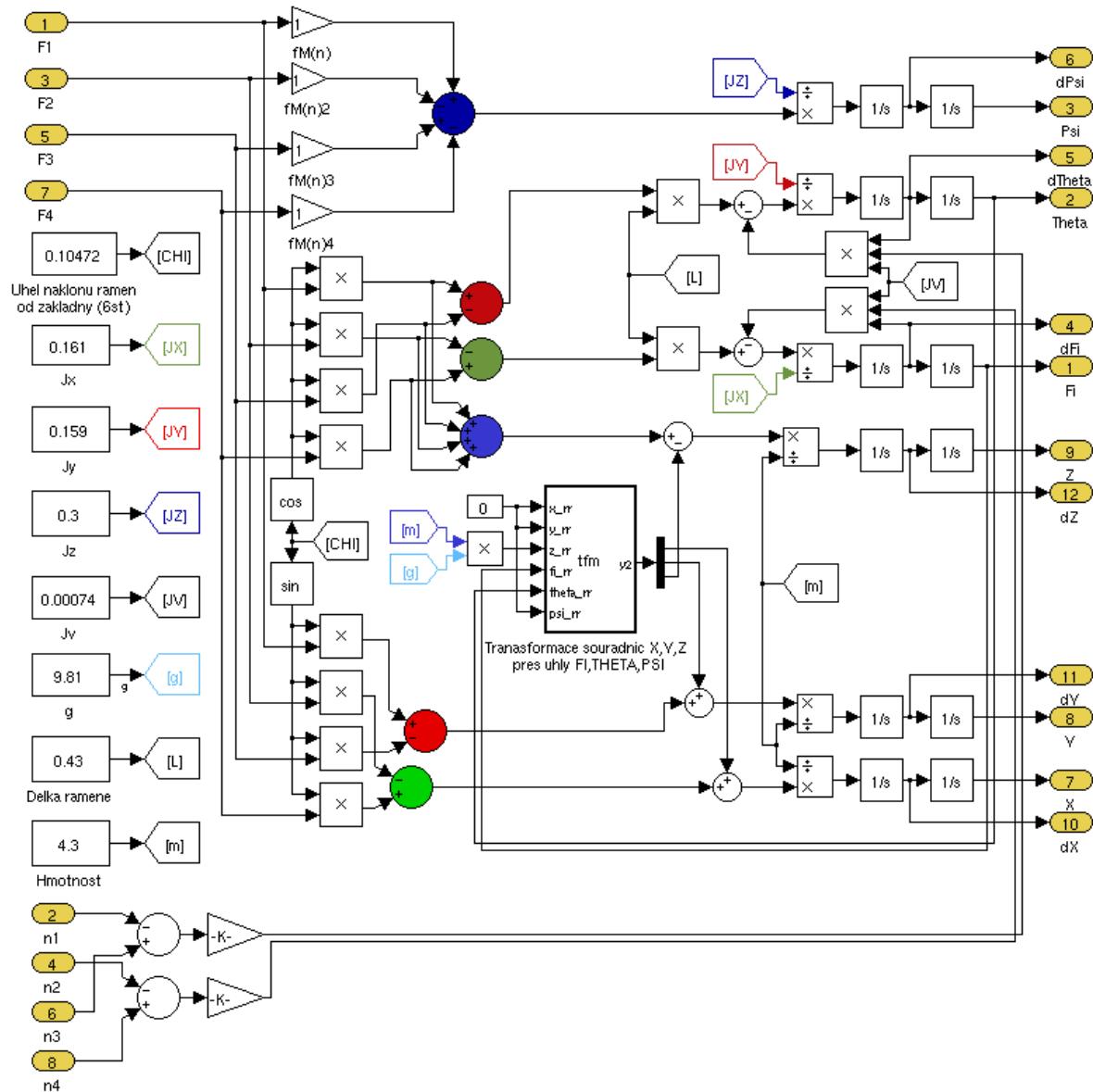
$$\begin{aligned}\dot{x}_7 &= \frac{(F_1 - F_3) \cdot r}{J_x} - \frac{J_{vrtné} \cdot \dot{\theta}}{J_x} \left(\frac{1}{f(F_1)} + \frac{1}{f(F_3)} \right) [s^{-2}] \\ \dot{x}_9 &= \frac{(F_2 - F_4) \cdot r}{J_y} - \frac{J_{vrtné} \cdot \dot{\phi}}{J_x} \left(\frac{1}{f(F_2)} + \frac{1}{f(F_4)} \right) [s^{-2}] \\ \dot{x}_{11} &= \frac{(M_1 - M_3 + M_2 - M_4) \cdot r}{J_z} [s^{-2}]\end{aligned}$$

Takže kompletní sestavu diferenciálních rovnic lze zapsat ve tvaru

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= \frac{(F_1 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ + (F_2 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - (F_3 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - (F_4 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \sin 45^\circ - \sin \theta}{m} \\ \dot{x}_2 &= x_1 \\ \dot{x}_3 &= \frac{(F_1 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ - (F_2 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ - (F_3 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ + (F_4 \cdot \sin 6^\circ) \cdot \cos 45^\circ + \sin \varphi \cdot \cos \theta}{m} \\ \dot{x}_4 &= x_3 \\ \dot{x}_5 &= \frac{F_1 \cdot \cos 6^\circ + F_2 \cdot \cos 6^\circ + F_3 \cdot \cos 6^\circ + F_4 \cdot \cos 6^\circ - \cos \varphi \cdot \cos \theta}{m} \\ \dot{x}_6 &= x_5 \\ \dot{x}_7 &= \frac{(F_1 - F_3) \cdot r}{J_x} - \frac{J_{vrtné} \cdot \dot{\theta}}{J_x} \left(\frac{1}{f(F_1)} + \frac{1}{f(F_3)} \right) \\ \dot{x}_8 &= x_9 \\ \dot{x}_9 &= \frac{(F_2 - F_4) \cdot r}{J_y} - \frac{J_{vrtné} \cdot \dot{\phi}}{J_x} \left(\frac{1}{f(F_2)} + \frac{1}{f(F_4)} \right) \\ \dot{x}_{10} &= x_9 \\ \dot{x}_{11} &= \frac{(M_1 - M_3 + M_2 - M_4) \cdot r}{J_z} \\ \dot{x}_{12} &= x_{11}\end{aligned}\quad (4.32)$$

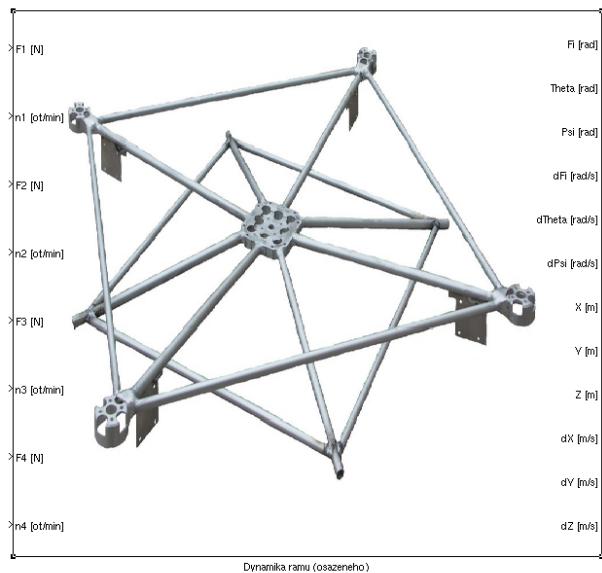
4.5 Vytvoření nelineárního modelu

Na základě rovnic 4.32, rozkladu sil podle obr.4.2 a parametrů získaných v kap.3.2 je možné sestavit stavové schéma (obr.4.3).



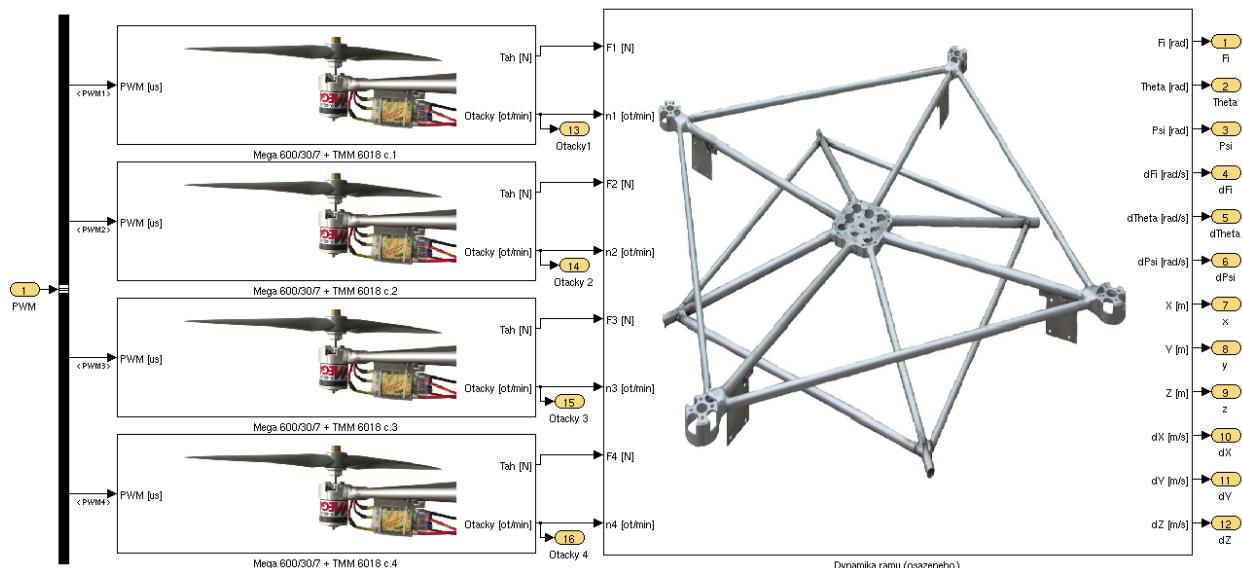
Obrázek 4.3: Nelineární model konstrukce stroje

Pro přehlednost schémat byl výše uvedený systém uzavřen do bloku s obrázkem rámu:



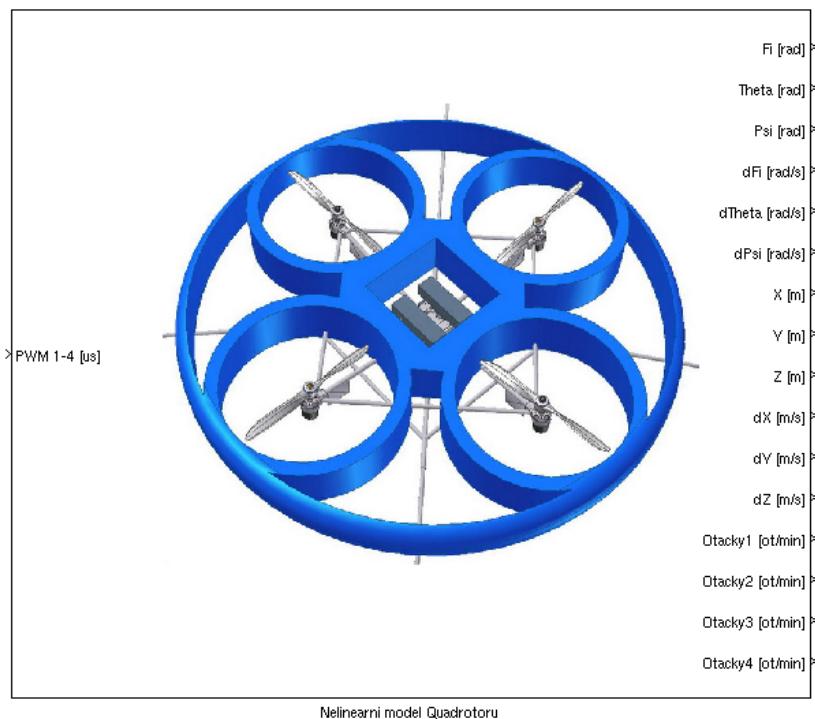
Obrázek 4.4: Zapouzdřený nelineární model konstrukce stroje

Tento blok tedy popisuje chování mechanické konstrukce stroje mimo dynamiku akčních členů - jeho vstupem jsou výstupní síly pohonů. Je tedy potřeba přidat před tento systém ještě model pohonných jednotek získaný v kap.2.3 a celý systém má pak tvar:



Obrázek 4.5: Kompletní nelineární model (včetně pohonných jednotek)

Kompletní nelineární model byl zapouzdřen do jednoho bloku s obrázkem sestavy stroje:



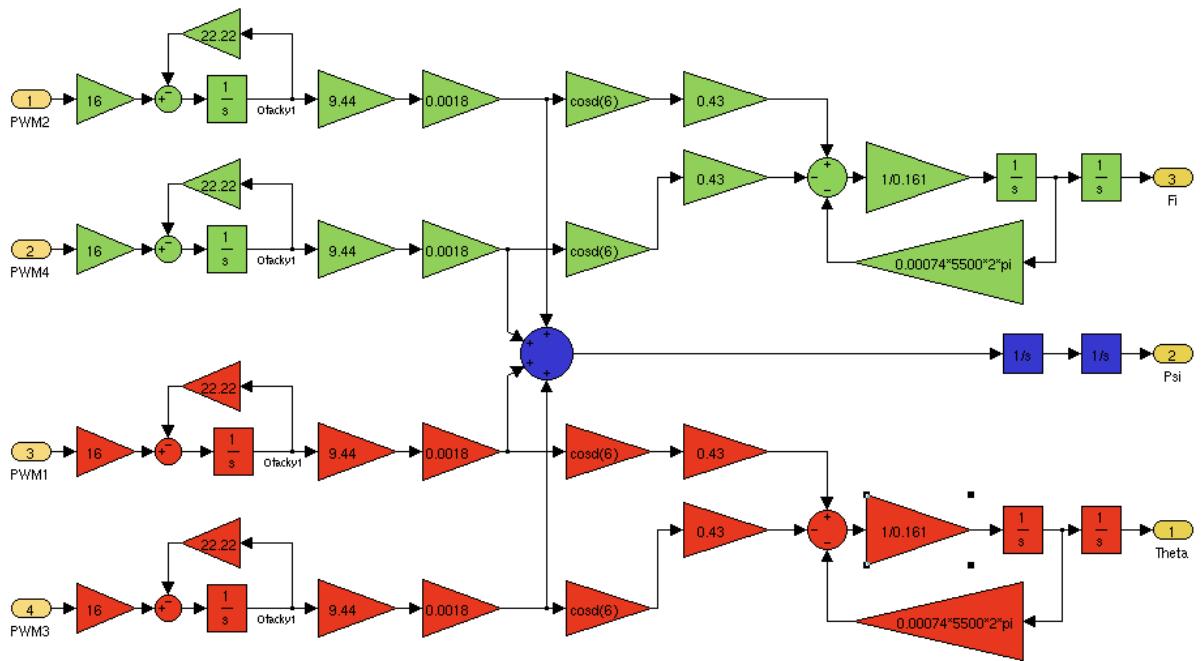
Obrázek 4.6: Zapouzdřený kompletní nelineární model

4.6 Vytvoření lineárního modelu

Základní dovednost tohoto stroje je ”visení” ve vodorovné poloze. Pro tento účel lze výše uvedený nelineární model zjednodušit a získat tak linearizovaný model. Nelinearitu, která vzniká působením gyroskopickému efektu lze stanovením vhodného pracovního bodu eliminovat. Uvážíme-li vliv otáček a vliv úhlového zrychlení, bude vhodné pevně stanovit spíše otáčky, neboť kívání stroje může nabývat různých rychlostí, oproti tomu otáčky v případě ”visení” budou měnit pouze v řádu stovek, naopak stroj se může naklánět řádově rozdílnými rychlostmi. Pracovní bod pohonu byl stanoven na cca 5500ot/min. Tato hodnota vychází ze síly vrtule pro příslušné otáčky a letové hmotnosti stroje (kap.3.1.1 a kap.2.26).

Dále lze model zjednodušit na jednoduchý náklonový model, bez vlivu rozkladu gravitační síly. Toto zjednodušení lze uplatnit samozřejmě pouze pro dostatečně malé výchylky

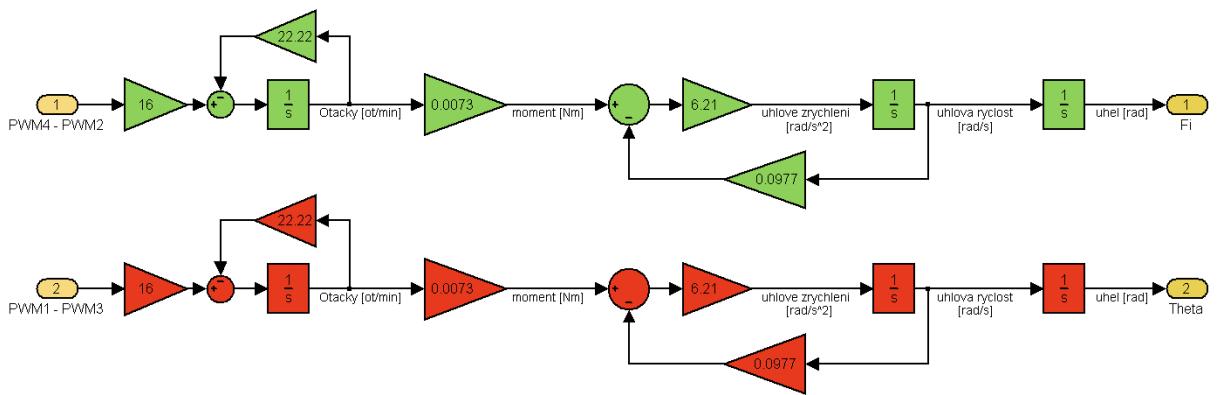
úhlů, kdy rozklad do směrů X a Y bude zanedbatelný.



Obrázek 4.7: Zjednodušený model

Protože rám je dostatečně symetrický a rozložení sil ve svíslé ose je vyrovnané i při náklonech, nemělo by docházet (a ani nedocházelo) k rotaci stroje kolem této osy i bez regulace. Pro úlohu základní stabilizace stroje proto nebudeme regulátor tohoto úhlu potřebovat

Zjednodušený náklonový model pro úhly θ a ϕ má pak tvar:



Obrázek 4.8: Jednoduché náklonové modely

Získaný model uvedený na obr.4.8 je nutné chápat jako značně zjednodušený, protože popisuje pouze nejjednodušší část dynamiky stroje. Pro jeho další použití je třeba brát tuto skutečnost v úvahu.

Kapitola 5

Koncepce řízení

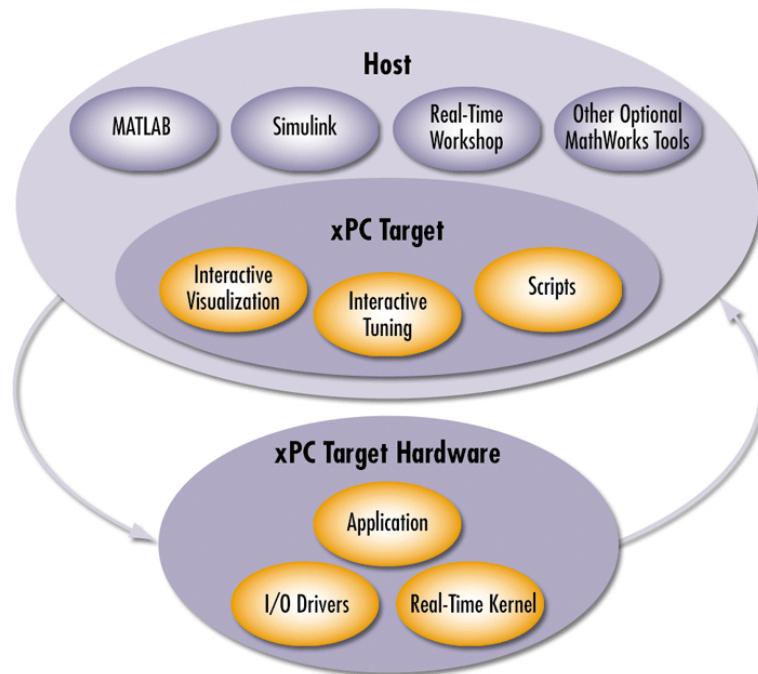
Během vývoje projektu Quadrotor byly použity následující dva přístupy:

- Mathworks xPC Target
- palubní systém s procesorem ARM7

5.1 Platforma xPC Target

Tato platforma za podpory balíku Matlab Compiler poskytuje široké možnosti v oblasti zpracování dat, jak z pohledu již implementovaných funkcí, tak z hlediska značného výkonu. Toto řešení využívá Simulink pro vygenerování kódu v jazyce C++ a jeho následnou interpretaci na nějaké cílové platformě. Škála podporovaných plafotrem je široká, od DSP procesorů fy Texas Instruments, Motorola až po x86 PC. Velkou výhodou této platformy je maximální přenositelnost a srozumitelnost "programů" - simulinkových schémat. K jejímu použití pro Quadrotor jsem přistoupil zejména kvůli této vlastnosti, srozumitelnosti vytvořených schémat a také kvůli vynikajícímu zázemí pro analýzu a zpracovávání naměřených dat.

Výkonné Real-time jádro, které je spuštěno v xPC Target může zpracovávat data distribuovaná bud' ze stanice Host (tedy Matlabu, nebo libovolné jiné aplikace s možností komunikace pomocí UDP protokolu) nebo přímo na svých I/O zařízeních, kde je schopno zaručit real-time časování. Podpora I/O zařízení na xPC Targetech je velice široká, od klasických PC rozhraní (ethernet, sériový a paralelní port) až po I/O měřící karty pro analogové veličiny nebo například adaptér pro CAN. Toto jádro se konfiguruje pomocí Matlabu a následně se bud' vlastním zavaděčem nebo pomocí jiného OS zavede ve zvoleném PC. Blokové schéma této platformy znázorňuje obr.5.4



Obrázek 5.1: Obecné blokové schéma platformy xPC Target

Zavedení kódu, který vygeneruje Simulink probíhá v případě použití ethernetu formou uploadu po protokolu TCP. Start a ukončení procesu měření/výpočtu na Targetu se pohodlně ovládá pomocí klienta obsaženém v xPC toolboxu (příkaz „`xpcexplr`“). Tento klient umožňuje pohodlnou správu aktivních Targetů, kterých může být prostřednictvím ethernetu připojeno více - závisle na náročích na přenášené objemy dat. Pro ovládání Targetů je možné využít také jejich vlastní webovou stránku, na které lze volit množství i podobu zobrazovaných informací (grafy, čísla) a také měnit úrovně oprávnění na manipulaci s targetem. Tento systém lze tedy také dobře využívat pro dálkové měření, řízení či simulace. Poslední možností je tvorba vlastního GUI. Pro tento účel existuje silná podpora ze strany fy Mathworks. Naměřená data je možné ukládat na bloková zařízení IDE nebo je odkládat do operační paměti a odesílat ve chvílích kdy to Target nebude zatěžovat. Přístup k souborům uloženým na bloková zařízení je velice pohodlný pomocí FTP protokolu, který je zapouzdřen do zmíněného klienta v Matlabu. Rychlosť s spolehlivost běhu celého algoritmu - tedy vzorkovací periody procesu - je do značné míry závislá na periferiích, kterými je xPC Target osazen (a nejen těmi, které se v dané aplikaci použijí). Rozdíly mezi dosaženými vzorkovacími periodami kvůli nevhodnému HW jsou i v řádech desetin vteřiny, ale nejsou hlášeny žádnou chybou. Výkon samotného CPU (viz kap.5.1.1) se pro účely tohoto projektu nepodařilo vyčerpat, ovšem velmi často docházelo k „zatuhnutí“ kvůli velmi rychlému přístupu na UART.

5.1.1 xPC Target

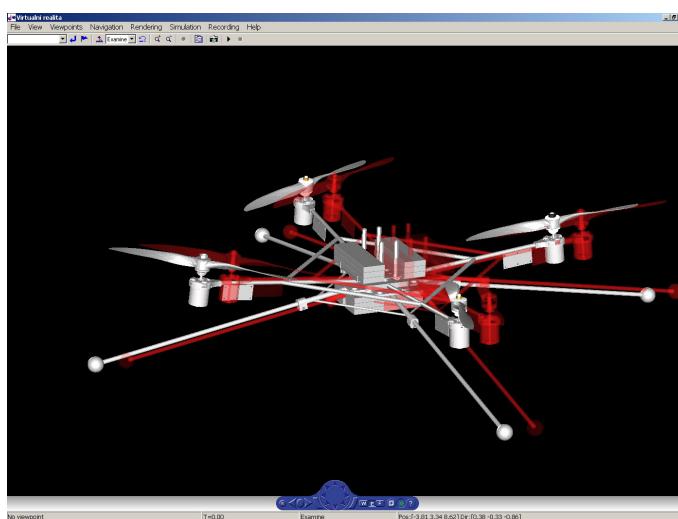
Pro spolehlivou funkci xPC Target je nutné volit podporovaný HW (viz „www.mathworks.com”, sekce „xPC Target”). Pro Quadrotor byl použit speciálně upravený PC:

- procesor P4 s jádrem Tualatin 1GHz
- základní deska Asus Tusi-M (podporovaný UART)
- compact flash 80x na IDE rozhraní (vyšší rychlosť zápisu, spotreba)
- síťová karta 3Com90Cx (vynikajúci podpora)
- napájacie zdroj pre vstup 12V (mobilné napájenie)

Pro výše uvedený HW bol preložen o real-time interpreter kódu, ktorý sa zavede bootom stroja. Zejména volba síťovej karty a základové desky počítače môže v prípade nekompatibilných součastí vést k destabilizaci celého systému (a to i pokud sa daná současť nevyužívá - typicky integrovaný UART).

5.1.2 xPC Host

Požadavkem na stanici xPC Host je pouze síťová karta a Matlab a Simulink s príslušnými toolboxy. Ovládanie stroja bolo riešené pomocou Simulinku vstupu pre USB joystick. Za účelom zkvalitnenia interpretácie letových dat bol vytvorený pomocou Virtual Reality toolboxu vizualizačný systém (na obr.5.2), založený na CAD modelu stroje (viz [11]).

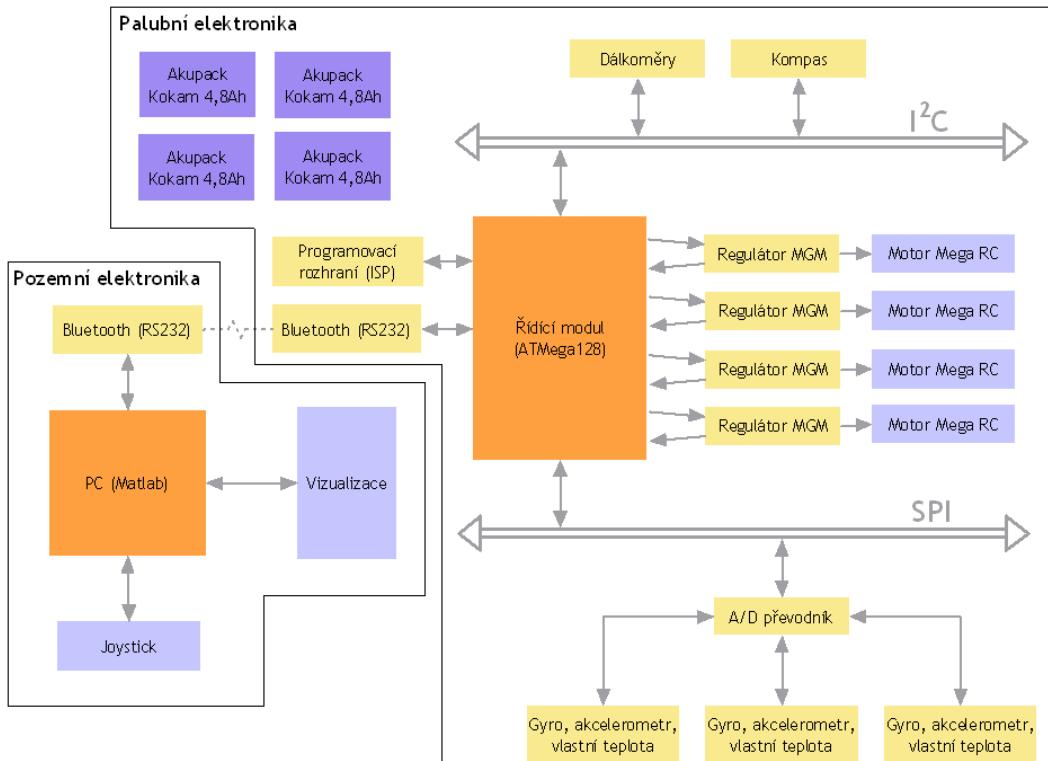


Obrázek 5.2: Vizualizace vytvořená z CAD modelu pomocí Virtual reality toolboxu

Využití vizualizace bylo zamýšleno zejména při validaci modelu, aby bylo možné určit kde a jak se nejvíce rozchází s reálným systémem (červený/bílý obraz). Ukázalo se, že jeho využití je omezeno pouze na offline provoz, protože v reálném čase je tato metoda extrémně náročná na výpočetní výkon. Se změnou platformy byla tato metoda vizualizace odložena a nikdy nedošlo k jejímu využití.

5.1.3 Palubní elektronika I.

Původní palubní elektronika je založena na procesoru ATMega128 a komunikaci s výkonnou pozemní částí xPC Target, která zajišťovala výpočty regulátorů a filtraci dat. Komunikace probíhala po lince RS232 a toto řešení mělo být dostatečné pro využití v rámci paluby (při umístění Targetu na palubu) nebo přemostěním linky RS232 bezdrátovou technologií bluetooth. Blokové schéma původní palubní elektroniky je uvedeno níže.



Obrázek 5.3: Blokové schéma celého systému

Systém měření klíčových veličin je realizován pomocí akcelerometrů a gyroskopů a pokročilé filtrace dat. Palubní elektronika včetně měřícího modulu byla řešena v rámci [16] a je v ní možné nalézt detaily o jejím řešení.

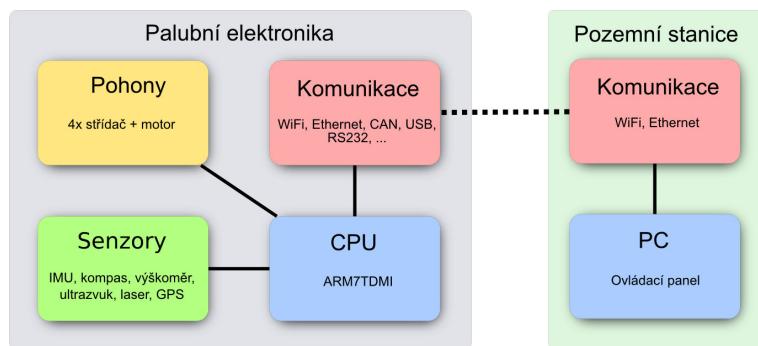
5.1.4 Závěr

Hlavní myšlenkou bylo využití této koncepce pro vývoj, analýzy a následně místo použití x86 PC Targetu použít některý z podporovaných DSP. Proto také byla komunikace s palubním systémem řešena přes RS232 - protože je možné jej pro účely letových zkoušek přemostit bezdrátovým spojem (ZigBee, Bluetooth, WiFi) - než bude celý systém umístěn na palubu. Bohužel kapacita linky RS232 ani její odolnost vůči rušení nejsou dosatečné. Volba jiného komunikačního kanálu je problémem zejména z důvodu potřeby bezdrátového přemostění. Možnosti této platformy jsou v podstatě neomezené a jde o velmi dobrý nástroj pro rychlý vývoj. Bohužel značnou nevýhodou je složitost jakékoli úpravy na úrovni kódu. Tato koncepce byla mnohokrát využita pro měření, ovšem jako koncové řešení není vhodná, zejména kvůli uzavřenosti kódu na nejnižších úrovích a energetické náročnosti. Pro kritické aplikace jako je tato jsou uzavřené části kódu problémem, protože nelze uspokojivě předvídat jejich chování.

5.2 Platforma ARM7

5.2.1 Palubní elektronika II.

Nová palubní elektronika byla navržena na základě zkušeností získaných z předchozí koncepce (kap.5.1.1). Místo architektury distribuovaného řízení byl vytvořen komplexní embedded systém, který zajišťuje autonomní řízení stroje.



Obrázek 5.4: Blokové schéma nové palubní elektroniky

Tato koncepce zajišťuje výrazně menší dopravní zpoždění, protože měření i algoritmus regulace probíhají v rámci jednoho systému na palubě. Pro realizaci palubního systému byla zvolena platforma ARM7, která poskytuje na HW úrovni potřebné periferie a má

dostatečný výpočetní výkon.

Systém měření se výměnou platformy nezměnil a je použit stejný modul jako v platformě xPC Target, protože byl navzen jako nezávislá část. Palubní elektronika včetně měřícího modulu byla řešena v rámci [16], kde je možné nalézt detailey tohoto řešení.

5.2.2 Pozemní stanice

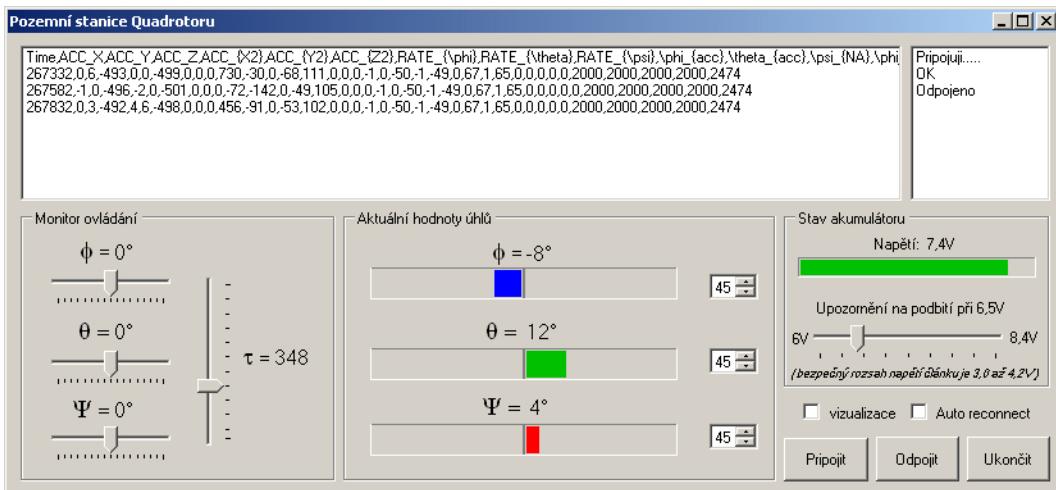
Úlohou pozemní stanice je v této koncepci (obr.5.4) pouze ukládání letových dat, jejich vizualizace a funkce terminálu pro zasílání žádaných hodnot na palubu stroje. Jedná se o PC, na kterém je spuštěn software pro řízení Quadrotoru. Software je vytvořen v jazyce Microsoft Csharp. Požadavky na běh softwaru pozemní stanice jsou:

- operační systém MS WindowsXP SP2
- .NET Framework 2.0 nebo vyšší
- připojený USB joystick se čtyřmi osami, podporovaný rozhraním DirectX 9.X
- wifi síťový adaptér schopný fungovat v režimu ad-hoc
- Mathworks Matlab 6.53 nebo vyšší

Joystick slouží pro zadávání žádaných úrovní náklonu stroje ve všech třech osách. Čtvrtá osa ovládá kolektivní tah všech motorů. Pro tuto aplikaci byl zvolen USB joystick Logitech Wingman Extreme.



Obrázek 5.5: Joystick pro ovládání Quadrotoru - Logitech Wingman Extreme



Obrázek 5.6: Maska programu pozemní stanice

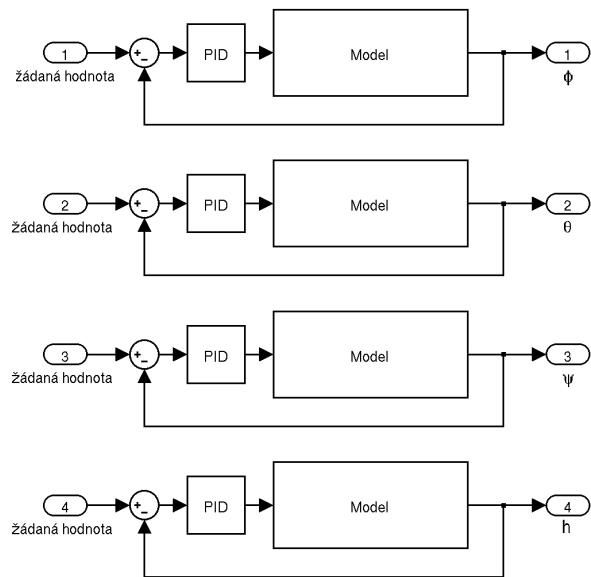
Naměřená data se ukládají do souboru s názvem "log.csv" a jedná se o textové hodnoty oddělené středníkem. Pro komfortní zobrazení takto získaných dat slouží m-file s názvem "kresli.m", jenž importuje ze zadáного umístění *.csv soubor a vykreslí letová data do přehledných grafů včetně legend. Legendy jsou vytvářeny z hlavičky tohoto souboru a je tak zaručena konzistence grafu a jeho legendy. Celý systém přenosu dat je koncipován jako flexibilní a je možné snadno přidávat další letová data a vykreslovat je na jedné časové základně. Tento software je včetně zdrojových textů uložen na přiloženém CD ("pozemni_stanice.zip").

Kapitola 6

Řízení stroje

6.1 Struktura řízení

Pro obdobné soustavy lze nalézt experimenty s LQ regulátory, Backsteppingem i PID regulátory (viz [4]). S ohledem na vývojové stádium stroje jsem komplikovanější techniky řízení vynechal z důvodů obtížné laditelnosti. V modelu získaném v kap. 4 lze nalézt 4 nezávislé smyčky. Jedná se o řízení náklonů ϕ , θ , natočení ψ a letové hladiny (výšky) h :



Obrázek 6.1: Struktura regulátorů soustavy

Model systému lze pro první lety zjednodušit na náklonový model popsaný v kap.4.6 a omezit tak problematiku na řízení náklonu v úhlech ϕ a θ , která je klíčová pro úspěšný let stroje. Díky symetrické konstrukci stroje lze označit náklonové modely pro tyto dva

úhly za totožné. Regulaci úhlu ψ je možné pro základní řízení stroje vynechat, protože z provedených experimentů je zřejmé, že stroj se v této ose rotace chová velmi kultivovaně i při provádění akčních zásahů. Protože náklonový model má pouze jeden vstup, který reprezentuje rozdíl výkonu motorů, je potřeba provést přepočet akčních zásahů, které bude generovat navržený regulátor. Tento přepočet vychází z elementárních úvah popsaných v kap.2.5.1 a rovnice 4.2.

$$\vec{w}_{PWM1-4} = \begin{pmatrix} 0 & -0,5 & 0 & 0,5 \\ 0,5 & 0 & 0,5 & 0 \\ 0,25 & -0,25 & 0,25 & -0,25 \\ 0,25 & 0,25 & 0,25 & 0,25 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} w_\phi \\ w_\theta \\ w_\psi \\ w_\tau \end{pmatrix} \quad (6.1)$$

kde \vec{w}_{PWM1-4} je vektor vstupních hodnot pro střídače, a $w_\phi, w_\theta, w_\psi, w_\tau$ jsou akční zásahy příslušných regulátorů.

6.2 Návrh PID regulátoru

Pro stabilizaci polohy v úhlech ϕ a θ byly navrženy PID regulátory. Jejich návrh je možné provést metodami jako např. Ziegler-Nichols (ZN) nebo vycházet z modelu dynamiky.

Vzhledem k charakteru soustavy není vhodnou metodou přivedení systému na mez stability, jak vyžaduje první verze metody ZN. Modifikací druhé metody lze sice docílit použitelnosti pro astatické systémy, ale s ohledem na bezpečnost stroje se nepodařilo navrhnut experiment, který by přinesl vhodná data. Z těchto důvodů regulátor navržen na základě jednoduchého náklonového modelu, popsaného v 4.6. Přenos tohoto modelu má tvar:

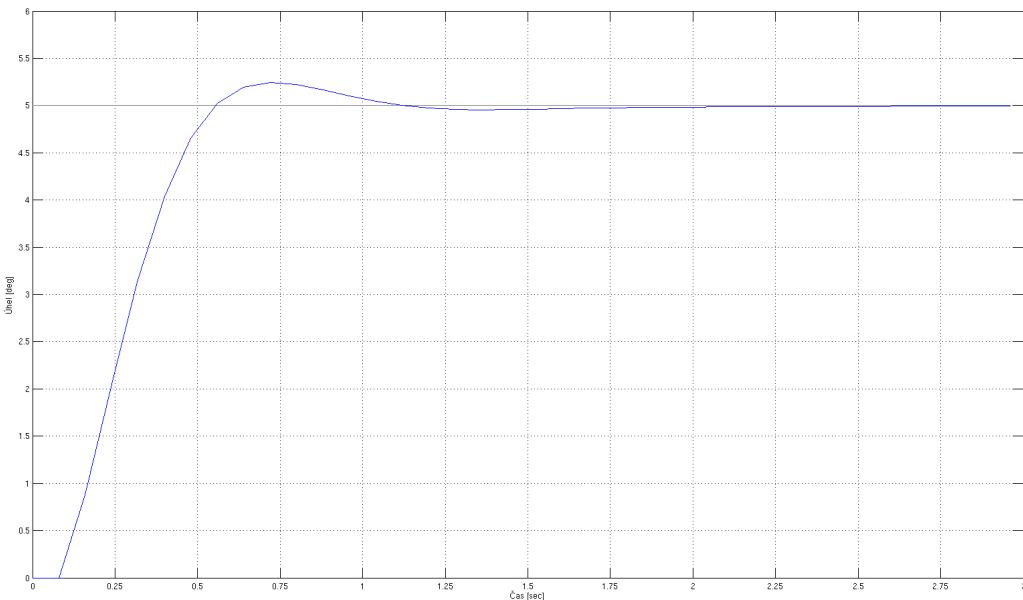
$$G(s) = \frac{41,56}{s^3 + 22.83s^2 + 13.48s} \quad (6.2)$$

Při návrhu regulátoru je důležité volit rozumnou rychlosť náběhu vzhledem k dynamice stroje (viz [6], resp. [2]). Model ze kterého vycházím při návrhu regulátoru samozřejmě není úplným popisem stroje, pouze jeho elementárních vlastností, proto bylo potřeba volit pro experimenty mírnější charakter regulace. Při zbytečně vysokých akčních zásazích by vznikaly již později nenapravitelné chyby, které v takovém kritickém aplikaci mohou vést i k poškození stroje. Při testech se regulátor přizpůsobí přesněji podle

možností stroje. Výsledkem těchto úvah je regulátor ve tvaru:

$$G(s) = \frac{1,7s^2 + 1,1s + 0,05}{s} \quad (6.3)$$

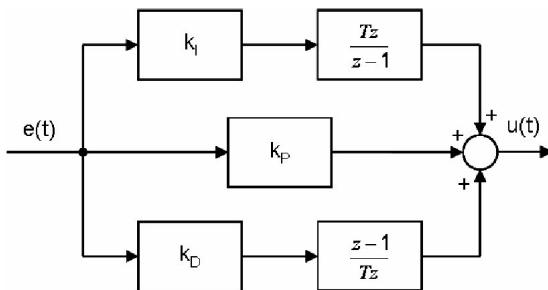
Pro volbu periody vzorkování bylo potřeba zohlednit také rychlosť ovládání pohonné jednotky (kap.3.1.3). Perioda vzorkování byla zvolena $T_s = 0,08\text{sec}$. Pro ověření funkce regulátoru byl využit spojity systém a diskretizovaný regulátor.



Obrázek 6.2: Simulovaný průběh řízeného náklonu stroje na 5°

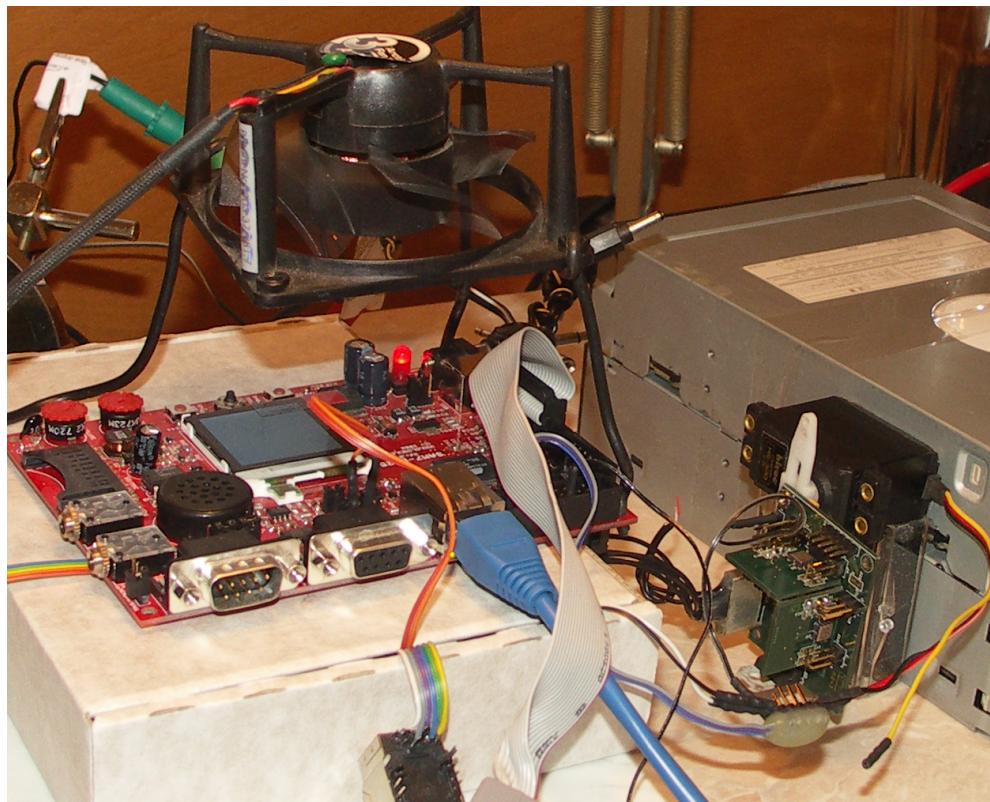
6.3 Implementace PID regulátoru

Implementovaný kód výpočtu akčních zásahů je uveden v příloze F. Jedná se o paralelní strukturu PID regulátoru s omezením na maximální a minimální velikost integrační složky. Derivace je realizována pomocí zpětné diference a obsahuje také omezení své maximální a minimální hodnoty.



Obrázek 6.3: Použitá struktura PID regulátoru

Spuštění algoritmu PID regulace předchází reset integrační složky a tím je odstraněna chyba integrace. Algoritmus PID regulátoru byl z důvodů ověření své základní funkce a také funkcí omezení zmiňovaných složek vyzkoušen na modelářském servu osazeném provizorně jednotkou inerce a ovládaném vývojovým kitem Olimex (viz [16]).



Obrázek 6.4: Ověření základní funkce PID regulátoru

Modelářské servo bylo pro tuto aplikaci vhodné, protože jeho vstupem je stejný signál jako u použitých strídačů, čímž byla zároveň provedena zkouška generátoru tohoto signálu. PID regulátor byl následně přidán do SW palubní elektroniky (viz [16]). Algoritmus PID regulátoru je umístěn společně s algoritmy pro měření v hlavním vlákně palubního systému. Detail tohoto začlenění je možné nalézt v blokovém schématu palubní elektroniky, uvedeném v [16].

Kapitola 7

Letové zkoušky

7.1 Použité metody pro zkoušky

Existuje řada způsobů, jak provést zkoušky stroje. Každý z nich má významný vliv na chování stroje a značně mění jeho dynamiku. Uvažované metody jsou

- start stroje z trnu, na který se uloží shora
- úvaz stroje shora - stroj při startu visí
- volný start ze země

Start stroje z trnu skýtá zásadní nevýhodu - při nutnosti stroj vypnout dojde k jeho pádu a může se trnem poškodit. Toto riziko je velmi vysoké. Další významnou nevýhodou jsou naprostě odlišné hodnoty vibrací, protože se jedná o poměrně pevné uložení (stroj sedí svou vahou). Při nadlehčování se tato síla zmenšuje a dochází ke kolizím vodící části trnu s vlastním trnem - vzniká tak velice intenzivní vibrace a velmi tak ovlivňuje měření.

Start ze země je z hlediska bezpečnosti u prototypu možný pouze v kombinaci s dlouhými stabilizačními tyčemi. Tyto tyče se bohužel ukázaly jako extrémně silný zdroj vibrací a navíc je zde velké riziko netlumeného pádu stroje na zem. Při hmotnosti kolem 4kg by duralová konstrukce byla pádem i z malé výšky spolehlivě zničena. Dále je třeba uvážit vliv vzduchového polštáře, který je pro počáteční experimenty vhodné co nejvíce potlačit. Toho lze docílit jedině umístěním stroje co nejdále od země a maximalizovat vzdálenosti od okolních předmětů.

Úvaz shora poskytuje maximální možnou ochranu stroje před pádem a současně při vznášení stroje prakticky nezasahuje do jeho dynamiky. Kvůli bezpečnosti při větších náklonech být musí být úvaz u stroje veden jako drát, protože provaz by v uvolněném stavu mohl kolidovat s vrtulemi.

7.2 Start a ovládání stroje

Quadrotor je řízen z notebooku přes WiFi, pomocí programu kap.5.2.2. Jako ovládací prvek stroje slouží joystick, jehož čtvrtá osa ovládá kolektivní tah motorů a tím zvedá tah stroje. K tomuto tahu se připočítávají regulační zásahy podle příslušných výchylek. Algoritmus startu a zastavení stroje je iniciován nastavením tahu τ :

1. $\tau < 30$: Provedení kalibrace měřícího systému.
2. $30 < \tau < 60$: Reset a spuštění PID regulátoru.
3. $\tau > 60$ Roztáčejí se motory, žádané hodnoty úhlů ϕ a θ je možné nastavovat pomocí páky joysticku.

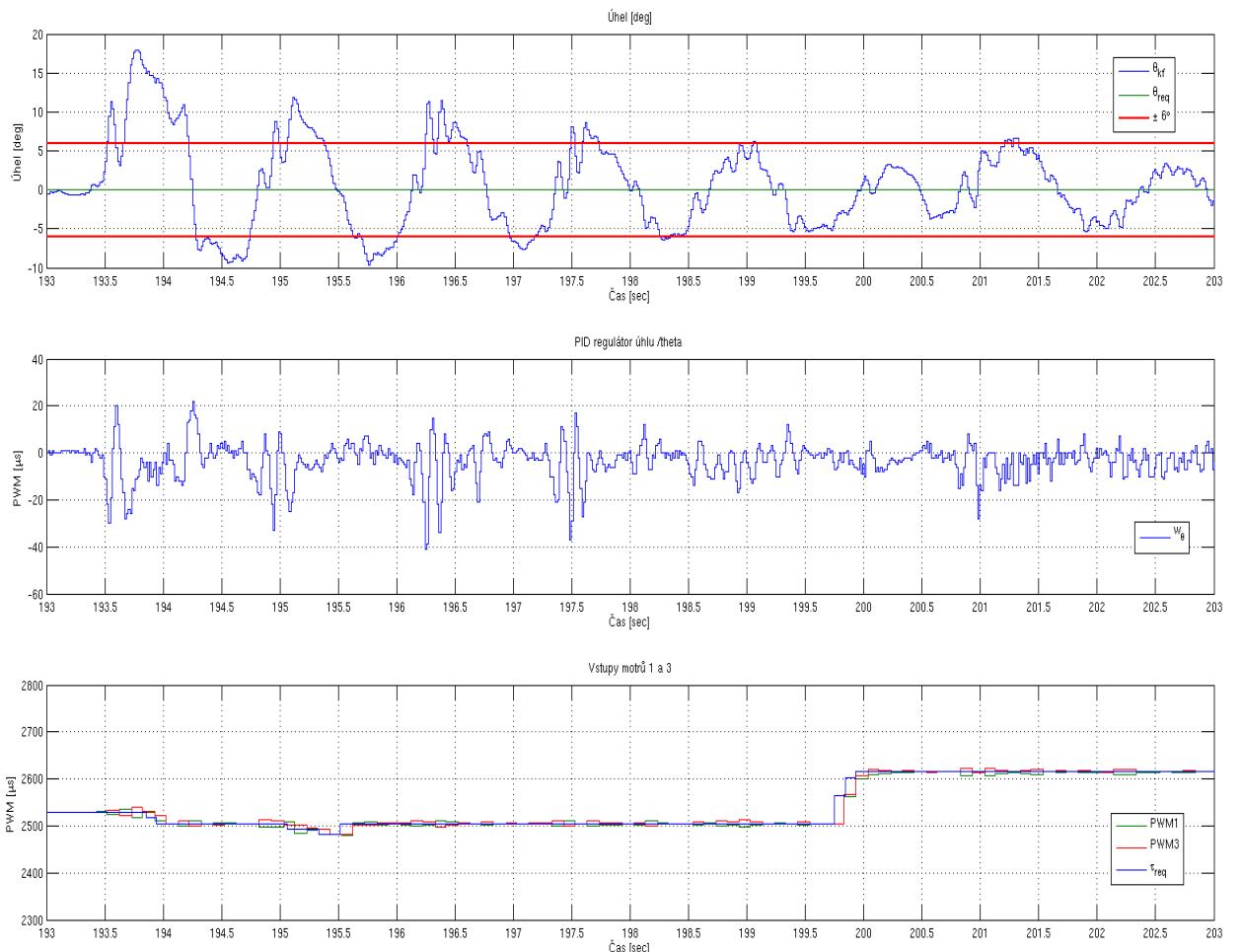
7.3 Výsledky zkoušek

S použitím algoritmu PID regulace sestaveném v kap.6.3 a regulátoru navrženém v kap.6.2 bylo možné provést zkoušky stroje. Po uvážení možných způsobů startu, předchozích zkušeností ([11],[12],[13],[14]) a konzultací se zadavatelem byl zvolen test na úvazu shora. Zkouška probíhala ve velké výrobní hale, aby byl minimalizován vliv okolních stěn na proudění vzduchu. Stroj byl opatřen kovovým unašečem na který byl přivázán provaz spuštěný ze stropních trámů. Provaz měl délku cca 3m a na této délce již vykazoval pružnost - která v tomto případě pomáhá postupnému nadlehčování stroje. Celkový tah motorů (τ) byl po dobu zkoušky ovládán ručně. Situaci letových zkoušek zachycuje obr.7.1.



Obrázek 7.1: Letová zkouška

Regulátor navržený pomocí modelu byl příliš "rychlý" a stroj rozhoupával i při velmi nízkých otáčkách (cca 1/4 výkonu). Tento jev je dobře patrný z obr.7.2

Obrázek 7.2: První letová data - regulace úhlu θ (viz kap.6.2)

Byly proto experimentálně upravovány konstanty regulátoru, aby k tomuto jevu nedocházelo. Výsledný regulátor pak má tvar:

$$G(s) = \frac{8s^2 + 2s + 0,05}{s} \quad (7.1)$$

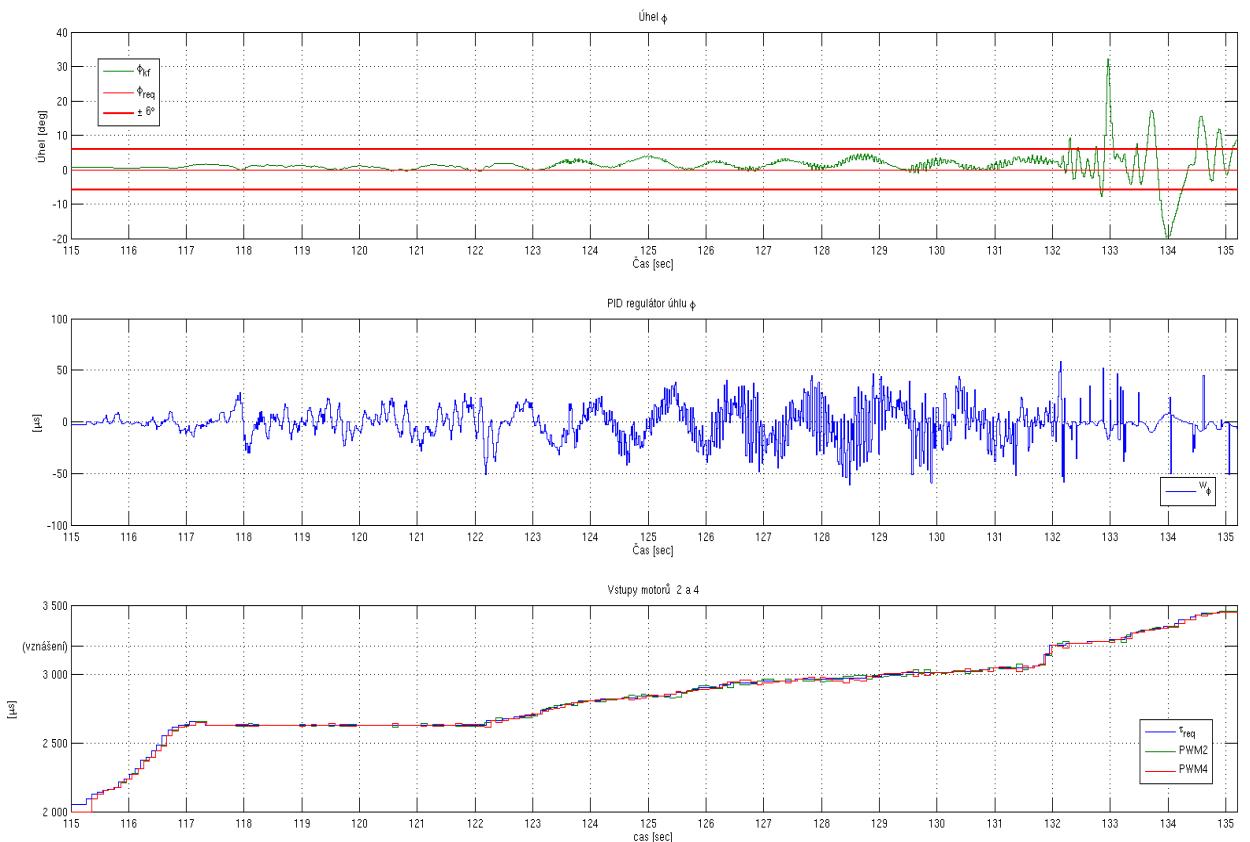
Dále byl také upraven úvaz, aby se stroj mohl kývat co nejsnadněji (uchycení co nejblíže k těžišti), protože jinak nelze schopnosti regulátorů dobře zhodnotit.

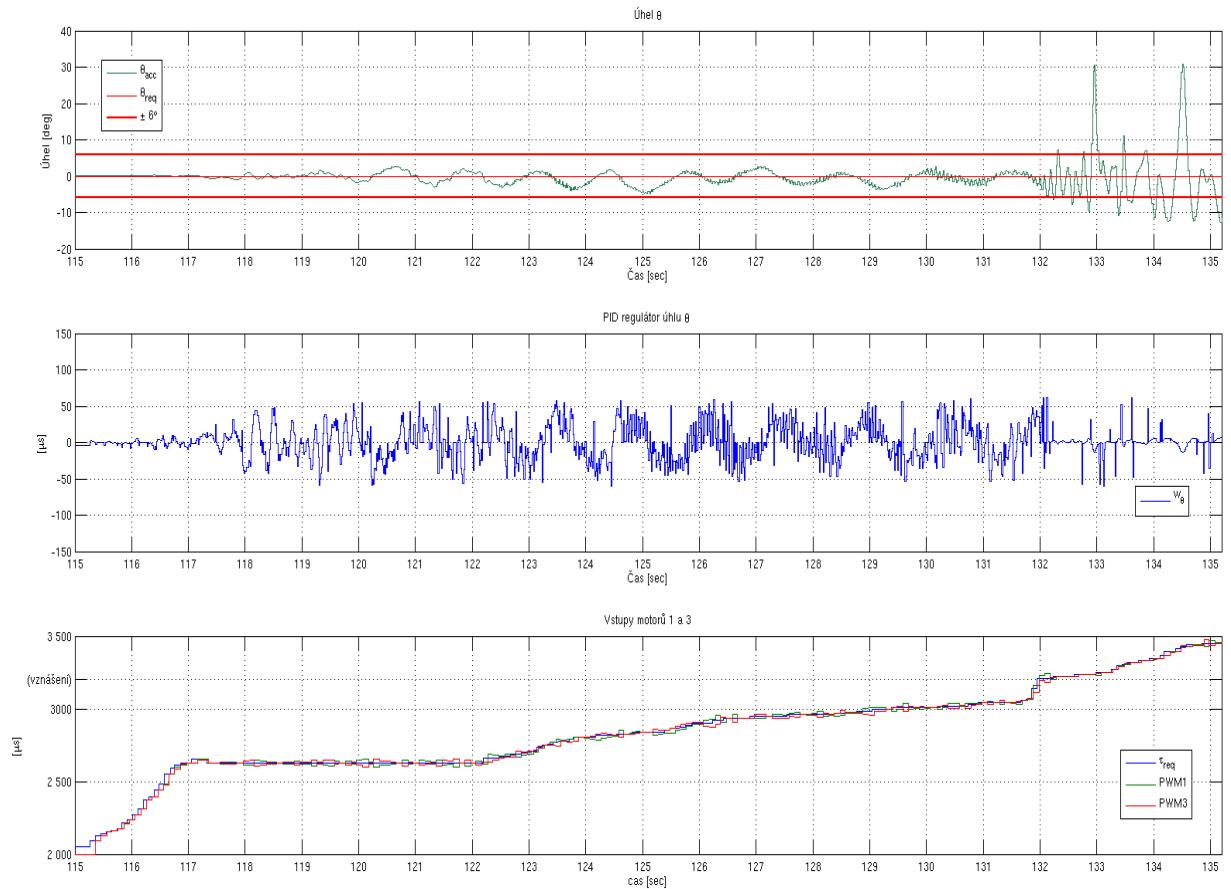
V surových datech získaných měřícím systémem (viz [16]) byly nalezeny silné kmity a za účelem jejich odstranění byly quadrotoru odstraněny stabilizační tyče, které při své délce 1m mohou být generátorem takových kmítů.



Obrázek 7.3: Letová zkouška - jiné uspořádání

Výsledkem jsou průběhy na obr.7.4, obr.7.5 resp. obr.7.6

Obrázek 7.4: Letová data - úhel ϕ

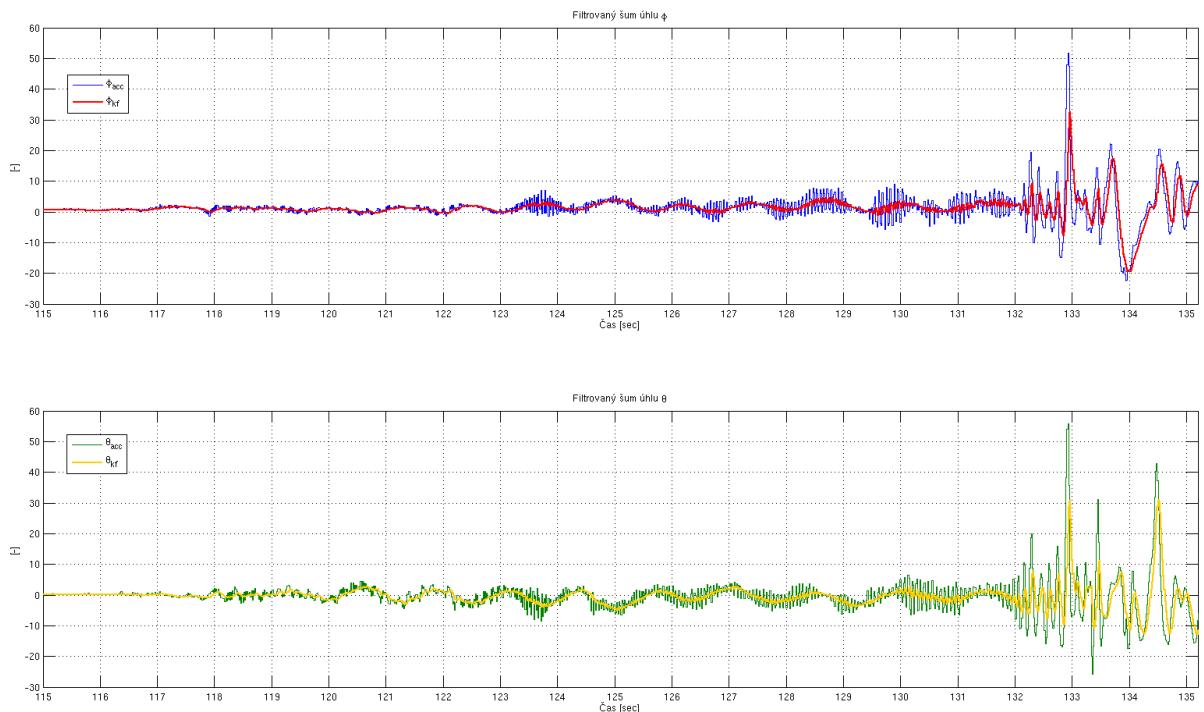
Obrázek 7.5: Letová data - úhel θ

V grafech je zanesena úroveň výkonu, při které dochází ke vznášení stroje. Z naměřených hodnot je patrné, že stroj od okamžiku vznášení radikálně mění své chování. Tento problém lze rozdělit na tyto části:

- systém se postupně stává astatickým (jedná se zejména o vliv úvazu)
- výrazně se mění vibrace stroje

První uvedený jev nelze zcela odstranit, neboť stroj bude při startu vždy něčím udržován v klidové poloze (zemí, úvazem, podpěrou).

Vibrace stroje mají velice negativní vliv zejména na měření, které následně ovlivní regulaci. Problém vibrací se velmi intenzivně projevil také osazením stabilizačními tyčemi - tyče na své délce začaly rezonovat, a přestože okem bylo velice obtížné tento jev pozorovat, jejich odstraněním se situace významně zlepšila. Vibrace navíc mění svou intenzitu a frekvenci podle úhlu náklonu stroje. Vibrace a jejich analýza jsou úzce spjaty s [16].



Obrázek 7.6: Letová data - ukázka filtrace letových dat

Výsledkem zkoušek jsou zejména poznatky o chování modelu při přechodu z visení na úvaze na vznášení a jeho chování při vznášení. Na velice krátký okamžik se stroj vydrží vznášet, následně pak dojde k náklonu a regulátor jej již nedokáže dostatečně rychle vyrovnat - v případě upoutaného stroje je potom nutné experiment zastavit. Tento jev nebylo možné potlačit změnou nastavení regulátorů, neboť rychlejší, resp. silnější regulátor stroj destabilizoval již v nízkých otáčkách (viz.7.2). Je třeba zdůraznit, že tato situace vzniká pravděpodobně kvůli postupně vznikajícímu astatismu. Pro lepší prezentaci tohoto chování bylo do elektronické podoby této práce přidáno video, které zachycuje problematické okamžiky. Komplexní zhodnocení je uvedeno v závěru (kap.8).

Kapitola 8

Závěr

Náplní této práce je konstrukce quadrotoru a realizace jeho základního řízení. Veškeré konstrukční práce byly prováděny s ohledem na matematický popis stroje tak, aby výsledkem byl co nejlépe ovladatelný stroj, poskytující za reálných podmínek nejpříznivější poměr výkonu a hmotnosti.

Výsledkem této dlouhodobé činnosti vázané na projekt CEPOT je funkční stroj quadrotor (v rozsahu zadání, ostatní části byly řešeny v rámci [16]), jeho podrobná dokumentace a zázemí pro jeho bezdrátové ovládání. Protože se jedná o velmi komplexní práci, byly pro lepší přehlednost vytvořeny dílčí závěry.

8.0.1 Algoritmus řízení stroje

Řídící algoritmus stroje ve své první podobě vycházel z jednoduchého náklonového modelu, sestaveném v kap.4.6. Jeho dalším laděním bylo dosaženo klidného startu stroje, ovšem po velmi krátké době vznášení stroje dochází k jeho "ustřelení". Příčinou tohoto chování je především změna dynamiky systému. Systém se postupně stává čím dál více astatickým, a přestože regulace je částečně úspěšná (nedochází k prudkému překlopení stroje jako v situaci bez regulace), nedokáže stroj udržet ve vodorovné poloze a stroj se pohybuje do strany. Je velmi pravděpodobné, že pokud by stroj nebyl v pohybu omezován, úspěšně by odstartoval a ve velké výšce by se mu podařilo se ustálit. Takový pokus by ovšem byl laciným hazardem, protože bez zvládnutí počátečního stavu nelze očekávat ani úspěšné přistání.

Jak je uvedeno v kap.6.2 resp. v kap.4.6, regulátor vychází ze zjednodušeného lineárního modelu, který popisuje chování stroje v blízkém okolí vodorovné polohy a proto by bylo vhodné do tohoto popisu zahrnout další vlivy, které model zpřesní a umožní tak navrh-

nout lepší regulátor. Významným faktorem při letových zkouškách je rozměr zkušebního prostoru a vzdálenost od země. Tyto hodnoty zcela zásadně ovlivňují chování stroje a je vhodné je zpočátku volit co největší. Při velkých vzdálenostech od překážek pak lze do modelu zahrnout idealizovaný model proudění vzduchu. Vzhledem k tomu, jak se mění chování stroje během jeho postupného nadlehčování je možným způsobem řešení také např. použití jednoho regulátoru pro start stroje a druhého pro stabilizaci při vznášení a jejich vzájemného přepínání podle momentálního stavu.

8.0.2 Koncepce řízení

V počátcích vývoje quadrotoru nebylo zřejmé, jaké nároky na HW/SW budou kladený - jaké rychlosti výpočtu, jaké objemy přenášených dat, jaká rozhraní a periferie budou potřeba, atd. Proto byl vybrán velmi univerzální systém založený na balíku Mathworks Matlab a jeho xPC toolboxu, který poskytuje vynikající zázemí pro analýzu dat vprávě v prostředí Matlabu. Složitost tohoto systému na nejnižší úrovni a současně jeho uzavřenosť byla ovšem v dalších etapách vývoje problémem, proto byla v rámci [16] navržena nová koncepce řízení, založená na platformě ARM7. Tato platforma poskytuje dostatečný výpočetní výkon a disponuje potřebnými periferiemi. Nyní je tato platforma plně funkční a připravena k použití. Původní koncepce byla jěště mnohokrát během vývoje nové platformy využita pro různá měření nekritické povahy (např. analýza pohoných jednotek), kde bylo s výhodou využito prostředí Matlabu pro pohodlnou práci s daty.

8.0.3 Střídače

Pohonné jednotky byly detailně analyzovány a upraveny pro potřeby quadrotoru. Jednalo se zejména o problematiku dopravního zpoždění, citlivosti a rychlosti střídačů, jejíž řešení bylo základním kamenem pro provádění jakýchkoliv letových testů. Velice důležitým faktorem je bezpečnost obsluhy a samotného stroje, protože se jedná o kritickou aplikaci. V tomto směru byly provedeny zásadní úpravy a byla přidána HW podpora pro nouzové odstavení pohonů v případě nutnosti. Výsledkem těchto úprav je dostatečně silný pohon a rychlý pohon.

Střídače by do budoucna bylo vhodné ještě zdokonalit - a to zejména v oblasti komunikačního kanálu (přechod na I2C nebo lépe CAN) a také přidáním podpory pro nezávislé měření otáček. Těmito úpravami lze získat ještě lepší reakceschopnost spolehlivost. Vhod-

nou modifikací je úprava pro distribuované řízení, kdy tento střídač bude sám zajišťovat stabilizaci otáček, nezávisle na nadřazeném systému.

8.0.4 Vrtule

Vrtule je bohužel slabým článkem řetězu efektivity quadrotoru. Protože trh nenabízí příliš vhodné vrtule, byly zvažovány varianty od vlastního vývoje až po užití vrtulníkových listů. Všechny možnosti se ukázaly jako buď velice nákladné, nebo náročné na strojařskou část vývoje (časově náročné), nebo v případě užití vrtulníkových listů značně rizikové, kvůli nepřípustnému způsobu namáhání závěsu listu. Výsledkem je použití dostupných vrtulí APC14x7, které sice nejsou koncepcně vhodné (mají příliš velké stoupání, malou plochu listu a jsou zbytečně mohutné), ale i přesto je s nimi stroj schopen startu a to s rezervou minimálně 1kg statického tahu, bez osazení karoserií rezerva činí více než 2kg.

Přestože vrtule poskytují dostatek výkonu pro let stroje, zejména z důvodů prodloužení maximální doby letu by bylo vhodné se v budoucnu možným zlepšením v tomto směru zabývat.

8.0.5 Karoserie

Vývoj karoserie byl iniciován bezpečnostní stránkou provozu stroje. Svou povahou se jedná o stroj blízký vrtulníkům a je zde tedy riziko kontaktu s rotujícími listy. Bylo zvažováno mnoho variant konstrukce, od plastových technologií, plátů z uhlíkových kompozitů, tenkostěnného kovu až po extrudované polymery. Nakonec kvůli poměru pevnosti (resp. stupeň ochrany) a hmotnosti byl vybrán extrudovaný polystyren (EPS). Je-likož požadovaný tvar obsahuje i nesouosé díry a veliké rádiusy, bylo obrobení EPS desek prováděno vodním paprskem, pro který byla vytvořena strojová data pomocí CAD modelu. Tento materiál se běžně takto přesně nedělí, proto nebyly známy jeho řezné podmínky, a byly předmětem experimentů - za účelem získání čistých řezů.

8.0.6 Vibrace

Vibrace mají značný vliv na řízení stroje - zejména na měřící systém. Z tohoto důvodu byla jednotka inerce uložena přes gumové bloky. Vibrace jsou částečně odstraněny metodou pokročilé filtrace, která je předmětem [16]. Protože na vibrace má vliv každá část

stroje, je možné se jimi začít systémově zabývat až nyní, neboť quadrotor je nyní již kompletní a není nutné provádět žádné úpravy. Podrobnou analýzou lze vibrace identifikovat a postupně vyvíjet metody k jejich potlačení v regulační smyčce. Problematika vibrací je velmi silně spjata s koncepcí rámu, použitými vrtulemi a jejich otáčkami.

Pro potlačení těchto vibrací již na konstrukční úrovni je velmi vhodným řešením osazení vrtulí s méně agresivními listy, jejich vetší plochou a běžící v nižším spektru otáček (viz 8.0.4).

8.0.7 Možnosti rozšíření

Potenciál quadrotoru je veliký a poskytuje řadu příležitostí k dobrému uplatnění pokročilých technologií. Jedná se o aplikace metod z moderní teorie řízení (např. LQG řízení, Backstepping) nebo např. aplikaci nových technologií z oblasti mapování prostoru, která je úzce spjata s problematikou řízení. O druhé uvedené možnosti pojednává [16].

8.0.8 Pokračování projektu

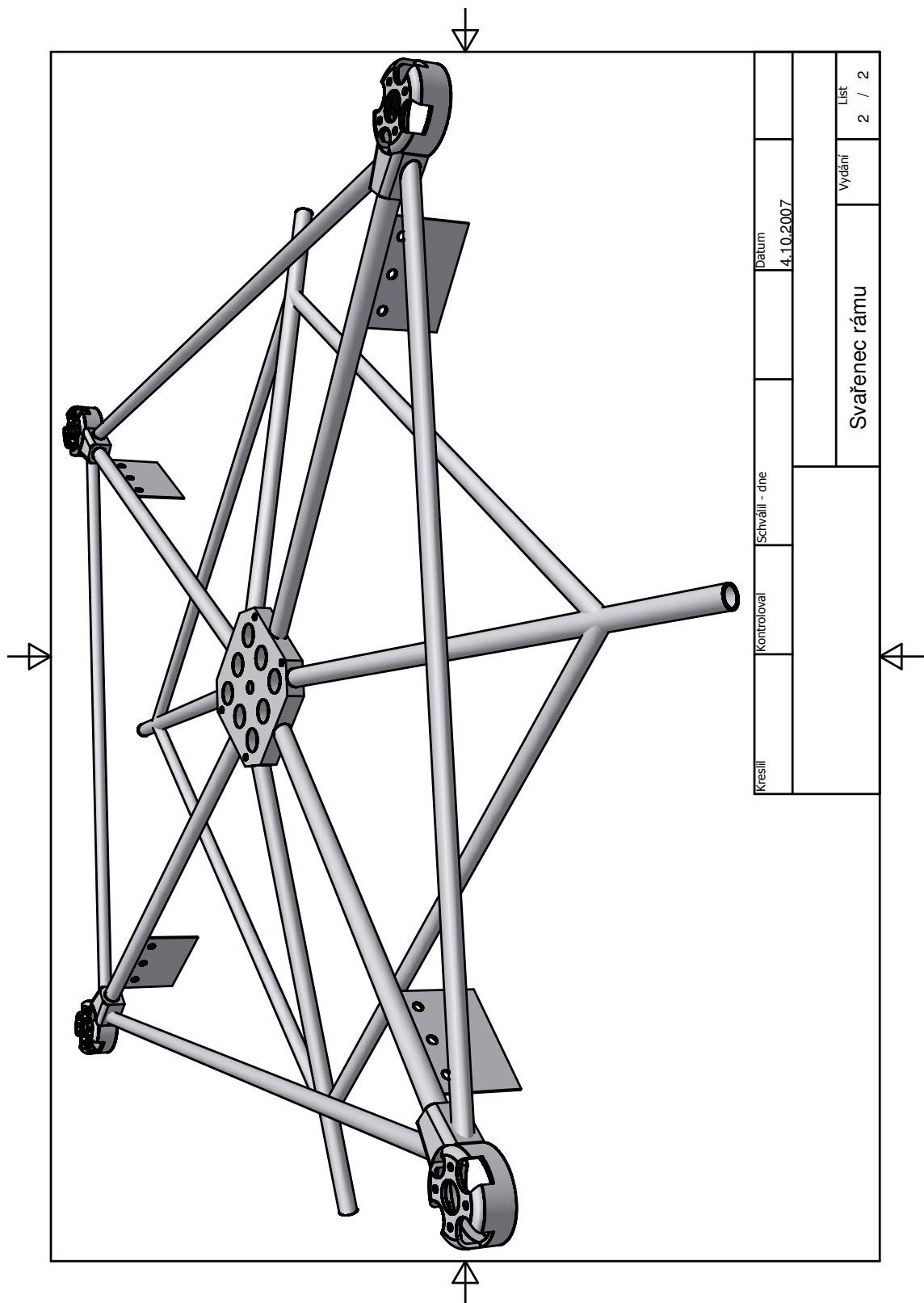
Na základě výsledků této práce je vhodné pokračovat dalším doplněním matematického popisu a poté návrhem přesnějších regulátorů. Vhodné by bylo zavedení dvou regulátorů pro režim startu a letu. Po stránce HW je možné stroj zdokonalit dalšími úpravami střídačů a výměnou vrtulí za účinnější typ.

Příloha A

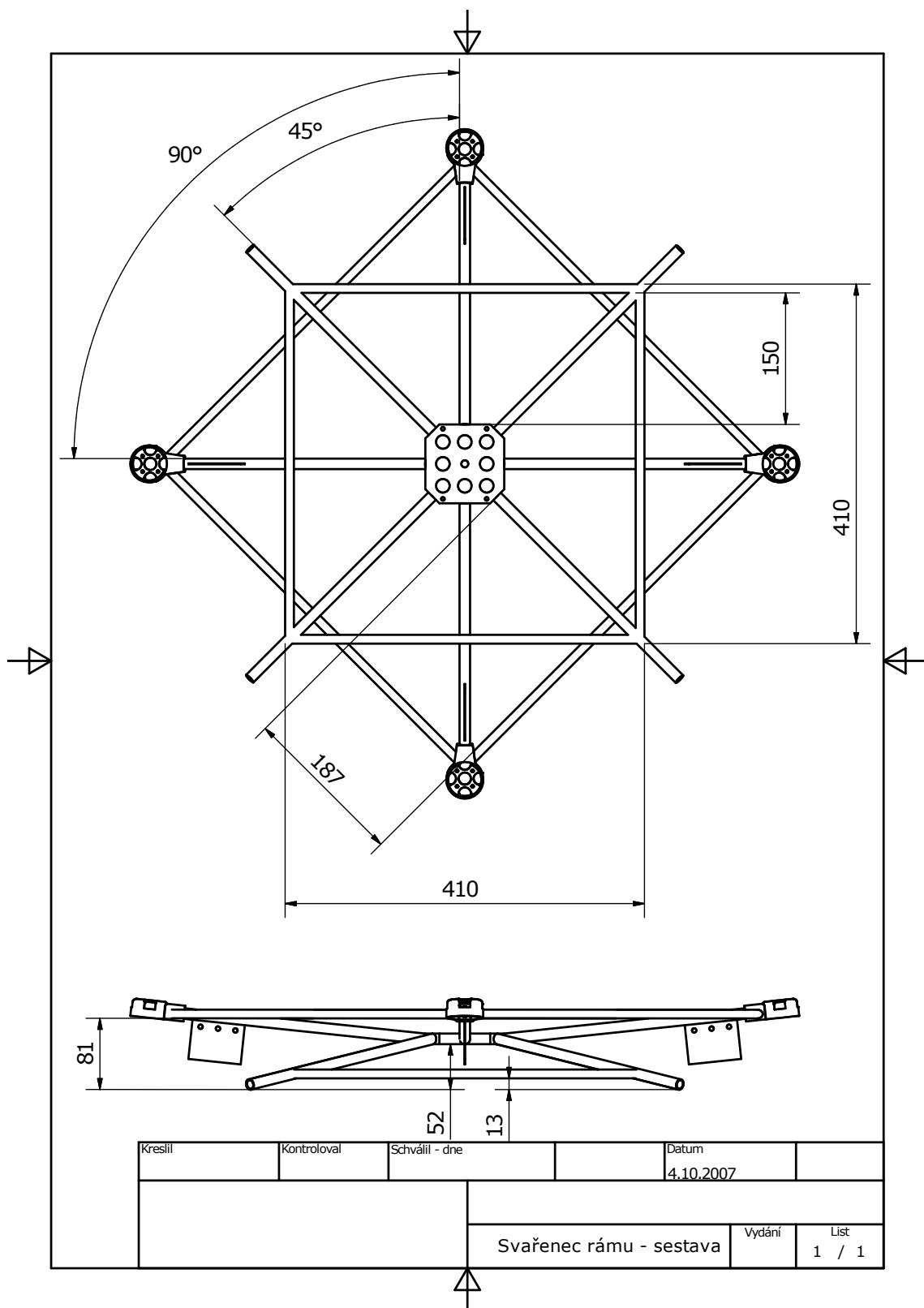
Výrobní výkresy rámu

PŘÍLOHA A. VÝROBNÍ VÝKRESY RÁMU

II



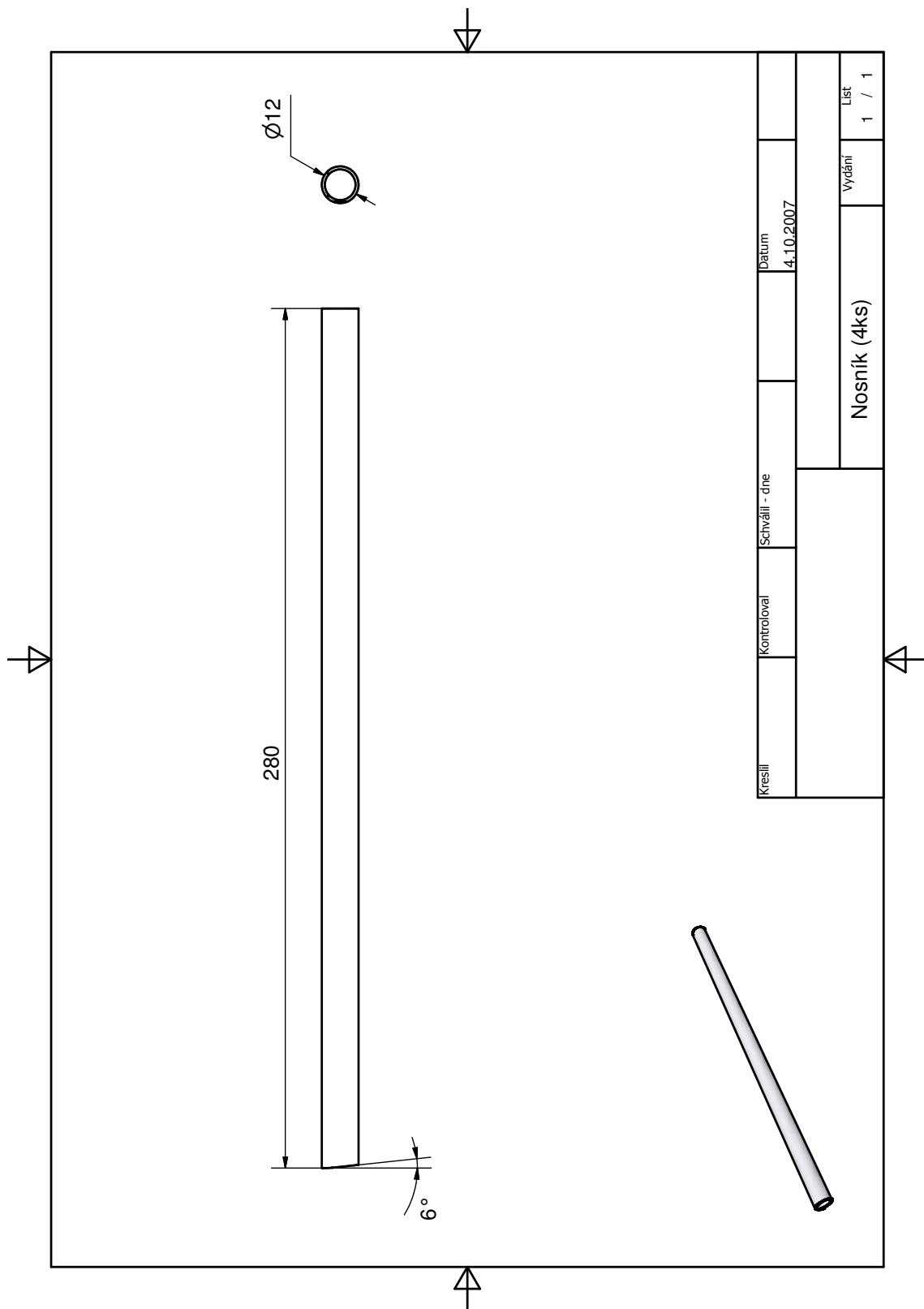
Obrázek A.1: Svařenec rámu



Obrázek A.2: Sestava svařence

PŘÍLOHA A. VÝROBNÍ VÝKRESY RÁMU

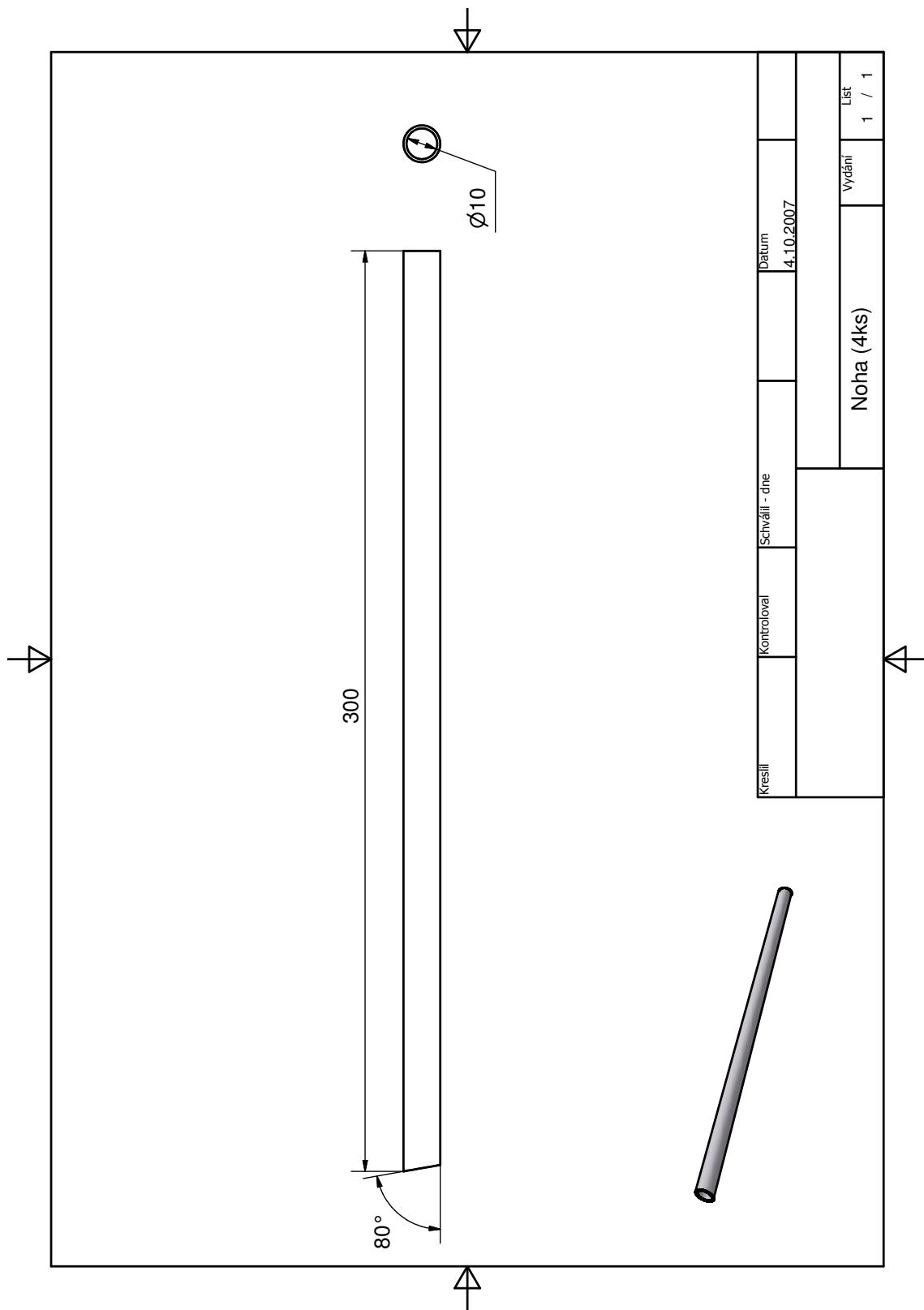
IV



Obrázek A.3: Část svařence

PŘÍLOHA A. VÝROBNÍ VÝKRESY RÁMU

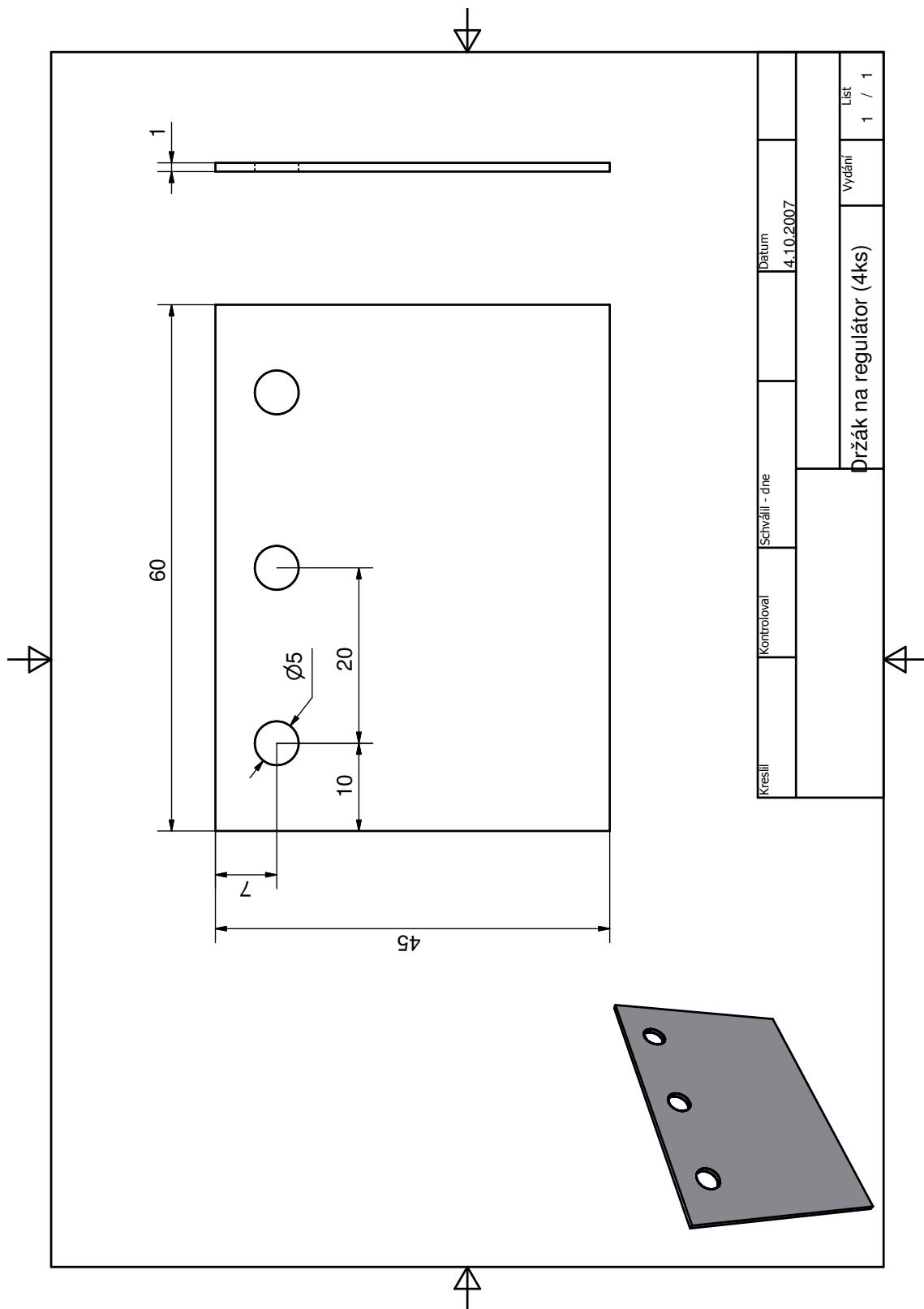
V



Obrázek A.4: Část svařence

PŘÍLOHA A. VÝROBNÍ VÝKRESY RÁMU

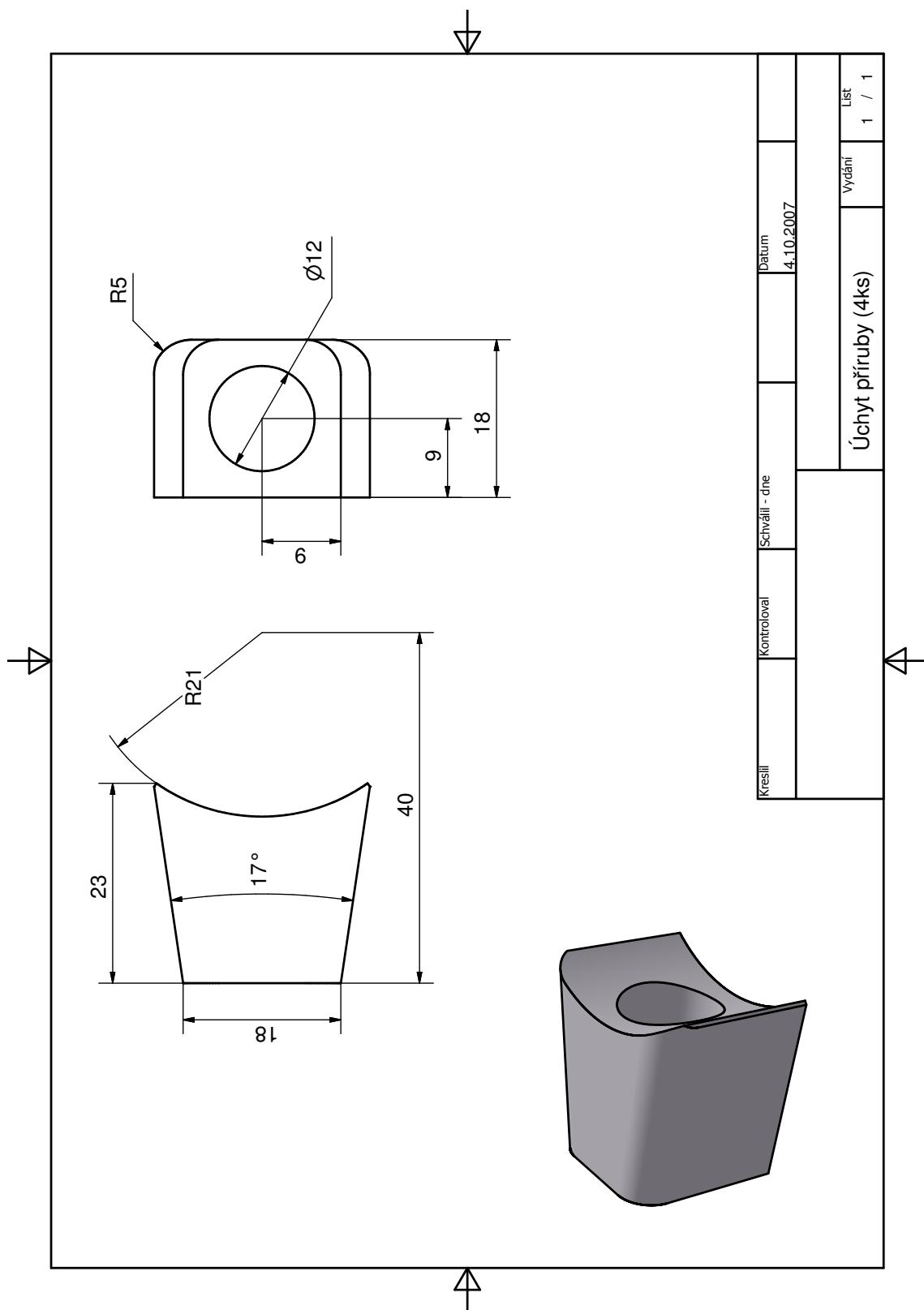
VI



Obrázek A.5: Část svařence

PŘÍLOHA A. VÝROBNÍ VÝKRESY RÁMU

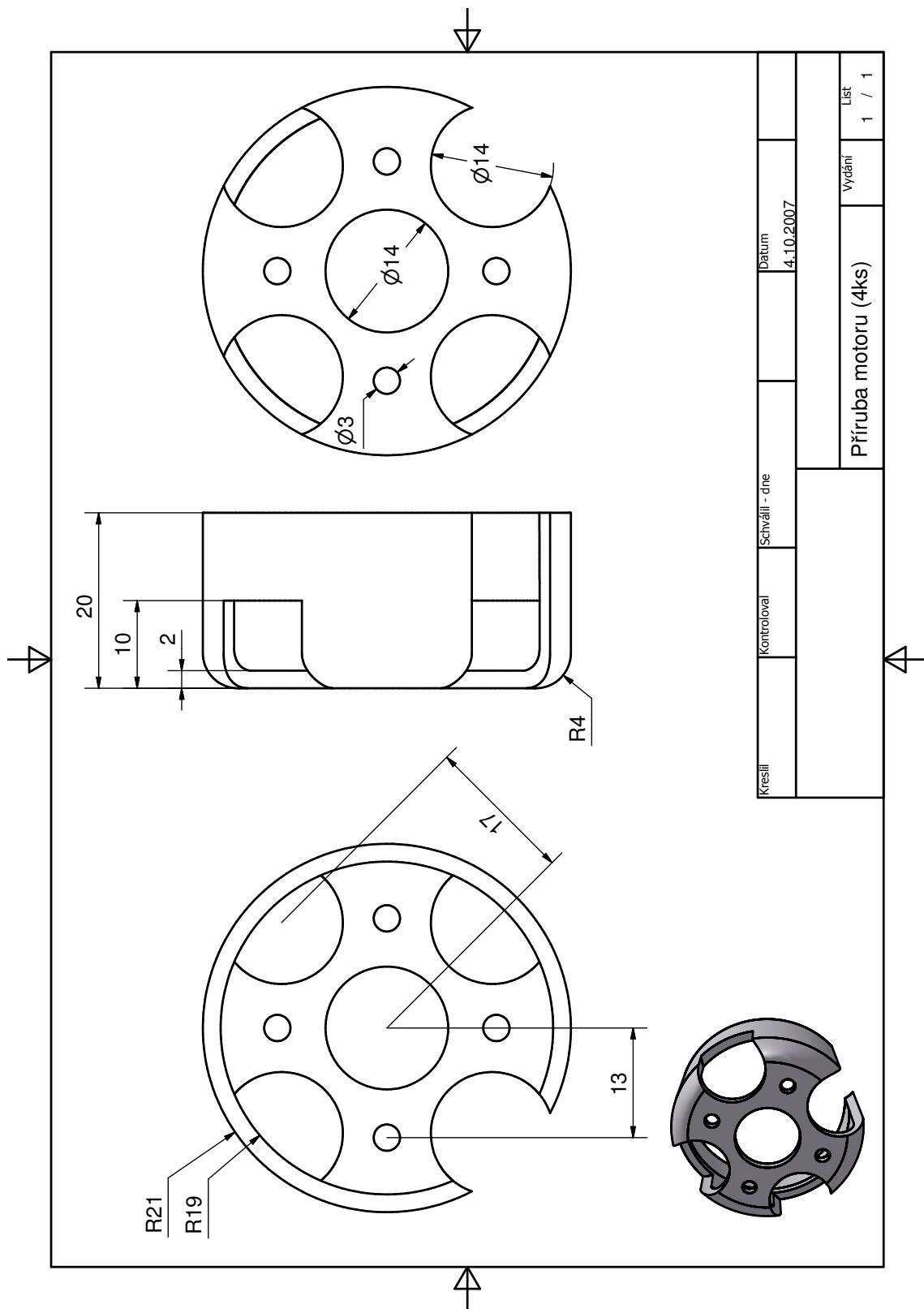
VII



Obrázek A.6: Část svařence

PŘÍLOHA A. VÝROBNÍ VÝKRESY RÁMU

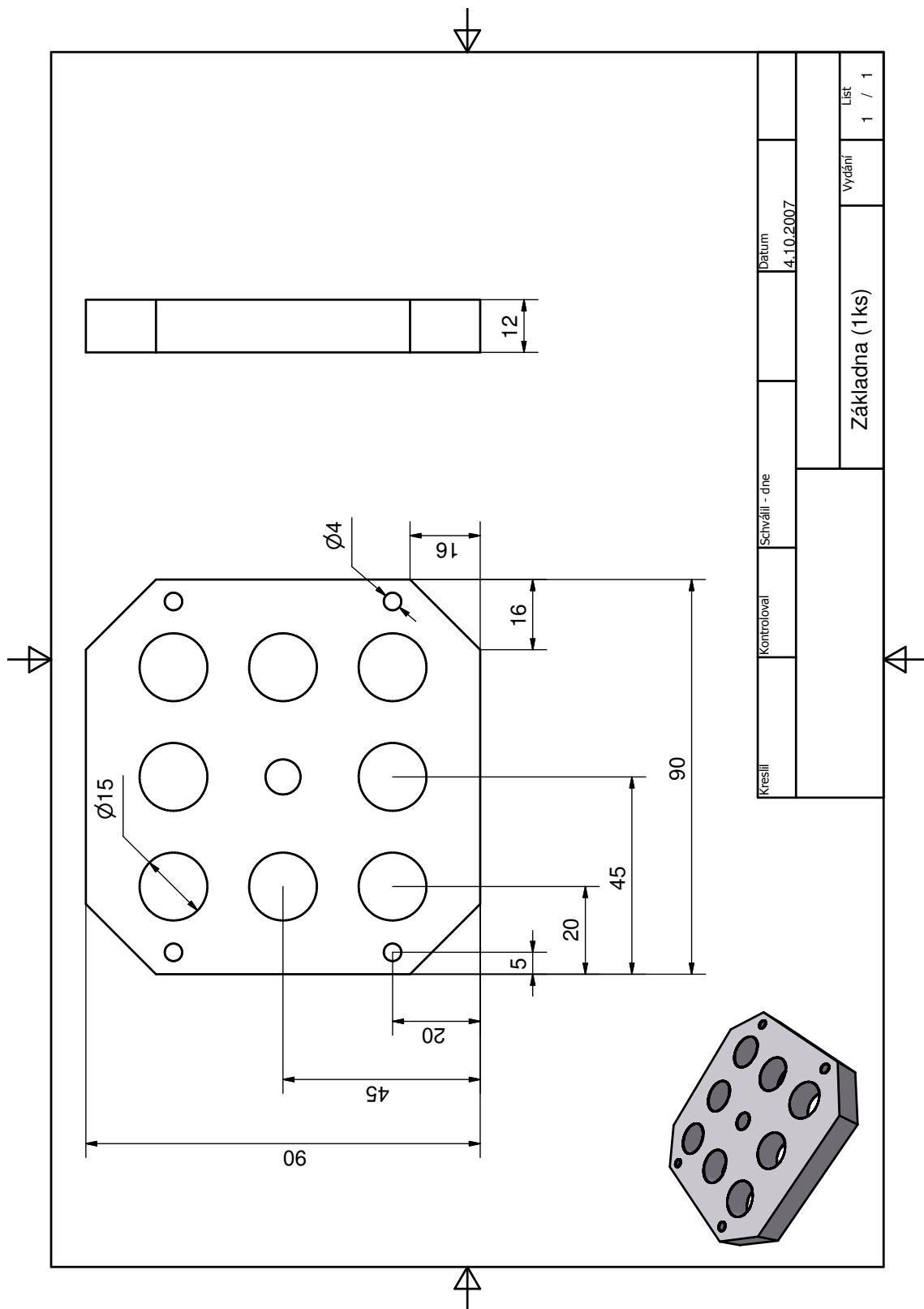
VIII



Obrázek A.7: Část svařence

PŘÍLOHA A. VÝROBNÍ VÝKRESY RÁMU

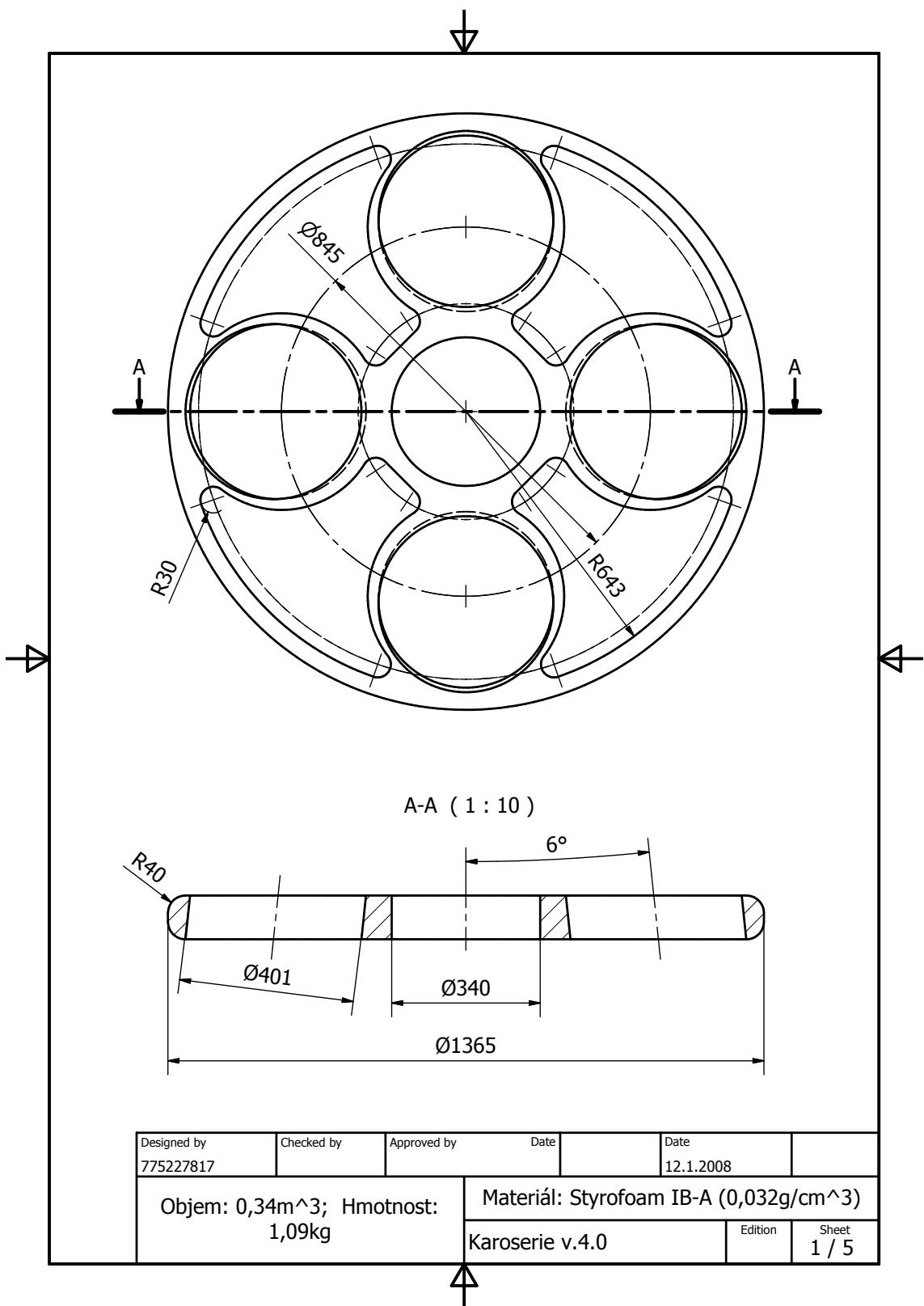
IX



Obrázek A.8: Část svařence

Příloha B

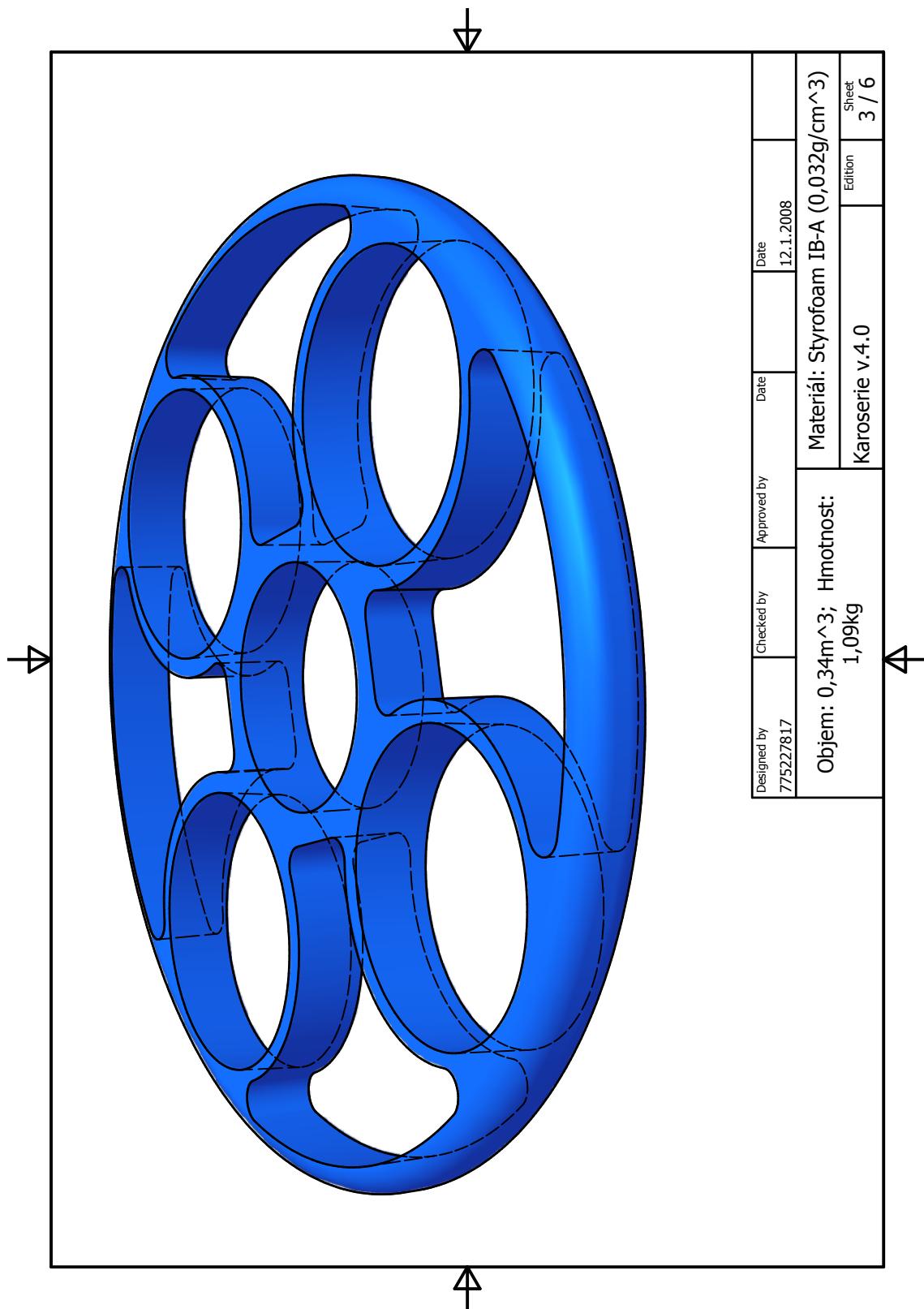
Výrobní výkresy karoserie



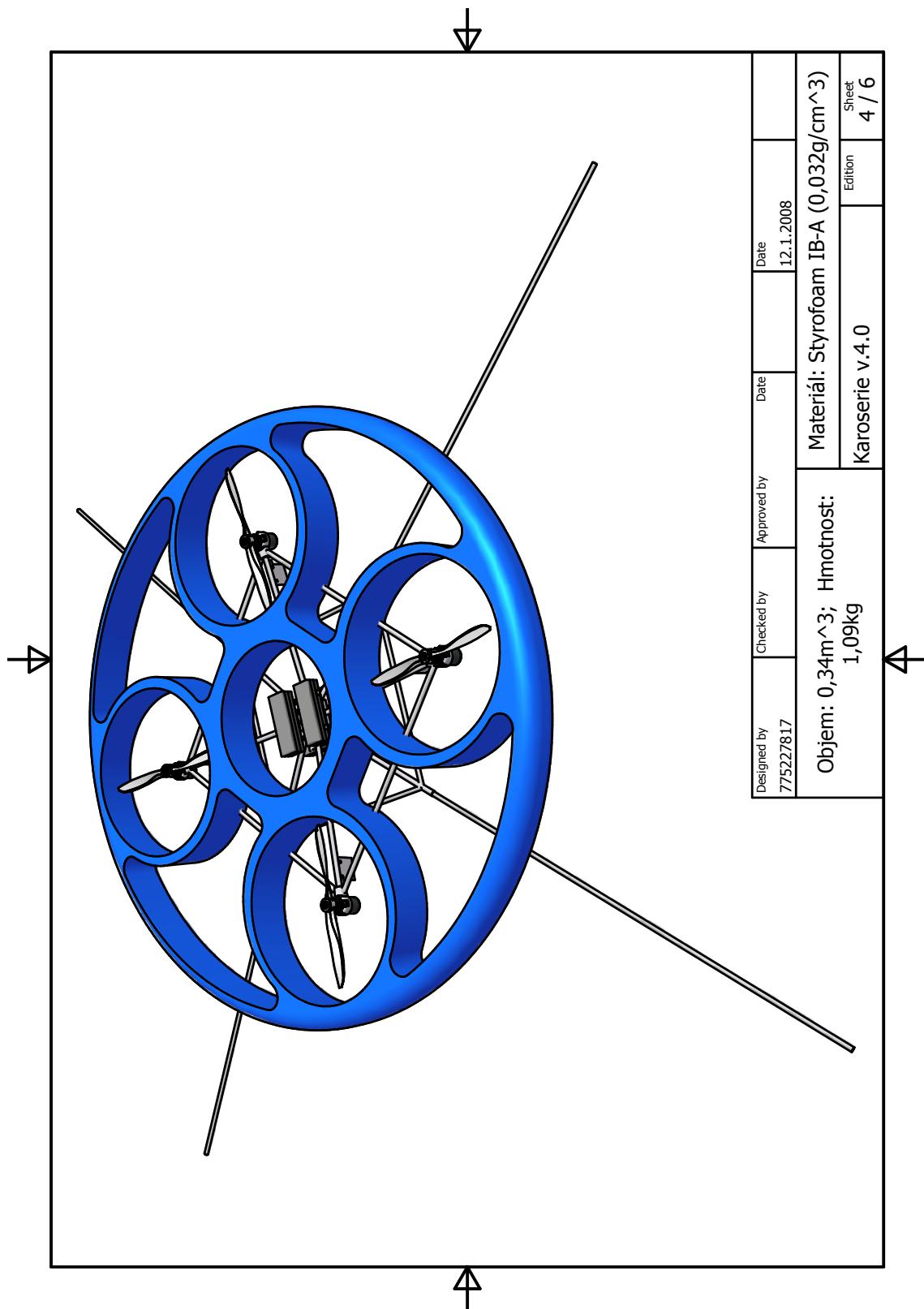
Obrázek B.1: Výrobní výkres karoserie

PŘÍLOHA B. VÝROBNÍ VÝKRESY KAROSERIE

XII



Obrázek B.2: Výkres karoserie

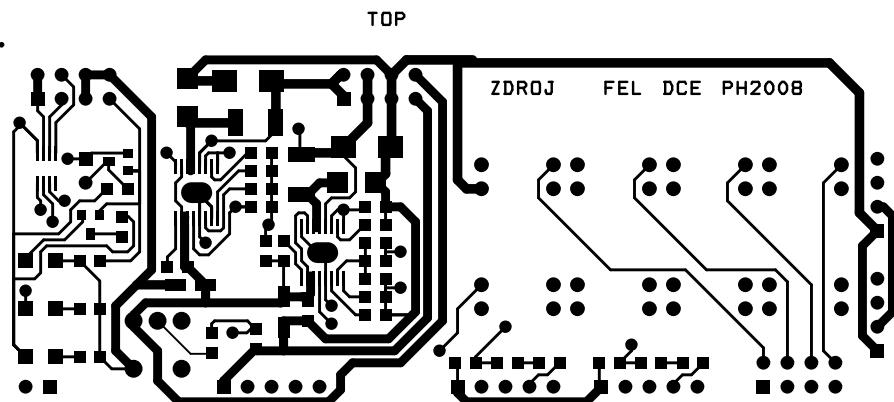


Obrázek B.3: Sestava stroje s karoseríí

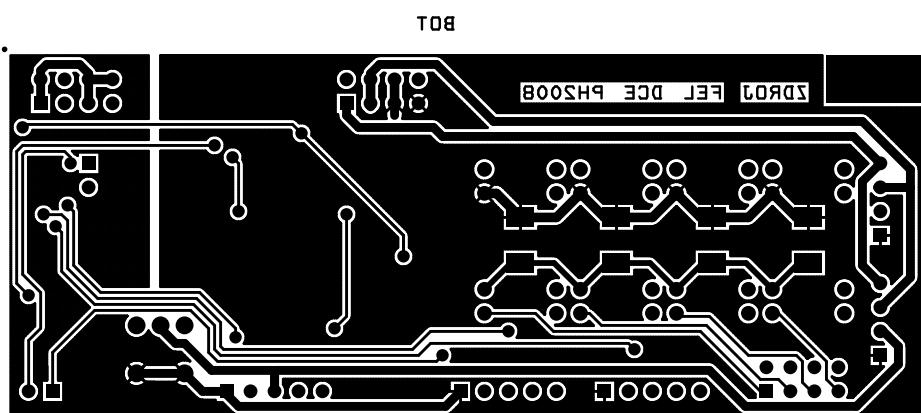
Příloha C

Zdroj pro palubní elektroniku

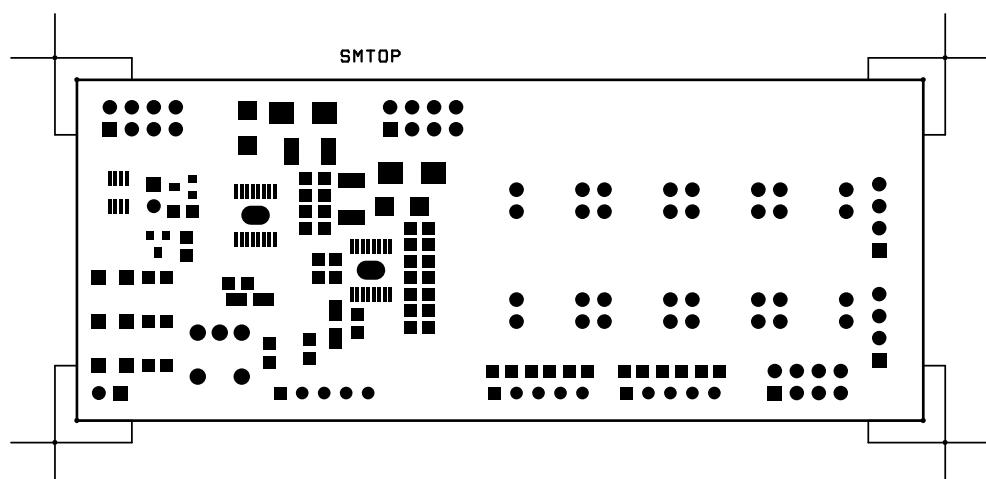
C.1 Motivy DPS



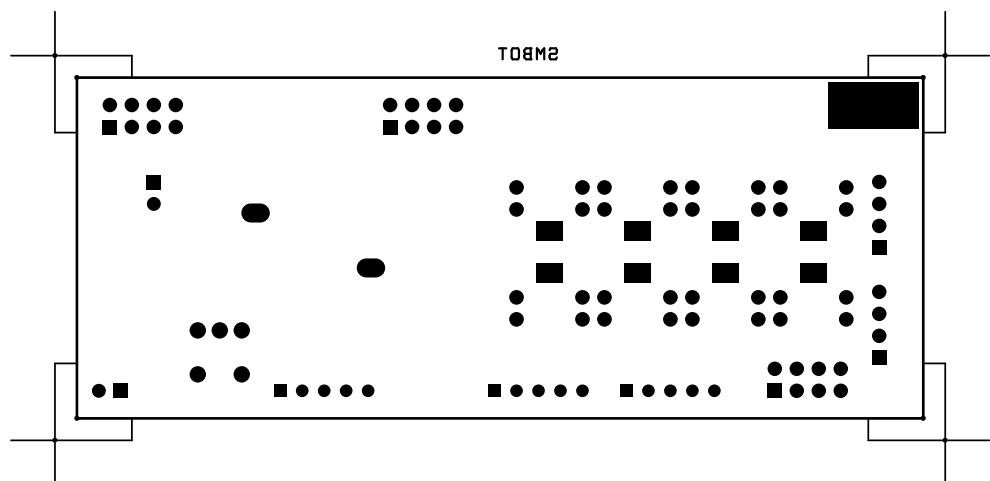
Obrázek C.1: Vrstva TOP



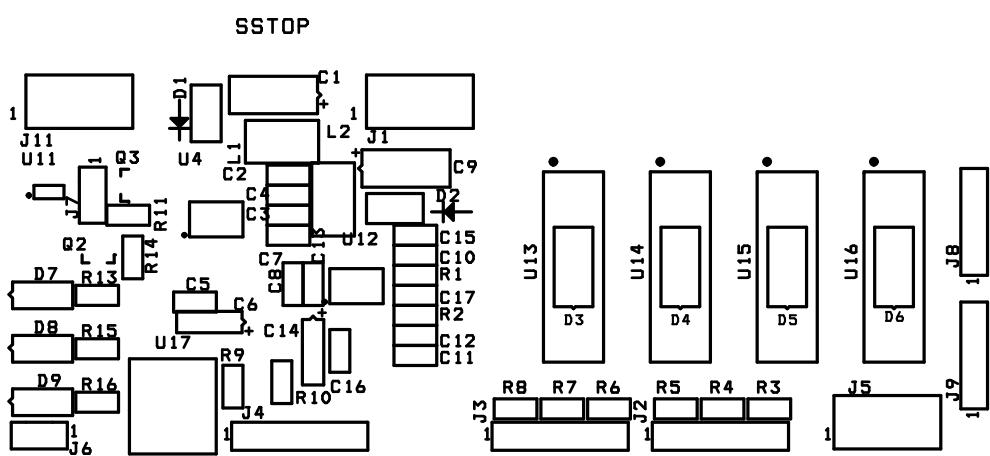
Obrázek C.2: Vrstva BOTTOM



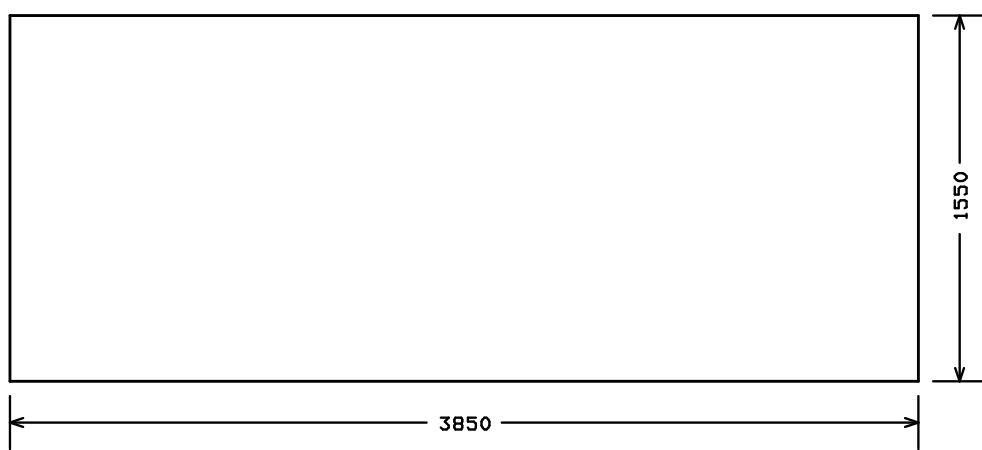
Obrázek C.3: Vrstva SMTOP



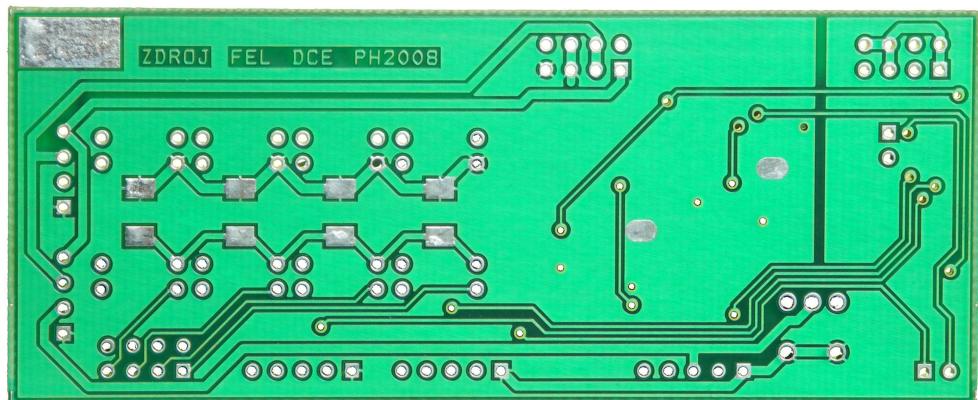
Obrázek C.4: Vrstva SMBOT



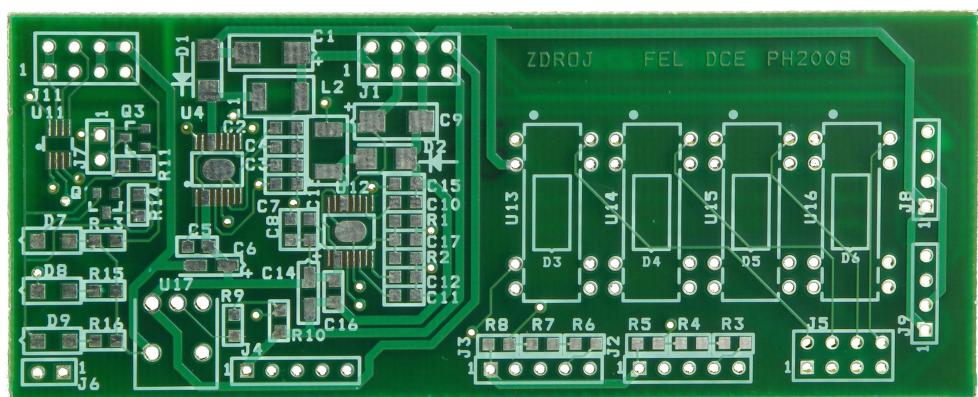
Obrázek C.5: Vrstva SSTOP



Obrázek C.6: Ořezový plán [mil]



(a) Spodní strana



(b) Vrchní strana

Obrázek C.7: Fotografie DPS zdroje pro palubní elektroniku

C.2 Soupis součástek

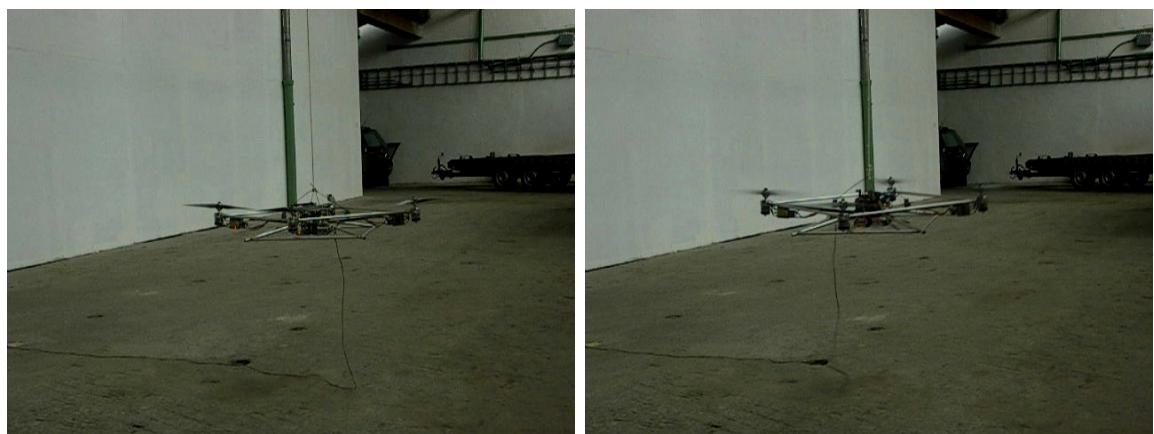
Položka	Množství	Refercence	Součástka
1	1	C1	100uF
2	2	C2,C10	0,01uF
3	8	C3,C4,C5,C5,C8,C11,C12,C13,C16	0,1uF
4	2	C6,C14	22uF
5	2	C7,C15	1uF
6	1	C9	4,7uF
7	1	C17	10pF
8	2	D1,D2	BYS10-45
9	4	D3,D4,D5,D6	D1N4001
10	3	D7,D8,D9	KA3528SYC
11	1	J1	Header (Output for ARM)
12	2	J2,J3	SC5 (Kokam4800 1,Kokam4800 2)
13	1	J4	SC5 (Kokam910)
14	1	J5	Header 2x4
15	1	J6	Header 2
16	1	J7	Header 2 (disable ARM stop)
17	2	J8,J9	Header 4
18	1	J11	to ARM
19	1	L1	10uH
20	1	L2	22uH
21	2	Q2,Q3	SI2302BDS
22	1	R1	150k
23	1	R2	50k
24	8	R3,R4,R5,R6,R7,R8,R9,R10	10k
25	1	R11	1k
26	1	R13	4,7k
27	2	R14,R16	150R
28	1	R15	100R
29	1	U4	MAX1036
30	2	U1,U12	MAX1685
31	4	U13,U14,U15,U16	Relay Meder DIP05-1C90-51L

Příloha D

Letové zkoušky - fotopříloha



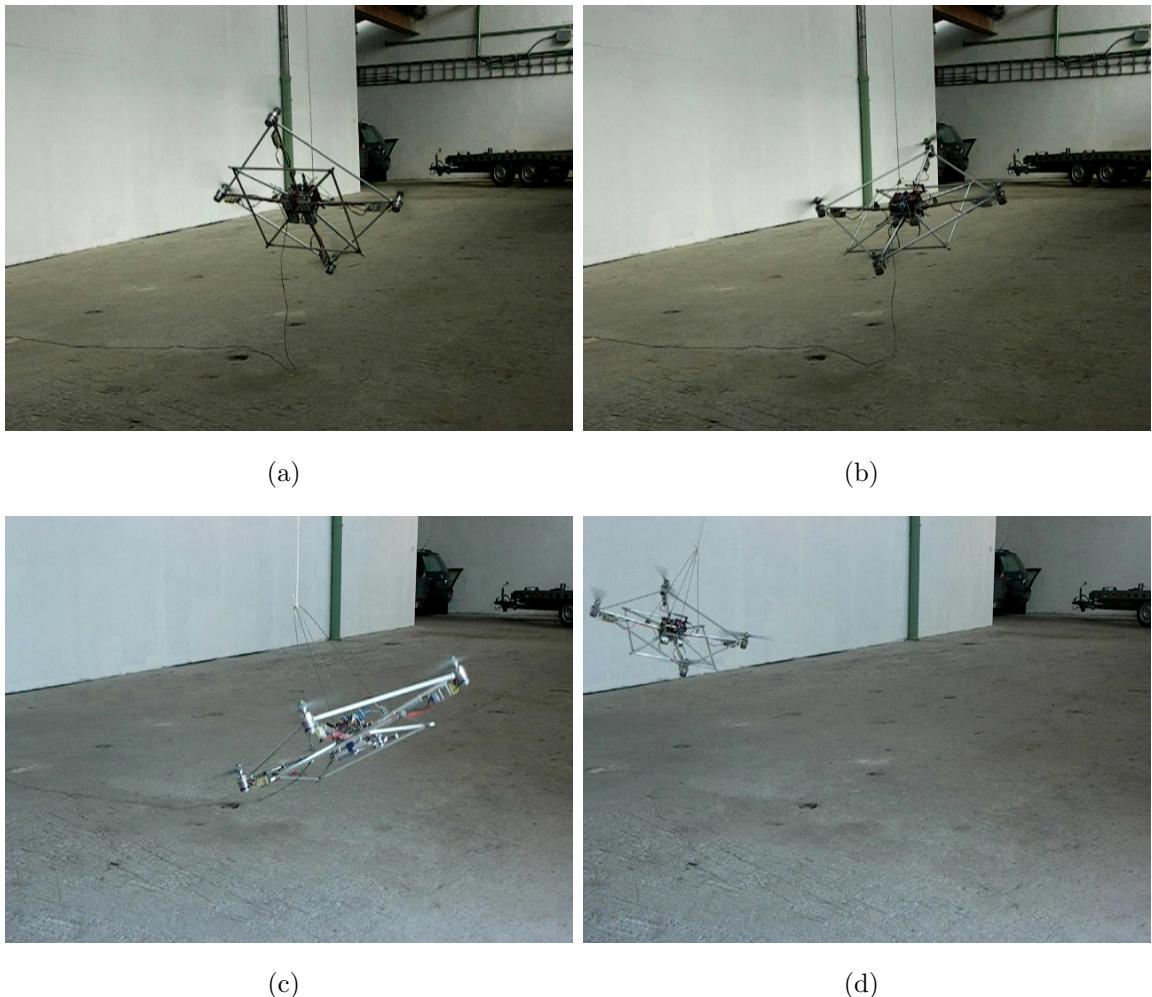
Obrázek D.1: Letové zkoušky - náhled na zkušební prostor



(a) Před startem

(b) Okamžik vznášení

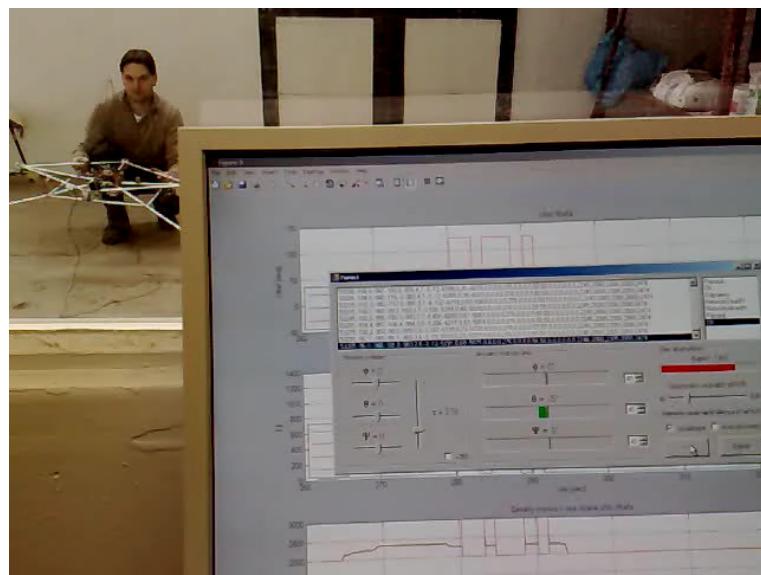
Obrázek D.2: Letová zkouška I.



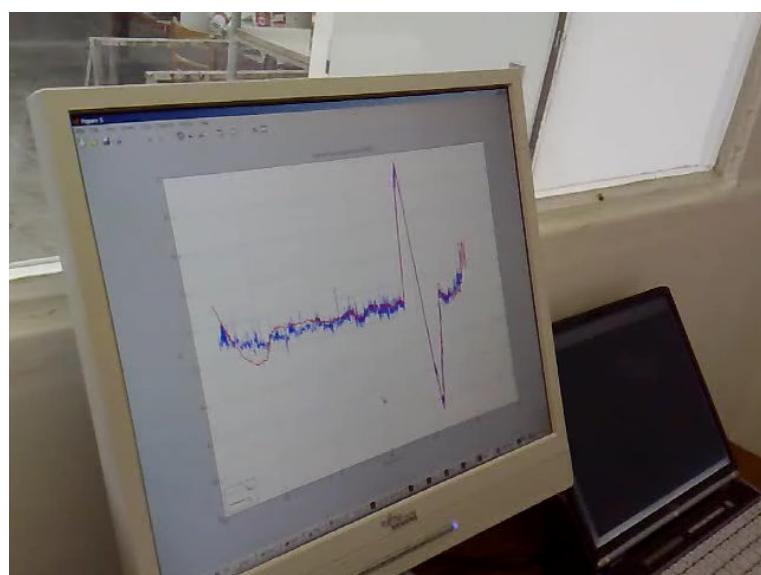
Obrázek D.3: Ukázka velice rychlého dosažení extrémních výchylek stroje
(v řádech desetin vteřiny)



Obrázek D.4: Nabíjení palubních akumulátorů v průběhu letových zkoušek



(a)



(b)

Obrázek D.5: Předletové měření (a) a jeho následná analýza (b)

Příloha E

Sestava stroje - fotopříloha



Obrázek E.1: Kompletně sestavený stroj

Příloha F

Implementace PID

19.5.2008	pid.c	1
-----------	-------	---

```

1 /*This file has been prepared for Doxygen automatic documentation generation.*/
2 /*! \file ****
3 *
4 * \brief PID implementation (pid.c)
5 *
6 *****/
7
8 #include "pid.h"
9 #include "stdint.h"
10
11 /*! \brief Initialisation of PID controller parameters.
12 *
13 * Initialise the variables used by the PID algorithm.
14 */
15 * \param p_factor Proportional term.
16 * \param i_factor Integral term.
17 * \param d_factor Derivate term.
18 * \param pid Struct with PID status.
19 */
20 void pid_Init(double p_factor, double i_factor, double d_factor, struct PID_DATA
*pid)
21 // Set up PID controller parameters
22 {
23     // Start values for PID controller
24     pid->sumError = 0;
25     pid->lastProcessValue = 0;
26     // Tuning constants for PID loop
27     pid->P_Factor = p_factor;
28     pid->I_Factor = i_factor;
29     pid->D_Factor = d_factor;
30     // Limits to avoid overflow
31     pid->maxError = MAX_P_TERM / (pid->P_Factor + 1);
32     pid->maxSumError = MAX_I_TERM / (pid->I_Factor + 1);
33
34 }
35
36
37 /*! \brief PID control algorithm.
38 *
39 * Calculates output from setpoint, process value and PID status.
40 */
41 * \param setPoint Desired value.
42 * \param processValue Measured value.
43 * \param pid_st PID status struct.
44 */
45 double pid_Controller(double setPoint, double processValue, struct PID_DATA
*pid_st, struct PID_STATES *pid_states)
46 {
47     double error, p_term, d_term;
48     double i_term, ret, temp;
49
50     error = setPoint - processValue;
51
52     // Calculate Pterm and limit error overflow
53     if (error > pid_st->maxError){
54         p_term = MAX_P_TERM;
55     }
56     else if (error < -pid_st->maxError){
57         p_term = -MAX_P_TERM;
58     }
59     else{
60         p_term = pid_st->P_Factor * error;
61     }
62
63     // Calculate Iterm and limit integral runaway
64     temp = pid_st->sumError + error;
65     if (pid_st->I_Factor != 0) {

```

Obrázek F.1: PID regulátor I. část

19.5.2008

pid.c

2

```

66             if (temp > pid_st->maxSumError) {
67                 i_term = MAX_I_TERM;
68                 pid_st->sumError = pid_st->maxSumError;
69             } else if (temp < -pid_st->maxSumError) {
70                 i_term = -MAX_I_TERM;
71                 pid_st->sumError = -pid_st->maxSumError;
72             } else {
73                 pid_st->sumError = temp;
74                 i_term = pid_st->I_Factor * pid_st->sumError;
75             }
76         } else {
77             i_term = 0;
78         }
79
80     // Calculate Dterm
81     d_term = pid_st->D_Factor * (pid_st->lastProcessValue - processValue);
82
83     pid_st->lastProcessValue = processValue;
84
85     ret = p_term + i_term + d_term;
86     pid_states->e=error;
87     pid_states->p=p_term;
88     pid_states->i=i_term;
89     pid_states->d=d_term;
90     pid_states->ret=ret;
91     pid_states->sum_e=temp;
92     if(ret > MAX_P_TERM){
93         ret = MAX_P_TERM;
94     }
95     else if(ret < -MAX_P_TERM){
96         ret = -MAX_P_TERM;
97     }
98
99     return((double)ret);
100 }
101
102 /*! \brief Resets the integrator.
103 *
104 *   Calling this function will reset the integrator in the PID regulator.
105 */
106 void pid_Reset_Integrator(pidData_t *pid_st)
107 {
108     pid_st->sumError = 0;
109 }
110

```

Obrázek F.2: PID regulátor II. část

```
1 /*This file has been prepared for Doxygen automatic documentation generation.*/
2 /*! \file ****
3 *
4 * \brief Header file for pid.c.
5 *
6 ****
7
8 #ifndef PID_H
9 #define PID_H
10 //include "stdint.h"
11
12
13 /*! \brief PID Status
14 *
15 * Setpoints and data used by the PID control algorithm
16 */
17 typedef struct PID_DATA{
18     /**! Last process value, used to find derivative of process value.
19     double lastProcessValue;
20     /**! Summation of errors, used for integrate calculations
21     double sumError;
22     /**! The Proportional tuning constant
23     double P_Factor;
24     /**! The Integral tuning constant
25     double I_Factor;
26     /**! The Derivative tuning constant
27     double D_Factor;
28     /**! Maximum allowed error, avoid overflow
29     double maxError;
30     /**! Maximum allowed sumerror, avoid overflow
31     double maxSumError;
32 } pidData_t;
33
34 struct PID_STATES {
35     double e;
36     double sum_e;
37     double p;
38     double i;
39     double d;
40     double ret;
41 };
42
43
44
45 /*! \brief Maximum values
46 *
47 * Needed to avoid sign/overflow problems
48 */
49 // Maximum value of variables
50
51 #define MAX_P_TERM      10000000
52 #define MAX_I_TERM      10000000
53
54 // Boolean values
55 #define FALSE           0
56 #define TRUE            1
57
58 void pid_Init(double p_factor, double i_factor, double d_factor, struct PID_DATA
*pid);
59 double pid_Controller(double setPoint, double processValue, struct PID_DATA *pid_st,
struct PID_STATES *pid_states);
60
61 void pid_Reset_Integrator(pidData_t *pid_st);
62
63 #endif
64
```

Obrázek F.3: PID regulátor III. část

Seznam obrázků

1.1	Brequet-Richet Gyroplane (1907)	1
1.2	The Flying Octopus (a,b). Rozpětí ramen 18m, Průměr vrtule 8,1m, letová hmotnost 1600kg, celkový výkon 139kW	1
1.3	Některé koncepčně podobné stroje	2
2.1	Rám stroje v1.0 - montážní plánek	7
2.2	Kompletní rám stroje v1.0	7
2.3	Rám stroje v2.0 - montážní plánek	8
2.4	Rám stroje v2.0 - montážní plánek	8
2.5	Upravený a originální unašeč	9
2.6	Jednotka inerciálního měření	10
2.7	Vrtule s unašeči (mosazné matici jsou levotočivé, černěné pravotočivé) . .	11
2.8	MEGA600	12
2.9	Regulátor MGM6018	12
2.10	CAD model karoserie - nárys, řez	13
2.11	CAD model karoserie - 3D pohled	14
2.12	Opracovaný výřezek	14
2.13	Finální karoserie	15
2.14	Akumulátorový článek Kokam 4800mAh SHC 20C	16
2.15	Měření - tvrdost akumulátorů I.	17
2.16	Měření - tvrdost akumulátorů II.	17
2.17	Měření - tvrdost akumulátorů III.	18
2.18	Spotřeba v 5V větvi zdroje	19
2.19	Spotřeba v 3,3V větvi zdroje	19
2.20	Akumulátorový článek Kokam 910mAh 15C	20
2.21	Schéma zapojení - 1.část	21
2.22	Schéma zapojení - 2.část	21

2.23 Schéma zapojení - 3.část	22
2.24 Realizovaný zdroj pro palubní elektroniku (97mmx39mm)	22
2.25 Hmotnostní poměry vybavení stroje	23
2.26 Výkonový poměr stroje	23
3.1 Sestava měřicí stolice	25
3.2 Statický tah vrtulí APC14x7L a P	25
3.3 Linearizace průběhu z obr.3.2 pro pracovní bod 2400ot/min	26
3.4 Linearizace průběhu z obr.3.2 pro pracovní bod 5400ot/min	26
3.5 Reakce pohonu	27
3.6 Citlivost na vstupní signál (2500ot/min)	28
3.7 Citlivost na vstupní signál (5000ot/min)	29
3.8 Citlivost na vstupní signál (6000ot/min)	29
3.9 Přechodová charakteristika (nízká úroveň akcelerace)	30
3.10 Simulační schéma	31
3.11 Srovnání modelu s reálným systémem	32
3.12 Celkové schéma pro xPC Target	33
3.13 Obsah bloku ”Komunikace s palubou”	33
3.14 Srovnání pro různé hodnoty δ_u a δ_t	34
3.15 Průběh proudu ze situace uvedené v obr.3.14 pro $\delta_u = 100\%$ a $\delta_t = 100ms$ (použita proudová sonda 1:10)	34
3.16 Detail průběh proudu ze situace uvedené v obr.3.14 - v nejvyšších otáčkách (použita proudová sonda 1:10)	35
3.17 Motorová PWM	35
3.18 Srovnání s původním strídačem	36
3.19 Schéma pro porovnání odezvy modelu a reálného strídače	37
3.20 Porovnání odezvy modelu a reálného strídače na stejný vstupní signál . .	37
3.21 Zapouzdření linearizovaného modelu pohonu	37
3.22 Zobrazení celé sestavy stroje v nárysu a řezu	38
3.23 Zobrazení celé sestavy stroje	39
4.1 Souřadnicový systém	41
4.2 Rozklad sil	42
4.3 Nelineární model konstrukce stroje	48
4.4 Zapouzdřený nelineární model konstrukce stroje	49
4.5 Kompletní nelineární model (včetně pohonné jednotek)	49

4.6	Zapouzdřený kompletní nelineární model	50
4.7	Zjednodušený model	51
4.8	Jednoduché náklonové modely	51
5.1	Obecné blokové schéma platformy xPC Target	53
5.2	Vizualizace vytvořená z CAD modelu pomocí Virtual reality toolboxu	54
5.3	Blokové schéma celého systému	55
5.4	Blokové schéma nové palubní elektroniky	56
5.5	Joystick pro ovládání Quadrotoru - Logitech Wingman Extreme	57
5.6	Maska programu pozemní stanice	58
6.1	Struktura regulátorů soustavy	59
6.2	Simulovaný průběh řízeného náklonu stroje na 5°	61
6.3	Použitá struktura PID regulátoru	61
6.4	Ověření základní funkce PID regulátoru	62
7.1	Letová zkouška	64
7.2	První letová data - regulace úhlu θ (viz kap.6.2)	65
7.3	Letová zkouška - jiné uspořádání	66
7.4	Letová data - úhel ϕ	66
7.5	Letová data - úhel θ	67
7.6	Letová data - ukázka filtrace letových dat	68
A.1	Svařenec rámu	II
A.2	Sestava svařence	III
A.3	Část svařence	IV
A.4	Část svařence	V
A.5	Část svařence	VI
A.6	Část svařence	VII
A.7	Část svařence	VIII
A.8	Část svařence	IX
B.1	Výrobní výkres karoserie	XI
B.2	Výkres karoserie	XII
B.3	Sestava stroje s karoserií	XIII
C.1	Vrstva TOP	XV

C.2	Vrstva BOTTOM	XV
C.3	Vrstva SMTOP	XV
C.4	Vrstva SMBOT	XVI
C.5	Vrstva SSTOP	XVI
C.6	Ořezový plán [mil]	XVI
C.7	Fotografie DPS zdroje pro palubní elektroniku	XVII
D.1	Letové zkoušky - náhled na zkušební prostor	XX
D.2	Letová zkouška I.	XX
D.3	Ukázka velice rychlého dosažení extrémních výchylek stroje (v řádech desetin vteřiny)	XXI
D.4	Nabíjení palubních akumulátorů v průběhu letových zkoušek	XXI
D.5	Předletové měření (a) a jeho následná analýza (b)	XXII
E.1	Kompletně sestavený stroj	XXIV
F.1	PID regulátor I. část	XXVI
F.2	PID regulátor II. část	XXVII
F.3	PID regulátor III. část	XXVIII

Literatura

- [1] APC PROPELLERS. *APC Propellers - datasheets*. APC Propellers, 2005.
- [2] ASTROM, KARL J., HAGGLUND, T. *PID Controllers: Theory, Design, and Tuning*. International Society for Measurement and Control, 1995.
- [3] ATMEL CORPORATION. *Atmel Corporation datasheets*. Atmel Corporation, 2005.
- [4] CASTILLO, P.; LOZANO, R.; DZUL, A.E. *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*. Springer, 2006.
- [5] DOW CHEMICALS. www.dow.com/styrofoam/europe/cz/prod/styro/index.htm. Dow Chemicals, 2006.
- [6] FRANKLIN, G.; POWELL, J.D.; EMAMI-NAEINI, A. *Feedback control of dynamic systems (fifth edition)*. Prentice Hall, 2005.
- [7] HAASZ, V.; SEDLÁČEK, M.;. *Elektrická měření, přístroje a metody*. ČVUT, 1998.
- [8] HAVLENA, V. *Moderní teorie řízení - doplňkové skriptum*. Vydavatelství ČVUT, 2001.
- [9] HAVLENA, V. *Odhadování a filtrace (doplňkové skriptum)*. ČVUT, 2002.
- [10] HEINRICH, P.; MAREČEK, J. Závěrečná zpráva za i. tříměsíční etapu v projektu cepot. Technical report, ČVUT, 2006.
- [11] HEINRICH, P.; MAREČEK, J. Závěrečná zpráva za ii. tříměsíční etapu v projektu cepot. Technical report, ČVUT, 2006.
- [12] HEINRICH, P.; MAREČEK, J. Závěrečná zpráva za iii. tříměsíční etapu v projektu cepot. Technical report, ČVUT, 2007.

- [13] HEINRICH, P.; MAREČEK, J. Závěrečná zpráva za iv. tříměsíční etapu v projektu cepot. Technical report, ČVUT, 2007.
- [14] HEINRICH, P.; MAREČEK, J. Závěrečná zpráva za v. tříměsíční etapu v projektu cepot. Technical report, ČVUT, 2008.
- [15] HEROUT, P. *Učebnice jazyka C, III. upravené vydání*. KOPP, 2001.
- [16] MAREČEK, J. *Experimentální létající stroj - Orientace v prostředí*. Diplomová práce, ČVUT, 2008.
- [17] MEGAMOTOR. www.megamotor.cz. Megamotor, 2006.
- [18] MGM-COMPRO. www.mgm-compro.cz. MGM-Compro, 2006.
- [19] ROUBAL, J.; PEKAŘ, J.; PACHNER, D.; HAVLENA V. *Moderní teorie řízení - cvičení*. ČVUT, 2005.
- [20] SHOMANS, S., LEITGEB, R., CHENG S., KUNZ, P., BOWIE, S., HOLDEN, M. *A Meso-Scale Flight Vehicle for Atmospheric Research*. Diplomová práce, Stanford University, 1999.
- [21] SVATOPLUK ČERNOCH. *Strojně technické příručka - Černoch*. SNTL, 1977.
- [22] ĎAD'Ó, S.; KREIDL, M.; *Senzory a měřící obvody*. ČVUT, 1996.