

ZÁPADOČESKÁ UNIVERZITA V PLZNI

---

Fakulta elektrotechnická  
Katedra materiálů a technologií

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**  
Návrh dronu

Autor práce: **Václav Hlinomaz**  
Vedoucí práce: **Ing. et Ing. Petr Kašpar Ph.D.**

---

2022

ZÁPADOČESKÁ UNIVERZITA V PLZNI

Fakulta elektrotechnická  
Akademický rok: 2021/2022

## ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE (projektu, uměleckého díla, uměleckého výkonu)

Jméno a příjmení: **Václav HLINOMAZ**  
Osobní číslo: **E19B0011P**  
Studijní program: **B2644 Aplikovaná elektrotechnika**  
Studijní obor: **Aplikovaná elektrotechnika**  
Téma práce: **Návrh dronu**  
Zadávající katedra: **Katedra výkonové elektroniky a strojů**

### Zásady pro vypracování

1. Proveďte teoretický rozbor problematiky návrhu dronů.
2. Definujte parametry pro návrh dronu s ohledem na maximální letovou dobu.
3. Navrhněte komponenty použitelné pro konstrukci dronu.
4. Navržené řešení zhodnotte.



Rozsah bakalářské práce: **30 – 40**  
Rozsah grafických prací: **dle doporučení vedoucího**  
Forma zpracování bakalářské práce: **elektronická**

Seznam doporučené literatury:

Pech, Václav: Návrh a konstrukce prototypu víceúčelového dronu. Diplomová práce. Západočeská univerzita, Fakulta elektrotechnická, Katedra elektroenergetiky a ekologie. Vedoucí práce Vladimír Kindl. Plzeň, 2018.  
Holeček, Jiří: Třímotorové UAV se sklápěcími rotory. Diplomová práce. Západočeská univerzita, Fakulta strojní, Katedra konstruování strojů. Vedoucí práce Jiří Barták. Plzeň, 2012.  
Blohmann, Miroslav; Karban, Pavel; Doležel, Ivo: Structural design of BLDC machine and its control. In: 19th International Symposium on Electromagnetic Fields in Mechatronics, Electrical and Electronic Engineering (ISEF 2019): Proceedings. Nancy: Université de Lorraine, 2019, 5 s.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. et Ing. Petr Kašpar, Ph.D.**  
Katedra materiálů a technologií

Datum zadání bakalářské práce: **8. října 2021**  
Termín odevzdání bakalářské práce: **26. května 2022**

  
**Prof. Ing. Zdeněk Peroutka, Ph.D.**  
děkan

  
  
**Prof. Ing. Václav Kús, CSc.**  
vedoucí katedry

V Plzni dne 8. října 2021

## **Abstrakt**

Práce pojednává o návrhu multikoptéry se zaměřením na co nejdelší letovou dobu ve visu. Součástí práce je teorie stavby dálkově ovládaných létajících strojů, rozbor jejich pohonného ústrojí a řídicích systémů. Samotný návrh bude zahrnovat výběr vhodných komponent a také design vlastního rámu létajícího stroje. Cílem práce bude zhodnocení celého návrhu a jeho realizace.

## **Klíčová slova**

Dron, multikoptéra, BLDC motor, vrtule, letová doba, PID kontrolér, akumulátor, kapacita, uspořádání, návrh dronu, montáž, simulace

## **Abstract**

This thesis is about the design of the multirotor optimized for the longest possible flight time when hovering. First part of the thesis is radio controlled flying machines building theory, analysis of their propulsion system and their control systems. The design will include choose of the components and also design of the main frame. The goal will be evaluation of whole project and it's realization.

## **Key Words**

Drone, Multicopter, BLDC motor, propeler, flight time, PID controller, battery, capacity, disposition, drone design, assembly, simulation

## **Čestné prohlášení**

Prohlašuji, že tato práce je výhradně mým vlastním dílem, které bylo vypracováno pouze na základě mých vlastních znalostí nebo s použitím odborné literatury uvedené v seznamu literatury, či s odbornou pomocí ze strany Pana Ing. Petra Kašpara, Ph.D. a Správy Informačních technologií města Plzně (Dále jen SITMP). Také prohlašuji, že použité obrázky jsou moje vlastní, tudíž se na ně nevztahuje jiné autorské právo. Obrázky, které moje nejsou, budou mít řádně uvedený zdroj. Rovněž prohlašuji, že i veškerý software použitý k výpočtům, jakož i ke zpracování samostatné práce je zcela legální.

## **Poděkování**

Především musím poděkovat panu Ing. Matouši Bolkovi a jeho spolupracovníkům ze SITMP za odbornou pomoc při vypracování práce a také za zapůjčení multikoptéry pro měření. Další velké díky patří vedoucímu práce Ing. Petru Kašparovi Ph.D. za poskytnutí konzultací. Rád bych také poděkoval panu Matěji Syblíkovi za pomoc při výrobě rámu.

# Obsah

Úvod.....	- 1 -
1 Teoretický rozbor .....	- 3 -
1.1 Skutečné multikoptéry dosahující dlouhé letové doby ve visu.....	- 3 -
1.2 Základy konstrukce multikoptér.....	- 5 -
1.2.1 Komponenty.....	- 5 -
1.3 Vlastnosti elektroniky multikoptér.....	- 7 -
1.3.1 Blokové schéma zapojení elektroniky .....	- 7 -
1.3.2 Komunikační rozhraní a protokoly .....	- 8 -
1.4 Předpoklady pro dosažení dlouhé letové doby.....	- 9 -
1.5 Vliv PID regulace a fyzického letu na letovou dobu .....	- 12 -
1.5.1 Filtry.....	- 12 -
1.5.2 PID regulátor.....	- 13 -
1.5.3 Určení ztrát PID regulací .....	- 13 -
1.6 Určení parametrů pro výběr komponent .....	- 14 -
2 Skutečné provedení.....	- 16 -
2.1 Výběr komponent.....	- 16 -
2.1.1 Motory a vrtule .....	- 16 -
2.1.2 Palubní elektronika .....	- 19 -
2.1.3 Akumulátor .....	- 21 -
2.1.4 návrh rámu .....	- 22 -
2.1.5 Prototyp rámu .....	- 23 -
2.2 Montáž a letová zkouška prototypu .....	- 24 -
2.3 Provedená měření před výrobou uhlíkového rámu .....	- 26 -
2.3.1 Měření ztrát PID regulací reálné multikoptéry .....	- 26 -
2.3.2 Analýza naměřených dat.....	- 29 -
2.3.3 Zhodnocení měření ztrát PID kontrolérem .....	- 31 -
2.4 Výpočet letové doby teoreticky navrženého stroje .....	- 31 -
2.5 Měření aerodynamického odporu ramen.....	- 32 -
2.6 Finální podoba multikoptéry .....	- 34 -



2.6.1 Zkušební let a naladění PID.....	- 35 -
2.7 Letová měření.....	- 35 -
Zhodnocení a závěr.....	- 37 -
Literatura.....	- 39 -
Přílohy.....	I

## Seznam symbolů a zkratek

<b>Značka</b>	<b>Popisek</b>	<b>Jednotka</b>
<i>AUW</i>	All up weight – Aktuální letová hmotnost	[g]
<i>AWG</i>	American Wire Gauge – Standard průřezu elektrických vodičů	
<i>BLDC</i>	Brushless DC motor – bezkartáčový motor	
<i>CRSF</i>	Crossfire – Komunikační protokol vyvinutý firmou TBS	
<i>Dostup</i>	Maximální dosažitelná výška letu	[m]
<i>DPS</i>	Deska plošných spojů	
<i>Dron</i>	Bezpilotní letadlo řízené na dálku či automaticky	
<i>ESC</i>	Elektronický regulátor otáček motoru	
<i>FC</i>	Flight controller – Letová řídicí jednotka	
<i>FPV</i>	First Person View – systém pro dálkový přenos obrazu	
<i>GPS</i>	Global Positioning System – Globální systém pro určování polohy	
<i>KV</i>	Označení rychlosti motorů	[ot/min/V]
<i>MTOW</i>	Maximal Take off Weight – Maximální přípustná vzletová hmotnost	[g]
<i>Multikoptéra</i>	Létající stroj se dvěma a více rotory, které generují vztlak	
<i>Operátor</i>	Osoba zajišťující ovládání bezpilotního prostředku na dálku	
<i>OSD</i>	On Screen Display – Zobrazení telemetrických dat ve videopřenosu	
<i>Pad</i>	Pájecí ploška na desce plošných spojů	
<i>PDB</i>	Power distribution Board – deska pro rozvod elektrické energie	
<i>PID</i>	Proporcionálně – integračně – derivační regulace	
<i>Pin</i>	Vývod elektrické součástky	
<i>PPM</i>	Pulse Position Modulation – Pulzně poziční modulace	
<i>PWM</i>	Pulse Width Modulation – Pulzně šířková modulace	
<i>Rám</i>	Tělo létajícího stroje, které chrání citlivé komponenty a tvoří základ stroje	
<i>RC</i>	Radio Controll – Dálkové ovládání	
<i>Rx</i>	Receiver – Přijímač signálu	
<i>SPI</i>	Serial Peripheral Interface – Sériové rozhraní pro komunikaci řídicího mikroprocesoru a jeho periférií	
<i>TX</i>	Transmitter – Vysílač signálu (samotná součástka) či jen vysílání (vodič na sběrnici)	
<i>UART</i>	Universal Asynchronous Receiver Transmitter – Rozhraní pro asynchronní sériový přenos dat	
<i>UAV</i>	Unamned Aerial Vehicle – Bezpilotní létající stroj	
<i>Vis</i>	Stav letu, kdy létající stroj prakticky nemění svoji polohu ani výšku	

## Úvod

Jako multikoptéra bývá označován létající stroj, který je většinou bezpilotní a ve vzduchu se udržuje pomocí více než jednoho rotoru. Podle počtu rotorů lze tyto stroje dělit na bikopty, trikopty, kvadrokopty atd. Pojem multikoptéra však často bývá zaměňován s označením „dron“. Označení „dron“ pochází z anglického slova „Drone“. Toto slovo má v angličtině více různých významů: a low continuous noise that does not change its note, tedy nízký nepřetržitý hluk, který nemění svůj tón. Toto slovo také označuje trubce, tedy samečka včely, který vydává výše specifikovaný zvuk. Poslední význam vychází z podobnosti s předchozími dvěma významy: an aircraft that does not have a pilot but is controlled by someone on the ground, used especially for surveillance. Dron je tedy definován jako létající prostředek, který nemá pilota, ale je ovládán někým na zemi a je používán především za účelem sledování. Předmět mé práce tedy lze považovat za určitých okolností za dron.

V této práci se budu podrobně zabývat návrhem létajícího stroje se zaměřením na dosažení co možná nejdélšího letového času ve visu, tj. stavu kdy stroj pouze visí na jednom místě a prakticky se nepohybuje. Fakt, že létající stroj musí zůstat ve visu, je zde naprosto klíčový, neboť udržování stálé polohy ve vzduchu je značně energeticky náročnější než horizontální let, v němž mohou setrvávat pouze letadla s pevnými křídly. Visu ve vzduchu jsou schopny dosáhnout pouze stroje mající buď rotující křídla (jedná se zde pouze o vrtulníky, nikoliv o vírníky), nebo různé platformy udržované ve vzduchu prostřednictvím proudových motorů a samozřejmě výše zmíněné multikoptéry.

Pro dosažení hlavního cíle práce – nejdélší letové doby, bych rád prověřil různá alternativní řešení, která by mohla vést k lepším výsledkům. Pro srovnání: Například dnes velmi rozšířená multikoptéra DJI Mavic 2 by podle výrobce měla vydržet ve vzduchu 31 minut. V praxi to však bude o něco méně. Cílem práce tedy bude ověření, zda je tato letová doba překonatelná a případně jak moc. Je běžné, že tyto stroje používají ke svému pohonu pomaloběžné BLDC motory s vysokou účinností a Lithium-polymerové baterie (dále jen Li-Po). Mezi motory a baterie však je nutné zařadit elektronické regulátory otáček ESC – Electronic Speed Controller (dále jen ESC), které jsou centrálně řízeny letovou řídicí jednotkou FC – Flight Controller (dále jen FC). FC a ESC se obecně starají o regulaci otáček motorů. O regulaci je známo, že se vždy jedná o ztrátovou záležitost, proto bude část práce věnována i problematice řízení a optimalizaci nastavení PID regulátoru tak, aby

samotná regulace byla co možná nejhospodárnější. Další možnost zlepšení předpokládám v možnostech použití Lithium-iontových baterií (dále jen Li-Ion). Ty mají na rozdíl od Li-Po baterií výrazně vyšší kapacitu při stejné hmotnosti. Kromě optimalizace regulace a baterií bych se rád zaměřil i na samotný rám, který značně ovlivňuje hmotnost a tuhost celého stroje. S tuhostí rámu a odtud pocházející vibrace se totiž mohou nepříznivě projevit na regulaci a tak i spotřebě energie.

Další podstatnou částí celé práce bude teoretické určení nejvýhodnějšího uspořádání, co se počtu rotorů týká. Je zřejmé, že kromě celkové hmotnosti a tudíž i hmotnosti připadající na užitečné zatížení, se s počtem rotorů pojí i další důležité faktory jako je například odběr jednoho každého rotoru při dané konfiguraci. Mimo to je potřeba také zohlednit stabilitu stroje, která má samozřejmě vliv na regulaci otáček a tím i na energetické ztráty vznikající regulováním.

Projekt by tedy mohl ukázat možné směry, kterým by se odvětví profesionálnějších létajících dronů mohlo v blízké budoucnosti ubírat. Pokud se podaří vyřešit návrh rámu tak, aby byl lehký a přitom tuhý a nejlépe umožňoval montáž různých baterií a užitečného zatížení, mohlo by se tak jednat nejen o dron schopný operovat nadstandardně dlouho, ale i velice všestrannou platformu. To je velice důležité, protože právě všestrannost je v dnešní době, a lze předpokládat, že i v budoucnosti bude velmi důležitou vlastností, která činí dané řešení pro případného zákazníka zajímavým.

# 1 Teoretický rozbor

## 1.1 Skutečné multikoptéry dosahující dlouhé letové doby ve visu

Níže uvedu některé na trhu dostupné multikoptéry, které se stejně jako mnou navrhovaný stroj zaměřují na co možná nejdelší letovou dobu:

### DJI Mavic 3



Obr. 1 DJI Mavic 3 [1]

Kvadroptéra ve standardním uspořádání. Určená především pro natáčení plynulých záběrů. Výrobce uvádí výdrž až 40 minut ve visu, reálně to však bude o něco méně.

### DJI Inspire 2



Obr. 2 DJI Inspire 2 [2]

Kvadroptéra s netradičním systémem ovládání podvozku za účelem dosažení maximálního rozhledu kamery. Je navržena speciálně pro pořizování profesionálních záběrů vhodných i pro filmové použití.

## Freefly Alta X



Obr. 3 Freefly Alta X [3]

Profesionální kvadroptéra schopná nesení široké škály užitečného zatížení. Například běžné kamery nebo LiDAR (Laserový dálkoměr). Výrobce uvádí dosahovanou letovou dobu bez zátěže až 50 minut.

## 1.2 Základy konstrukce multikoptér

Dříve, než se pustíme do samotného návrhu multikoptéry, je nutné si ujasnit hlavní účel použití naší multikoptéry. Podle účelů, pro které často multikoptéry navrhujeme, je můžeme rozdělit na Profesionální, jež slouží k provádění leteckých prací, soutěžní, víceúčelové, vojenské, či výzkumné, což je náš případ.

Podle účelu použití lze již předem určit požadované parametry stroje viz kapitola 1.6 Určení parametrů pro výběr komponent.

### 1.2.1 Komponenty

Každá multikoptéra se skládá z komponent, které dohromady tvoří funkční celek. Tyto komponenty musí být vhodně zvolené, nejen aby zajistili splnění požadavků, ale také aby byly mezi sebou vzájemně kompatibilní, jak jsem již uvedl výše.

Výběr jednotlivých komponent však nemusí mít přesně dané pořadí, neboť toto pořadí je dáno především požadovanými parametry a samozřejmě účelem, pro který multikoptéru navrhujeme. Například pro víceúčelovou multikoptéru bude nejspíše prvním vybíraným komponentem rám, zatímco pro soutěžní budou první volbou motory.

Základní komponentou multikoptéry je rám. Rám drží všechny ostatní komponenty pohromadě. Kromě toho má za úkol je chránit před vnějšími vlivy a patřičně snížit riziko jejich poškození v případě havárie. Dále je nutné, aby rám zajistil dostatečnou tuhost a tím omezil vznik nežádoucích vibrací.

Motory a vrtule jsou další, velmi důležité komponenty. Co se multikoptér týká, tak motory společně s vrtulemi zajišťují tah, který je nezbytný proto, aby se stroj udržel ve vzduchu. Optimální návrh kombinace motorů s vrtulemi a baterií je naprosto klíčový pro dosažení efektivního, bezpečného a dlouhého letu.

Jak již předchozí odstavec napovídá, neméně důležitou komponentou je baterie. Ta slouží jako zdroj napájení celého stroje. Multikoptéry využívají nejčastěji Lithium-polymerové baterie, které zvládají velké proudové zatížení. Občas mohou být využity i Lithium-iontové baterie, které jsou známé svým příznivým poměrem uchovávané energie a hmotnosti.

Aby multikoptéra mohla letět, je také nezbytné přesně řídit otáčky jednotlivých motorů. K tomu slouží elektronické regulátory otáček (ESC), které jsou centrálně řízeny letovou řídicí jednotkou (FC). FC na základě údajů akcelerometru, gyroskopu a dalších vstupů, kterými může být RC přijímač, barometr, kompas, sonar či GPS vypočítá požadované otáčky jednotlivých motorů a za pomoci ESC je patřičně upraví. FC bývá založena na

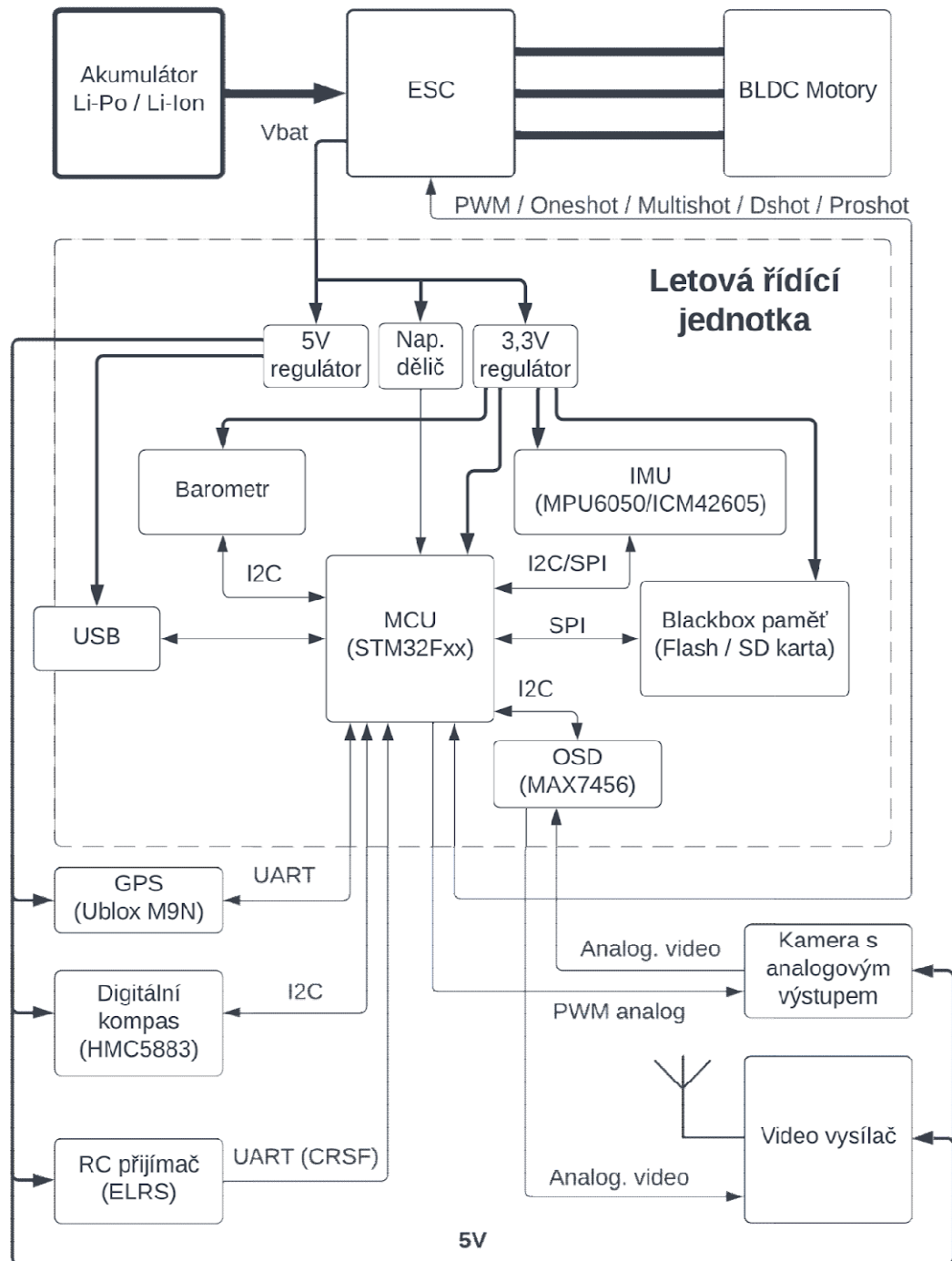
jednom či více jednočipových mikrokontrolérech, jimž zajišťuje propojení s ostatními komponenty.

Jak jsem již uvedl, dalšími, avšak ne již tolik podstatnými komponenty jsou: RC přijímač, který slouží pro přímý příjem vstupů od operátora. GPS je jednotka sloužící pro příjem GPS signálu pro určení polohy a případně i výšky. Společně s GPS bývá na jedné DPS umístěn i elektronický kompas, ačkoliv není to pravidlem. Sonar je vhodné použít, je-li potřeba udržet se v přesně stanovené výšce, většinou má však dosah maximálně několik metrů. Ostatní periferie zmíněné v předchozím odstavci bývají součástí FC.



### 1.3 Vlastnosti elektroniky multikoptér

#### 1.3.1 Blokové schéma zapojení elektroniky



Obr. 4 Schéma zapojení elektroniky

### 1.3.2 Komunikační rozhraní a protokoly

Komunikační rozhraní a protokoly se v drtivé většině případů vážou přímo k FC, již slouží pro příjem dat z externích senzorů, či pro ovládání periférií.

Začněme od ESC. ESC jsou řízeny přímo z FC. V době, kdy se začaly multikoptéry vyvíjet, byly ESC řízeny pouze jednosměrně pomocí PWM s frekvencí 50Hz. Tato frekvence se však ukázala jako poměrně nedostatečná a postupně se tak vyvinuly protokoly vycházející z PWM známé jako Oneshot či Multishot. Tyto protokoly jsou analogové a dnes se již prakticky nepoužívají. Dnes je nejpoužívanějším protokolem Dshot. Jedná se o digitální protokol, který umožňuje obousměrnou komunikaci mezi ESC a FC. Umožňuje tak kromě regulace otáček například i změnu smyslu otáčení motorů, zároveň některé ESC podporují jednoduchou telemetrii po stejném signálním vodiči. Ačkoliv mnohem častěji je pro telemetrii použit separátní vodič pracující s rozhraním UART. FC má zpravidla pro každé ESC samostatný výstup řídicího signálu, zatímco vodiče telemetrie jednotlivých ESC bývají spojeny do jednoho uzlu, který je připojen na příslušný RX pad UART portu na FC.

Dále musí FC komunikovat s přijímačem. Na úplném počátku bylo stejně jako u ESC využito výhradně PWM, kdy pro každý ovládaný kanál bylo použito separátního vodiče. PWM tehdy bylo využíváno především proto, že to byl jediný protokol podporovaný přijímači. Velmi brzy se však přešlo na PPM. To umožnilo přenášet signál až osmi kanálů po jednom vodiči. Postupem času se začaly stále častěji využívat přijímače umožňující jednosměrnou či obousměrnou sériovou komunikaci pomocí UART portu. Pro komunikaci pomocí UART portu různí výrobci vyvinuli vlastní komunikační protokoly: S-Bus (FrSky), i-Bus (Flysky), SRXL (Spektrum), CRSF (TBS), atd. GPS stejně jako přijímač připojujeme k FC pomocí UART portu.

Chceme-li využívat funkce automatického řízení, pak je nutné mimo jiné připojit k FC ještě barometr a elektronický kompas. Tyto periférie zpravidla komunikují pomocí rozhraní I<sup>2</sup>C. Jedná se o sběrnici umožňující připojení více než jednoho zařízení (maximálně 128) k mikrokontroléru FC. Jednotlivá připojená zařízení mají svoji adresu a připojují se paralelně. Sběrnice má dva vodiče: SDA – Synchronous Data a SCL – Synchronous Clock, kde první slouží k přenosu samotných dat a druhá udává synchronní hodinový signál. Jedná-li se o připojení výše zmíněných periférií, pak barometr bývá často již zabudován do FC a potřebujeme připojit jen kompas, jež bývá často na společné DPS s GPS přijímačem.

#### 1.4 Předpoklady pro dosažení dlouhé letové doby

K dosažení tohoto cíle je nutné splnit současně více požadavků. Jedná se především o konstrukční požadavky, ze kterých však vycházejí další, které mají vliv především na použitou elektroniku. Nutné je však říci, že v praxi tyto požadavky zpravidla nelze splnit beze zbytku a lze se k nim jen přiblížit.

První na co se zaměříme, jsou vrtule, neboť právě ty zajišťují let stroje samotného. Pro dosažení nejvyšší účinnosti je vhodné použít vrtule s co největším průměrem. Tento předpoklad vychází ze zatížení plochy, na které vrtule pracuje. Je-li hmotnost stroje konstantní, bude stroj s vrtulí o malém průměru mít podstatně větší plošné zatížení než stroj s vrtulí o velkém průměru. Platí, že mezi plošným zatížením a účinností motorů v jejich pracovní oblasti je nepřímá úměra. Vrtule s maximálním průměrem by však teoreticky mohla mít nekonečně dlouhé listy. Takovou vrtuli, nejenže nedokážeme vyrobit, ale také by jistě měla při nenulové tloušťce, hloubce a stoupání nekonečně velký mechanický odpor proti změně fyzické polohy. Taková vrtule by se nemohla točit. Kromě toho, při návrhu je nutné myslet i na další okolnosti. Platí totiž, že čím větší vrtule, tím větší multikoptéra. Taková je nejen méně obratná, ale i podstatně dražší.

Dalším parametrem vrtulí je jejich stoupání. Stoupání značí vzdálenost, jakou by urazila ve vzduchu, během jedné otáčky, pokud by při tom negenerovala žádný tah. Obecně platí, že vrtule s menším stoupáním pro dosažení stejného statického tahu musí mít vyšší otáčky, avšak i přesto má menší aerodynamický odpor a motor, který touto vrtulí otáčí má nezanedbatelně menší proudový odběr. Stoupání ale musí být nenulové a hodnoty blízko nule také nemusejí být ideální, neboť ani listy samotné nemají nulovou tloušťku a mají tak stejně svůj vlastní odpor. S rostoucím stoupáním sice roste statický tah, ale stejně tak i odpor. Proto hledáme vrtuli s takovým stoupáním, která poskytuje dostatečný tah pro naši aplikaci, viz kapitola 1.6 Určení parametrů pro výběr komponent.

Jak již bylo uvedeno výše, snažíme se maximálně snížit proudový odběr celého pohonného systému. Toto má jasné opodstatnění. Se snižováním proudového odběru se značně snižuje i výkonová ztráta. (1)

$$P_j = R \cdot I^2 \quad (1)$$

To je zcela klíčové pro zvýšení celkové účinnosti, od které se letová doba odvíjí. Ke snížení proudového odběru vede více faktorů. Jedním z nich je již uvedená optimalizace průměru a stoupání vrtulí. Další, co lze udělat je využití vyššího napětí celého pohonného systému. Platí totiž, že stroj pro let ve visu potřebuje určitý elektrický příkon, který je daný

otáčkami motorů a jejich elektrickou účinností. Přičemž platí, že tento příkon je dán součinem napětí akumulátoru a proudového odběru. Zvýšení napětí lze dosáhnout použitím více akumulátorových článků zapojených do série.

Z výše uvedených odstavců již nepřímo plyne také další velmi důležitý požadavek, kterým je dosažení co možná nejnižší letové hmotnosti. Pro stroj s nižší hmotností totiž stačí menší statický tah, ze kterého vyplývá menší proudový odběr a menší ztráty a samozřejmě i menší nutný příkon.

Jak bylo již uvedeno v úvodu, je nutné zvolit vhodnou konfiguraci rotorů, čímž rozumíme jejich počet. Existuje více různých konfigurací stroje. První možnost je uspořádání s jedním rotorem. Jedná se o standardní dobře známý vrtulník. Jeho konstrukce však již z principu není pro dosahování dlouhé letové doby ideální, neboť proudem vzduchu od vrtule (rotoru) je zasažen celý trup, který tvoří značný aerodynamický odpor. Pro úplnost zde zmíním i možnost uspořádání s protiběžnými rotory. Toto uspořádání se někdy nazývá také “koaxiální” neboli souosý. Toto uspořádání však neřeší uvedený problém. Další možnost je tzv. bikoptyera, která využívá dva rotory, které nejsou umístěny souose ale “vedle sebe” nebo “za sebou”. Bikoptyery využívají ke svému řízení a stabilizaci buď změnu úhlu náběhu listů jako běžné vrtulníky případně naklápění celých rotorů a to v kombinaci se svým těžištěm. Dalšími jsou trikoptyery. Ty k zajištění letu používají tři rotory s tím, že alespoň jeden z nich lze naklápět. Mají však tu nevýhodu, že oproti kvadrokoptyerám jsou právě kvůli naklápění rotoru méně robustní a také mají menší stabilitu, což se nepříznivě projevuje na ztrátách v PID regulaci, viz dále. Kvadrokoptyery již mají velmi vysokou stabilitu a mají minimální počet rotorů, které již nevyžadují k zajištění letu jakékoliv kombinace s mechanickým naklápěním listů či rotoru samotného. Uspořádání pentakoptyery sice lze provést, avšak nemá žádné zásadní výhody a spíše odpovídá trikoptyere se dvěma rotory navíc a proto se prakticky nepoužívá. Naopak hexakoptyery a uspořádání s více rotory se hojně využívají pro svou vysokou stabilitu a také schopnost letu i v případě vysazení jednoho libovolného motoru. Jejich nevýhodou je však vyšší proudový odběr, který je dán právě vyšším počtem motorů a tím i vyšší hmotností. Já proto volím uspořádání kvadrokoptyery, neboť je vzhledem k výše uvedenému vhodným kompromisem.

Nakonec je důležitý i poslední požadavek, který je často neprávem přehlížen. Je jím aerodynamika rámu multikoptyery. Zde se jedná především o aerodynamiku v místech, která jsou přímo zasažena proudem vzduchu od vrtulí (ramena stroje). Z toho důvodu je nutné zajistit co nejplynulejší obtékání vzduchu okolo ramen. Ta musí tedy být při pohledu

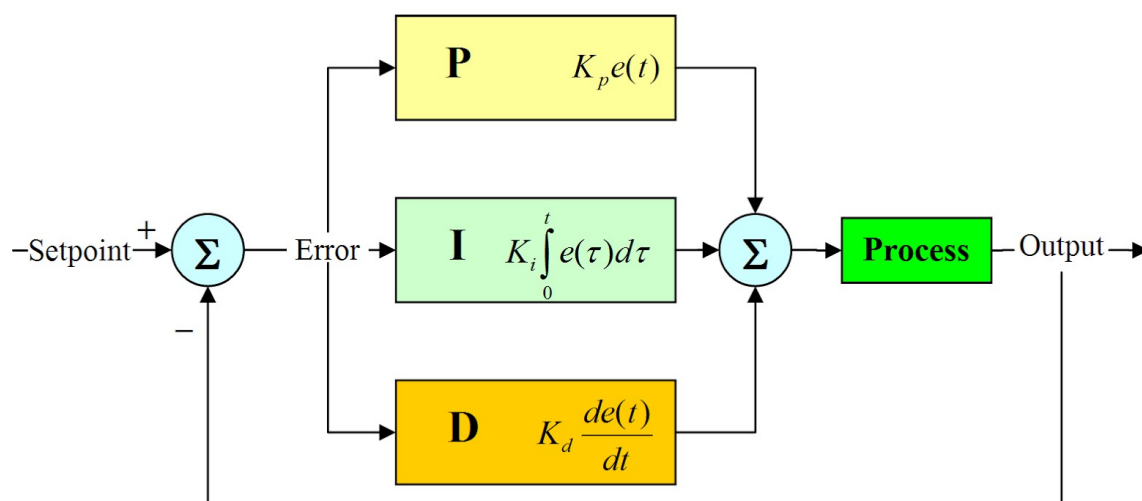
shora co možná nejtenčí a pokud to výrobní technologie umožňuje, musejí mít i aerodynamický tvar.

Při tom všem ale nesmíme zapomínat, že rám musí zůstat tuhý, aby se maximálně omezily vibrace, jež se nejen nepříznivě projevují na letových vlastnostech, ale jsou i zdrojem rušení pro regulaci, která na ně reaguje a spotřebovává tak cennou energii navíc.

## 1.5 Vliv PID regulace a fyzického letu na letovou dobu

Při výpočtu letové doby můžeme počítat s údaji o proudovém odběru motorů, které udává výrobce, pak ale tento výpočet bude možné považovat pouze za orientační. Dopouštíme se totiž chyby zanedbání vlivu PID regulace a dalších okolních vlivů, jako je například “propwash”. Propwash je jev, který nastává při turbulentním proudění vzduchu okolo listů vrtulí a vzniká především při průletu zvířeným vzduchem během kolmého klesání stroje. Propwash se však ve skutečnosti projevuje v menší míře i během visu. V důsledku tohoto jevu vznikají vibrace, které jsou samozřejmě snímány gyroskopem řídicí jednotky.

Aby se zajistila co nejrychlejší a nejpřesnější regulace otáček motorů a tím i samotného letu multikoptéry, je nutné, aby do samotné regulační smyčky byl zařazen PID regulátor.



Obr. 5 Schéma smyčky PID regulátoru [4]

### 1.5.1 Filtry

Jak je patrné z výše uvedeného obrázku, data o aktuálním náklonu multikoptéry jsou získávána pomocí MEMS gyroskopu umístěném přímo na řídicí jednotce.

Tato data však obsahují nežádoucí rušení vznikající vibracemi. Z tohoto důvodu je nutné, aby tato data prošla filtrem, který propouští pouze nízké frekvence (dolní propust). Software letové řídicí jednotky umožňuje i další možnosti filtrování vstupních signálů. Jde například o tzv. RPM filtr. Jedná se pásmovou zádrž, jejíž frekvence je řízena telemetrií ESC a potlačuje nežádoucí frekvence dle aktuálních otáček motorů a jejich vyšších harmonických složek. Software umožňuje uživateli zvolit, jaké filtry chce použít a umožňuje měnit jejich parametry.

### 1.5.2 PID regulátor

Vyfiltrovaná data z gyroskopu jdou již na vstup PID kontroléru. Druhým vstupem PID kontroléru je tzv. setpoint neboli požadovaná poloha na náklon multikoptéry, jež vzejde jednak z řídicích povelů operátora, GPS jednotky, kompasu, barometru a případně jiných vstupních zařízení.

PID kontrolér provede rozdíl obou výše uvedených vstupů, čímž získá tzv. regulační odchylku. S regulační odchylkou dále počítají jednotlivé složky. Každá složka má svoji danou regulační konstantu (Gain).

Proporcionální složka pouze vynásobí regulační odchylku svojí regulační konstantou ( $K_p$ ).

Integrační složka načte regulační odchylku za svoji regulační časovou konstantu, která je dána frekvencí PID smyčky. Tuto hodnotu pak také vynásobí svojí regulační konstantou ( $K_i$ ).

Derivační složka vypočítá zápornou změnu regulační odchylky a opět ji vynásobí svojí regulační konstantou ( $K_d$ ).

Výsledky jednotlivých složek regulace jsou následně sečteny, čímž vzniká výsledný povel pro ESC.

Je vhodné dodat, že FC nemá jen jediný PID regulátor, nýbrž hned několik PID regulátorů, jež jsou realizovány pomocí softwaru FC, a každý lze libovolně nastavit. Například každá osa řízení má svůj vlastní PID regulátor.

### 1.5.3 Určení ztrát PID regulací

Regulace nikdy není 100% účinná a z toho důvodu je nezbytné tento fakt zahrnout i do výpočtu. Bylo by však velmi obtížné a troufám si říct téměř nemožné určit s dostatečnou přesností ztráty v regulaci během letu jen početně. Z toho důvodu k určení ztrát použijeme již existující multikoptéru a ztráty určíme měřením.

## 1.6 Určení parametrů pro výběr komponent

Základními parametry multikoptér jsou především:

- letová doba
- dolet
- maximální rychlost
- maximální nosnost
- vlastní hmotnost
- vlastní rozměry
- cena

Dalšími parametry, které je nutné vypočítat či jednoduše zvolit jsou pak především ty, které se týkají použité elektroniky. Za takové považujeme:

- rozměry motorů
- rychlost motorů
- průměr a stoupání vrtulí
- maximální napětí (počet sériově zapojených článků baterie)
- maximální přípustný proud pro jeden každý rotor
- celkový proud odebíraný z akumulátoru
- proudová zatížitelnost akumulátoru

Aby bylo možné výpočet vůbec začít, je nutné si definovat výchozí požadované základní parametry, viz výše. V našem případě se zajímáme především o co nejdelší letovou dobu ve visu. Je jisté, že k dosažení tohoto požadavku bude nutné zajistit, aby motory stroje pracovaly s maximální možnou účinností a v kombinaci s použitými vrtulemi poskytovaly co možná nejlepší poměr statického tahu a elektrického příkonu. Čím je tento poměr větší číslo, tím lépe. Motory tedy zvolíme podle této účinnosti a také samozřejmě ceny. Většinou totiž platí, že čím je motor účinnější, tím je dražší, avšak často také větší. Větší motor pak znamená větší multikoptéru, která bude zcela jistě dražší. Máme-li zvolené motory, můžeme přistoupit k volbě vhodných vrtulí. Opět se orientujeme podle poměru tahu a výkonu. Zde je důležité zohlednit i fakt, že poměr tahu a výkonu není konstantní a závisí nejen na samotném motoru, ale i jeho otáčkách, rozměrech a typu vrtule, napětí akumulátoru. Z tohoto důvodu je vhodné návrh provést vícekrát při různých kombinacích motorů, vrtulí i akumulátorů a jednotlivé výsledky porovnat, případně na základě nich kombinaci komponent upravit. ESC volíme tak, aby zvládaly



maximální proudové zatížení, jež vzniká při prudkém přidání plynu na maximum. Kromě toho je vhodné, aby podporovaly komunikační protokol Dshot, viz kapitola 1.3.2 Komunikační rozhraní a protokoly. U ESC je také důležitý procesor podporující firmware BLHeli\_32, jež je v neustálém vývoji a poskytuje pokročilé vlastnosti regulace. To je klíčové, neboť regulace je jedním z hlavních zdrojů ztrát.

Akumulátory budeme volit typu Li-Ion, neboť dosahují nejlepšího poměru hmotnosti a uložené energie. Zároveň jsou také vyráběny ve velkém množství různých provedení, což nám dává spoustu možností fyzického i elektrického uspořádání článků. Články lze řadit do série, paralelně, či sério-paralelně. Zapojení počtu článků do série značíme číslem s velkým "S". Máme-li tedy 6 článků zapojených do série, označíme je jako 6S. Stejným způsobem značíme i paralelní zapojení, avšak místo "S" je zde použito písmeno "P". Zapojení šesti článků sériově se dvěma paralelně označíme 6S2P. Jak již bylo uvedeno v kapitole předpoklady pro dosažení dlouhé letové doby, je výhodné zvolit počet článků do série maximální podle toho, kolik nám dovolí zvolené motory. Dosáhneme tak nejlepšího využití motorů. Zároveň jsme díky zvýšení pracovního napětí získali vyšší kapacitu ve watthodinách. Zvyšování počtu paralelně zapojených článků má taktéž své opodstatnění. Podle 1. Kirchhoffova zákona se odebíraný proud rozdělí mezi paralelně zapojené články. Díky tomu lze zvýšit kapacitu akumulátoru v ampérhodinách a také snížíme proudové namáhání jednotlivých článků. Tím se do jisté míry omezí tepelné ztráty akumulátoru. Počty článků v akumulátoru však nelze zvyšovat do nekonečna. Jednak tím zvyšujeme hmotnost a také objem článků.

## 2 Skutečné provedení

### 2.1 Výběr komponent

#### 2.1.1 Motory a vrtule

Návrh začneme úvahou o plošném zatížení rotorů (Disk load) - Jedná se poměr činné plochy rotorů a celkové letové hmotnosti (AUW). Udává tedy, jaká hmotnost připadá na  $\text{cm}^2$  plochy rotorů a jaký tah tedy musí tato plocha generovat. (2)

$$Dl = \frac{AUW}{\pi \cdot ((d_{vrtulí})/2)^2} \quad (2)$$

Je patrné, že čím je větší průměr vrtulí, tím bude menší plošné zatížení rotorů. Zde přichází první technicko-ekonomická rozvaha. Na jejím základě volím průměr vrtulí 14 až 18 palců. Konkrétní typ, výrobce a rozměry určíme, jakmile budeme mít zvoleny motory pro výše uvedený rozsah rozměrů vrtulí. Tyto hodnoty jsou také již základními požadavky na návrh rámu.

Podle nabídky různých výrobců jsou pro tyto rozměry vrtulí vhodné motory poskytující rychlost 300KV až 400KV při rozměrech 4004 až 5010. To znamená, že budou mít 300 až 400 otáček za minutu na volt, vnější průměr statoru 40mm až 50mm a délku železa statoru 4mm až 10mm. Při výběru se budeme orientovat také podle dalších parametrů, které výrobce uvádí v tabulkách výsledků testů s různými vrtulemi. Konkrétně nás bude zajímat parametr účinnosti motorů, který výrobce udává v gramech na watt a říká, kolik gramů statického tahu motor poskytne při odběru jednoho wattu elektrické energie. To znamená, že odebírá-li motor v dané konfiguraci 100W, přičemž poskytuje tah 1000g, pak jeho účinnost je 10g na watt. Zde je také nutné již mít alespoň základní hrubou představu o výsledné hmotnosti celého stroje. Celý návrh nám však také do jisté míry komplikuje i fakt, že lepších výsledků je někdy možné dosáhnout jinou konfigurací článků akumulátorové baterie. Taktéž do návrhu nejsou započteny ztráty PID regulací.

Vydeme z toho, že jeden každý takový motor váží přibližně od 50g do 100g, vlastní rám dle návrhu bude okolo 200g, elektronika cca 80g, Bude-li akumulátor složen z Li-ion článků velikosti 18650, pak podle konfigurace bude mít 300g až 600g. Co se týká vrtulí, tak například 14ti palcová váží “jen” 21g a 18ti palcová váží až 50g každá. Je proto jasné, že výsledná hmotnost se bude značně lišit pro různé konfigurace. Pro začátek tak počítejme s nejhůřší možnou kombinací, která bez užitečného zatížení vychází okolo 1500g. Nejprve

proto procházím nabídku jednotlivých výrobců a hledám motory z výše uvedených rozměrů a vybírám ty nejlepší podle uvedených hodnot účinnosti. Z tohoto hrubého výběru vychází tedy 3 různé typy motorů:

- T-Motor MN4004 300KV
- MAD 4006 EEE 320KV
- MAD 4008 EEE 380KV

Tabulky výsledků testů motorů od výrobců viz přílohy č. 1 až 3.

Výběr motoru a vrtule začneme výběrem konfigurace, u které bylo v testu dosaženo vůbec nejvyšší účinnosti. Jedná se o motor MAD 4006 EEE s vrtulí 15x5 při 30 % tahu. Motor takto produkoval 166 g tahu. Aby to stačilo na udržení ve vzduchu, nesměl by stroj být těžší než 664 g.

Aktuální konfigurace (přibližně): vrtule 104 g, motory 288 g, rám 200 g, elektronika 80 g, akumulátor 300 g

Celkem: 972 g > 664 g ----> S požadovanou účinností se stroj nevznese. Tah by musel být 243g. Na tuto hodnotu se téměř dostáváme ve stejné konfiguraci o řádek níže. Zde budeme stále na poměrně příznivé hodnotě účinnosti 16,61 g/W. V případě, že bychom plánovali použít pouze jednu konfiguraci akumulátoru 6S1P, mohli bychom zde skončit. Máme však představu, o možnosti použít i jiné konfigurace. Vždy se však bude jednat o 6 článků sériově, avšak přibudou články paralelní. Hmotnost akumulátoru by se tak mohla zdvojnásobit nebo i trojnásobit.

Celková hmotnost při zachování všeho ostatního a použití akumulátoru 6S2P bude 1272 g.

Tah každého motoru by musel být alespoň 318 g. Po jednoduchém odečtu z tabulek je jasné, že nejlepší účinnosti tak bude dosaženo při použití vrtulí 16x5,4. Daná hodnota zde není přesně, proto na základě okolních hodnot odhaduji účinnost okolo 15 g/W. Při zachování 15x5 vrtulí by to bylo méně než 14 g/W. Při použití akumulátoru 6S3P bude celková hmotnost 1572 g, tomu odpovídá tah každého motoru 393g. Pro stávající konfiguraci by byla účinnost již někde málo nad 13 g/W.

Pokud bychom však zvolili motory MAD 4008 EEE 380KV, stoupne hmotnost na 1644 g, hledáme tedy nejlepší konfigurace pro tah 411 g. Zde výkonnostně vyjdou velmi podobně obě možnosti vrtulí 17x5,8 i 18x6,1. Po provedení přesné lineární aproximace hodnot v excelu vychází o něco málo lépe vrtule 18x6,1. Já však volím 17x5,8 z těchto

důvodů: V tomto návrhu nefigurují ztráty PID regulací a zde platí, že menší vrtule je lehčí a má menší moment setrvačnosti, což bude mít na ztráty PID regulací nezanedbatelný vliv. Kromě toho dosahuje lepší účinnosti při nižších hodnotách statického tahu, což je žádoucí při použití menšího akumulátoru v provedení 6S2P. Motor bude taktéž pracovat při nižší teplotě a to přispívá k nižším ztrátám a také menšímu tepelnému namáhání izolace a tím k prodloužení životnosti.

**Volím tedy motory MAD4008 EEE 380KV a vrtule 17x5,8.**

Výkresy zvoleného motoru a vrtule viz přílohy č. 4, 5.

### 2.1.2 Palubní elektronika

Návrh palubní elektroniky se mírně vymyká zbytku celého návrhu, neboť se týká té části elektroniky, která má na starosti řízení celé multikoptéry a kromě toho zajišťuje například FPV přenos obrazu do pozemní stanice a příjem povelů řízení od operátora. Se zbytkem návrhu bude tedy souviset jen svou vlastní hmotností a proudovým odběrem.

Nejprve zvolíme, jaký typ videopřenosu budeme používat, neboť na něm bude záviset jakou letovou řídicí jednotku budeme volit kvůli podpoře dat v OSD. Tato volba by měla především záviset na zákazníkovi. Já volím analogový FPV systém kvůli jeho nízkému proudovému odběru, jednoduchému a robustnímu zapojení, poměrně nízké ceně a také dobré integrovatelnosti v systému. Má navíc velmi dobrou časovou odezvu a je tedy vhodný pro samotnou pilotáž.

FPV kameru operátora volím s co nejlepší kvalitou obrazu. Ta je dána především velikostí snímače a rozlišením kamery, jež je udáváno v televizních linkách (TVL). Vzhledem k tomu, že je multikoptéra projektována především na dlouhou letovou dobu, lze očekávat, že její nasazení bude zasahovat i do horších světelných podmínek. Je vhodné tedy zvolit kameru, která je k tomu svou konstrukcí určena. Dobrým kompromisem mezi kvalitou obrazu i za zhoršených světelných podmínek, rozměrů a hmotnosti je kamera **Foxeer mini night cat 3**.

Druhou nezbytnou součástí FPV přenosu obrazu je videovysílač. Zde volím pásmo 5,8 GHz. Má tu výhodu, že pro toto pásmo jsou již poměrně malé, lehké a robustní antény a zároveň vybavení, které je s ní kompatibilní je levné a na trhu hojně zastoupené. FPV video vysílače vybíráme většinou podle maximálního vysílacího výkonu. Zde v ČR legislativa dovoluje na této frekvenci výkon 25mW dle všeobecného oprávnění č. VO-R/10/12.2017-10. Já však za účelem zajištění širších možností využití v jiných státech budu volit vysílač nastavitelný pomocí protokolu smartaudio. Ten umožňuje nastavit vysílací výkon a přesnou frekvenci. Tyto video vysílače bývají sestaveny okolo čipu RTC6705, který má samotný vysílač integrovaný v sobě. Kvalita celého zařízení ve výsledku tedy závisí na kvalitě provedení desky plošných spojů, jeho VF části a také na obvodu napájení. Kvalitou je velmi proslulý výrobce TBS. Volím tedy jejich vysílač **TBS Unify Pro32 HV**.

Tento vysílač má pro připojení antény konektor typu MMCX. Anténu proto volím právě s tímto konektorem a musí být všesměrová s cirkulární polarizací, protože právě ta je vhodná pro použití při nestacionárním vzájemném umístění vysílače a přijímače. Vybral bych proto anténu **VAS Minnion Pro 5,8GHz** v provedení s konektorem MMCX. Dala by se zvolit i konkurenční Foxeer 5,8G micro Lollipop Omni. Ta má však tužší přírodní koaxiální kabel a tudíž ji nelze tak snadno v rámu umístit a mohla by v případě nehody poškodit konektor na VTX.

Další nezbytnou součástí, kterou je nutné vybrat, budou elektronické regulátory otáček motorů (ESC). Zde je nutné volit takové, které nemají ochranu proti podpětí vypnutím motoru, zvládají maximální proud, jaký motory odebírají při plném výkonu tj. alespoň 17,15A. V tomto ohledu se mi však vždy osvědčilo regulátory raději značně naddimenzovat. Dále musí být správně dimenzovány i na napětí akumulátoru v zapojení 6S. To je, pokud by byl z jakéhokoliv důvodu vložen Li-Po akumulátor místo Li-Ion, 4,2V na článek, tzn. 25,2V při plném nabití. Dále je vhodné, aby podporovaly komunikační protokol Dshot a telemetrii, viz kapitola 1.3.2 Komunikační rozhraní a protokoly. Jak jsem uvedl v kapitole určení parametrů pro výběr komponent, volíme ESC s firmwarem BLHeli\_32. Nakonec je důležité, že rám je navržen na rozteč šroubů 30 x 30 mm. Tyto parametry splňuje například **ESC Tekko32 F4 4in1 50A**

Dále zvolíme samotnou letovou řídicí jednotku (FC). Zde bude do velmi velké míry záležet na tom, co od multikoptéry požadujeme. Například zda je potřeba, aby uměla sama udržovat svou polohu ve vzduchu, uměla sama létat podle nastavené trasy, případně nám může stačit řídit manuálně. V našem případě se zaměříme především na všestrannost a také hmotnost. Pro tuto kombinaci požadavků je optimální jednoduchá řídicí jednotka založená na procesoru STM32F4 / F7 / H7 s firmwarem INAV, který je optimalizovaný pro aplikace využívající GPS, kompas a další senzory pro navigaci. Od FC budeme dále požadovat blackbox, neboli ukládání letových dat na SD kartu za účelem provádění letových měření. Pro připojení kompasu musí mít rozhraní I<sup>2</sup>C a pro připojení dalších periférií alespoň 3, lépe však 4 a více UART portů. Tyto parametry splňuje například jednotka **MATEK H743-SLIM**

### 2.1.3 Akumulátor

Výše navržené motory a vrtule nám umožňují různé kombinace akumulátorových baterií. V každém případě půjde o články typu Li-Ion. Možnosti uspořádání a počtu článků již byly probrány v předchozí kapitole. Zaměříme se tedy jen na vlastní parametry akumulátorů.

Především nás bude zajímat maximální dovolený vybíjecí proud akumulátorů. Ten by měl být ideálně větší, než je maximální proud, který odeberou motory při maximálním tahu. V našem případě je to 17,15A na každý motor. Dohromady tedy 68,6A na celou multikoptéru plus odběr palubní elektroniky. FC se standardním příslušenstvím (GPS, RX, kompas, FPV kamera) většinou neodebírá více než 1A. Dalším nezanedbatelným odběrem je FPV video vysílač. To znamená, že potřebuji, aby v uspořádání 6S1P články zvládaly krátkodobé maximální proudové zatížení 69,6A.

Takové akumulátory na trhu nejsou bohužel k dostání, tedy alespoň ne v nějakém rozumném provedení. Možnost 6S1P tedy ponechme pouze jako záležitost pro experimentální použití s hodně malou užitečnou zátěží přibližně do 100g. Pak by se stroj dal používat za předpokladu elektronického omezení maximálního výkonu motorů.

Dále se budu zabývat návrhem akumulátoru 6S2P. Zde už nám postačí maximální proudová zatížitelnost přibližně 35A

Takový vybíjecí proud nabídnou například články **Efest 18650 3000mAh**.

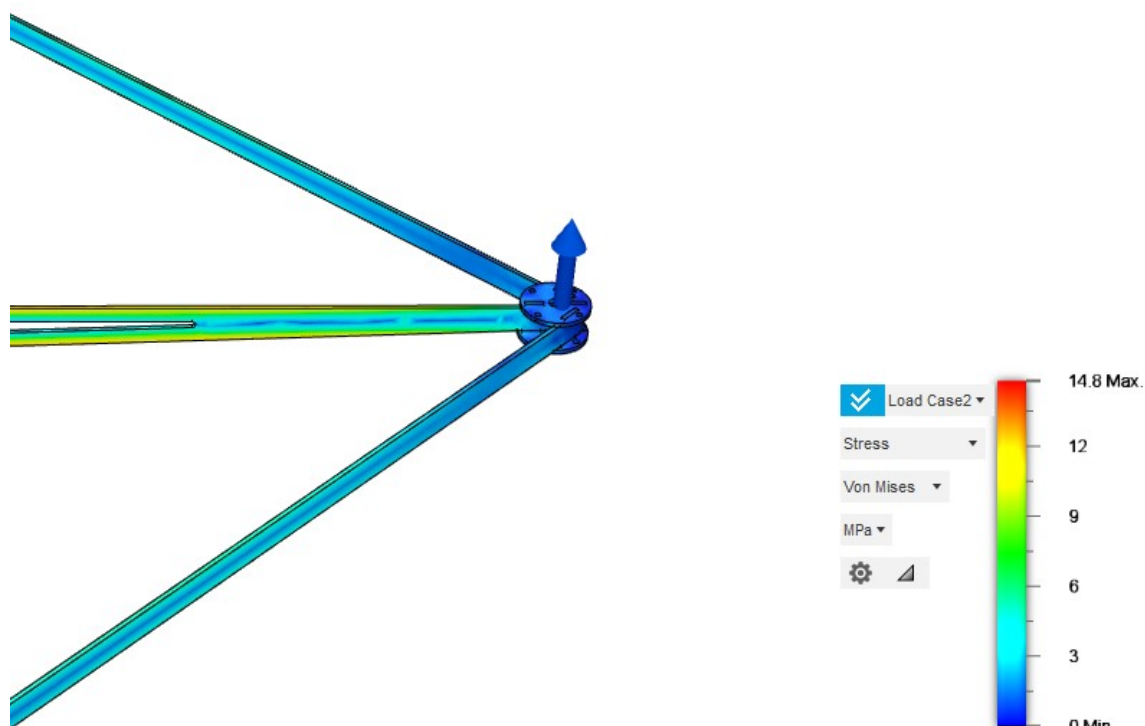
#### 2.1.4 návrh rámu

Jak jsem již uvedl na konci kapitoly předpoklady pro dosažení dlouhé letové doby, kde se věnuji požadavkům na provedení rámu, je nutné, aby ramena rámu byla při pohledu shora pod vrtulemi co možná nejužší a neaerodynamičtější. Zároveň uvádím, že celý rám musí být velmi tuhý, aby se zamezilo vzniku nežádoucích oscilací. Oba tyto požadavky jsou sice poměrně protichůdné, avšak jejich splnění není nemožné.

Je třeba podotknout, že návrhem rámu se zabývám proto, že jsem na internetu nenarazil na takový rám, který by mohl dané požadavky (včetně rozměrů) splnit. Těmto požadavkům se však alespoň blíží rám TBS Source V, který jsem použil pro konstrukční inspiraci při vlastním návrhu. Tento rám je unikátní tím, že využívá tzv. vertikální uspořádání ramen. Tím lze dosáhnout velmi vysoké pevnosti v ohybu při tlaku působícím přímo v osách motorů, jež vzniká při prudkých změnách tahu motorů. Rám je kromě toho opatřen vertikálními propojkami ramen. Ty zajišťují jejich pevnost v krutu, který vzniká jednak při prudkých změnách otáček motorů a je dán jejich momentem, a jednak při vzniku vibrací vrtulí. Kromě toho má tento rám velmi jednoduchou konstrukci, kterou tvoří uhlíkové pláty, jež je možné poměrně snadno vyřezávat na CNC fréze. Nakonec považuji za důležité zmínit, že daná konstrukce vyniká především výborným poměrem hmotnosti a tuhosti, což je přesně to, co hledáme.

Pro provedení návrhu samotného jsem zvolil software Autodesk Fusion, který lze pro vzdělávací účely použít zdarma. Tento program umožňuje kromě CAD návrhu i další simulace včetně výpočtu těžiště, hmotnosti či pevnostních zkoušek při zvolení určitého materiálu jednotlivých součástí.





Obr. 6 Simulace namáhání ramen

### 2.1.5 Prototyp rámu

Jak již bylo uvedeno v předchozí kapitole, rám byl navržen v programu Autodesk Fusion, a jednotlivé díly prototypu rámu byly vyřezány na CNC fréze. Detaily jednotlivých částí bylo nutné dokončit ručně pomocí dremelu a jehlového pilníku. Jednalo se především o zámky ramen rámu, neboť fréza pracuje pouze s rotujícím nástrojem, jež má prořez cca 3mm.

Po dokončení prototypu rámu z překližky lze již přistoupit k jeho testování, které spočívá v jeho osazení elektronikou a letových zkouškách.

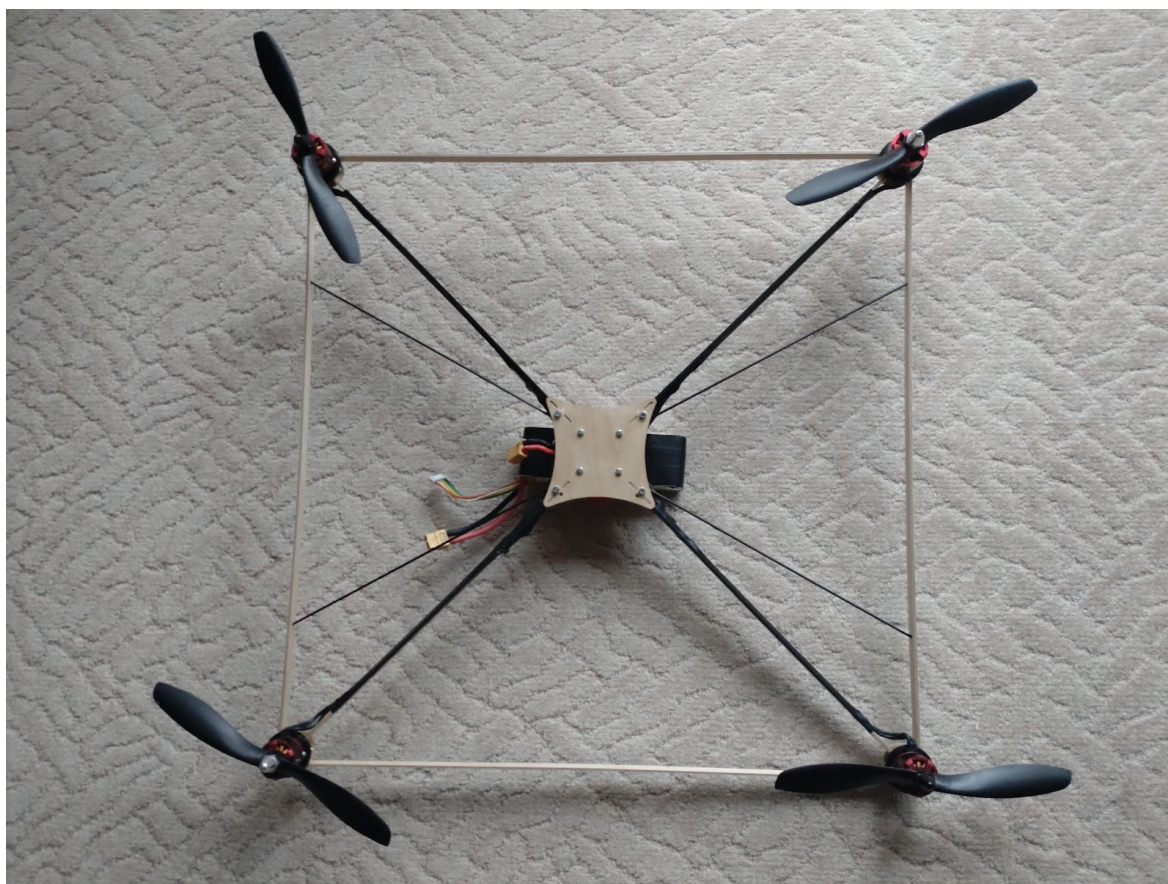
## 2.2 Montáž a letová zkouška prototypu

Po dokončení překližkového prototypu rámu viz výše, byla na rám za účelem provedení letových zkoušek osazena elektronika z dronu, který jsem již měl doma k dispozici. Jednalo se konkrétně o motory DJI 2212 920KV, 30A regulátory a řídicí jednotku Omnibus F4SD. K napájení během zalétání prototypu se nejlépe osvědčil starší čtyřčlánkový Li-Po akumulátor.

První pokusy o vzlet však rychle ukázaly, že nastavení zisků PID kontroléru, které byly ještě před vzletem nastaveny na výchozí hodnoty, ani zdaleka neodpovídá parametrům prototypu.

Bylo nutné zisky značně snížit. Konkrétně přibližně na 1/10 původních hodnot. Po těchto úpravách se prototyp konečně vznesl do vzduchu.

Během prvních letových zkoušek se ukázala nutnost zapnout typ mixéru vstupů “integrated yaw” a také vyšlo najevo, že při takto nízko nastavených ziscích je multikoptéra poměrně nestabilní a její ovládání vyžaduje značnou pozornost operátora. Při zvýšení zisku složky P však docházelo vlivem rozběhů a brzdění motorů k oscilacím bočnic rámu. Z toho důvodu byl rám vyztužen pomocí uhlíkových tyček, viz obrázek:



Obr. 7 Hotový prototyp

Po této drobné úpravě se již prototyp za letu chová tak, jak se od něho očekává. A jeho letový projev je dokonce natolik přívětivý, že takřka nelze rozeznat, zda létáte v rate (acro) módu či ve stable (angle) módu.

## 2.3 Provedená měření před výrobou uhlíkového rámu

### 2.3.1 Měření ztrát PID regulací reálné multikoptéry

Za účelem měření ztrát PID regulací jsem si na SITMP zapůjčil multikoptéru TAROT 650 osazenou motory Rctimer 5010 360KV. ESC a FC jsem použil z testovacího prototypu (viz výše). S touto použitou FC je však problém, že nedisponuje ani vlastní FLASH pamětí, ani slotem na SD kartu pro ukládání naměřených dat. Vím však, že firmware nahraný na procesor letové řídicí jednotky STM32F405RGT6 je pro letové řídicí jednotky typu omnibus velmi podobný. Po přezkoumání zdrojového kódu jsem zjistil zapojení SPI pro paměťovou kartu SD.

Zdrojový kód: <https://github.com/betaflight/betaflight/archive/refs/tags/4.1.1.zip>

Odtud lze vyčíst, že SD karta bude připojena na procesor tímto způsobem:

- CS: PB12
- DO: PB14
- DI: PB15
- CLK: PB13

Z FC bude kromě výše uvedeného nutné vyvést ještě napájení 3,3V a GND pro SD kartu.

Výše uvedený procesor pracuje s napěťovou úrovní 3,3V stejně jako micro SD karta viz: <https://www.sdcard.org/developers/sd-standard-overview/>

Nebude proto nutné napěťové úrovně přizpůsobovat napěťovými děliči.

Dále je nutné kalibrovat proudový senzor na FC za pomoci sériově připojeného ampérmetru. FC používá k měření proudu do série zapojený rezistor. Procesor měří pomocí integrovaného A/D převodníku úbytek napětí na tomto rezistoru a počítá z něj proud, který je vyjádřen jako lineární funkce napětí: (3)



Obr. 8 Nastavení kalibrace proudového čidla v prostředí Betaflight

$$I_{BF} = \frac{U_r}{scale} + offset = \frac{R \cdot I}{scale} + offset \quad (3)$$

Po prvním pokusu měření jsem nastavil scale odhadem na 850 a offset nechal zatím 0. S tímto nastavením jsem změřil následující hodnoty v ampérech:

Tabulka 1 Naměřené hodnoty proudového čidla před kalibrací

I	I <sub>BF</sub>
0,13	0,22
0,16	0,245
0,34	0,41
0,5	0,56
0,6	0,67
0,8	0,85
0,91	0,96
1,2	1,25
2	2,05
3,12	3,12

I je proud zobrazený multimetrem a I<sub>BF</sub> je proud přečtený FC.

Tyto hodnoty vyneseme do grafu a provedeme interpolaci lineární regrese, jejíž rovnice vyjde  $y = 0,9753x + 0,0816$

Odtud je vidět, že pro kompenzaci rozdílu musíme nastavit proudový offset na -82 mA

Vynásobením směrnice a aktuálního scale (850) dostáváme nové scale 829.

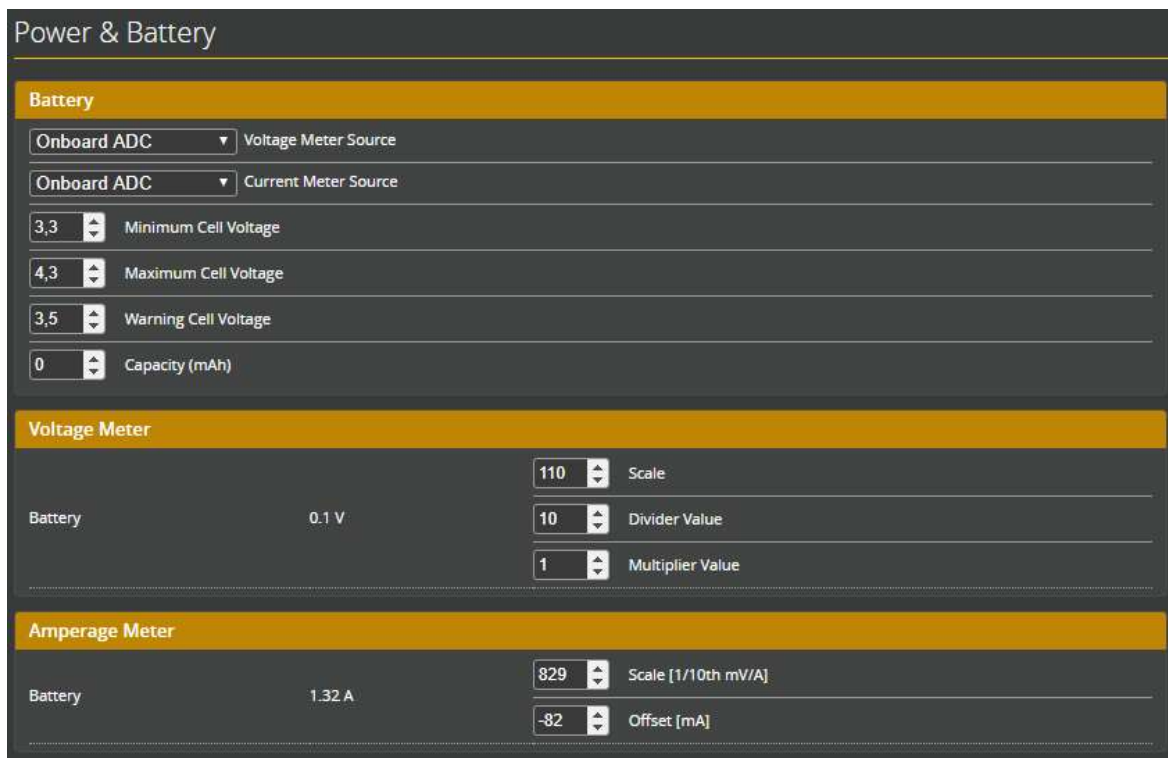
Pro kontrolu jsem provedl ještě jedno měření, z něhož vyšly tyto hodnoty:

Tabulka 2 Naměřené hodnoty proudového čidla po provedené kalibraci

I	I <sub>BF</sub>	$\Delta I_{BF}$
0,13	0,13	0
0,5	0,5	0
1	1	0
2	2	0
3	2,99	0,01
4	3,99	0,01
5	4,99	0,01
6	5,98	0,02

Z tabulky plyne, že absolutní odchylka měření  $\Delta I_{BF}$  je zanedbatelná a lze tak hodnoty naměřené pomocí FC a uložené na SD kartu považovat za dostatečně přesné.

Pro jednodušší provedení této operace má Betaflight configurator funkci kalibrace, která se však pro proudové čidlo ukázala jako poměrně nepřesná, neboť během procesu kalibrace nelze roztočit motory a proudový odběr je minimální. Naopak pro kalibraci napěťového čidla funguje zcela spolehlivě a napětí jsem kalibroval právě pomocí ní.



Obr. 9 Finální nastavení napěťového a proudového čidla

Skutečné měření ztrát PID kontroléru provedeme ve dvou krocích: Nejprve změříme odebíraný výkon během běžného letu s aktivním PID kontrolérem a naměřené hodnoty budou uloženy na SD kartu.

Ve druhém kroku budou měřeny ztráty bez aktivního PID kontroléru. Toto měření bude složitější, protože bez aktivního PID kontroléru nelze multikoptéru ve vzduchu vůbec ovládat. Zároveň bude nutné maximálně eliminovat přízemní efekt.

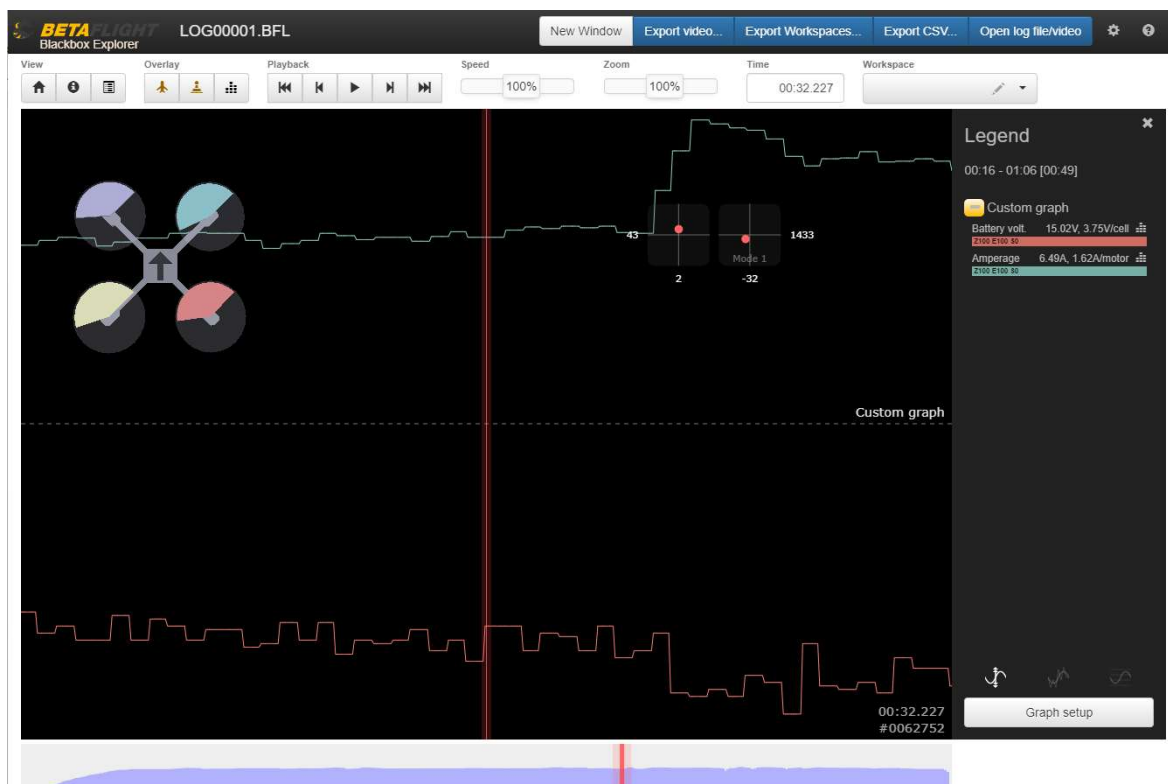
Řešením je připevnit multikoptéru na váhu, která bude rovněž pevně připevněna k podpoře, která bude muset mít takový tvar, aby její vzdušný odpor byl co možná nejmenší. Ovládání otáček motorů bez PID kontroléru je v tomto případě možné pomocí rozhraní Betaflight configurator. Hodnoty napětí a proudu však v tomto případě nejsou automaticky ukládány na SD kartu a bude nutné je přímo odečíst.

Samotné měření pak proběhne tak, že pomocí posuvníku “Master” v záložce “Motors” nastavíme takovou rychlost otáček motorů, aby digitální váha ukazovala nulu. V tuto chvíli odečteme hodnoty napětí a odebíraného proudu a výkon určíme podle vzorce (4)

$$P = U \cdot I [W] \quad (4)$$

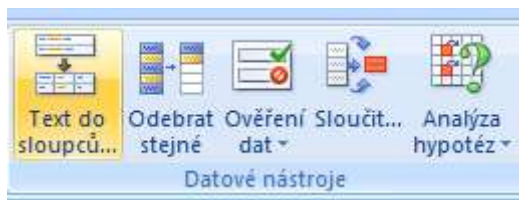
### 2.3.2 Analýza naměřených dat

Naměřená data za letu se ukládají na SD kartu do souboru s příponou **.BFL**. Tyto soubory lze otevřít v programu Betaflight blackbox Explorer.



Obr. 10 Program Betaflight blackbox Explorer

Zde je možné naměřená data převést do souboru **.csv**, který lze otevřít v Excelu, kde dále data zpracujeme. Protože se jedná o soubor **.csv** (comma separated values) tedy hodnoty oddělené čárkou, musíme je převést do tabulky:



Obr. 11 Převod dat z **.csv** souboru do tabulky

Budeme se zabývat sloupci **vbatLatest** a **amperageLatest**.

vbatLatest	amperageLatest
1638	84
1639	89
1639	89
1639	89
1639	89

Obr. 12 Ilustrační obrázek dat v tabulce

Na ilustračním obrázku je pouze prvních pár hodnot. Ve skutečnosti jsou sloupce velmi vysoké. Hlavička naměřených hodnot je na řádku 112. Naměřené hodnoty začínají řádkem 113 a končí na řádku 24395. Dohromady tedy 24282 hodnot napětí a proudu. Při frekvenci ukládání dat 500Hz. To přibližně odpovídá 49s záznamu. Zaznamenaná data jsou však již od chvíle, kdy proběhla procedura “ARM”. V tu chvíli se již rozběhnou motory, avšak multikoptéra ještě neletí. Na základě dat z Betaflight blackbox Exploreru lze říct, že ustálený vis je přibližně od 6. vteřiny od ARMu do jedné vteřiny před DISARMem (vypnutí motorů). To znamená, že data začneme analyzovat od řádku 3113 a skončíme řádkem 23895.

V datech .csv souboru je vidět, že např. hodnota vbatLatest 1638 není přímo napětí akumulátoru, stejně jako 84 není přímo proud. Jedná se o hodnoty naměřené mikrokontrolérem a na finální hodnotu musí být přepočteny. V obou případech se na výslednou jednotku dostáváme vydělením obou hodnot příslušným měřítkem scale.

Z těchto naměřených hodnot vypočítáme elektrický výkon multikoptéry.

Měření výkonu s neaktivním PID kontrolérem viz výše pouze vizuálním odečtením hodnot z Betaflight configuratoru.

Tabulka 3 Naměřené hodnoty výkonů

		U [V]	I [A]	P [W]
<b>S PID</b>	Průměrné hodnoty (.csv)	1502,16	685,83	
	Přepočtené hodnoty	13,66	8,27	112,98
<b>BEZ PID</b>	Odečtené průměrné hodnoty	14,51	7,1	103,02



### 2.3.3 Zhodnocení měření ztrát PID kontrolérem

Za běžného letu s aktivním PID kontrolérem multikoptéra odebírá přibližně 113W, zatímco pro získání stejného tahu bez aktivního PID kontroléru odebere pouze 103W.

Dělením těchto dvou čísel získáme koeficient **1,097**. To znamená, že multikoptéra velmi podobných vlastností, jaké by měl mít stroj, který navrhují, za letu odebírá o 9,7% větší výkon, než by byla potřeba podle tabulek hodnot motorů a vrtulí udávaných výrobcem. Toto měření však bylo provedeno na multikoptéře s parametry uvedenými v úvodní části kapitoly.

Tyto hodnoty budou použity pro výpočet teoretické letové doby finální verze mé multikoptéry.

## 2.4 Výpočet letové doby teoreticky navrženého stroje

Letovou dobu vypočteme z kapacity akumulátoru a odebíraného proudu (5)

$$t = \frac{C}{I} [h] \quad (5)$$

V uspořádání 6S2P má akumulátor udávanou kapacitu 6000mAh a budeme počítat s jejím využitím 80%, tzn.: využitelná kapacita činí 4800mAh. Odebíraný proud určíme z tabulky naměřených hodnot motorů. Bude závislý na hmotnosti stroje a je nutné jej přepočítat přes koeficient ztrát PID regulací. Ten byl určen pro výkon, avšak protože jmenovité napětí uvažujeme stejné, je možné jej použít i pro proud.

Proud podle tabulek je přibližně 1,33A na každý motor, tedy 5,32A celkem. Po vynásobení koeficientem ztrát dostáváme proud 5,84A. Po dosazení do vzorce v základních jednotkách tedy:

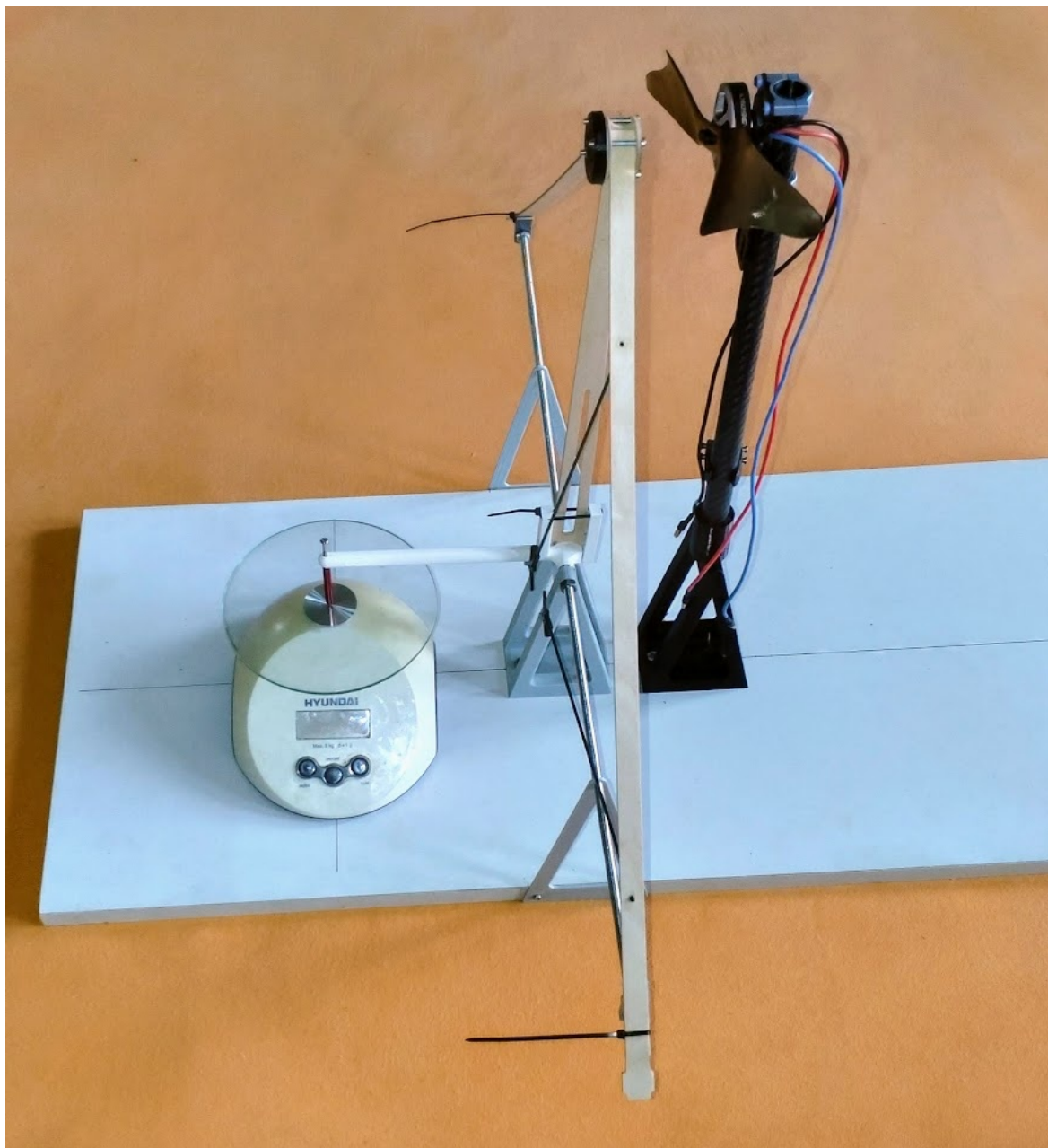
$$t = \frac{4,84Ah}{5,84A} = 0,82h = 49,31 \text{ minut} \quad (5)$$

Tento čas je teoreticky v ideálním případě dosažitelný. Teprve letové měření ukáže, jak moc se lze k této časové hodnotě přiblížit.

## 2.5 Měření aerodynamického odporu ramen

Abych ověřil, že rám využívající vertikální ramena má skutečně menší aerodynamický odpor, jsem se rozhodl jejich aerodynamický odpor změřit.

K měření jsem si za použití 3D tisku zhotovil měřicí přípravek.



Obr. 13 Přípravek pro měření aerodynamického odporu ramen

Přípravek je proveden tak, aby uspořádání vrtule a ramena na něm odpovídalo tomu, jaké by bylo ve skutečnosti. Rameno je odtlačováno svým aerodynamickým odporem a přes páku tlačí na váhu (přílohy č. 7,8), která zobrazuje tlak ramene v gramech. Pro každé rameno bylo provedeno měření při hodnotách tahu po deseti procentech, tj. od 0% do

100% a údaj zobrazený na váze jsem přepočítal na sílu působící na konci ramene za použití těchto vzorců:

$$F = m \cdot g \quad (6)$$

$$M = F \cdot r \quad (7)$$

Naměřená data viz příloha č. 6.

Měření ukázalo až překvapivě dobrý výsledek aerodynamického odporu ramen, jež je pouze přibližně 0,375 odporu ramen, které využívá konvenční multikoptéra TAROT 650. Odpor mnou navržených ramen je tedy méně než poloviční.

---

pozn.: Slovo “aerodynamický odpor” zde vyjadřuje sílu, která je vyvinuta na rameno vzduchem proudícím od vrtule. Tato síla působí směrem dolů, a čím je větší, tím větší tah musí motory vyvinout na její kompenzaci. Tato závislost však není lineární, neboť čím větší tah motory vyvíjí, tím je větší právě síla aerodynamického odporu, která na ramena působí.

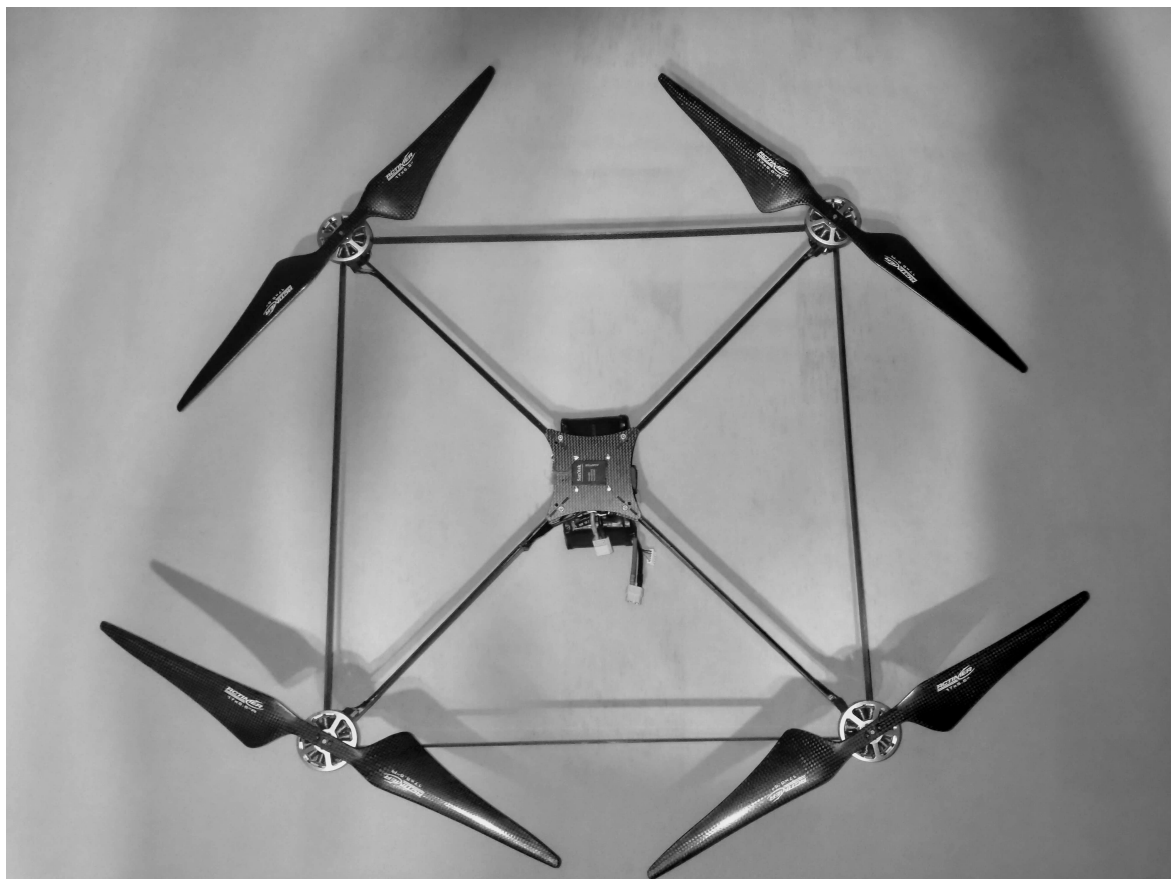
## 2.6 Finální podoba multikoptéry

Na základě zkušeností získaných při stavbě a létání s překližkovým prototypem a osmipalcovými vrtulemi jsem provedl drobné úpravy a nechal rám vyřezat na fréze.



Obr. 14 Render rámu ve Fusionu před vyřezáním

Vyřezaný rám jsem osadil motory a vrtulemi ze zapůjčeného stroje TAROT 650, Zbytek elektroniky zůstal opět stejný.



Obr. 15 Kompletní multikoptéra s uhlíkovým rámem

### 2.6.1 Zkušební let a naladění PID

Pro první zkušební let jsem zvolil nastavení PID kontroléru stejné jako pro překližkový prototyp. S tímto nastavením se stroj sice vznesl na první pokus, avšak vykazoval velmi pomalé oscilace (houpání). Po drobných úpravách zisků PID kontroléru se je však podařilo prakticky odstranit. Dokonce uhlíkový rám ukázal, že zisky mohou být nastaveny podstatně vyšší, než v případě překližkového prototypu. Multikoptéra se tak chová o něco lépe a má lepší odezvu na povely operátora.

	Proportional	Integral	Derivative	Feedforward
Basic/Acro				
ROLL	50	36	35	94
PITCH	50	36	35	94
YAW	8	9	15	89

Obr. 15 Naladěný PID kontrolér stroje s uhlíkovým rámem

### 2.7 Letová měření

Závěrečná letová měření spočívaly v měření letového času od startu až po přistání přičemž řízení bylo zajištěno manuálně. Výšku jsem udržoval po celou dobu letu 2 až tři metry nad zemí a polohu co možná nejpřesněji. Za účelem průběžného sledování telemetrických dat, především pak spotřebované kapacity, byl na multikoptéru instalován videovysílač Eachine TX5258. Tento vysílač byl nastaven na vysílací výkon 25mW, aby byl jeho odběr co možná nejmenší a snížila se tak chyba měření. Uvedený testovací akumulátor by měl mít po složení z článků Efest 18650 3000mAh celkovou kapacitu 9000mAh. Počítejme s využitím pouze 80% této kapacity, proto bude nutné přistát, jakmile spotřebovaná kapacita překročí hodnotu 7200mAh. Napětí i spotřebovanou kapacitu budu sledovat v reálném čase na FPV monitoru.

Počasí bylo při testovacím letu poměrně větrné, což nemůže odpovídat teoretickým výpočtům. Na druhou stranu lépe odpovídá podmínkám skutečného použití. Během letu jsem zaznamenával telemetrická data, která zahrnují: celkové napětí akumulátoru, přepočtené průměrné napětí na článek, odebíraný výkon, odebranou kapacitu, letový čas a procentuální vyjádření polohy plynu. Celý let jsem rovněž zachytil na časosběrné video.

Výsledný letový čas byl 46 minut 4 vteřiny, přestože řídicí jednotka udávala, že spotřebovaná kapacita při přistání byla pouze 5322mAh, přičemž při přistání bylo napětí akumulátoru přibližně 3,3V na článek. Akumulátor by se mohl vybijet podle výrobce až do 2,5V na článek, avšak již při napětí 3,3V se začalo projevovat nedostatečné sycení motorů a bylo tak nutné přistát. Abych ověřil, že se nejedná o chybu proudové sondy FC, provedl

jsem ještě jednou kontrolní měření odebíraného proudu pomocí do série zapojeného ampérmetru Extol cat II. (Příloha č. 9) Proud se však lišil maximálně v setinách ampéru. Vzhledem k tomu, že ale napětí ve vybitém stavu akumulátoru by podle výrobce mělo být pouze 2,5V, pak by při vybití pouze do 3,3V mohla být kapacita odpovídající. To poměrně dobře odpovídá měřením provedeným na Li-Ion akumulátorech v předmětu KEV/EMB. Zde při měření článku typu INR21700 – 40T vychází, že při napětí 3,3V bylo spotřebováno přibližně 54% celkové kapacity. V mém případě je to na stejném napětí jen o 3% více. Z toho všeho také vychází zajímavé zjištění, že skutečný odebíraný proud je tedy o něco menší než jaký udává výrobce motorů. Letová doba mnou navrženého stroje by tak mohla být ještě značně delší.

## Zhodnocení a závěr

Na základě teoretického rozboru byl proveden návrh prvního prototypu rámu, který záhy ukázal jisté nedostatky právě na místech, kde však byly do jisté míry očekávány. Zde se jednalo o vibrace rozporek ramen při prudších změnách otáček motorů, což značně omezovalo možnosti naladění PID kontroléru a tím i letové vlastnosti prototypu. Tyto nedostatky se podařilo odstranit doplněním uhlíkových rozpěr. Díky tomu bylo možné provést první sérii testovacích letů.

Dále práce pokračovala měřením ztrát vlivem PID kontroléru. Tyto ztráty byly určeny procentuálně a vyšlo, že při činnosti PID kontroléru (reálném letu) je spotřeba o 9,7% větší.

Tento údaj jsem dále použil ve výpočtu teoretické letové doby za ideálních podmínek. Výsledkem výpočtu bylo, že mnou navržená multikoptéra by měla vydržet létat 49,31 minut.

Součástí celé práce byl i návrh rámu multikoptéry, kde jsem se zabýval především dosažením minimálního aerodynamického odporu. Proto se další měření týkalo právě aerodynamického odporu ramen. Toto měření ukázalo velmi zajímavé výsledky, kdy mnou navržená ramena mají pouze 47,4% aerodynamický odpor oproti konvenčně používaným ramenům.

Dalším krokem bylo již vyřezání uhlíkového rámu a jeho osazení elektronikou ze zapůjčeného dronu od SITMP. Na takto sestavené multikoptěře jsem provedl několik testovacích letů, abych vhodně naladil PID kontrolér a také abych zjistil, jak se multikoptéra chová v průběhu letu vlivem postupného poklesu napětí akumulátoru.

Závěrečný let, při kterém byla měřena především letová doba, jsem provedl 18. 5. 2022. Během letu byl kromě letové doby měřen odebíraný výkon, napětí a odebraná kapacita akumulátoru. Navzdory k podmínkám, ve kterých byl tento let proveden, bylo dosaženo letové doby 46 minut a 4 vteřin. Což je oproti teoreticky vypočtenému času 49 minut a 19 vteřin pouze o 3 minuty a 15 vteřin méně, což lze při daném času říct, že je způsobeno jednak o trochu jinou konfigurací komponent a také reálnými podmínkami, které vždy letovou dobu zhoršují. Proto lze říci, že výpočet je správný. Při měření však došlo i k jedné nesrovnalosti, která byla ve spotřebované kapacitě akumulátoru. Při přistání totiž telemetrie ukazovala 5323mAh, přičemž teoreticky by měla být okolo 7200mAh, což je poměrně značný rozdíl. Tato chyba byla způsobena poklesem napětí akumulátoru, který se

v měřené konfiguraci projevily nedostatečným sycením motorů a tím způsobeným poklesem výkonu, který vedl k nutnosti přistání.

Navzdory tomu lze říci, že multikoptéra, kterou jsem navrhl, sestavil a odzkoušel, funguje prakticky přesně tak, jak jsem očekával. Výsledky je jistě možné zlepšit právě použitím mnou navržené konfigurace, kdy při celkovém vyšším napětí akumulátoru nebude tolik hrozit příliš malé sycení motorů. Další možnost zlepšení vidím v použití i jiných konfigurací akumulátoru (změnou počtu paralelně zapojených článků a jejich typu). Tyto změny by však byly vysoce finančně nákladné. Pokud je však letová doba jedním z nejdůležitějších parametrů, který požadujeme, pak by se tato možnost mohla vyplatit. V tomto případě je důležité si uvědomit, že právě letová doba je jedním z hlavních parametrů, na které výrobci létajících strojů v dnešní době poměrně úspěšně lákají své zákazníky.



## Literatura

- [1] DJI Mavic 3 - Imaging Above Everything – DJI [online]. Copyright © [cit. 04.05.2022]. Dostupné z: <https://www.dji.com/cz/mavic-3>
- [2] Inspire 2 - DJI [online]. Copyright © 2022 DJI All Rights Reserved. [cit. 04.05.2022]. Dostupné z: <https://www.dji.com/cz/inspire-2>
- [3] Alta X - Freefly Systems. Freefly Systems – Camera Movement Systems for Filmmakers [online]. Dostupné z: <https://freeflysystems.com/alta-x>
- [4] PID regulátor – Wikipedie. [online]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/PID\\_regul%C3%A1tor](https://cs.wikipedia.org/wiki/PID_regul%C3%A1tor)

## Přílohy

Příloha č. 1: T-Motor MN4004 300KV:

Test Report										
Type	Voltage (V)	Propeller	Throttle	Current (A)	Power (W)	RPM	Torque (N*m)	Thrust (g)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
MN4004 KV300	24	T-MOTOR 13*4.4" CF	50%	0.90	22	3173	0.06	311	14.40	30
			55%	1.10	26	3415	0.07	358	13.56	
			60%	1.40	34	3660	0.07	416	12.38	
			65%	1.70	41	3914	0.09	477	11.69	
			75%	2.40	58	4394	0.11	608	10.56	
			85%	3.30	79	4876	0.13	754	9.52	
			100%	4.20	101	5317	0.16	895	8.88	
		T-MOTOR 14*4.8" CF	50%	1.10	26	3045	0.08	374	14.17	44
			55%	1.40	34	3285	0.09	439	13.07	
			60%	1.70	41	3530	0.10	507	12.43	
			65%	2.10	50	3740	0.11	586	11.63	
			75%	3.10	74	4208	0.14	753	10.12	
			85%	4.30	103	4670	0.17	930	9.01	
			100%	5.40	130	5092	0.20	1107	8.54	
		T-MOTOR 15*5" CF	50%	1.40	34	2860	0.09	474	14.11	56
			55%	1.90	46	3108	0.11	561	12.30	
			60%	2.30	55	3336	0.12	646	11.70	
			65%	2.80	67	3540	0.14	727	10.82	
			75%	4.00	96	3966	0.17	918	9.56	
			85%	5.60	134	4383	0.20	1110	8.26	
			100%	7.50	180	4711	0.24	1311	7.28	
		T-MOTOR 16*5.4" CF	50%	1.80	43	2689	0.11	534	12.36	75
			55%	2.30	55	2928	0.13	636	11.52	
			60%	2.90	70	3135	0.15	742	10.66	
			65%	3.50	84	3325	0.17	829	9.87	
			75%	5.10	122	3640	0.20	1028	8.40	
			85%	7.10	170	4000	0.24	1203	7.06	
			100%	8.90	214	4210	0.27	1295	6.06	

<https://store.tmotor.com/goods.php?id=438>

Příloha č. 2: MAD 4006 EEE 320KV:

Motor	Prop	Throttle [%]	Voltage [V]	Current [A]	Input Power [W]	Output Power [W]	Torque [N×m]	RPM	Thrust [gf]	Efficiency [%]	Efficiency [gf/W]	Temp. [°C]
MAD 4006 EEE KV320 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 13*4.4in Matt	30	24.15	0.28	6.75	4.3	0.019	2111	96	71.55	15.94	31
		35	24.14	0.39	9.45	6.94	0.027	2452	142	79.44	16.3	
		40	24.13	0.57	13.76	9.79	0.034	2734	186	74.37	14.14	
		45	24.13	0.76	18.29	13.67	0.043	3033	237	76.5	13.26	
		50	24.13	1.02	24.64	18.73	0.053	3399	306	77.98	12.76	
		55	24.12	1.32	31.91	25.18	0.065	3722	375	80.92	12.06	
		60	24.12	1.66	39.96	31.56	0.075	4025	442	80.13	11.23	
		65	24.11	1.99	47.93	38.5	0.085	4300	509	81.52	10.77	
		70	24.11	2.37	57.15	45.76	0.095	4586	577	81.19	10.24	
		75	24.1	2.78	66.99	54.07	0.107	4828	644	81.8	9.74	
		80	24.09	3.19	76.78	62.19	0.116	5102	721	81.82	9.49	
		85	24.08	3.69	88.84	72.59	0.13	5337	801	82.37	9.09	
90	24.07	4.18	100.59	81.89	0.14	5583	871	81.94	8.71			
95	24.06	4.75	114.38	93.81	0.154	5810	964	82.41	8.47			
100	24.05	5.55	133.45	109.95	0.171	6129	1078	82.75	8.11			
MAD 4006 EEE KV320 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 14*4.8in Matt	30	24.14	0.35	8.34	5.97	0.028	2037	136	76.04	17.27	34
		35	24.13	0.53	12.84	9.47	0.038	2374	191	78.47	15.86	
		40	24.13	0.72	17.43	12.92	0.047	2626	239	76.17	14.1	
		45	24.12	0.96	23.21	17.11	0.057	2892	298	74.59	13	
		50	24.12	1.25	30.22	23.43	0.07	3204	374	78.78	12.59	
		55	24.11	1.66	39.97	31.72	0.086	3534	463	80.81	11.81	
		60	24.1	2.09	50.42	40.36	0.101	3829	553	81.21	11.13	
		65	24.1	2.5	60.34	48.61	0.114	4065	627	81.51	10.51	
		70	24.09	2.93	70.71	57.36	0.126	4345	693	81.91	9.89	
		75	24.08	3.47	83.6	67.85	0.141	4595	779	81.73	9.38	
		80	24.07	4.04	97.18	78.91	0.156	4827	874	81.84	9.07	
		85	24.06	4.71	113.42	92.01	0.174	5064	968	81.64	8.59	
90	24.04	5.33	128.13	104.59	0.189	5293	1055	82.15	8.29			
95	24.04	6.07	145.92	117.18	0.203	5500	1161	80.69	7.99			
100	24.02	7.12	170.95	138.15	0.228	5784	1296	81.1	7.61			
MAD 4006 EEE KV320 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 15*5.0in Matt	30	24.13	0.4	9.76	7.08	0.034	1995	166	78.18	18.38	37
		35	24.13	0.62	14.9	11.38	0.047	2317	236	79.96	16.61	
		40	24.13	0.86	20.78	15.06	0.056	2551	293	74.82	14.58	
		45	24.12	1.14	27.6	20.06	0.068	2801	362	74.19	13.37	
		50	24.11	1.51	36.31	27.75	0.086	3093	457	77.71	12.81	
		55	24.11	1.98	47.84	37.34	0.104	3418	568	79.07	12.03	
		60	24.1	2.5	60.33	48.11	0.124	3718	683	80.65	11.44	
		65	24.08	2.97	71.52	56.82	0.138	3937	752	80.13	10.6	
		70	24.08	3.53	84.92	67.22	0.154	4174	851	79.91	10.12	
		75	24.07	4.16	100.2	80.09	0.174	4397	961	80.62	9.67	
		80	24.06	4.8	115.52	91.86	0.19	4628	1054	80.05	9.19	
		85	24.04	5.54	133.1	106.3	0.21	4843	1157	80.19	8.73	
90	24.03	6.33	152.16	119.96	0.226	5072	1269	79.25	8.38			
95	24.02	7.21	173.26	135.79	0.246	5262	1402	78.65	8.12			
100	24	8.38	201.03	156.35	0.27	5538	1518	78.96	7.67			
MAD 4006 EEE KV320 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 16*5.4in Matt	30	24.12	0.5	12.01	8.94	0.046	1872	203	77.14	17.57	40
		35	24.11	0.82	19.82	14.82	0.064	2212	301	77.97	15.84	
		40	24.11	1.11	26.74	19.59	0.077	2415	367	74.94	14.05	
		45	24.11	1.5	36.12	25.96	0.094	2638	454	72.92	12.76	
		50	24.1	1.94	46.66	33.63	0.112	2880	545	72.95	11.83	
		55	24.09	2.45	58.95	44.17	0.133	3164	660	75.56	11.29	
		60	24.08	3.06	73.64	56.36	0.156	3443	784	77.3	10.75	
		65	24.07	3.82	91.85	71.63	0.184	3713	930	78.67	10.22	
		70	24.05	4.54	109.28	84.55	0.206	3922	1043	77.87	9.61	
		75	24.03	5.35	128.47	98.69	0.228	4137	1160	77.29	9.08	
		80	24.02	6.19	148.67	112.98	0.248	4342	1263	76.28	8.53	
		85	24.01	7.11	170.8	128.37	0.271	4526	1370	75.39	8.04	
90	23.99	8.38	200.97	146.66	0.296	4723	1521	75.89	7.87			
95	23.97	9.47	226.99	162.83	0.319	4880	1637	74.88	7.53			
100	23.94	11.22	268.72	187.03	0.35	5103	1797	72.54	6.97			

Note: Temperature shown is the temperature of the copper wire after 5 minutes of motor operation at 100% throttle. The above test data is the latest data from 2021.

<https://www.mad-motor.com/products/mad-components-4006-eee.html>

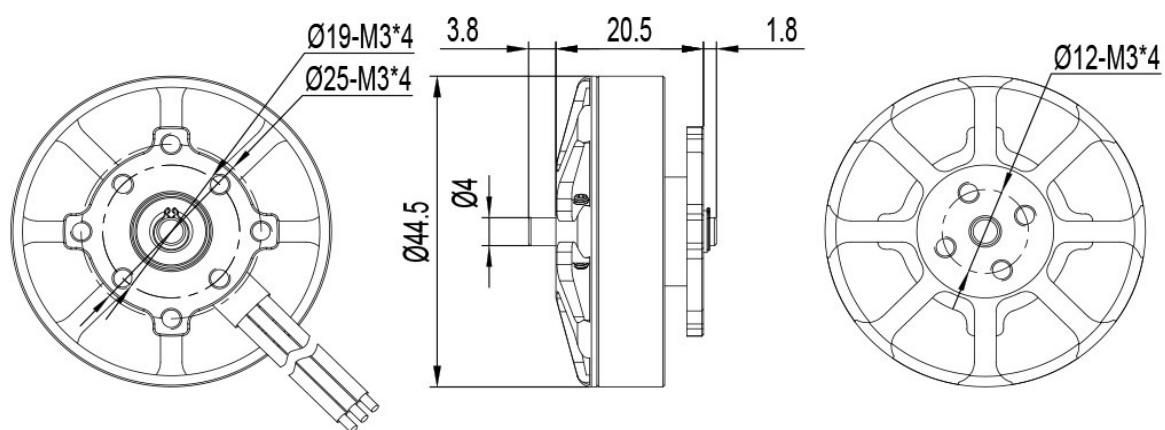
Příloha č. 3: MAD 4008 EEE 380KV:

Motor	Prop	Throttle [%]	Voltage [V]	Current [A]	Input Power [W]	Output Power [W]	Torque [N*m]	RPM	Thrust [gf]	Efficiency [%]	Efficiency [gf/W]	Temp. [°C]
MAD 4008 EEE KV380 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 16*5.4in Matt	30	21.98	0.67	14.13	10.33	0.05	1982	239	77.8	17.82	42°C
		35	21.98	1.01	21.97	16.28	0.068	2292	329	77.6	15.65	
		40	21.96	1.34	28.9	22.53	0.084	2558	411	82.1	14.94	
		45	21.97	1.76	37.97	29.66	0.101	2798	502	82.3	13.9	
		50	21.95	2.29	49.73	39.41	0.122	3095	611	83	12.83	
		55	21.93	3.02	65.83	53.08	0.149	3407	756	84.2	11.98	
		60	21.92	3.84	83.9	68.11	0.177	3680	888	84.9	11.07	
		65	21.9	4.69	102.17	82.62	0.201	3936	1009	84.2	10.28	
		70	21.89	5.44	118.63	96.12	0.221	4150	1108	84.4	9.72	
		75	21.87	6.43	140.2	113.38	0.247	4379	1250	84.1	9.27	
		80	21.85	7.48	163.06	131.15	0.272	4599	1378	83.7	8.79	
		85	21.83	8.58	186.7	149.52	0.297	4808	1504	83.2	8.37	
		90	21.82	9.88	214.97	171.1	0.325	5021	1648	82.7	7.96	
95	21.79	11.16	242.58	191.09	0.35	5218	1769	81.7	7.56			
100	21.75	13.06	283.42	220.72	0.385	5470	1961	80.5	7.15			
MAD 4008 EEE KV380 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 17*5.8in Matt	30	21.96	0.77	16.38	12.49	0.063	1896	278	79.4	17.66	54°C
		35	21.96	1.2	25.81	19.93	0.086	2211	392	81.1	15.9	
		40	21.95	1.6	34.94	26.82	0.105	2446	486	80.8	14.6	
		45	21.95	2.06	44.86	34.86	0.124	2679	573	81.3	13.34	
		50	21.93	2.63	57.37	44.53	0.147	2897	695	81.5	12.7	
		55	21.91	3.49	75.94	59.49	0.177	3214	849	81.6	11.63	
		60	21.9	4.41	95.83	75.02	0.206	3480	1001	81.7	10.9	
		65	21.88	5.51	120.07	92.73	0.236	3761	1158	80.4	10.03	
		70	21.87	6.36	138.47	106.28	0.256	3961	1272	79.7	9.54	
		75	21.85	7.56	164.57	125.53	0.287	4185	1419	79.4	8.97	
		80	21.82	8.81	191.81	144.83	0.316	4382	1569	78.4	8.49	
		85	21.8	10.17	221.13	165.57	0.346	4568	1724	77.7	8.09	
		90	21.77	11.57	251.23	185.39	0.373	4747	1884	76.5	7.77	
95	21.75	13.07	283.69	206.09	0.399	4934	2016	75.2	7.36			
100	21.7	15.38	333.22	238.71	0.442	5163	2235	74	6.93			
MAD 4008 EEE KV380 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 18*6.1in Matt	30	22.16	0.91	19.77	14.91	0.077	1866	332	75.6	16.78	71°C
		35	22.16	1.42	30.77	24.08	0.106	2182	466	78.8	15.23	
		40	22.15	1.86	40.7	31.88	0.127	2399	563	78.8	13.9	
		45	22.13	2.4	52.8	40.72	0.148	2623	667	78.3	12.82	
		50	22.12	3.06	66.97	51.94	0.174	2853	792	78	11.88	
		55	22.11	4.04	88.77	68.9	0.211	3118	969	78	10.97	
		60	22.09	5.11	112.23	86.71	0.246	3375	1135	77.5	10.13	
		65	22.06	6.37	139.97	107.16	0.282	3634	1316	76.8	9.43	
		70	22.04	7.55	165.87	125.77	0.316	3802	1485	75.9	8.96	
		75	22.02	8.89	195.29	146.35	0.347	4024	1636	75	8.38	
		80	21.99	10.29	225.77	167.21	0.38	4205	1792	76.2	8.17	
		85	21.97	11.85	260	189.07	0.413	4369	1958	76.1	7.88	
		90	21.94	13.41	293.67	209.93	0.442	4536	2095	74.6	7.45	
95	21.9	15.35	335.77	234.67	0.478	4685	2259	72.8	7.01			
100	21.86	17.67	385.69	264.95	0.518	4890	2428	71.5	6.55			
MAD 4008 EEE KV380 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 16*5.4in Matt	30	24.09	0.78	18.1	13.57	0.06	2147	281	75.5	15.63	52°C
		35	24.08	1.14	26.93	20.5	0.08	2467	380	76.2	14.1	
		40	24.07	1.51	35.87	28	0.098	2736	473	78.2	13.17	
		45	24.07	1.95	46.55	36.3	0.116	2998	572	78.1	12.28	
		50	24.05	2.59	61.83	48.96	0.14	3332	698	79.6	11.34	
		55	24.03	3.6	86.13	69.92	0.179	3734	893	81.3	10.38	
		60	24.02	4.44	106.1	85.93	0.205	3998	1036	81	9.75	
		65	24	5.23	125.07	101.28	0.229	4228	1158	81.2	9.28	
		70	23.98	6.21	148.65	119.55	0.256	4464	1298	83.6	9.07	
		75	23.96	7.26	173.32	139.37	0.283	4709	1438	83.9	8.65	
		80	23.94	8.49	202.71	161.92	0.313	4941	1598	83.1	8.2	
		85	23.92	9.75	232.35	184.11	0.34	5167	1737	82.2	7.75	
		90	23.9	11.19	266.83	207.77	0.37	5364	1902	80.9	7.4	
95	23.87	12.57	299.61	231.28	0.397	5569	2044	80.1	7.08			
100	23.83	14.68	349.43	265.05	0.435	5825	2212	78.6	6.55			
MAD 4008 EEE KV380 V1.0 - MAD AMPX PRO 40A-A (4-6S)	FLUXER-pro 17*5.8in Matt	30	23.92	0.91	21.27	16.05	0.075	2054	338	78.6	16.51	64°C
		35	23.92	1.33	31.65	24.28	0.098	2373	451	81.1	15.04	
		40	23.92	1.77	41.93	31.89	0.117	2599	552	79.4	13.74	
		45	23.9	2.29	54.17	41.77	0.14	2851	662	80.3	12.7	
		50	23.89	3.02	71.7	55.37	0.169	3128	807	80.3	11.69	
		55	23.86	4.21	100.07	77.55	0.21	3530	1014	80.6	10.53	
		60	23.85	5.23	124.17	95.12	0.241	3771	1181	79.4	9.85	
		65	23.83	6.16	146.23	111.55	0.266	4005	1309	79	9.26	
		70	23.81	7.27	172.84	130.83	0.296	4220	1474	78.4	8.83	
		75	23.79	8.52	202.03	151.81	0.326	4447	1633	77.6	8.35	
		80	23.76	9.98	236.33	174.59	0.359	4645	1815	76.2	7.92	
		85	23.74	11.47	271.8	198.8	0.392	4849	1959	75.4	7.43	
		90	23.7	13.07	309.26	223.41	0.423	5042	2114	74.4	7.04	
95	23.68	14.73	348.17	247.22	0.452	5220	2270	73.1	6.71			
100	23.63	17.15	404.93	283.31	0.497	5445	2496	71.9	6.33			

Note: Temperature shown is the temperature of the copper wire after 5 minutes of motor operation at 100% throttle. The above test data is the latest data from 2020.

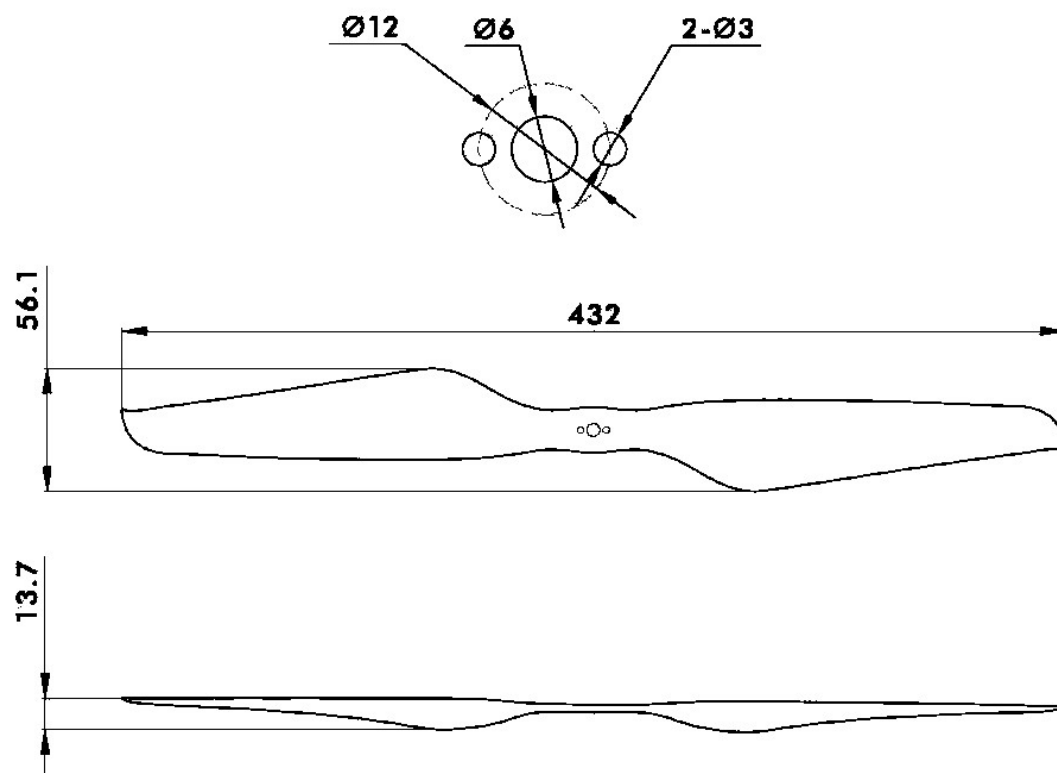
<https://www.mad-motor.com/products/mad-components-4008-eee.html>

Příloha č. 4: Výkres zvoleného motoru



<https://www.mad-motor.com/products/mad-components-4008-eee.html>

Příloha č. 5: Výkres zvolené vrtule



<https://store.tmotor.com/goods.php?id=1099>

Příloha č. 6: Tabulky naměřených dat odporů ramen

navržené rameno					
		Váha		kloub	rameno
PWM	tah (%)	m (g)	F (N)	M (Nm)	F (N)
1000	0	0	0.000	0.00000	0.0000
1100	10	0	0.000	0.00000	0.0000
1200	20	0	0.000	0.00000	0.0000
1300	30	1	0.010	0.00158	0.0053
1400	40	1	0.010	0.00158	0.0053
1500	50	2	0.020	0.00317	0.0106
1600	60	4	0.041	0.00634	0.0211
1700	70	5	0.051	0.00792	0.0264
1800	80	6	0.061	0.00951	0.0317
1900	90	7	0.071	0.01109	0.0370
2000	100	9	0.091	0.01426	0.0475

Rameno Tarot 650					
PWM	tah (%)	m (g)	F (N)	M (Nm)	F (N)
1000	0	0	0.000	0.00000	0.0000
1100	10	0	0.000	0.00000	0.0000
1200	20	1	0.010	0.00158	0.0053
1300	30	4	0.041	0.00634	0.0211
1400	40	6	0.061	0.00951	0.0317
1500	50	9	0.091	0.01426	0.0475
1600	60	12	0.122	0.01901	0.0634
1700	70	15	0.152	0.02377	0.0792
1800	80	18	0.183	0.02852	0.0951
1900	90	19	0.193	0.03010	0.1003
2000	100	24	0.244	0.03802	0.1267

Rameno DJI F450					
PWM	tah (%)	m (g)	F (N)	M (Nm)	F (N)
1000	0	0	0.000	0.00000	0.0000
1100	10	0	0.000	0.00000	0.0000
1200	20	1	0.010	0.00158	0.0066
1300	30	3	0.030	0.00475	0.0198
1400	40	5	0.051	0.00792	0.0330
1500	50	7	0.071	0.01109	0.0462
1600	60	10	0.102	0.01584	0.0660
1700	70	12	0.122	0.01901	0.0792
1800	80	15	0.152	0.02377	0.0990
1900	90	16	0.162	0.02535	0.1056
2000	100	18	0.183	0.02852	0.1188

Příloha č. 7: Štítek váhy použité při měření aerodynamického odporu



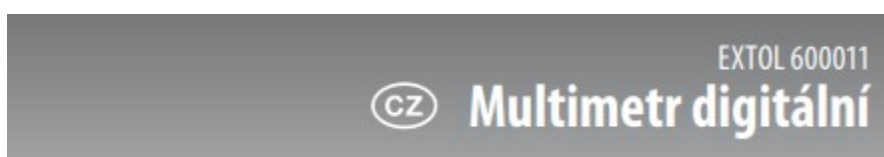
Příloha č. 8: Technická specifikace váhy použité při měření aerodynamického odporu

## VI. TECHNICKÁ SPECIFIKACE

Váživost max. (kg)	5
Rozlišení (g) po	1
Hmotnost (kg) cca	0,5
Spotřebič třídy ochrany	III.
Rozměry cca (DxHxV) (mm)	143 x 185 x 85

<https://manualzz.com/doc/56055891/hyundai-kve-616-instruction-manual>

## Příloha č. 9: Výrobce udávaná přesnost multimetru Extol cat II



## Charakteristika

Digitální multimetr je určen pro měření stejnosměrného proudu a napětí, střídavého napětí a odporu.

### STEJNOSMĚRNÉ NAPĚTÍ

Rozsah	Rozlišení	Přesnost (1 rok, od 18°C do 28°C, vlhkost 75%)
200 mV	100 $\mu$ V	$\pm 0.5\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$
2000 mV	1 mV	$\pm 0.5\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$
20 V	10 mV	$\pm 0.5\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$
250 V	100 mV	$\pm 0.5\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$

Maximální povolený vstup je 250 V stejnosměrného napětí nebo amplitudy při střídavém.

### STEJNOSMĚRNÝ PROUD

Rozsah	Rozlišení	Přesnost (1 rok, od 18°C do 28°C, vlhkost 75%)
200 $\mu$ A	100 nA	$\pm 1\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$
2000 $\mu$ A	1 $\mu$ A	$\pm 1\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$
20 mA	10 $\mu$ A	$\pm 1\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$
200 mA	100 $\mu$ A	$\pm 1.2\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$
10 A	10 mA	$\pm 2\%$ z přečtené hodnoty $\pm 5D$