



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní
Ústav letecké dopravy

Metodika pořizování multispektrálních záznamů perimetru
Methodology of Perimeter Multispectral Data Recording

Diplomová práce

Studijní program: Technika a technologie v dopravě a spojích

Studijní obor: Provoz a řízení letecké dopravy

Vedoucí práce: doc. Ing. Bc. Vladimír Socha, Ph.D.

Ing. Stanislav Kušmírek

Bc. Lukáš Ožana

Praha 2022



K621 **Ústav letecké dopravy**

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE (PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Bc. Lukáš Ožana

Studijní program (obor/specializace) studenta:

navazující magisterský – PL – Provoz a řízení letecké dopravy

Název tématu (česky): **Metodika pořizování multispektrálních záznamů perimetru**

Název tématu (anglicky): **Methodology of Perimeter Multispectral Data Recording**

Zásady pro vypracování

Při zpracování diplomové práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem diplomové práce je navrhnout funkční konstrukční řešení bezpilotního letového prostředku (UAS) s pevným křídlem, schopného pořizovat multispektrální záznam. Práce by měla sloužit jako prvotní řešení sběru a zpracování dat s využitím multispektrální kamery při skenování perimetru, a to ve formě manuálu.
- Vypracujte analýzu současného stavu v oblasti skenování perimetrů s využitím UAS. Seznamte se se základními přístupy v konstrukci UAS s pevným křídlem.
- Navrhněte a realizujte konstrukční řešení bezpilotního prostředku s pevným křídlem, které bude uzpůsobeno pro uchycení multispektrální kamery. Uvedené řešení podložte výkresovou dokumentací.
- Řešení ověřte na funkčnost vykonáním a zadokumentování navržených letových úloh společně s vykonáním multispektrálního záznamu.
- Definujte postupy měření a zpracování naměřených dat v podobě manuálu.
- Stanovte závěry práce.



- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího diplomové práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 55 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Aldana-Jague E. UAS-based soil carbon mapping using VIS-NIR (480–1000 nm) multi-spectral imaging. Geoderma, 2016.
Pantazi X.E. Evaluation of hierarchical self-organising maps for weed mapping using UAS multispectral imagery. Computers & Electronics in Agriculture, 2017.

Vedoucí diplomové práce: **doc. Ing. Bc. Vladimír Socha, Ph.D.**
Ing. Stanislav Kušmírek

Datum zadání diplomové práce: **17. července 2020**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání diplomové práce: **16. května 2022**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.
vedoucí
Ústavu letecké dopravy



doc. Ing. Pavel Hrubeš, Ph.D.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.

Bc. Lukáš Ožana
jméno a podpis studenta

V Praze dne..... 2. prosince 2021



Abstrakt

Diplomová práce se zabývá metodikou pořizování multispektrálních záznamů perimetru. Motivací bylo vytvořit dostupné a jednoduché řešení sběru dat s pomocí bezpilotního letového prostředku s pevným křídlem. Letoun s pevným křídlem disponuje signifikantně vyšším doletem, než častěji používané multikoptéry a je tak schopen pořizování záznamů nad větším územím. Konstrukce navrženého bezpilotního létajícího prostředku stojí na dvoumotorovém hornoplošníku DUEL II, jenž byl uzpůsoben k nesení multispektrální kamery Micasense RedEdge MX a autopilotního systému PixHawk 2.4.8. Mezi hlavní provedené změny bylo, vzhledem k významnému nárůstu hmotnosti, zvětšení plochy křídla, změna profilu křídla a změna pohonné jednotky, pro dosažení většího výkonu. Návrh byl zamýšlen tak, aby k jeho realizaci nebylo potřebné velkých modelářských zkušeností. Letoun byl postaven z lehkého balzového dřeva v kombinaci s 3 D tištěnými součástmi z materiálu PLA. Funkčnost hotového letounu byla ověřena letovými zkouškami a pořízením multispektrálního záznamu pšeničného pole s využitím indexu NDVI. Letoun byl schopen provést všechny navržené letové zkoušky.

Klíčová slova: autopilot, bezpilotní letový prostředek, dálkový průzkum země, multispektrální záznam



Abstract

This thesis is focused on perimeter multispectral data recording methodology. The motivation was to create an affordable and simple solution for unmanned fixed wing aerial vehicle data collection. A fixed wing aircraft has a better range than frequently used multicopters and therefore is able to collect data over a wider area. The technical solution is based on a DUEL II twin engine aircraft, which was redesigned to carry Micasense RedEdge MX multispectral camera and PixHawk 2.4.8 autopilot system. Main changes made to the construction of the aircraft were, due to significant increase of weight, were the increase of wing area and airfoil and change of the power unit for greater performance. The aircraft was designed as easy-to-build, requiring minimum previous experience. The aircraft was made of light balsa wood in combination with 3 D printed PLA components. The functionality of the aircraft was verified by flight tests and wheat field multispectral record acquisition using the NDVI index for record processing. The aircraft was able to perform all proposed flight tests.

Keywords: autopilot, multispectral record, remote sensing, unmanned aerial vehicle,



Poděkování

Rád bych tímto poděkoval vedoucím práce doc. Ing Bc. Vladimíru Sochovi, Ph.D. a Ing. Stanislavu Kušmírkovi za odborné vedení a vstřícný přístup a podporu při psaní diplomové práce. Dále bych rád poděkoval Jakobovi Charezinskému za pomoc s tiskem 3D komponent. Velké poděkování patří obzvláště mé rodině za trpělivost a podporu, kterou mi při studiu poskytla.



Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem Metodika pořizování multispektrálních záznamů perimetru vypracoval samostatně a použil k tomu úplný výčet citací použitých pramenů, které uvádím v seznamu přiloženém k diplomové práci.

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).

Praze dne 16. května 2022

.....

Podpis



Obsah

Úvod	18
1. Dálkový průzkum Země	19
1.1 Senzorické vybavení pro dálkový průzkum.....	23
1.1.1 Elektromagnetické spektrum.....	23
1.2 Bezpilotní systémy	29
1.2.1 Klasifikace a dělení bezpilotních systémů.....	30
1.2.2 Návrh konstrukce UAS	34
1.2.3 Pohonná jednotka.....	43
1.2.4 Rádiové řízení	48
1.3 Vědecké práce s podobným tématem	50
2. Metody	54
2.1 Zvolený hardware.....	54
2.1.1 MicaSense RedEdge MX.....	54
2.1.2 Pixhawk 2.4.8.	56
2.1.3 Původní letoun DUEL II	59
2.1.4 RC souprava a ovládání řídících ploch.....	59
2.2 Použitý software.....	60
2.3 Přizpůsobení letounu DUEL II stanoveným požadavkům	61
2.3.1 Počítačový model původního letounu DUEL II	61
2.3.2 Popis návrhu pohonné jednotky.....	62
2.3.3 Popis návrhu nového křídla	63
2.3.4 Manuál k výpočtu výkonových parametrů letounu.....	65
2.4 Materiály a metody využity při stavbě letounu	75
2.5 Manuál ke stavbě letounu	78
2.6 Manuál pro prvotní nastavení a seřízení letounu	86
2.7 Metodika testovacích letů.....	91
3. Prezentace výsledků	101
3.1 Manuál pro kontrolní zálet letounu.....	101



3.1.1	Kontrolní let s falešným zatížením	101
3.1.2	Automatický let s falešným zatížením	103
3.1.3	Let s použitím multispektrální kamery	103
3.2	Vyhodnocení vlastních letových zkoušek	104
3.3	Vyhodnocení dat	106
4.	Diskuse výsledků	111
5.	Závěr	113
	Seznam použité literatury	114
	Přílohy	122



Seznam obrázků

Obrázek 1.1 Způsoby získávání dat při dálkovém průzkumu [5]	20
Obrázek 1.2 Způsob sběru a zpracování dat [1]	21
Obrázek 1.3 Elektromagnetické spektrum [13]	24
Obrázek 1.4 Rozdíl mezi pasivními a aktivními snímači [14]	27
Obrázek 1.5 Odrazivost jednotlivých látek v závislosti na vlnové délce [15].....	28
Obrázek 1.6 Klasifikace bezpilotních prostředků [6]	31
Obrázek 1.7 Druhy UAV dle konstrukce (letoun, vrtulník, kvadrokoptéra, hexakoptéra, oktokoptéra) [21]	33
Obrázek 1.8 Základní části RC letounu [25]	35
Obrázek 1.9 Reynoldsova čísla pro některé druhy letounů a modelů [25]	37
Obrázek 1.10 Profil křídla a jeho parametry [27].....	39
Obrázek 1.11 Diagram pro rychlé určení specifického zatížení nosné plochy [26].....	42
Obrázek 1.12 Vlastnosti jednotlivých druhů uložišť energie [21]	48
Obrázek 1.13 Schéma principu přenosu informací [22]	49
Obrázek 2.1 Možnosti připojení externích modulů k PixHawk 2.4.8. [38].....	58
Obrázek 2.2 Původní konstrukce letounu DUEL II obohacená o tištěné prvky.....	62
Obrázek 2.3 Profil Clarky Y [55]	64
Obrázek 2.4 Výpočet hodnot statického tahu v aplikaci RCplanes – Calc Thrust	65
Obrázek 2.5 Zadané hodnoty v nástroji eCalc	66
Obrázek 2.6 Základní výkonnové parametry získané z aplikace eCalc.....	66
Obrázek 2.7 Výkonnostní diagram v cestovní výšce vygenerován nástrojem eCalc	67



Obrázek 2.8 Diagram výkonnosti ve stoupání vygenerovaný nástrojem eCalc	68
Obrázek 2.9 Výpočet Reynoldsova čísla v nástroji Airfoiltools	69
Obrázek 2.10 Polára (vlevo) a vztlaková čára (vpravo) profilu Clark Y	69
Obrázek 2.11 Umístění rámečku kamery	71
Obrázek 2.12 Výhled kamery z letounu	72
Obrázek 2.13 Umístění DLS 2 senzoru a spojení křídlo – trup	72
Obrázek 2.14 Náhled na vedení kabeláže (náhled bez horního tuhého potahu křídla)	73
Obrázek 2.15 Gondola motoru	73
Obrázek 2.16 Celkový pohled na navrhnutý letoun.....	74
Obrázek 2.17 Poloha těžiště (nahore) a rozložení neseného vybavení (dole)	75
Obrázek 2.18 Porovnání tuhosti, pevnosti v tahu a pevnosti v ohybu balsy (horní sloupec) a PLA (spodní sloupec). [58]	76
Obrázek 2.19 Žebra spojené hlavním a předním nosníkem.....	79
Obrázek 2.20 Téměř hotové křídlo bez horního tuhého potahu	79
Obrázek 2.21 Zpevnění křídla pomocí skelných vláken	80
Obrázek 2.22 Tvarování zkroucení křídla	80
Obrázek 2.23 Hotové křídlo bez potahu	81
Obrázek 2.24 Potahování křídla nažehlovací fólií	81
Obrázek 2.25 Stavba trupu.....	82
Obrázek 2.26 Hotový trup bez potahu a nosní části	82
Obrázek 2.27 Téměř hotové ocasní plochy bez výškového kormidla.....	83
Obrázek 2.28 Motorové gondoly před a po potažení	84



Obrázek 2.29 Propojení motorů s regulátorem	84
Obrázek 2.30 Osazení servomotorů v křídle.....	85
Obrázek 2.31 Hotový letoun	86
Obrázek 2.32 Úvodní obrazovka MissionPlanner	86
Obrázek 2.33 Kalibrace ovladače	87
Obrázek 2.34 Nastavení letových módů	88
Obrázek 2.35 Nastavení výstupů PixHawk.....	90
Obrázek 2.36 Oblast vybraná pro testování.....	91
Obrázek 2.37 Pšeničné pole vybrané pro testování.....	91
Obrázek 2.38 Plán tratě ve fázi II	93
Obrázek 2.39 Zvolené body pro trať ve fázi II	93
Obrázek 2.40 Výpočet předpokládaných hodnot při snímkování	94
Obrázek 2.41 Vytvoření skenované oblasti pomocí polygonu.....	95
Obrázek 2.42 Plánovaná trať pro sběr snímků	96
Obrázek 2.43 Plánovaná trasa sběru dat včetně vzletu a přiblížení na přistání	96
Obrázek 2.44 Body tratě ve fázi III	97
Obrázek 2.45 Nastavení kamery prostřednictvím http protokolu.....	98
Obrázek 2.46 Kalibrace DLS 2 senzoru během (vpravo) a po (vlevo).....	99
Obrázek 2.47 Nastavení a spuštění snímkování.....	99
Obrázek 3.1 Kontrola stavu překrytí pořízených snímků.....	106
Obrázek 3.2 Místa pořízení snímků (po úpravě).....	107
Obrázek 3.3 Ortomosaická mapa	107



Obrázek 3.4 Mapa podle indexu NDVI	108
Obrázek 3.5 Mapa podle indexu NDVI po evalizaci histogramu.....	109
Obrázek 3.6 Data po změně intervalu histogramu	110
Obrázek 3.7 Vytvořené zóny podle indexu NDVI.....	110



Seznam tabulek

Tabulka 1.1 Rozdělení leteckých modelů dle výkonu	45
Tabulka 1.2 Použité zařízení ve zmíněných vědeckých člancích.....	52
Tabulka 1.3 Parametry sběru dat ve zmíněných člancích.....	52
Tabulka 2.1 Vlastnosti MicaSense RedEdge MX.....	54
Tabulka 2.2 Jednotlivá spektra kamery MicaSense RedEdge MX.....	54
Tabulka 2.3 Parametry kombinace Mig 480 Li Race/APC 7x5E	63
Tabulka 2.4 Porovnání původního a nově navrženého křídla	64
Tabulka 2.5 Správné reakce letounu při kontrole nastavení	89



Seznam symbolů a zkratek

AGL	Výška nad úrovní země (Above ground level)
AMSR	Pokročilý mikrovlnný skenovací radiometr
AVHRR	Infračervený pokročilý radiometr s vysokým rozlišením
BEC	Battery eliminator circuit
BLDC	Brushless Direct Current
CIR	Clutter Image Rating
DC	Stejnoseměrné napětí (Direct Current)
DLS	Downwelling Light Sensor
DPZ	Dálkový průzkum země
ERAST	Enviromentální výzkum pomocí leteckého snímání
FBWA	FLY BY WIRE A
FDM	Fused deposition modeling
FIR	Vzdálené infračervené záření (Far infrared)
GPS	Globální polohový systém (Global position system)
GSD	Vzdálenost vzorku země (Ground sample distance)
GSM	Global System for Mobile Communications
HALE	Vysko letící s dlouhou vytrvalostí (High altitude, long endurance)
HDG	Kurz (Heading)
HRV	Širokopásmový kanál s vysokým rozlišením
CHMI	Český hydrometeorologický ústav



ICAO	Mezinárodní organizace pro civilní letectví (International Civil Aviation Organization)
IR	Infračervené záření (Infrared)
LALE	Nízko letící s dlouhou vytrvalostí (Low altitude, long endurance)
LASE	Nízko letící s nízkou vytrvalostí (Low altitude, short-endurance)
Li-Ion	Lithium-iontový akumulátor
Li-Pol	Lithium-polymerový akumulátor
LWIR	Dlouhovlnné infračervené záření (Long-wavelength infrared)
MALE	Letící ve středních výškách s dlouhou vytrvalostí (Medium altitude, long endurance)
MAV	Miniaturní letecký prostředek (Micro/miniature air vehicle)
MIR	Middle infrared)
MSG	Meteosat druhé generace (meteosat second generation)
MTOM	Maximální vzletová hmotnost (Maximum take-off mass)
MWIR	Středovlnné infračervené záření (Mid-wavelength infrared)
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics)
NASA	Národní úřad pro letectví a vesmír (National Aeronautics and Space Administration)
NDVI	Normalizovaný rozdílový vegetační index (Normalized Difference Vegetation Index)
NiCd	Nikl-kadmiový akumulátor
NiMh	Nikl-metal hydridový akumulátor
NIR	Blízko červené záření (Near – infrared)



PCM	Pulsně kódová modulace (Pulse code modulation)
PLA	Kyselina polyléčná (Polylactic Acid)
PPM	Impulsní polohová modulace (Pulse position modulation)
PWM	Pulsně šířková modulace (Pulse width modulation)
PWR	Napájení (Power)
RC	Vzdálené ovládání (Remote control)
RF	Konektor rádiové frekvence (Radio frequency connector)
RPAS	Vzdáleně pilotovaný letadlový systém (Remotely Piloted Aircraft System)
RTH	Návrat domů (Return to home)
SEVIRI	The Spinning Enhanced Visible and InfraRed Imager
SOP	Svislé ocasní plochy
SWIR	Krátkovlnné infračervené záření (Short-wavelength infrared)
TIFF	Tag Image File Format
TRG	Spoušť Trigger
UAS	Bezpilotní létající systém (Unmanned Aircraft Systems)
UAV	Bezpilotní letový prostředek (Unmanned Aerial Vehicle)
UV	Ultrafialové záření (Ultraviolet)
VOP	Vodorovné ocasní plochy
VTOL	Prostředek s vertikálním vzletem/přistáním (Vertical take-off & Landing)



Úvod

Výhodou dálkového průzkumu země je průzkum velkého území za krátkou dobu a možnost odhalení lokálních oblastí s vlastnostmi rozdílnými od okolí. Své využití díky tomu nachází například v meteorologii, klimatologii, geografii, polnohospodářství, lesnictví, nebo v pátrání a záchraně osob.

Pořizování dat při dálkovém průzkumu je možné třemi způsoby, a to pomocí družic, pilotem ovládaných letadel a bezpilotních systémů. Třetí zmíněný způsob je předmětem této práce. Je vhodný pro snímání menších oblastí ve vysoké kvalitě. Ze všech tří způsobů má nejmenší náklady na pořízení a provoz, díky čemu se stává dálkový průzkum stále dostupnější metodou i pro menší aplikace. Bepilotní letové prostředky využívané v dálkovém průzkumu jsou zejména multikoptéry a letouny s pevným křídlem. Multikoptéry jsou méně náročnější na ovládání a konstrukci, ale z principu jejich fungování jsou omezeny nižší vytrvalostí letu. Naopak u pevného křídla je očekávaná větší efektivita letu, jeho účinnost, dolet a stabilita, ale za cenu složitější konstrukce a náročnějšího ovládání.

Existuje celá řada typů dat, které je možné dálkovým průzkumem získat. Tato práce se zaměřuje na pořízení multispektrálních záznamů perimetru. S využitím různých spekter a jejich následným zpracováním je možné zvýraznit místa s typickými vlastnostmi, které se na běžné fotografii nezobrazí. Metoda se neustále vyvíjí a nachází využití v mnoha oborech, ve kterých je potřeba efektivně posoudit vlastnosti vybraného perimetru. Výstupem dálkového průzkumu s využitím multispektrálních záznamů je multispektrální mapa, která barevně rozlišuje oblasti různých vlastností na základě zvolených indexů.

Práce si klade za cíl navrhnout bezpilotní prostředek s pevným křídlem, se zabudovanou multispektrální kamerou v trupu letounu, schopný vytvořit multispektrální záznam zvoleného perimetru a navrhnout metodiku sběru dat. Snahou je navržení funkčního, efektivního, ale zároveň dostupného a snadno proveditelného řešení, jeho realizace a ověření provedením navržených letových úloh s následným vyhodnocením nasbíraných dat.



1. Dálkový průzkum Země

Definice

Dálkový průzkum země je věda a umění získávání informací o objektu, oblasti nebo jevu prostřednictvím analýzy dat získaných zařízením, které není v kontaktu se zkoumaným objektem, oblastí nebo jevem. Alespoň takto definuje dálkový průzkum Země Lillesand a Kiefer. [1] Jinou definici nabízí Campbell a Wynne a to, že se jedná o shromažďování informací o Zemském povrchu a vodních plochách pořízením snímků z výšky s využitím odraženého, nebo emitovaného elektromagnetického záření v jednom, či více spektrech. [2] Dále pak zmiňují Lintz a Simonett mnohé jiné definice, z nichž se nabízí zmínit, že se, mimo výše zmíněné, jedná o sběr fyzických dat objektu bez dotyku a kontaktu s ním. [3] Česká literatura pak hovoří o metodě, pomocí které je možné získávat informace o objektech a jevech bezkontaktními metodami, kdy člověk využívá řadu různých metod a technologického vybavení, pro získání kvantitativních i kvalitativních informací o těchto jevech a jejich vlivu na okolí. [4]

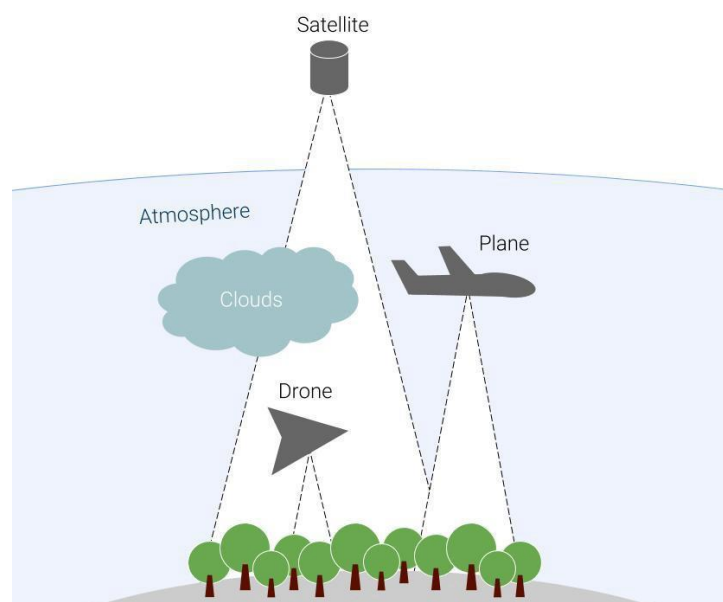
Pomocí dálkového průzkumu Země je tedy možné, dle různých definic, schopní získat informace o vzdálených objektech a to, což je důležité, bez přímého fyzického kontaktu s nimi.

Vývoj

Vývoj dálkového průzkumu je úzce spjat s rozšiřováním vědomostí o elektromagnetickém záření a s vývojem letectví a kosmonautiky. První fotografii z výšky pořídil fotograf Tournachon v roce 1858 z balónu. V roce 1903 si nechal J. Neubronne patentovat metodu fotografování pomocí kamer umístěných na holubech. S příchodem dvou světových válek pak přišel velký rozmach tohoto oboru. Vzdušné snímkování se začalo využívat pro vojenské účely, ale také pro topografické mapování včetně zemědělství a lesnictví. Robert Colwell roku 1956 použil do té doby vojenský barevný infračervený film pro mapování zdravotního stavu vegetace. Novou éru dálkového průzkumu odstartoval kosmický výzkum. Od šedesátých let se tak začali na oběžnou dráhu země dostávat meteorologické družice a později také družice sloužící například pro tvorbu digitálního modelu terénu. Začala tak postupně vznikat dnešní podoba dělení a využití dálkového průzkumu, která se neustále dále vyvíjí s vylepšováním stávajících a vývojem nových technologií. [4]

Dělení dálkového průzkumu Země

Dálkový průzkum lze rozdělit podle několika rozdílných kritérií, jako jsou například způsob a výška sběru dat, zdroj elektromagnetického záření nebo druhu pořízených dat a způsobu jejich zpracování. Různé druhy dat se pak hodí pro odlišné praktické aplikace a mají jiné využití. [1] Jedním z důležitých faktorů při dálkovém průzkumu je vzdálenost, respektive výška, pořizování záznamu. Ta se bude odvíjet od toho, jak velké území budeme chtít nasnímat. Území pak můžeme rozdělit na globální, oblastní, lokální a detailní. [4] Obecně lze data získat ze satelitů, letadel s posádkou a bezpilotních prostředků. Zatímco satelity jsou schopny nasnímat během týdne celou planetu s rozlišením 10-30 m na pixel, bezpilotní prostředky létající v nižších výškách za den nasnímají pouze kolem 1000–3000 ha za den, ale za to v mnohem detailnějším rozlišení 5–20 cm na pixel. [5]



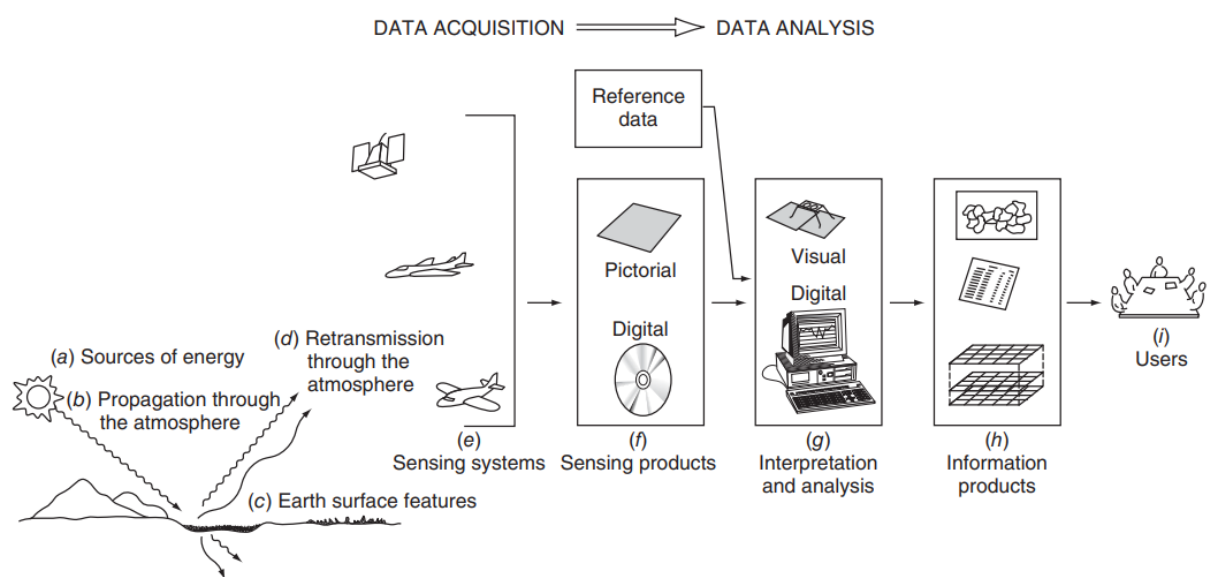
Obrázek 1.1 Způsoby získávání dat při dálkovém průzkumu [5]

Z tohoto tedy lze odvodit, že při pořizování globálních záznamů budeme spoléhat na satelitní snímkování, zatímco při detailním snímkování využijeme bezpilotních letounů.

Pro sběr dat bude třeba zdroj elektromagnetického záření. DPZ tedy může být buď aktivní, kdy je zdroj záření umělý, nebo pasivní s využitím elektromagnetického záření Sluncem, popřípadě reflektované sluneční záření od Země. Podrobnější rozdíly budou popsány dále. [1]

Poté existují dva způsoby záznamu dat. V případě konvenčního sběru dat nám obraz vzniká v jednom okamžiku. Tato metoda je dnes již na ústupu a je spojena zejména s analogovým

sběrem dat. Nevýhodou byl malý rozsah vlnových délek. S vylepšením digitálních záznamů se však začala více využívat nekonvenční metoda, kdy snímky vznikají postupně pomocí řádkování. Výsledná data pak mohou být získána ve dvou základních podobách. Buď získáme obrazová data, nebo data neobrazová prezentována ve formě grafů. Podle typu dat pak můžeme data zpracovat jako mapu, obraz, tabulku, nebo graf, který poté můžeme prezentovat. [4] Celý proces od sběru po prezentaci dat, lze vidět na obrázku 1.2 popisujícím průběh a způsoby sběru a typy dat.



Obrázek 1.2 Způsob sběru a zpracování dat [1]

Využití dálkového průzkumu Země

Prvotní využití dálkového průzkumu země bylo ve vojenském odvětví, ve kterém se dále zdokonaluje na všech úrovních. Dnes jsou vyspělé státy schopné vykonávat průzkum rozsáhlých oblastí pomocí satelitního snímkování. Přesné vyhledávání cíle probíhá pomocí UAS, kdy se využívá mimo jiné například termo kamera při zjišťování počtu a umístění osob v objektu. Tyto informace následně mohou posloužit pozemním jednotkám při plánování útoku. UAS jsou také schopny samotného zneškodnění cíle. [6]

V meteorologii se využívá třeba MSG – meteosat druhé generace, využívající přístroj SEVIRI schopný snímat osm tepelných infračervených kanálů, tři solární kanály a jeden solární kanál ve vysokém rozlišení (HRV). Každý kanál má pro urychlení skenování tři čidla (kromě HRV,



který jich má 9). Satelit dokáže během 1250 otáček kolem vlastní osy naskenovat celý zemský disk. [7] Data z této družice pak můžeme sami sledovat například na portálu CHMI. [8]

Při výzkumu klimatických změn se využívá dálkový průzkum při zjišťování klimatických podmínek v rozsáhlých oblastech s ohledem na zeměpisnou polohu a roční dobu [9]. Například se sleduje teplota povrchu oceánů a moří s rozlišením až 0,25 °C a periodu jednoho dne, a to za pomoci satelitního snímkování s využitím infračerveného pokročilého radiometru s vysokým rozlišením (AVHRR), či pokročilého mikrovlnného skenovacího radiometru (AMSR). [10]

Velkou měrou se s dálkovým průzkumem setkáme v geografii, a to v mnoha jejích odvětvích. Jedním z příkladů může být zkoumání eroze půdy v horských oblastech, což je problém zejména v alpských pastvinách. Pomocí pravidelného leteckého snímkování se daří zaznamenávat pohyby půdy v průběhu času, přiblížit příčinu eroze a případně navrhnout řešení pro její redukci lepším využíváním této půdy jako jsou změny tras pro přesun dobytka, nebo změny v zástavbě území. [11]

V zemědělství se s dálkovým průzkumem setkáme při posuzování zdravotní vegetace. Jsme tak schopni včas odhalit usychání vegetace, nebo šíření škůdců. V případě lesnictví navíc můžeme sledovat dopady těžby dřeva, degradací lesů nebo detekovat zóny s hrozbou požáru. [5]

Velký potenciál má využití dálkového průzkumu pomocí UAS při pátrání a záchraně osob. Při hledání je možné využít systém s jedním, ale také s více bezpilotními prostředky, kdy pomocí senzorického vybavení prohledávají danou oblast a posílají data na pozemní stanici, kde jsou vyhodnocována. Možnosti jsou také v části samotné záchrany, kdy mohou bezpilotní prostředky dovést potřebný zdravotnický materiál na určené místo ještě před tím, než se zde dostanou záchranáři. UAS lze také využít jako opakovač signálu pro zajištění bezdrátové komunikace. Výhodou bezpilotních systémů oproti klasické záchrany s pilotem ovládaných letadel (například vrtulníku) je zejména cena, jednoduchost, bezpečnost a dostupnost využití. Díky nižším nákladům a rozměrům je možné mít stanice umístěny s větší hustotou a zároveň se neriskuje život posádek v případě riskantního nasazení v těžkém terénu. Omezením však zůstává odolnost vůči povětrnostním podmínkám a také energetické zdroje. Vzhledem k omezení výkonu UAV je třeba rozhodnout, zda má být prováděna analýza obrazových dat prováděna na palubě v reálném čase, nebo jestli má větší smysl pouze uložit data a zpracovat je následně při přeletu k pozemní stanici. [12]



Výše zmíněné příklady v jednotlivých oborech jistě nejsou kompletním výčtem využití dálkového průzkumu, ale nabízí náhled na možnosti jeho aplikování. Vzhledem k vyvíjejícím se technologiím (zejména bezpilotních letounů) se dá očekávat rozšíření této metody průzkumu také do jiných oborů a bude se nacházet stále další využití.

1.1 Senzorické vybavení pro dálkový průzkum

V dálkovém průzkumu se pro snímání objektu využívá zachytávání elektromagnetického záření, které je tvořeno elektromagnetickými vlnami. Elektromagnetické záření vzniká transformací z jiné energie, například z kinetické, chemické, tepelné, elektrické, magnetické, nebo jaderné. Velké množství transformací různých zdrojů bude poskytovat elektromagnetické vlny v různých oblastech elektromagnetického spektra. Informace nošená elektromagnetickou vlnou může být obsažena v její frekvenci, intenzitě, nebo polarizaci. Vlny se šíří rychlostí světla, a to přímým způsobem, nebo nepřímo odrazem či rozptylem. Vzájemné působení elektromagnetické vlny a přírodního povrchu je závislé na frekvenci vlny. [4]

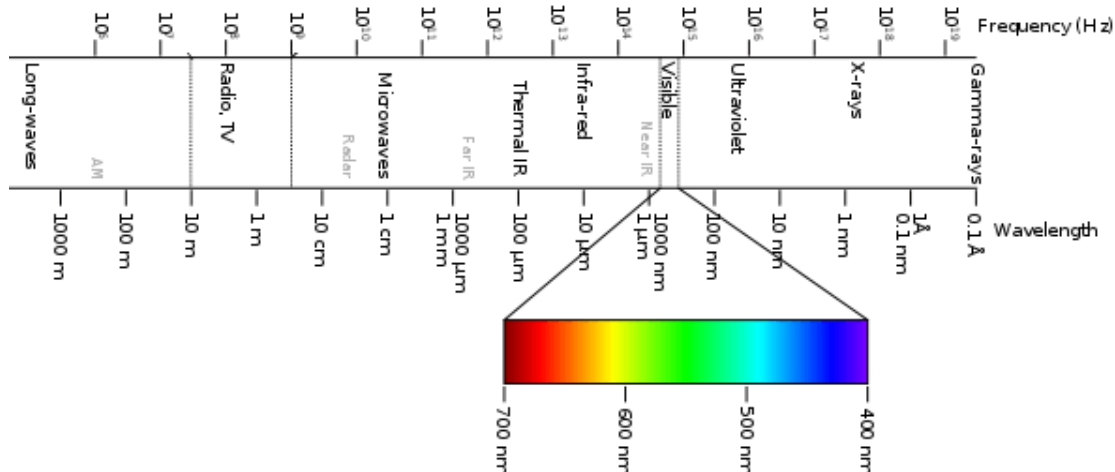
1.1.1 Elektromagnetické spektrum

Jednotlivé typy elektromagnetického záření se liší svou vlnovou délkou, respektive svou frekvencí. Vztah mezi frekvencí a vlnovou délkou lze vyjádřit následovně:

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (1.1)$$

Kde λ označuje vlnovou délku v m, c rychlost světla v m/s f a frekvenci. Ze vzorce je zřejmé, že vlnová délka je nepřímo úměrná frekvenci. [4]

Různé druhy tohoto záření rozlišujeme pomocí elektromagnetického spektra, někdy též označovaného jako Maxwellova duha. V levé části spektra lze nalézt elektromagnetické záření s nízkou frekvencí a dlouhou vlnou, naopak směrem doprava se bude frekvence zvyšovat a délka vlny zkracovat. Jednotlivé části spektra plynule přecházejí v další. [4]



Obrázek 1.3 Elektromagnetické spektrum [13]

V dálkovém průzkumu nepoužíváme záření o vlnové délce delší, než 25 μ m, jelikož je silně pohlcováno atmosférou. V dálkovém průzkumu nás tedy jako první zleva zajímá infračervené záření (IR), které se vyskytuje v pásmu od 760 nm do 1 mm. IR můžeme dále rozdělit na: [4]

- Blízké infračervené záření (NIR) s délkou vlny 760–1400 nm
- Krátce vlnné infračervené záření (SWIR) s délkou vlny 1400–3000 nm
- Středně vlnné infračervené záření (MWIR) s délkou vlny 3000–8000 nm
- Dlouhovlnné infračervené záření (LWIR) s délkou vlny 8000–15000 nm
- Vzdálené infračervené záření (FIR) s délkou vlny nad 15 000 nm

Viditelnou část elektromagnetického spektra známe jako světlo. Ve vakuu odpovídá vlnovým délkám v rozmezí 380–720 nm a z pohledu využití v dálkovém průzkumu bude mít podobné vlastnosti jako IR. [4] Různé vlnové délky (respektive frekvence) vnímáme jako jednotlivé barvy. Barevné spektrum začíná fialovou barvou s nejnižší vlnovou délkou a pokračuje modrou, zelenou, žlutou a končí červenou barvou s nejdelší vlnovou délkou. [2]

- Fialová 380–450 nm
- Modrá 450–495 nm
- Zelená 495–570 nm
- Žlutá 570–590 nm
- Oranžová 590–620 nm
- Červená 620–750 nm



Pod 380 nm hovoříme o ultrafialovém záření (UV). Zprava jej pak ohraničuje rentgenové záření s délkou vlny okolo 300 nm. Ultrafialové záření je mimo jiné také součástí slunečního záření a může být pro člověka škodlivé. [2] Tato část spektra se v dálkovém průzkumu využívá pro studium atmosfér planet nebo povrchů bez atmosféry, jelikož krátké vlnové délky jsou typické horší propustnosti plynů. Kratší vlny již patří rentgenovému a gama záření. Ty jsou v dálkovém průzkumu používány pouze výjimečně, kvůli horší propustnosti atmosféry. Gama záření se může využít pro u detektorů včasné výstrahy, či ekologii. [4]

Měření elektromagnetického záření

Elektromagnetické záření můžeme rozdělit do tří skupin, a to na emitované, odražené a rozptýlené. Emitované záření je snímáno přímo z jeho zdroje. Rozptýlené je záření odražené do mnoha směrů. Snímané záření obsahuje informace o vlastnostech těles, které jej emitují, odrážejí nebo rozptylují. Měřit se dá pouze záření, které dopadne do zorného pole přístroje. Zorné pole je definováno úhlem záběru zařízení a je vymezeno čočkou u ultrafialového, viditelného a infračerveného záření, nebo anténou u mikrovlnných přístrojů. Záření, které bude v zorném poli přístroje dopadat na detektor, který je z citlivého materiálu reagujícího na změny dopadajícího záření. [4]

Spektrometrie

Fyzikální obor zabývající se reakcí objektů na jednotlivé části spektra se nazývá spektrometrie. Pokud zkoumaný objekt vystavíme elektromagnetickému záření, tak jej může absorbovat, nebo odrazit. Speciálním případem mohou být fluorescenční materiály, které jej absorbují a po nějaké době opět vyzáří. Odrazivost, respektive absorpce daného materiálu závisí na jeho elektromagnetických vlastnostech, ty závisí na druhu objektu, okamžitém stavu objektu a na druhu a stavu jeho okolí. Každá látka takto reaguje specificky pro určité části spektra. Při změření odrazivosti v daném spektru je tedy možné určit druh a vlastnosti dané látky. Podle zdroje snímané elektromagnetické energie můžeme rozdělit senzory na pasivní a aktivní. [14]

Pasivní snímače

Pasivní snímače nic neprodukují. Pouze snímají záření produkované jiným zdrojem, nebo takové záření odražené od objektu. Zdrojem pro tyto snímače může být sluneční a teplené záření, nebo umělé zdroje světla. [14]

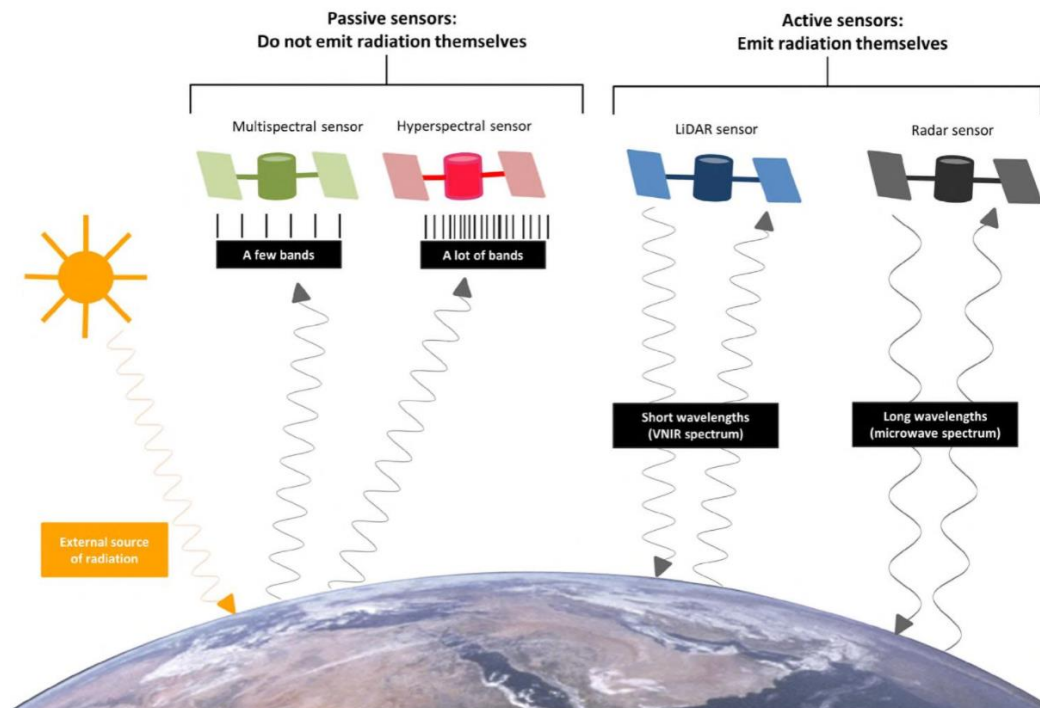
Pro člověka nejpřirozenějším příkladem pasivního snímače je lidské oko. To je schopno zachytit světelné záření odraženého světla od objektu a následně jej převést na nervový



impuls, který je mozek schopen zpracovat a získat požadované informace. Zaznamenat lze elektromagnetické záření fotograficky, nebo elektronicky. V prvním případě se světlo odražené od objektu promítá na světlo-citlivý papír a vzniká fotografický snímek (fotografie). U elektronického zaznamenávání záření zpracuje elektronický snímač, který ho převede na elektrický signál a ten zapíše do paměti přístroje. [1]

Běžné barevné snímky zaznamenávají spektrální pásmo v rozsahu od 300 do 900 nm, což znamená viditelnou část elektromagnetického spektra doplněné také o blízké infračerveného záření. Takový snímek věrně zobrazuje realitu, avšak při pohledu z větší výšky se v něm mohou ztrácet důležité informace. [1] Možností, jak zvýraznit některé informace při pořízení snímku je nahrazení červené části spektra snímače blízkým infračerveným pásmem (NIR). Takto vzniklý snímek se nazývá CIR a prostředí zobrazuje nepřirozeným způsobem. Zvýrazňuje však typické oblasti s rozdílnou odrazivostí záření. Zdravá vegetace je na tomto obrazu zaznamenána sytě červenou barvou. [14] Pro získání jiných specifických informací je podobně jako u CIR možné využít jiné části spektra, popřípadě je kombinovat. Tuto možnost nabízejí multispektrální kamery, které jsou schopny najednou pořídit více snímků v rozličných úzkých spektrálních pásmech. V případě, že počet sledovaných pásem razantně navýší tak se tyto kamery nazývají hyperspektrální. [14]

Pasivní snímače musí na pozorovaný objekt přímo vidět. Nesmí mezi nimi být žádná překážka jako například oblaka. [14]



Obrázek 1.4 Rozdíl mezi pasivními a aktivními snímači [14]

Aktivní snímače

Aktivní snímače jsou, na rozdíl od pasivních snímačů, samotným zdrojem vlastního záření. To se následně odráží od objektu a je opětovně zpracováno snímačem. Aktivní snímač, tedy porovnává vyslanou a přijatou energii. Mezi aktivní snímače můžeme zařadit například různé druhy radarů, nebo lidar. Radar má tu výhodu, že je schopen proniknout i přes oblaka, či jinou překážku a získat informace i o objektech za touto překážkou. Efektivita získání informací za překážkou ovšem závisí na použité délce radarové vlny. Z těchto typů snímačů jsme schopni zjistit například tvar, natočení, či vlhkost daného objektu. [14]

Tato práce se dále zabývá dálkovým průzkumem s využitím pasivních snímačů.

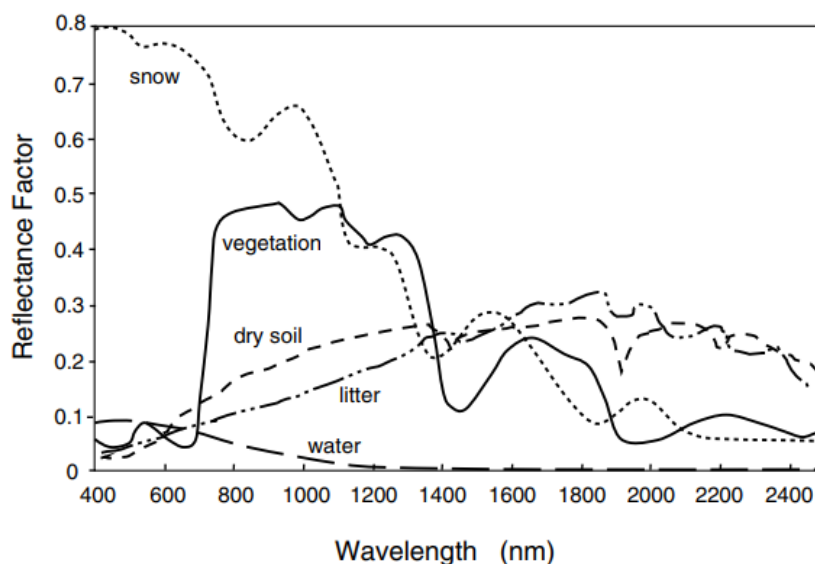
Spektrální odrazivost vegetace

Hodnota odrazivosti pro konkrétní pásmo udává poměr odražené energie směrem k přijímači a energie přijaté od zdroje. Každá látka odráží specifické množství energie dané vlnové délkou. U vegetace bude tato odrazivost záviset také na:

- Obsahu vody
- Obsahu minerálů
- Hustotě vegetačního krytu

Na výsledku se projevují jednotlivé části rostlin. Vzhledem ke své ploše mají největší vliv listy rostlin.

Na obrázku vidíme odrazivost jednotlivých látek v závislosti na vlnové délce. Absorpce světla u vegetace je nejvyšší v oblasti viditelného pásma mezi 400 až 700 nm. Chlorofylové pigmenty budou více selektivně absorbovat modrou (400–500 nm) a červenou (600–700 nm) barvu. Naopak menší absorpci zaznamenáme u zelené barvy (500–600 nm), což značí zdravější vegetaci. [15]



Obrázek 1.5 Odrazivost jednotlivých látek v závislosti na vlnové délce [15]

V modrých vlnových délkách bude mít silnou absorpci také žlutý až oranžově červený pigment karoten. Stejně tak červený a modrý pigment xantofyl, který je odpovědný za různé barvy listu. Rostlina ve stresu bude definována jiným spektrálním podpisem, odpovídající různým vlivům na různé podněty. Naopak velmi nízkou absorpci mají listové pigmenty a celulóza v blízkosti infračervených vlnových délek (700–1300 nm). Většina energie je odražená v závislosti na vlastnostech struktury listu, což se projevuje na srovnání křivky právě v těchto vlnových délkách. Prudký nárůst odrazivosti mezi červenou oblastí a oblastí NIR se označuje jako červený okraj (red edge) a využívá se k detekci stresu rostlin. Oblast MIR (1300–2500 nm) se vyznačuje vysokou absorpcí vody v rostlinách a půdě. Zvětšování odrazivosti v této části



spektra (zvláště mezi 1400–1900 nm) značí snížení obsahu vody vegetačního krytu. Obdobně lze z odrazivosti odvodit také vlastnosti půdy. Půda je obecně velmi komplexní a složitá směs plná minerálů a organických složek s vlastním spektrálním podpisem. Mezi nejdůležitější složky půdy, které ovlivňují její spektrální podpis, patří železo, organické látky, vlhkost a obsah soli. Odrazy půdy mají tendenci se zvětšovat s rostoucí vlnovou délkou od 400 do 1000 nm z důvodu absorpce oxidu železitého v kratších vlnových délkách. Mnoho studií také ukazuje vztahy mezi barvou půdy, respektive jejími změnami a důležitými degradačními procesy jako jsou salinizace, eroze a odvodnění. Například šedá barva půdy ukazuje špatnou drenáž a zamokření půdy. Také nefotosyntetická vegetace (bioodpad), například posečená tráva, bude mít svůj specifický spektrální podpis, lišící se fází rozkladu. S degradací chlorofylu budou pigmenty degradovat a bude se zvyšovat odrazivost červené barvy, která vytváří žlutý vzhled uvadající vegetace. Časem degradují perzistentnější karoteny a zvýší se odrazy modré barvy, což způsobí zašedlý vzhled. Nakonec se bioodpad rozloží a stane součástí podpisu organické půdy. [15]

Díky znalosti odrazivosti jednotlivých látek jsme schopni rozeznat, nejen vegetaci od ostatních typů na obrázku (sněhu, půdy, vody či odpadu), ale také jednotlivé druhy vegetace mezi sebou. Je tak například možné rozlišit pěstovanou plodinu od plevelu. Při porovnávání jednotlivých metod rozlišování kukuřice, rýže, sóji, suché půdy a silnice, byla různými metodami dosažena přesnost až 92,60 %. [16]

Vegetační indexy

Pro odlišení a zvýraznění vlastností daných plodin se využívají vegetační indexy. Jedná se o aritmetické operace s dvěma a více spektrálními pásmy, respektive s jejich odrazivostí. Typů indexů existuje celá řada a liší se svým využitím. Využití najdou při identifikaci rostlin, určení jejich zdraví a hustoty vegetačního krytu. [17]

1.2 Bezpilotní systémy

Díky technologiím dnes odpadá potřeba mít na palubě letadla pro zachycení požadovaného perimetru v dostatečné kvalitě lidskou posádku. Létařící zařízení bez pilota jsou často označovány jako bezpilotní vzdušné prostředky (UAV), dálkově ovládaný prostředek, nebo dálkově ovládané letadlo. ICAO dává přednost pojmu UAS – Bezpilotní létařící systém, což jasně odkazuje na to, že samotný UAV je pouze jednou částí celku a pro jeho funkci je zapotřebí dalších prvků. V médiích, či v běžné konverzaci se můžeme setkat také s pojmem

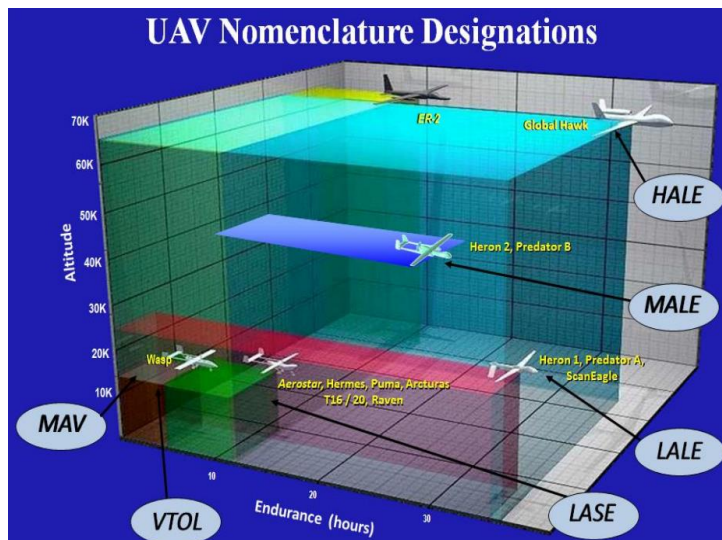


dron. Tento termín je používán jako hovorové souhrnné označení všech typů bezpilotních prostředků. [18]

Jako první použití bezpilotních prostředků můžeme označit bombardování Benátek v roce 1848. Útočící Rakousko – Uhersko využilo horkovzdušné balóny, které měly na město shodit 24–30 librové bomby. Většina balónů, však vlivem změny počasí odlétla jiným směrem a bomby dopadly nejen na moře, ale také do vlastních pozic. První rádiově naváděný bezpilotní prostředek s pevným křídlem navrhl Archibald Montgomery Low v roce 1916. Jeho účelem bylo sestřelování vzducholodí Zeppelin. Od té doby se využití bezpilotních prostředků ve vojenském prostředí rozšířilo z naváděných střel na cvičné cíle o, průzkum a bombardování nepřátelských cílů. [19] Začali se využívat tam, kde by mohlo dojít k ohrožení lidské posádky. Velký vývoj byl zaznamenán během studené války a počátkem sedmdesátých let, kdy se začaly spouštět větší projekty NASA. V devadesátých letech se jejich projekt environmentálního výzkumu pomocí leteckého snímání (ERAST) zabýval také miniaturizací stávajících technologií. I díky tomu následně začal rozmach domácích bezpilotních prostředků a cenově dostupných řešení dálkového průzkumu. [20] V civilním provozu se dnes UAS mimo jiné využívají v lesnictví při monitorování lesních požárů, v meteorologii při sběru dat o atmosféře, v zemědělství při monitorování půdy, vodních toků, plevelů, či ilegálních skládek, nebo v energetice při monitorování potrubí a elektrického vedení. [18]

1.2.1 Klasifikace a dělení bezpilotních systémů

Klasifikace civilních bezpilotních prostředků v podstatě vychází z vojenského dělení. Jednotlivé systémy se dělí zejména podle kritérií, jako jsou velikost, vytrvalost a schopnosti. Obecně uznávané způsoby klasifikace letounů jsou zobrazeny na obrázku, který přibližuje jejich využití z hlediska dostupnosti a výdrže. [20]



Obrázek 1.6 Klasifikace bezpilotních prostředků [6]

MAV (micro/miniature air vehicle), popřípadě NAV (Nano air vehicle) jsou pojmenovány, dle jejich menších rozměrů, které umožňují pozemní transport například v batohu uživatele. Tyto systémy budou létat v nižších výškách (pod 330 m) a velikost jejich baterie je bude limitovat na 5–30 minut letu. [20]

VTOL (vertical take-off & landing), jsou systémy s kolmým vzletem a přistáním, které nepotřebují rozjezdovou dráhu a jsou tedy použitelné v hůře přístupném terénu. Jejich dostup a vytrvalost se bude odvíjet od přesného účelu použití, ale převládající jsou systémy létající v nižších výškách. Vysoké výkonové požadavky na let ve visu se bude negativně odrážet ve vytrvalosti letu, vyjma velkých zařízení, které disponují větším zdrojem energie. [20]

LASE (low altitude, short-endurance) jsou letadla obvykle vážící okolo dvou až pěti kilogramů a rozpětím do tří metrů, které díky tomu nemají požadavky na vzletovou a přistávací plochu a lze je pouštět z malých katapultovacích systémů, nebo z ruky pilota. Vytrvalost se může pohybovat od jedné do dvou hodin a operační dosah několik kilometrů od pozemní stanice. Větší kategorie je pak popsána jako LASE close, kdy už je potřebná vzletová a přistávací dráha, ale díky větším rozměrům a nosnosti zvyšuje schopnosti letadla. Tyto letouny jsou tak schopné létat do výšky 1500 m s vytrvalostí několik hodin. [20]

LALE (low altitude, long endurance) jsou letouny s nosností několik kilogramů a dostupem v tisících metrů po delší dobu. [20]



MALE (medium altitude , long endurance) umožňují let až do výšky 9000 m s operačním dosahem stovky kilometrů od pozemního vysílače a výdrží mnoha hodin. [20]

HALE (High altitude, long endurance) se již pohybují ve výškách okolo 20000 m s doletem tisíce kilometrů. Některé z nich mají výdrž až 30 hodin. [20]

Pro účely této práce se budeme pohybovat v kategoriích LASE až LALE. Ty nabízejí nepřeberné množství konfigurací. Vypouštění z ruky, popřípadě katapultu nabízí širokou škálu použití v různých podmínkách a terénu, avšak je tím znehodnocena délka jejich provozních schopností na dobu od 45 minut až do 2 hodin a také se snižuje jejich užitečné zatížení. Mezi jejich výhody patří jednoduchost ovládní, které je podobné jako u RC modelů s jednoduchou pozemní řídicí stanicí. [20]

Dělení dle způsobu ovládní

Podle způsobu ovládní rozlišujeme dva základní druhy bezpilotních systémů. Nejvíce rozšířenými jsou vzdáleně pilotované letadlové systémy (RPAS). Pilot v tomto případě stojí na zemi a pomocí vysílače dálkově ovládá UAV. Ten je pak vybaven přijímačem, který předává povely na příslušná serva. Některé typy UAV jsou vybaveny také vlastním vysílačem, které posílají na zem údaje o rychlosti, výšce nebo pohled z kamery. Pilot tak může v reálném čase sledovat činnost UAV i bez přímého vizuálního kontaktu. Komunikace mezi pilotem a bezpilotním letounem funguje například pomocí rádiových vln, Wifi nebo GSM. [18]

Druhý typ systému je vybaven interním ovládním a schopností automatického letu. U takového systému se musí nejprve před letem nastavit požadovaná trajektorie. Tyto systémy mohou být v kombinaci také s dálkovým ovládním. Některé bezpilotní systémy jsou sice primárně vzdáleně pilotované, ale v případě ztráty signálu obsahují funkci automatického návratu (RTH) a dokážou se tak bezpečně vrátit na zvolené místo. [18]

Dělení dle konstrukce

Bezpilotní prostředky můžeme z pohledu konstrukce rozdělit na dva základní druhy, a to UAV s pevným křídlem, a UAV s rotujícími nosnými plochami.

1) UAV s rotujícími nosnými plochami

Obecně lze nazvat jako multikoptéry. Podle konkrétního počtu motorů se pak odvíjí její specifický název – kvadrokoptéra (4), hexakoptéra (6), oktokoptéra (8). Řídce se můžeme

setkat také vyšším počtem rotorů. [21] Všechny rotory se otáčejí kolem svislé osy, což zajišťuje pohyb vzhůru a umožňuje kolmý start a přistání. Pohyb do stran je docílen zvýšením/snížením výkonu jednotlivých rotorů. Pro zachování větší stability je polovina rotorů levotočivých a polovina pravotočivých. [22] Rotory jsou připojeny na trup UAV pomocí ramen. Samotný trup nese elektroniku ovládání, napájení a užité zatížení podle způsobu použití (kamera, zboží,). [22]

Speciálním případem UAV s rotujícími nosnými plochami jsou helikoptéry. Zde je nejčastěji jeden hlavní rotor a vyrovnávací vrtulka. Hlavní rotor se skládá z nosné plochy, kterou tvoří hlavní rotorové listy a plochu stabilizátoru tvořenou dvěma pádly. Kolektivním řízením rotoru pak ovládáme úhel náběhu hlavního rotoru, což ovlivňuje vztlakovou sílu a umožňuje stoupat, klesat nebo zůstat ve visu. Oproti tomu cyklické řízení ovládá náklon stabilizátoru, což zajišťuje klonění a klopení. V některých případech se můžeme setkat s rotorem s více než dvěma listy. V takovém případě používáme pro cyklické řízení, podobně jako u pilotovaného vrtulníku, natáčení každého hlavního rotorového listu zvlášť. U vrtulníku jsou častou používány spalovací motory, díky jejich většímu výkonu, nicméně jsou pro konstrukci a finální ladění poměrně složité. Oproti tomu se v posledních letech výrazně zlepšuje výkonnost elektromotorů a akumulátorů. Zřídka se můžeme setkat také s pohonem miniaturní proudové turbíny. U těch je však spotřeba paliva zbytečně vysoká. "

2) UAV s pevným křídlem

Jedná se o bezpilotní prostředek odpovídající definici letounu. Český předpis definuje letoun jako „letadlo těžší než vzduch, s pohonem, vyvozujícím vztlak za letu hlavně z aerodynamických sil na plochách, které za daných podmínek letu zůstávají vůči letadlu nepohyblivé.“ Bezmotorový UAV s pevným křídlem by označil jako bezpilotní kluzák. [23]

Porovnání UAV s pevným křídlem a rotujícími nosnými plochami



Obrázek 1.7 Druhy UAV dle konstrukce (letoun, vrtulník, kvadroptéra, hexakoptéra, oktokoptéra) [21]



Výhoda rotorových UAV spočívá v možnosti visu na jednom místě, který umožňuje změnu orientace kamery během letu a udržování konstantní vzdálenosti od pozorovaného objektu s větší stabilitou. Rotorové UAV se díky tomu bude lépe hodit pro vertikální sledování objektů. Další výhodou je možnost bezpečnějšího vzletu a přistání ve složitém terénu a manévrovatelnost. Naopak nevýhodou je vyšší spotřeba energie, z důvodu většího počtu pohonů, což se projeví, také nižší vydrž a doletem a v porovnání s letounem s pevným křídlem zaostává v autonomním letu. [21]

Oproti tomu UAV s pevným křídlem má menší energetické nároky, tedy i delší výdrž, dolet a také dostup. Zároveň je rychlejší. Dokáže tak zaznamenat větší území během jednoho letu. Na druhou stranu je potřebná větší vzdálenost od snímaného objektu a má menší možnosti pro sledování vertikálních objektů. Na rozdíl od multikoptéry také potřebuje větší prostor ke vzletu a přistání a je méně obratný. [21]

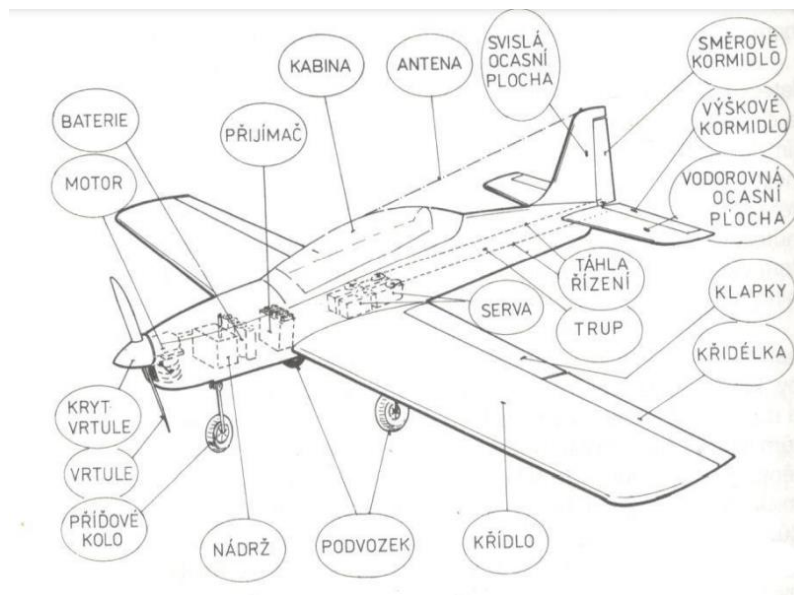
1.2.2 Návrh konstrukce UAS

Základní principy aerodynamiky a konstrukce u malých bezpilotních letounů jsou obdobné jako u letounu ovládaným pilotem. Při začátku návrhu se nejprve musí určit plánovaný rozsah použití, od kterého se budou odvíjet ostatní věci. Podle leteckých modelářů můžeme z pohledu konstrukce rozdělit modely s pevným křídlem na: [24]

- Pomalolety bez akrobatických ambicí
- Kluzáky a cvičné hornoplošníky
- Sportovní modely s možností základní akrobacie
- Polomakety a makety vojenských letadel
- Stíhačky s dmychadlem
- 3 D akrobaty

V rámci této práce má být navrhnout UAV s pevným křídlem se schopností nést multispektrální kameru, která bude provádět snímkování daného perimetru. Požadavky na takový letoun jsou zejména vyšší nosnost pro nesené vybavení a stabilita letu. Naopak účelem letounu nebude provádět vyšší akrobacii. Konstrukce bezpilotního letounu se obdobně jako u běžného, pilotem ovládaného letounu, skládá z trupu, křídel, svislých a vodorovných ocasních ploch a pohonné jednotky. Stejně tak primárními ovládacími prvky jsou směrové, výškové kormidlo a křídélka. Poslední jmenované však u menších modelů nemusí být vždy podmínkou. Některé typy modelů mohou mít také ovládatelné klapky, či sloty. Palubní přijímač přijímá pokyny pozemního vysílače a předává je ovládání motoru a servomotorům, které následně pomocí

táhel ovládají výše zmíněné řídicí plochy. K napájení servomotorů a přijímače slouží baterie, která může napájet také případný elektro pohon. [25]



Obrázek 1.8 Základní části RC letounu [25]

Aerodynamika letounu – proudění

Při pohybu letounu dochází k proudění vzduchu kolem jednotlivých částí letadla. Přímou na povrchu bude rychlost částic vzduchu nulová a se zvětšující se vzdáleností od povrchu se bude zvyšovat, dokud nenabude plné rychlosti vnějšího proudu. Vrstva, v níž dochází k tomuto urychlení částic, se nazývá mezní vrstva. Při sledování průběhu mezní vrstvy na rovině desce, lze zjistit, že na jejím začátku má nulovou tloušťku a pomalu narůstá. Proudění vzduchu má ze začátku laminární charakter, ale po určité vzdálenosti přejde v turbulentní, ve kterém se bude mezní vrstva zvětšovat rychleji. V laminární vrstvě po sobě v podstatě kloužou jednotlivé vrstvičky vzduchu a nedochází k výměně částic mezi jednotlivými vrstvami. Turbulentní proudění je oproti laminárnímu ohledně popisu mnohem složitější. Dochází zde k promíchávání částic mezi jednotlivými vrstvami, nicméně i zde existuje přímo na povrchu velmi tenká laminární podvrstva, která pravděpodobně vzniká utlumením turbulentních pohybů částic blízkou stěnou profilu. [26]

Celkový odpor profilu závisí velkou měrou právě na bodě přechodu mezi laminárním a turbulentním prouděním. Poloha závisí na Reynoldsově čísle, hladkosti povrchu, celkovém tvaru profilu a jeho místním zakřivením, daném úhlu náběhu a stupni turbulence vzdušeného



proudu. Ačkoliv se mluví o bodě přechodu, tak k přechodu ve skutečnosti dochází po určité délce. [26]

Jak bylo zmíněno, tak na celkový odpor povrchu má také vliv drsnost povrchu. Drsnost je určena velikostí výstupků a nerovností. Za aerodynamický hladký můžeme považovat takový povrch, jehož třecí odpor se s dalším zmenšováním drsnosti již nebude zmenšovat. Zda je daný profil více, či méně laminární, respektive turbulentní, nám říká Reynoldsovo číslo. Čím vyšší bude hodnota tohoto čísla, tím bude proudění za profilem více turbulentní. Samotné číslo se spočítá následovně: [26]

$$Re = \frac{v * l}{\nu} \quad (1.2)$$

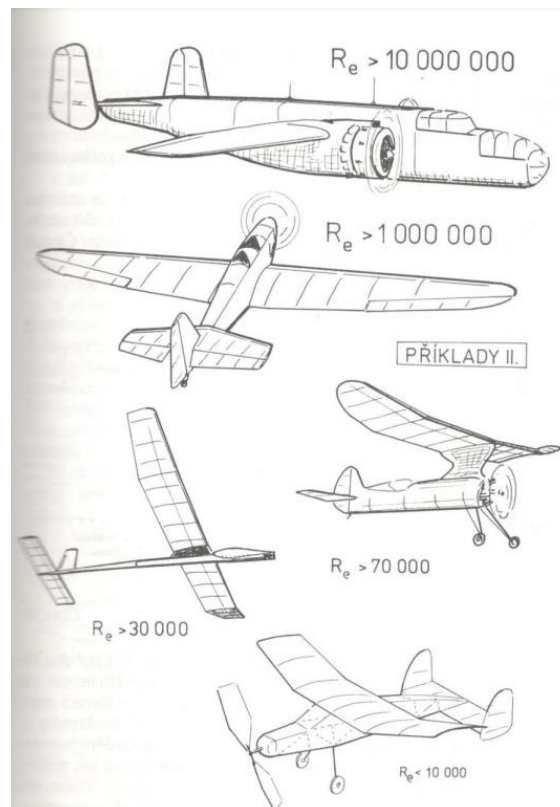
Kde Re je bezrozměrné Reynoldsovo číslo, kde v je rychlost pohybu v m/s, l = charakteristický rozměr (hloubka křídla, délka trupu, průměr koule) v m, ν = kinematická viskozita v m²/s [26]

Pro kinematickou viskozitu u povrchu země platí:

$$\frac{1}{\nu} = 69\,000 \quad (1.3)$$

Kde ν = kinematická viskozita v m²/s [26]

Samotná viskozita vzduchu je závislá hlavně na teplotě vzduchu. Pokud tedy chceme změnit Reynoldsovo číslo, musíme buď zvýšit rychlost letu, použít hlubší křídlo nebo využít obojího. [26] Čím větší bude Reynoldsovo číslo, tím bude příznivější vliv setrvačných sil proudu oproti silám pocházejícím z vnitřního tření vzduchu a jeho tření o povrch pohybujících se těles. Při vyšší rychlosti, nebo s použitím hlubšího profilu křídla bude tedy proud vzduchu ustálenější a nebude mít tendence se odtrhávat. Na obrázku 1.9 jsou zobrazeny Reynoldsova čísla pro některé druhy letounů a modelů. Z tohoto pohledu budou mít malé modely letouny mnohem horší letové vlastnosti než větší dopravní. [25]



Obrázek 1.9 Reynoldsova čísla pro některé druhy letounů a modelů [25]

Při obtékání rovinné desky, která je umístěna rovnoběžně s nabíhajícím proudem vzduchu, bude docházet ke spojitému obtékání desky bez vzniku jakékoliv síly. Pokud však začneme zvyšovat úhel náběhu nabíhajícího proudu vzduchu, pak dojde před deskou k rozdělení proudnic vzduchu, které se začnou zakřivovat mírně nahoru. Ve výše zmiňovaném bodu přechodu pak dojde k přechodu na turbulentní proudění. Při zvyšování úhlu náběhu se bude bod přechodu přibližovat směrem k náběžné hraně a při překročení kritického úhlu náběhu se proudnice z horní strany desky odtrhnou úplně. Vzhledem k zakřivení proudnic na vrchní straně musí částice vzduchu v tomto proudu urazit za stejný čas větší vzdálenost než na spodní straně desky. Dle Bernoulliho rovnice s vyšší rychlostí proudění na horní straně poklesne tlak, a naopak na spodní straně s rychlejším prouděním nám tlak vzroste. Rozdíl těchto tlaků se projevuje jako vztahová síla, která je kolmá ke směru nabíhajícímu proudu vzduchu. Vztlak je závislý na několika faktorech a můžeme jej vypočítat následovně: [27]

$$L = \frac{1}{2} * C_L * \rho * S * v^2 \quad (1.4)$$



Kde L značí vztlak v N, C_L - součinitel vztlaku, ρ - hustotu vzduchu kg/m^3 , S – vztažnou plochu v m^2 a v – rychlost nabíhajícího proudu m/s . [25]

Druhou silou, která nám vzniká při obtékání tělesa je síla odporová. Aerodynamický odpor se dá rozdělit na tři složky a to: [25]

- Tvarový (tlakový) odpor
- Třecí odpor
- Interferenční odpor

Tvarový odpor, jak název napovídá, záleží na tvaru obtékaného tělesa. Jeho velikost můžeme vyjádřit činitelem odporu. Nejvyšší činitel odporu bude mít dutá polokoule (1,42) do které bude proudit vzduch a rovinná deska kolmá k nabíhajícímu proudu (1,17). Hodnoty se zlepšují se změnou profilu. Koule již bude mít hodnotu 0,47 a kapkovitý tvar bude na desetinu hodnoty kolmé desky čili kolem 0,1. Aerodynamické profily se dostávají ještě níže. [26] Na tvarový odpor má větší vliv odtoková část profil vůči náběžné, což je dáno tvorbou turbulentního proudění v zadní části profilu, které zvyšuje odpor. [27]

Třecí odpor byl již zmíněn u popisu proudění v mezní vrstvě. Větší drsnost povrchu bude znamenat také větší odpor. [25]

Interferenční odpor vzniká vzájemným ovlivňováním sousedních těles. Často se proto řeší například spojení křídlo – trup, kdy při špatně zvoleném přechodu může proud vzduchu kolem trupu negativně ovlivňovat proudění na křídle. Pro zlepšení tohoto přechodu by se měl zvýšit úhel mezi přecházejícími hranami. [25]

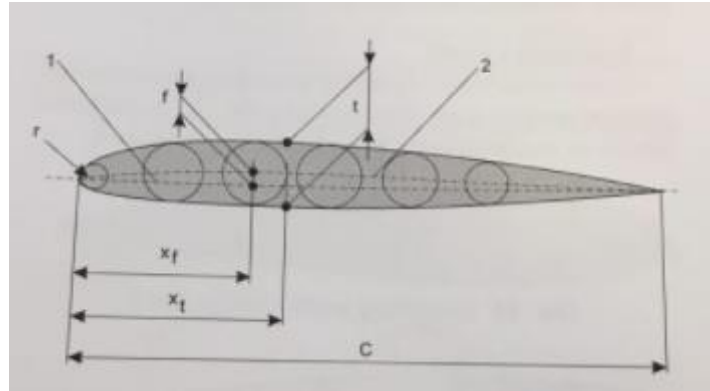
Každá část letounu (trup, křídlo, ocasní plochy...) vytváří svou vztlakovou a odporovou sílu. Jelikož je letoun jako celek poměrně složitý k výpočtům, rozděluje se na jednodušší části, které se řeší zvlášť a poté se sečtou. Nejvyšší podíl na tvorbě vztlaku mají nosné plochy – křídla. Naopak nejvyšší podíl na tvorbě odporu bude mít, díky své ploše, trup a pohonné jednotky. [25]

Aerodynamika křídla

Jak již bylo řečeno hlavním zdrojem vztlaku, tedy nosná plocha, letounu je křídlo. Při aerodynamických výpočtech se tedy jak u modelů, tak u letadel uvažuje jen zatížení křídla, jelikož ocasní plochy slouží zejména k zajištění stability a říditelnosti, tudíž se do výpočtu nezahrnuje. [26]

Profil křídla

Základním parametrem křídla je jeho profil. Jedná se o řez křídla rovnoběžný s jeho rovinou symetrie. Samotný profil lze určit několika parametry. [28]



Obrázek 1.10 Profil křídla a jeho parametry [27]

Na obrázku 1.10 můžeme vidět jednotlivé geometrické charakteristiky profilu křídla. Tětiva profilu (1) je spojnice náběžné a odtokové hrany. Úhel, který svírá s nabíhajícím proudem vzduchu, se pak nazývá úhel náběhu. Délka tětivy odpovídá hloubce křídla (c). Střední křivka profilu (2) je definována jako křivka procházející středy všech vepsaných kružnic profilu. Největší vzdálenost mezi tětivou a střední křivkou profilu je pak označeno jako maximální prohnutí střední křivky profilu (f). Největší vzdálenost mezi spodní a horní hranou profilu je maximální tloušťka profilu (t). Náběžnou hranu definuje poloměr křivosti špičky profilu (r). Pro usnadnění porovnávání jednotlivých profilů se vyjadřují některé základní geometrické charakteristiky v procentech hloubky profilu. [28]

Již definovaných profilů existuje celá řada. Pro správné navržení profilu je třeba měření v aerodynamických tunelech. Původní značení profilů neslo jméno konstruktéra doplněné o pořadové číslo (CLARK-Y, MUNK-6). Stále tak činí některé další výzkumné ústavy, či konstruktéři. V roce 1933 byla uvedena řada profilů NACA. Tvar tohoto profilu nabídl lehčí způsob výpočtu a nákresu jak pro původní návrh, tak pro jeho modifikace. NACA přišla nejprve se čtyřmístným označením, kde první číslice značila křivost střední křivky, druhá polohu maximální křivosti střední křivky a poslední dvě maximální tloušťku profilu. Vše bylo značeno v procentech hloubky profilu. Tato řada profilů je mezi modeláři velmi oblíbená. Později vznikla nová pětímístná řada NACA. Rozdíl oproti čtyřmístné řadě je v tom, že polohu maximální křivosti střední křivky, respektive její dvojnásobek, určují dvě číslice – druhá a třetí. Řada se však pro modelářství neosvědčila, jelikož je u ní maximální zakřivení střední křivky posunuto



více dopředu, čímž sice bylo dosaženo většího součinitele vztlaku, ale zároveň docházelo k prudkému odtržení proudnic při dosažení maximálního vztlaku. Pádové vlastnosti takových modelů tak byly daleko horší. S rozvojem teorie proudění a vzniku nových aerodynamických tunelů vznikla nová řada NACA 6, která byla poté vylepšena jako NACA 6 A. Varianty této řady se osvědčili také v modelářství, jak pro kluzáky, tak pro motorové modely. Vhodným profilem pro normální neakrobatické létání je například 63A-412. Nicméně žádný z profilů z řad 6 a 6 A nebyl měřen při malých Reynoldsových číslech a při výpočtu modelů nelze brát do úvahy jejich poláry. Návrhem profilů pro malá Reynoldsova čísla se zabíral výzkumný ústav Gottingen (profily Go), ve kterém měřil své profily také profesor dr. Richard Eppler, který vydal řadu profilů právě pro Reynoldsova čísla od 40 000 do 200 000. Jeho profily se označují písmenem E a pořadovým číslem (např. E 387). [26]

Trup

Jedná se o část draku, která spojuje ostatní části draku (nosné a ocasní plochy) a slouží k umístění nákladu a výstroje. V případě jednomotorových letounů bude nést také pohonnou jednotku. [28] Samotný trup nám v případě klasického uspořádání nepřidává vztlak, ale naopak vytváří odpor. Při návrhu se tedy snažíme minimalizovat odpor při zachování nízké hmotnosti a ceně, snažíme se tedy o návrh konstrukčně jednoduchý. Setkáváme se tedy s protichůdnými požadavky, kdy z aerodynamického hlediska chceme minimální průřez trupu a ideálně dokonale hladký povrch, to znamená bez výstupků. [26]

Přesný výpočet součinitele odporu trupu aerodynamicky čistého letadla vychází z takzvaného omočeného povrchu (celkový povrch trupu), na který se vztáhne součinitel tření a následně se přepočte na největší čelní průřez trupu. Odpor pak závisí na úhlu náběhu trupu. Čím bude trup aerodynamicky čistší, tím menší bude přírůstek odporu s malou změnou úhlu náběhu. U modelů letadel se předpokládá hodnota odporu v blízkosti nejlepší klouzavosti, nebo nejmenší klesavosti. Ta se pak považuje za konstantní v celém rozsahu. K odporu samotného trupu se musí připočíst také přídatné odpory nástaveb na trupu. Může se jednat o lyže, podvozek, páky kormidel, výřezy atd. Je vhodné zamýšlet se také nad profilem těchto nástaveb, jelikož nástavba s deskovitým průřezem, může negativně ovlivnit charakteristiku celého letounu. Vyplatí se také uvažovat nad umístěním podvozku, případně jeho zatahováním. To se výrazněji projeví na letounech s vyššími rychlostmi letu. [26]



Ocasní plochy

Ocasní plochy obecně dělíme na vodorovnou ocasní plochu (VOP) a svislou ocasní plochu (SOP). Při konstruování se posuzuje namáhání každé plochy zvlášť. [27]

Vodorovná ocasní plocha

Vodorovnou ocasní plochu rozdělujeme na nepohyblivý stabilizátor, jenž primárně zajišťuje podélnou stabilitu letu a výškové kormidlo, které jako jeden z hlavních řídicích orgánů ovládá klopivý moment letounu. Pokud jej vychýlíme směrem dolů, zvětšíme plochu a tím také vztakovou sílu VOP, což způsobí pokles přední části letounu směrem dolů. Při vychýlení směrem nahoru bude efekt opačný. [27]

U malých modelů je vhodným a zároveň nejjednodušším profilem vodorovné ocasní plochy rovná deska. Její výhodou je nízké kritické Reynoldsovo číslo a malý profilový odpor. Naopak nevýhodou je maximální součinitel vztlaku. Pro volné modely se využívá mírného zakřivení profilu, které napomáhá odstranit nechtěné zhoupnutí modelu po vzletu. Volnými modely se však dále zabývat nebudeme. [26]

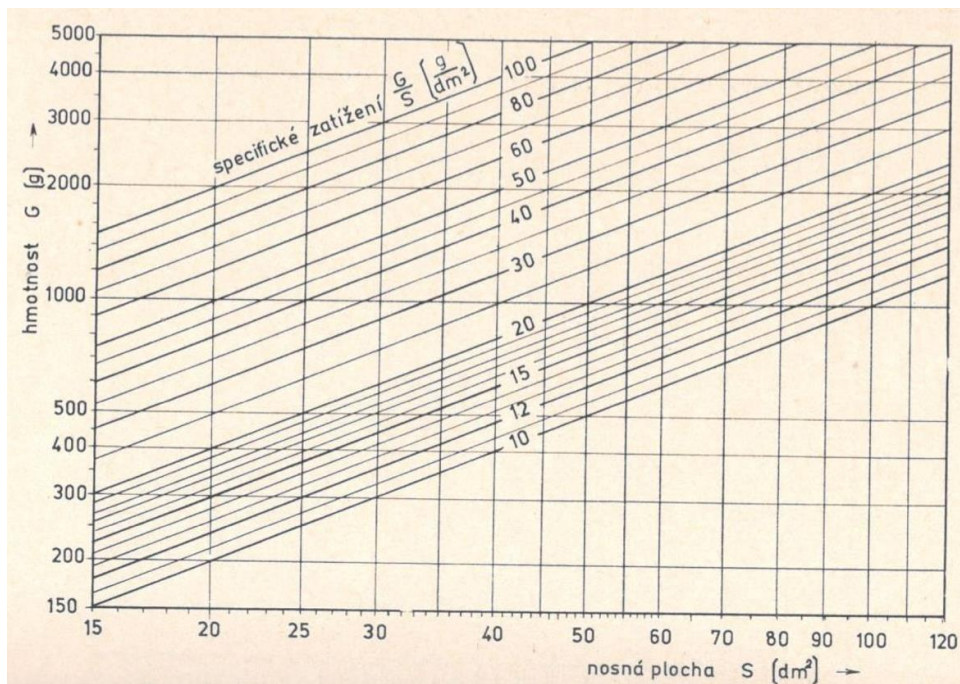
Svislá ocasní plocha

Opět se skládá z nepohyblivé kýlové plochy, která se stará o směrovou stabilitu letounu a směrového kormidla, jehož vychýlení způsobuje primárně zatáčení, které má také za následek opačnou změnu rychlosti na každém křídle, tedy změnu hodnoty vztlaku způsobující klonivý moment. [27]

SOP má většinou menší štíhlost a její tvar může být ovlivněn nejen praktickými a statickými hledisky, nebo umístěním VOP, ale také představou konstruktéra. Její velikost se určuje většinou empiricky, jelikož výpočet je nepřesný a složitý. U velkých letadel bývá velikost i tvar měněn při měřeních v aerodynamických tunelech, což je pro návrh malého modelu zbytečně nákladné, a proto se různé variace většinou zkoušejí na hotovém modelu. M. Musil doporučuje, při absenci vlastních zkušeností s návrhem SOP, provést statistický rozbor úspěšných hotových modelů a udělat závislost poměrné velikosti SOP v procentech plochy křídla a vzdálenosti SOP od těžiště modelu. [26]

Návrh aerodynamických ploch modelu

Základní návrh RC modelů je obdobný u všech typů a jde jednoduše vyjádřit v několika krocích. Jako první je nutné stanovit užitečné zatížení (RC souprava, elektrické zdroje, zaznamenávací zařízení). Následně se určí vhodné specifické zatížení nosné plochy. Při aerodynamickém výpočtu letadla budeme uvažovat vždy jen se zatížením křídla. Vodorovné ocasní plochy jsou zde pouze pro zvýšení podélné stability a nepočítáme je mezi nosné plochy. Po určení specifického zatížení nosných ploch musíme předběžně odhadnout přibližnou hmotnost jednotlivých částí celého modelu, tedy užitečné zatížení přidané o hmotnost křídel, trupu, ocasních ploch, motorů atd. Díky tomu můžeme určit velikost nosné plochy, k čemuž nám může napomocť například vhodný diagram. Menší specifické zatížení snižuje pádovou rychlost letounu. Pro pomalu létající letadla je ideální zatížení v rozmezí 40–60 g/dm². U rychlejších modelů s akrobatickou povahou 60–90 g/dm² [26]



Obrázek 1.11 Diagram pro rychlé určení specifického zatížení nosné plochy [26]

Když zjistíme přibližnou velikost nosných ploch, tak můžeme dle vzorce vypočítat délku křídla.

$$l = \sqrt{\lambda * S} \quad (1.5)$$

Kde l = délka křídla v m, λ = štíhlost křídla a S = plocha křídla v m².



Možností je také předem zvolit rozpětí a následně zkontrolovat štíhlost vyjádřením ze stejného vzorce. Větší štíhlost zvyšuje efektivitu křídla, snížením indukovaného odporu. Je však konstrukčně náročnější a snižuje celkovou obratnost letounu. V dalším kroku je vhodné nakreslit si tvar modelu (tzv. muška) a rozvrhnout si požadované konstrukční detaily. Následně se opětovně zvaží (u hotových částí) a odhadne (u předpřipravených částí) hmotnost a znovu se provede kontrolní výpočet plochy a délky křídla. [26]

1.2.3 Pohonná jednotka

Pohonná jednotka má za úkol přeměnit dodanou energii na energii mechanickou, která je schopná překonávat síly a momenty omezující let, tedy odpor letadla a část jeho hmotnosti. Pohonná jednotka by měla urychlit vzduchovou hmotu před ní směrem za ní. Ze znalosti 3. Newtonova zákona o akci a reakci totiž víme, že vznik síly v daném směru (v tomto případě urychlení vzduchu za pohonnou jednotku) nám vytvoří sílu o stejné velikosti působící ve směru opačném. Tuto sílu, která musí mít dostatečnou sílu k překonání odporu letadla, nazýváme tah. [25]

Vrtule

Způsobu urychlení vzduchu za pohonnou jednotku je více. Buď urychlíme větší množství vzduchu vrtulí, nebo menší množství spalín s paliva s větším zrychlením. Dále se budeme zabývat vrtulovým pohonem. [25]

Tah vrtule se vypočte jako násobek množství vzduchu a přírůstek rychlosti, způsobený vrtulí. Tedy: [29]

$$T = m \times \Delta v \quad (1.6)$$

Kde T je tah v N, m množství vzduchu v kg a Δv změna rychlosti vzduchu v m/s.

Z tahu pak můžeme vypočítat také výkon vrtule.

$$P = T \times v \quad (1.7)$$

Kde P je výkon vrtule ve W, T je tah v N a v je rychlost v m/s.

Vrtuli budeme vybírat podle parametrů, jako jsou průměr a stoupání vrtule. Při porovnání s křídlem bude průměr analogicky odpovídat jeho rozpětí a stoupání úhlu náběhu. Stoupání



můžeme také definovat délkou, o kterou se vrtule zavrtá do myšleného tělesa při jedné otáčce. Příliš malé stoupání bude mít za následek malou aerodynamickou sílu tedy malý tah. Naopak velké stoupání způsobí odtržení proudnic. [29]

Dalším parametrem je úhel natočení. Je dán poměrem stoupání a obvodu. To vychází z představy rozvinutého povrchu válce do roviny, po kterém se otáčí špička vrtule. Na této rovině dostaneme pravoúhlý trojúhelník, jehož jedna odvěsna má délku obvodu kruhu a druhá odvěsna je stoupání. Úhel natočení je pak dán jako: [29]

$$\alpha = \arctg\left(\frac{\text{stoupání}}{\text{obvod}}\right) \quad (1.8)$$

Kde α je úhel natočení ve stupních.

Rychlost proudění bude zrychlovat od kořene k jejímu konci. Pro zachování konstantní aerodynamické síly musí být tedy vrtule zkroucená. Počet listů vrtule má významný vliv na její vlastnosti. Pro porovnání vrtulí lze použít následujících vztahů. [29]

$$D_2 = 0,92xD_3 \quad (1.9)$$

$$D_2 = 0,87xD_4 \quad (1.10)$$

Kde D_2 je průměr dvoulisté, D_3 průměr třílisté a D_4 průměr čtyřlisté vrtule v m. [29]

Motor

U bezpilotních letounu se můžeme setkat s několika typy motory. Můžeme se setkat se spalovacími motory, nejčastěji dvoutaktními, méně často čtyřtaktními. Dnes už není neobvyklé narazit ani na pohon s proudovou turbínou. Ta se sice vyznačuje vysokým výkonem, ale také značnou spotřebou paliva. Z pohledu této práce se budeme dále zabývat elektromotory. [22]

Elektromotory používané v modelářství jsou nejčastěji bezkartáčové motory, někdy označované zkratkou BLDC a kartáčové motory.

Kartáčový motor je tvořen statorem, který reprezentuje permanentní magnet a rotorem (kotvou), tvořený elektromagnetem se dvěma póly. Rotor je prostřednictvím komutátoru připojen ke stejnosměrnému zdroji. Komutátor svou konstrukcí při každé otáčce dvakrát změni



polaritu magnetického pole během každé otáčky. Tím je dosaženo odpuzování statoru a rotoru, který se tak začne otáčet. [30]

Bezkartáčové motory mají obráceně cívky elektromagnetu umístěny ve statoru, zatím co rotor je tvořen permanentním magnetem. Pomocí střídače se přivádí na cívky střídavý proud. Cívky jsou aktivovány postupně, tak aby odpuzovali statorový magnet, který se tak dostává do pohybu. Rychlost přepínání definuje rychlost otáček motoru. [31]

Klasické kartáčové stejnosměrné motory budou trpět nižším rozsahem rychlostí, kratší životností, avšak jsou levnější. [30]

Při výběru elektromotoru nás budou zajímat jeho otáčky na volt bez zátěže, maximální příkon a maximální proud. Zároveň nás zajímá účinnost elektromotoru, která ovlivní také zahřívání samotného modelu. S nižší účinností musíme být připraveni správně odvádět teplo. Při provozu si musíme vybrat, dle diagramu elektromotoru, v jakém jeho režimu chceme letět. Zda zvolíme let v režimu maximální účinnosti s ekonomickým provozem a malou spotřebou, nebo v režimu nejvyššího výkonu, kdy však můžeme motor rychle zničit, respektive spálit. [29]

Výběr motoru bude závislý na hmotnosti letadla způsobu jeho využití. Odhadovaný požadovaný výkon by měl odpovídat následující tabulce. [29]

Tabulka 1.1 Rozdělení leteckých modelů dle výkonu

100–140 W/kg	Minimální výkon – modely typu slow a park flyer
140–180 W/kg	Malý přebytek výkonu – trenéry, pomalé makety
180–220 W/kg	Modely pro základní akrobacii, rychlé makety
220–260 W/kg	Modely pro akrobacii, rychlé modely
260–300 W/kg	Modely pro 3 D akrobacii, dmychadla
300–400 W/kg	Modely pro neomezenou akrobacii

Regulátor

K regulaci velikosti otáček se využívá regulátor. Ten má řídicí vstup řízený přijímačem, který řídí silový vstup z baterie. Na výstupu k motoru se posílají obdélníkové stejnosměrné pulzy,



jejichž šířka ovlivňuje rychlost otáčení. [29] Některé typy regulátoru je možné programovat, a to třemi různými způsoby.

- Plynovou pákou
- Programovací kartou
- Počítačovým programem

Plynovou pákou můžeme regulátor naprogramovat jednoduše s pomocí vysílače, avšak můžeme ztratit přehled v programovací sekvenci a musíme potom začít znova. Jednoduchým způsobem je také programování pomocí programovací karty, avšak stále s omezenými možnostmi. Největší možnosti, komfort a přehlednost nabízí programování pomocí počítače. [29]

Existuje několik programovatelných funkcí regulátoru. Brzda vrtule nám umožní zastavit vrtuli po stažení plynu, to je však u běžných motorových modelů nechtěná vlastnost, jelikož zastavená vrtule má větší odpor než volně se protáčeující. Další funkcí je nastavení vypínacího napětí. To slouží k vypnutí motoru při snížení napájecího napětí pod stanovenou úroveň. Výhodou této funkce je ušetření zbytku energie baterie na ovládání serv při přistání, ačkoliv již bez chodu motoru. Dále jde nastavit rychlost brzdění nebo rozjezdu motoru a ochrana proti proudovému přetížení. Pomocí programování lze také kalibrovat plynovou páku, nebo rychlost její odezvy. [29]

Většina regulátorů dnes již také disponuje obvodem BEC (battery eliminating circuit), což je obvod snižující napětí pohonné baterie na cca 5 V, pro napájení serv a přijímače. Platí, že čím větší napětí baterie bude, tím větší budou ztráty v BEC. Prakticky jej lze využít maximálně pro tříčlankové baterie. Při větším napětí již musíme využít jiné metody napájení RC soupravy, a to přídatnou baterii s menším napětím, nebo speciální regulátor napětí (v podstatě externí BEC). Z toho důvodu se nejspíš nesetkáme s obvodem BEC v regulátorech dimenzovaných pro větší napětí. Při výběru regulátoru musí být vybrán typ dimenzovaný nejméně na proudy, protékající celou elektro soustavou. [29]

V případě vícemotorových letadel je možné použít jeden regulátor pro více motorů, avšak s řadou omezení, kdy motory musí být naprosto totožné s tolerancí 1 % v otáčkách na volt. V opačném případě může dojít k nechtěnému zvýšení proudu a tím i teploty motorů a regulátoru. V případě poruchy jednoho motoru je nutné okamžitě vypnout i druhý motor, abychom zabránili zničení regulátoru. Zároveň je třeba regulátor dimenzovat na proud aspoň o 30 % větší, než je součet proudu dvou motorů. Druhou možností je použít dva regulátory, opěr však musí být ideálně totožné se stejným nastavením. Měla by se odprogramovat



proudová ochrana, aby nedošlo k náhlému zastavení jednoho motoru, a tudíž k prudké změně v ovládání. [29]

Akumulátor

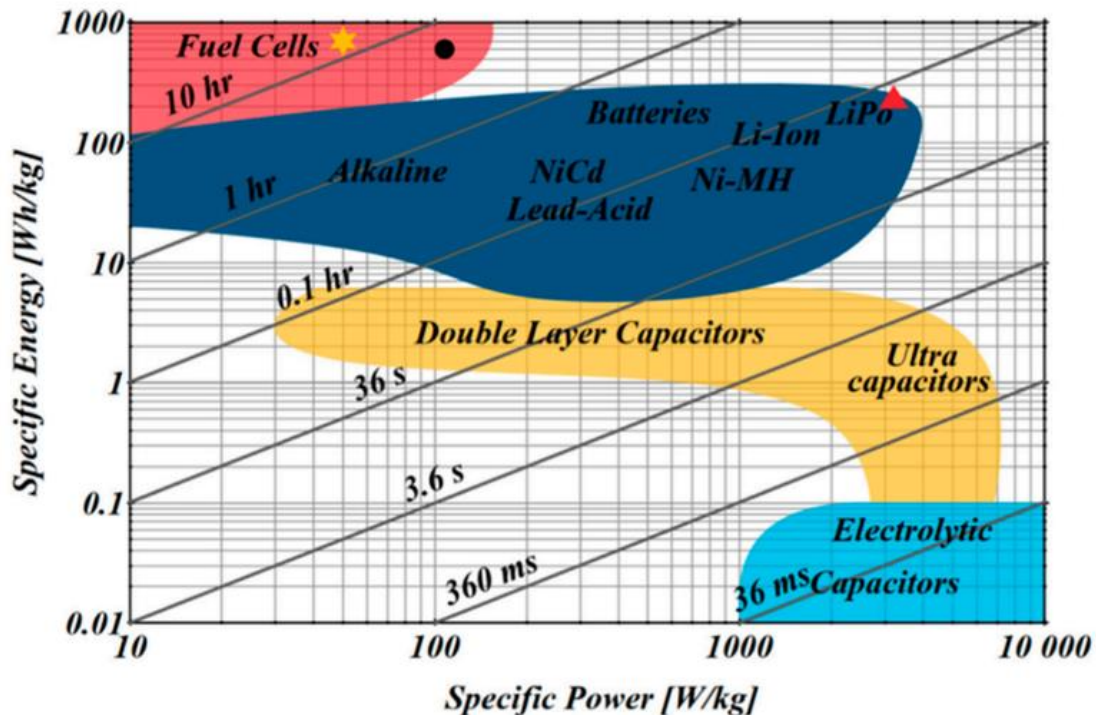
Akumulátor je zdroj elektrické energie, který pohání RC soupravu a motory, případně další elektroniku na palubě letadla. Baterie se skládá z určitého počtu článků zapojených do série. Články dělíme podle typu chemické reakce dvou prvků. Každý typ bude mít rozdílné vlastnosti a budou se hodit k různým účelům. [21]

Nikl-kadmiové (NiCd) články jsou levné, s dlouhou životností a spolehlivostí s rychlým nabíjením a vysokým vybíjecím proudem, avšak za cenu vyšší hmotnosti. Jsou tedy spíše vhodné pro pozemní použití a pro aplikace v létajících zařízeních nejsou příliš vhodné. Jmenovité napětí jednoho článku je 1,2 V. [29]

Nikl-metalhydridové (NiMH) články nabízejí vyšší kapacitu na jednotku hmotnosti, ale jsou více citlivé na správný postup nabíjení a obecně mají nižší životnost v porovnání s NiCd. Zkratování akumulátoru způsobí prudké zahřátí s velkou pravděpodobností jeho zničení. Jejich jmenovité napětí je opět 1,2 V. [29]

Lithium-iontové (Li-Ion) a lithium polymerové (Li-Pol) baterie disponují nejlepším poměrem kapacity a hmotnosti a jsou tak nejlepší volbou použití v leteckém modelářství. Jsou však náročné na provoz. Je třeba je správně nabíjet i vybíjet a v případě nevhodného postupu riskujeme poškození článku, či jeho požár nebo výbuch. Při odebírání vyšších proudů se také snižuje jejich životnost. [29]

Jinou alternativou zdroje energie k bateriím mohou být také palivové články, ve kterých se elektřina vyrábí z vodíku, které jsou vhodné z pohledu hmotnosti, ale za cenu nižší dynamiky. Další variantou je použití super kondenzátorů, s velmi vysokou energetickou hustotou a vysokou dynamikou odezvy na okamžitou potřebu vyšších proudů. Spotřebu elektrické energie je při dobrém počasí také možno eliminovat použitím solárních článků na horním povrchu letounu. Graf na obrázku porovnává různé zdroje energie. Vzhledem k rozdílným vlastnostem jednotlivých způsobů dodávání energie se dnes častěji uplatňuje kombinace různých zdrojů v jednom UAV. [21]



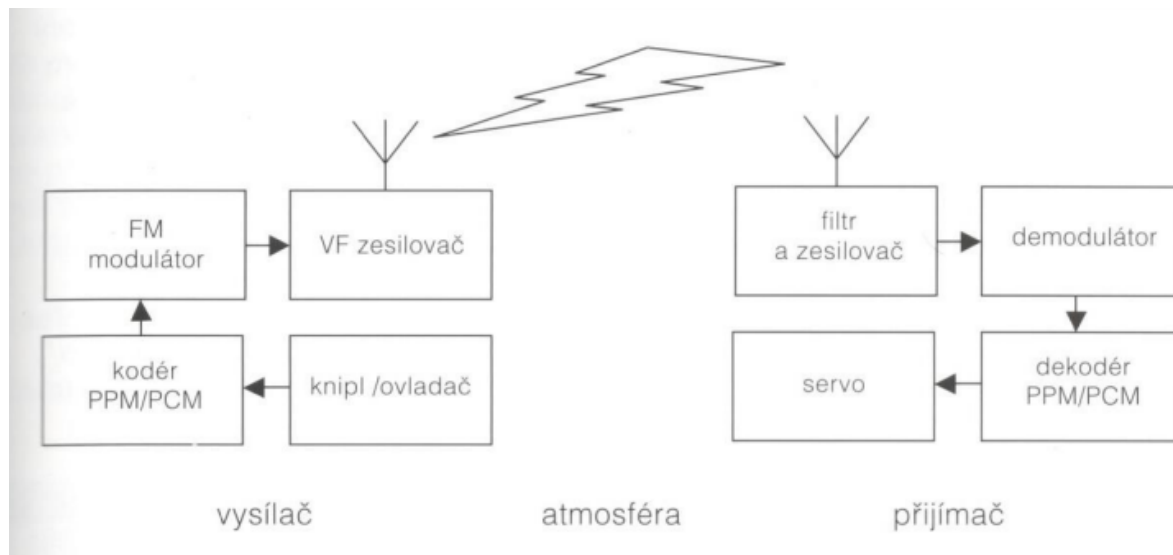
Obrázek 1.12 Vlastnosti jednotlivých druhů uložitel energie [21]

Návrh pohonné jednotky jako celku

Kompletní pohonnou jednotku tedy tvoří vrtule, motor, regulátor a akumulátor. Všechny prvky musí být zvoleny v rovnováze, dle plánovaného rozsahu použití letounu. V návrhu začínáme od výběru vhodné dvojice vrtule – motor a podle nich vybíráme vhodný regulátor a akumulátor, samozřejmě s ohledem na RC soupravu.

1.2.4 Rádiové řízení

Pro dálkové ovládání bezpilotního systému se využívá rádiových RC souprav. Na začátku procesu je vysílač ovládaný člověkem. Změna polohy řídicí páky se převede na fyzikální veličinu například v podobě elektrického napětí, která je následně zakódována jako příslušná informace. Ta se namodeluje na nosnou vlnu, zesílí a vyšle rádiovým signál, který se všesměrově šíří atmosférou, v níž může být ovlivněn jejími vlastnostmi. Signál je na palubě letounu přijímán přijímačem, opět zesílen demodulován a dekodován na původní fyzikální veličinu. Tu již přijímač převede do podoby, ve které je poslána servu. To změní svou polohu o příslušnou hodnotu. [22]



Obrázek 1.13 Schéma principu přenosu informací [22]

Pro kódování se využívají dvě metody, a to metoda PPM a metoda PCM.

PPM (pulse position modulation), je metoda, při které se řídicí signály posílají analogově pro jednotlivé serva na palubě formou pulsu. Jedná se tedy o sled pulsů, který se neustále opakuje a jejich pořadí vybírá jednotlivé servo a délka pulsu jeho polohu. Technicky je PPM jednoduché kódování s malými nároky na velikost přijímače. Nevýhodou je však malá odolnost signálu proti rušení, což může mít za výsledky náhodné pohyby serv, nebo jejich neovladatelnost. [32]

PCM (pulse code modulation) využívá digitálního přenosu signálu. Přijímač i vysílač tak musí být vybaveny ještě mikroprocesorem, který převede analogový signál na digitální. Jednotlivé kanály jsou sdružené do rámců, ve kterých se přenáší na palubu letadla. Přijímač také dokáže rozeznat chybové rámce a vyloučit je z řetězce. Nevýhodou oproti PPM je, že případný výpadek signálu přijde náhle bez předchozího varování. Při výpadku signálu vydrží serva v poslední známé poloze, po dlouhodobějším výpadku je možné předem nastavit fail safe mód, ve kterém se serva přesunou do polohy, která by měla zmírnit následky nehody. [32]

Přijímač

Volba palubního přijímače podléhá několika základním parametrům, které zároveň musí být kompatibilní s používaným vysílačem a zároveň s vyhrazenými parametry v dané zemi. [22]



Mezi základní parametry patří frekvenční pásmo, citlivost, selektivita, počet kanálů (který udává počet ovládaných serv), způsob modulace, kódování, rozměry a hmotnost, a doporučené použití. [22]

Vysílač

Vysílač obdobně jako přijímač je nutné vybírat v souladu s požadavky místních úřadů. Základní parametry pak budou obdobné jako parametry přijímače. Navíc se zde objeví výstupní výkon vysílače, který ovlivňuje dosah. Zajímavou vlastností může být také počet možných uložených konfigurací různých modelů. Při výběru se také rozhodujeme podle vhodné ergonomie vysílače, způsobu ovládání, počtu programovatelných tlačítek, a trimerů. [22]

Servomotorky

Jedná se o elektromotorky s omezeným úhlem otáčení vnějšího pastorku a s velkým krouticím momentem. Jsou řízeny Pulzně šířkovou modulací (PWM). Pro zajištění žádaného momentu musí být servo vhodně převodováno. Serva jsou zároveň vybaveny zpětnovazebním potenciometrem, který pomáhá přesnému nastavení úhlu otočení. Servomotory následně pomocí systému táhel a pák ovládají řídicí plochy letadla. Krajní polohy serva jsou označovány jako +/- 100 % a neutrální středová poloha jako 0 % výchylky čehož se využívá při konfiguraci vysílače. [22]

1.3 Vědecké práce s podobným tématem

V předchozím textu byly popsány základní aspekty dálkového průzkumu a stavby bezpilotního prostředku pro nesení záznamového zařízení. Bylo zmíněno, že na počátku návrhu bezpilotního letadla je nutné si uvědomit způsob jeho použití a kladené požadavky. Pro prvotní představu kladených nároků bylo porovnáno několik experimentů dálkového průzkumu v zemědělství s využitím záznamových zařízení s obdobnými schopnostmi a velikostí.

Albetis a spol. ve své práci zkoumali potenciál multispektrálního snímání s pomocí UAV pro detekci nemoci vinné révy. K tomu využili platformu DT-18 UAV, což je bezpilotní letadlo s pevným křídlem společnosti Delair-tech, což je jednomotorový letoun speciálně navržený pro dlouhé lety s výdrží až 120 minut, rozpětím 1,8 m a MTOM 2 kg a rychlostí letu 61 km/h. Disponuje vestavěnou kamerou DT – 5BANDS, která vychází z kamery MicaSense RedEdge a je tedy schopná zaznamenávat v pěti rozličných spektrech. Při pokusných letech bylo zorné



pole kamery 47,2°, let se uskutečnil ve výšce 150 m nad terénem a rozlišení bylo 0,08 m na pixel. Nasbírané data byly následně zpracovány softwarem Pix4D. [17]

Lei Li a spol. se zabývali vyhodnocováním multispektrálních snímků pro rozlišení typů plodin. K tomu si vybrali kvadrokoptéru DJI Inspire 1 Pro, vybavenou multispektrální kamerou Parrot Sequoia se čtyřmi spektry. Snímaná oblast měla jednu překážku s výškou 15 m. Let byl proveden ve výšce 50 m, při rychlosti 2 m/s a rozlišením 6,2 cm na pixel. Snímkování bylo prováděno se 75 % překrytím a během dvou letů s přestávkou menší než 30 minut se podařilo nasbírat 2620 snímků odpovídající přibližně 6,2 GB dat. Pro zpracování dat byl opět použit software Pix4D. [16]

Vyhodnocováním multispektrálních snímků a vegetačních indexů pro aplikaci přesného zemědělství se zabýval ve své práci Candiago a spol. Nejprve se zaměřili na porovnání sběru dat pomocí UAV a pilotem ovládanými letouny, či helikoptéry, kdy jako nejvýznamnější přínos UAV byla uvedena nízká cena a použitelnost. Pro samotné snímkování pak využili hexakoptéru ESFLAY A 2500 WH, vyrobenou společností SAL Engineering. Jako záznamové médium byla použita kamera Tetracam ADC Micro. Výdrž celého systému byla 18–21 minut autonomního letu. Snímky byly zaznamenávány z výšky 100 m nad terénem, při rychlosti 3 m/s, s rozlišením 38 mm na pixel a překrytím 75 %. Pro zpracování nasnímaných dat byl využit software PixelWrench2. [33]

Dalším posuzovaným výzkumem byla práce Balujy a spol. o posouzení stavu vody ve vinici s pomocí multispektrálního a termálního snímkování. Použita multispektrální kamera byla Tetracam MCA6. Při výšce letu 200 m nad terénem bylo udané rozlišení 10 cm na pixel. Celkem byly k snímkování potřeba dva lety provedené v rámci jedné hodiny. [34]

Manzano a spol. napsali práci o analyzování normalizovaného vegetačního indexu kávových plodin. Snímkování bylo provedeno pomocí multispektrální kamery MicaSense RedEdgeM nesené na kvadrokoptéře DJI Phantom 4, schopné autonomního letu. Let byl proveden ve výšce 30 m, při rychlosti 2,52 m/s a rozlišením 2,1 cm. Opět bylo použito překrytí 75 %. Pro výpočet jednotlivých indexů byl využit MATLAB. [35]



Tabulka 1.2 Použité zařízení ve zmíněných vědeckých člancích

Autor	UAV	Kamera
Albetis	Long range DT-18	DT-5BANDS*
Lei Li	The DJI Inspire 1 Professional	Parrot's SEQUOIA
Candiago	ESAFly A2500_WH	TETRACAM ADC Micro
Baluja	x	MCA-6, Tetracam
Manzano	DJI Phantom 4 Drone	MicaSense Red Edge M

Tabulka 1.3 Parametry sběru dat ve zmíněných člancích

Autor	Rok	Výška [m]	Rychlost [m/s]	Rozlišení [cm/pixel]	Překrytí [%]	Software
Albetis	2018	150	x	8	x	Pix4Dmapper
Lei Li	2020	50	2	6,2	75	Pix4Dmapper
Candiago	2015	100	3	3,8	75	PixelWrench2
Baluja	2008	200	x	10	x	x
Manzano	2019	30	2,52	2,1	75	MATLAB



Pro srovnání jsou parametry letu zobrazeny v tabulce. Jde vidět poměrně široká škála výšky nad terénem od 30 do 200 metrů. Rychlost při snímkování už se pohybuje v menším rozptylu a to mezi 2–3 m/s. Rozlišení bude záviset na dané kameře a také výšce letu. S větší výškou můžeme počítat s menším rozlišením. Překrytí bylo ve známých případech použito vždy 75 %. K nejčastějším způsobům zpracovávání obrazu patří k tomu určené programy, které nabízejí jednoduché vytvoření map, dle základních indexů, většinou však nenabídnou takové možnosti použití pro experimentování a vytváření nových, či méně používaných indexů. Ve všech případech byl také let prováděn pomocí autonomního řízení letu, kdy byla trať, výška a rychlost předem nastavena. Kamera pak byla schopná snímkovat v předdefinovaných bodech na základě GPS polohy.



2. Metody

2.1 Zvolený hardware

2.1.1 MicaSense RedEdge MX

Za účelem této diplomové práce byla zvolena kamera MicaSense RedEdge MX. [36] Kamera snímá v pěti odlišných spektrech s následujícími parametry.

Tabulka 2.1 Vlastnosti MicaSense RedEdge MX

Velikost pixelu	3,75 μm
Rozlišení	1280 x 960 (1,2 MP)
Poměr stran	4:3
Velikost snímače	4,8 mm x 3,6 mm
Ohnisko	5,4 mm
Zorné pole	47,2° horizontálně, 35,4° vertikálně
GSD (120 m)	8 cm/pixel
GSD (60 m)	4 cm/pixel

Tabulka 2.2 Jednotlivá spektra kamery MicaSense RedEdge MX

Spektrum	Střed pásma	Šířka pásma
Modrá	475 nm	32 nm
Zelená	560 nm	27 nm
Červená	668 nm	16 nm
Red edge	717 nm	12 nm
Blízké infračervené	842 nm	57 nm

Rozměry kamery jsou 83 x 59 x 45,4 mm a její hmotnost činí 182,9 g. Pro pevnou montáž slouží 4 upevňovací body se šrouby M3x10. Kamera by měla být umístěna s jasným výhledem



kolmo dolů pod letoun. Při umístění by měl být brán v potaz kužel zorného pole. Snímač je vybaven globální závěrkou, která dokáže odolat mírným vibracím letounu. Pro lepší výsledky je však doporučována dodatečná izolace vibrací. Senzor je možné umístit jak na šířku, tak na výšku. Je nutné však správnou variantu zahrnout do plánování misí. Čočky nesmí být při snímání zakrytovány, kvůli filtraci některých vlnových délek. Jejich ochrana při přistání tak musí být dosažena podvozkem, nebo dostatečným zapuštěním do trupu. a boční straně kamery jsou tři konektory (PWR/TRG, COMM a DLS) pro přímé připojení periferních zařízení a USB port pro připojení modulu WiFi.

- PWR/TRG slouží k externímu napájení a současně k ovládání externí spouště. Jedná se o tří pinový konektor DF13. V případě, že nepotřebujeme ovládání externí spouště, tak zapojíme pouze druhý pin (zem) a třetí pin (plus). Jmenovité napětí kamery je 5 V DC, s rozsahem vstupního napětí 4 – 15,8 V DC. V případě, že je z kamery napájen také externí GPS modul průměrný výkon 4 W se špičkou 8,5 W. Bez externě napájené GPS klesne průměrný výkon na 3,5 W se špičkou 8 W. Vstup spouště (první pin), je ovládán impulsem náběžné hrany, sestupné hrany, nebo signálem PWM, jako klasické servo. Jeho jmenovité napětí je 3 V DC s rozsahem 0–5 V DC. Očekávaný rozsah PWM spouště je 1–2 ms.
- DLS vstup slouží k připojení DLS 2 senzoru. Jedná se o šesti pinový DF13 konektor. [36]
- COMM je vhodný pro připojení sériové a ethernetové linky. S jeho pomocí můžeme připojit kameru přímo k řídicí jednotce letadla. Konektor je typu DF13 se dvanácti piny. [36]

DLS 2

Součástí kamery je DLS 2 senzor. Senzor měří okolní světelné podmínky a úhel slunečních paprsků. Tyto informace následně zapíše do metadat TIFF pořízených kamerou a později je lze využít pro korekci pořízených snímků. Dále je k dispozici integrovaný přijímač GPS signálu. Rozměry senzoru jsou 14,03 x 46,00 x 63,50 mm s hmotností 49 g. DLS 2 je vybaven spouští a LED indikací stavu kamery. Přenos dat a napájení je zajištěno šesti pinovým konektorem JST-GH, přes který je přímo připojen ke kameře. Starší verze senzoru má také RF konektor, který se však pro naši aplikaci nevyužívá. Montáž senzoru může být uskutečněna na dvou bodech pomocí šroubů M2x5. Umístění by mělo být na nejvyšší pozici v letadle bez rušivých stínů a odrazů s dobrým výhledem na oblohu do všech směrů. Neměl by být zapuštěn pod kovovou základnou. [36]



Edimax EW – 7811Un

Jedná se o USB WiFi adaptér. Vytvoří bezdrátovou síť, ke které se můžeme pomocí počítače připojit a provést konfigurace kamery, či stažení dat, prostřednictvím http protokolu. [36]

Režimy sběru dat

Rychlost pořizování snímků je limitována zejména typem uložení, nicméně nedoporučuje se frekvence snímání vyšší než jeden snímek za sekundu. Pro ukládání dat je k dispozici 32 GB SD karta SanDisk Extreme. Při plánování mise musíme tedy nastavit takovou hodnotu překrytí a rychlosti letu, aby nebyla překročena maximální rychlost zachycení. Samotné snímání je možné uskutečnit třemi metodami: [36]

- Překrytí
- Časovač
- Externí spoušť

V režimu překrytí začne kamera snímkovat po dosažení požadované výšky. Sekvence snímání je závislá na uletěné vzdálenosti tak, aby došlo k požadovanému překrytí. Kamera umí vyhodnotit pouze překrytí při pohybu vpřed. Boční překrytí musí být stanoveno vhodným rozestupem řádků. [36] V režimu časovač pořizuje kamera automaticky snímky v pravidelném intervalu. Výchozí nastavení časového rozestupu jsou dvě sekundy. Nastavení intervalu kratšího, než je maximální rychlost zápisu SD karty může mít za následek chybné ukládání dat. V režimu externí spouště je kamera připojena jako servo k elektronice letadla. Spoušť tak může ovládat pilot dálkovým ovládáním, nebo automaticky řídicí jednotkou letadla. [36]

Napájení MicaSense RedEde MX

Pro napájení kamery byl zvolen dvoučlánkový akumulátor KAVAN Li-Po 1 100mAh/7,4V 30 C. Systém kamery a senzoru DLS2 tak byl napájen nezávisle na elektronice letounu. Kapacita akumulátoru by při průměrném výkonu 4 W měla vystačit na 1 hodinu a 58 minut. [37]

2.1.2 Pixhawk 2.4.8.

Jedná se o pokročilý autopilotní systém, který lze využít pro ovládání bezpilotních letounů, vrtulníků, multikoptér a aut. Modulární systém umožňuje připojení povinných, doplňujících periférií dle vlastního výběru. Základem je 32bitový procesor ARM Cortex M4 core, který je



doplněn o záložní 32bitový koprocesor pro případ poruchy. Pixhawk disponuje 256 KB RAM a 2 MB FLASH pamětí. [38]

V základním modulu je také umístěna řada senzorů a to: [38]

- Hlavní akcelometr a gyroskop MPU6000
- Mikro 16 – bitový gyroskop
- Mikro 14 – bitový akcelerometr/magnetometr
- Barometr

Velikost základního modulu je 81,5 x 50 x 15,5 mm s hmotností 38 g. Při jeho spojení s letadlem je doporučeno ho provést s vhodným tlumením vibrací. K základnímu modelu je řada přídatného hardwaru. V základním režimu je připojeno minimálně následující vybavení: [38]

- Telemetrie
- Bezpečnostní vypínač
- Zvuková signalizace
- GPS modul
- Power modul

Dále je třeba připojit RC přijímač, s jehož prostřednictvím jsme schopni letoun ovládat a ovládané výstupy jako serva a regulátory. Celkem je možno připojit 8 hlavních výstupů a 6 digitálních výstupů [38]



Obrázek 2.1 Možnosti připojení externích modulů k PixHawk 2.4.8. [38]

Telemetrie

Použitá telemetrie funguje na frekvenci 915 MHz. Vysílací výkon telemetrie je přibližně 100 mW, rychlost přenosu dat 250 kbps a udávaný dosah přibližně 1,5 km. Pozemní modul telemetrie obsahuje konektor USB, kterým slouží pro propojení s počítačem. [38]

Radiolink SE100

Modul přijímá signál ze systému GPS, GLONASS, L10F, QZZS L1 C/A a BeiDou B1. Na otevřeném prostranství nalezne dostatečný počet satelitů do šesti sekund. Napájecí napětí je 5 V DC s tolerancí 5 %. Přesnost polohy má přibližně 50 cm. V modulu je zároveň integrován elektro kompas QMC5883L, který je třeba před použitím kalibrovat. [39]

PixHawk Buzzer

Piezo bzučák sloužící k zvukové signalizaci aktuálního stavu PixHawku. [38]

Power modul



Obvod s jedním vstupem a dvěma výstupy sloužící k rozdělení toku elektrického proudu z baterie mezi PixHawk a motor (respektive regulátor). Výstup poskytuje PixHawku díky ochrannému obvodu BEC 5,3V. Maximální vstupní napětí je 25 V a vstupní proud 90 A. [38]

2.1.3 Původní letoun DUEL II

Výběr vhodného typu letounu byl limitován požadavky pro umístění multispektrální kamery, umístění řídicí jednotky s příslušenstvím a výkonovými parametry pro nesení celého systému. Zároveň musel být letoun dostatečně stabilní pro nerušené pořízení snímků v dostatečné kvalitě. Dalším kritériem byla jednoduchost konstrukce, kterou by zvládl i méně zkušený modelář.

Jako základ pro finální letoun byl použit návrh letounu DUEL II od Ing. P. Ingla. Ten vyšel v časopise RC Revue 6/2007. Ingl vycházel z původního modelu DUEL, publikovaného v časopisu Modeláři 12/1990, J. Šulcem. Jednalo se o dvoumotorový hornoplošník s obdélníkovým křídlem s klasickým uspořádáním ocasních ploch. Pro pohon letounu použil elektromotory Speed 400/7,2 V v kombinaci s vrtulemi 6/4. Motory odebíraly až 17 A z tříčlánkové Li-pol baterie o kapacitě 1 700 mAh. Motory byly paralelně řazené a ovládané regulátorem JES 30. Výkon motorů byl kolem 113 W. Hmotnost letounu byla 1 100 g, tedy výkon na kilogram byl přibližně 102 W/kg. Inglův model byl schopen mírného stoupání i při práci pouze jednoho motoru. K ovládání řídicích ploch byly použity serva HS-81. [40]

2.1.4 RC souprava a ovládání řídicích ploch

Pro ovládání výškového kormidla, směrového kormidla a křidélek (každého zvlášť) byla oproti původnímu návrhu provedena změna použitých serv z HS-81 na JX servo PS – 1171MG, které disponuje stejnou velikostí a srovnatelnými parametry. Také se jedná o analogové mikro servo s hmotností 17,5g, rychlost otáčení je 0,11 s/60° při napájení 6 V. [41]

Dále byl zvolen přijímač FrSky D4R-II, který disponuje 4 - mi kanály s vlastní telemetrií. Hmotnost přijímače je 5,8 g. Pracuje v rozsahu 3,5 – 10 V při odběru 60 mA. Udávaný dosah telemetrieckého systému ACRST pracujícího na frekvenci 2,4 GHz je až 1,5 km. [42]

Ke komunikaci s přijímačem byl zvolen modul telemetrie FrSky DJT, připojen k ovladači IRIS+ FS-TH9X. V jednom ovladači je možno nakonfigurovat vícero bezpilotních systémů a pak je libovolně střídat. Výhodou je automatické upozornění v případě ztráty dosahu signálu. [43]



2.2 Použitý software

V rámci zpracování celé diplomové práce bylo použito několik typů specifických programů a aplikací. V následující podkapitole je jejich základní popis.

SolidWorks 2018

Dvacátá šestá verze softwaru určeného ke konstruování dílu ve 3D. Uživatelské prostředí je intuitivní a nabízí tvorbu samotného dílu, skládání jednotlivých dílů do složitých sestav a tvorbu výkresů. Je zde také možnost automatického generování výkresů. Princip vytváření jednoduchého dílu spočívá v nakreslení základního tvaru objektu ve 2D (skica) a jeho vytažení do třetího rozměru s příslušnou hloubkou. Následně lze dále upravovat složitější díly ubíráním, či přidáváním dalšího materiálu. Program také umožňuje definici jednotlivých materiálů a výpočet fyzikálních vlastností (jako je hmotnost a poloha těžiště). [44]

perfCalc

eCalc je webová aplikace pro optimalizaci elektrických RC modelů letadel, multikoptér, vrtulníků a aut. Nabízí několik různých nástrojů. Pro účely této práce byl použit nástroj PerfCalc. Ten slouží k výpočtům a odhadům výkonnosti RC letounů. [45]

RCplanes – Calc Thrust

Pro použití zmíněného nástroje perfCalc je třeba znát základní parametry letounu. Jedním z nich je statický tah pohonné jednotky, který je závislý na navržené kombinaci vrtule – motor. Je třeba znát geometrii vrtule a počet otáček při maximálním výkonu. K určení statického tahu byla využita další webová aplikace RC planes – Calc thrust. [46]

Airfoil Tools

Webový nástroj pro určení základních charakteristik křídla. Nabízí výpočet Reynoldsova čísla, na základě, kterého lze určit poláru pro zvolený profil. [47]

Mission planner

Open-source software MissionPlanner umožňuje aktualizaci firmwaru, kompletní nastavení bezletového systému, seřízení ovládání, kalibraci snímačů a naplánování požadované letové mise. Připojení k počítači je možné pomocí konektoru mikro USB konektoru, nebo pomocí telemetrie. [48]



Micasense pre-flight calculator

Webový nástroj společnosti Micasense, který slouží k výpočtu parametrů samotného snímkování, na základě letových parametrů. [49]

Pix4Dfields

Pro zpracování dat byl využit software Pix4Dfields, který umožňuje skládání pořízených snímků do mapového podkladu, na základě GPS souřadnic a následnou úpravu pomocí požadovaných vegetačních indexů. Index je možné zvolit si z existující nabídky, ale je zde také možnost vytvořit svůj vlastní index pomocí aritmetických operací. [50]

2.3 Přizpůsobení letounu DUEL II stanoveným požadavkům

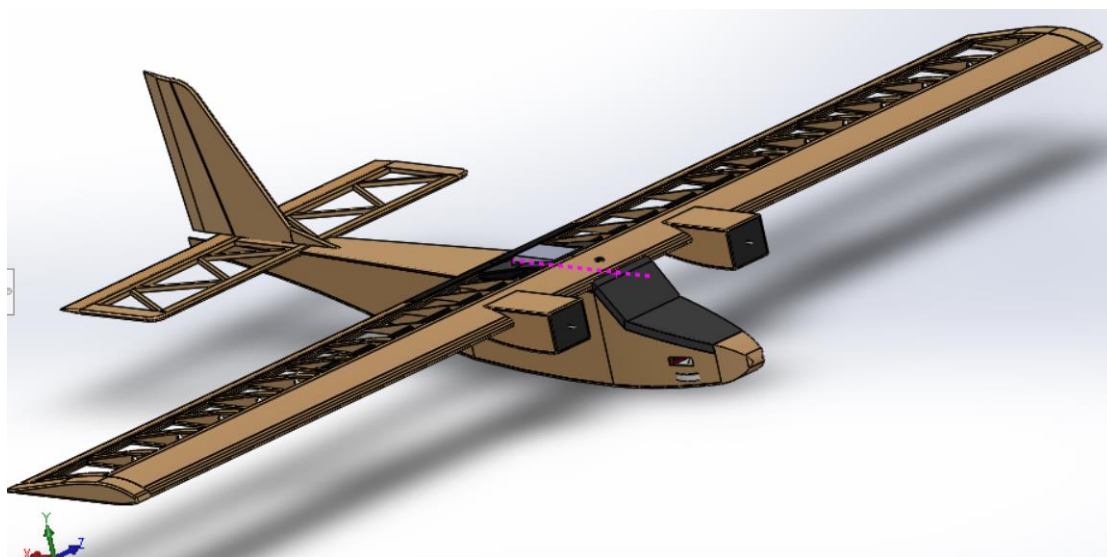
Při návrhu bylo důležité myslet od začátku na návrh systému jako celku. Bylo potřebné určit veškeré jeho komponenty, a to ve správné návaznosti. Nejdříve byl vybrán typ multispektrální kamery a řídicí jednotka. Pro spolehlivý a dostatečně kvalitní provoz těchto komponent bylo zvoleno vhodné příslušenství a typ letoun, který se dále přizpůsoboval nejlepšímu možnému použití.

Vzhledem k potřebě nést další vybavení na palubě zvoleného letounu se dal předpokládat významný nárůst hmotnosti. Zároveň by špatné rozložení neseného vybavení negativně ovlivnilo polohu těžiště. Byl tedy vytvořen počítačový model letounu, který pomohl při výpočtu finální hmotnosti a určení těžiště. Další využití měl počítačový model při návrhu dílů z PLA. Zároveň šlo o vizuální pomůcku při samotné stavbě letounu.

2.3.1 Počítačový model původního letounu DUEL II

Nejprve byl podle původních výkresů Ing. Ingla vymodelován DUEL II v programu SolidWorks 2018. Ten sloužil k počátečnímu náhledu. Základní elektronika (motor, regulátor, baterie a serva) zůstala stejná. Model byl následně doplněn o známé komponenty s předpokládaným rozložením. Došlo ke změnám materiálu některých částí. Bylo také navrženo lóže pro uložení PixHawku a rámeček pro uložení kamery.

Kompletní sestava byla složená ze třech podsestav a to trupu, křídla a ocasních ploch.



Obrázek 2.2 Původní konstrukce letounu DUEL II obohacená o tištěné prvky

Celková hmotnost letounu s těmito parametry se tak zvedla z původních 1 100 g na 1501 g. Při změně nebylo uvažováno s menšími komponenty jako je regulátor, přijímač, kabeláž a vrtule. Konečná hmotnost by tak byla ještě vyšší. Pro odhad skutečné hodnoty bylo použito navýšení o 25 %, předpokládaná skutečná hmotnost by tak byla zhruba 1876 g. Celkové navýšení se tak předpokládalo o 776 g, tedy o 70,5 %. Takto významné zvýšení hmotnosti muselo být kompenzováno zvýšením výkonu a konstrukčními zásahy, u kterých se předpokládalo další nárůst hmotnosti. Pro další výpočty byla tedy použita odhadovaná hodnota 1 900 g.

2.3.2 Popis návrhu pohonné jednotky

Duel II patřil svým poměrem výkonu ku hmotnosti na hranici kategorie letounu s malým výkonem. Pro zachování alespoň podobných letových vlastností tak musela být pohonná jednotka naddimenzována pro stejnou kategorii.

Pro zvýšení výkonu byl stávající motor vyměněn za vyšší řadu MIG 480 Li Race. Tento motor umožňuje použití větší vrtule, než u řady 400 a při tom docílit o 20 % vyššího výkonu. Motor je odrušen dvěma kondenzátory a má zesílený magnetický plášť. Navíc je vybaven větracím otvory v kovovém zadním štítu. Vrtule byla vybrána dle doporučení výrobce, a to APC 7x5E pravotočivá. Takto vybraná kombinace motor – vrtule nabízela následující parametry: [51]



Tabulka 2.3 Parametry kombinace Mig 480 Li Race/APC 7x5E

Napětí [V]	Proud [A]	Otáčky [ot/min]
8	7,2	8200
9	8,4	8800
10	9,7	9400
10,5	10,5	9800

Při uvažování maximálních otáček tak budeme mít hodnotu příkonu spočtenou jako součin napětí a proudu 110,25 W na motor, tedy celkem 220,5 W. Při hmotnosti 1 900 g bude zatížení 116 W / kg, což je vyšší hodnota než u Duelu II, nicméně stále ve stejné kategorii letounů s minimálním výkonem.

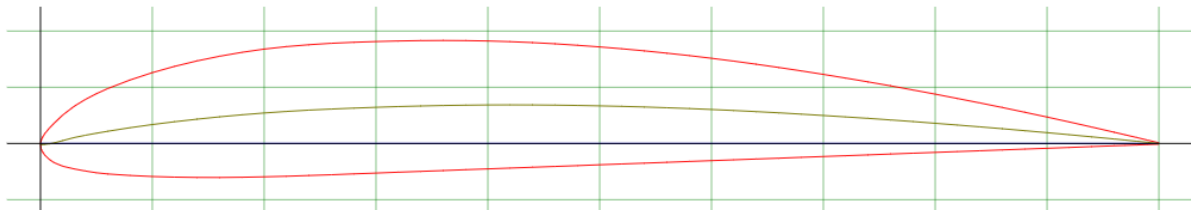
Pro řízení motoru bylo zvoleno jejich paralelní zapojení k jednomu regulátoru napájeným z jednoho akumulátoru. Maximální očekávané proudové zatížení jednoho motoru bylo určeno na 10,5 A. Dle prvního Kirchhoffova zákona musí regulátor být schopen pojmout součet obou motorů, tedy 21 A. Zároveň by se mělo uvažovat s dostatečnou rezervou, jednak kvůli špičkovému výkonu a jednak kvůli napájení dalších zařízení. Byl tedy zvolen regulátor Eagle – 30 A, značky Hobbywing. Jedná se o jednoduchý regulátor dimenzovaný na trvalý proud 30 A a špičkový proud až 40 A. Je vhodný pro akumulátory typu NiCd, NiMH, Li-po a Li-ion. a je vybaven vypínatelnou brzdou. Součástí regulátoru je lineární stabilizátor napájení BEC, který zajišťuje napětí 5 V s proudem 1 A, pro napájení přijímače a serv. [52]

Zvolený akumulátor musel být schopen dodat minimálně 10,5 V, pro dosažení maximálních otáček motoru. Výběr byl tedy zúžen na Li-pol tří článkové baterie, poskytující 11,1 V. Vyšší kapacita akumulátoru ovlivňuje vytrvalost letu, zároveň je však zde výrazný přírůstek hmotnosti. Bylo tak třeba zvolit správný kompromis. Nakonec byl zvolen akumulátor DualSky Akku Li-pol Xpower 3300–3 S-HED (50 C). Baterie nabízela nejlepší poměr hmotnosti (229 g) a kapacity (3300 mAh). Maximální vybíjecí proud akumulátoru je 50 C a maximální nabíjecí proud 5 C. [53]

2.3.3 Popis návrhu nového křídla

Pro další zvýšení výkonnosti letounu byly změněny některé parametry křídla a to profil, rozpětí a zkroucení. Žádný z parametrů nebyl měněn natolik, aby došlo k výraznějším změnám v samotné konstrukci.

Jako profil křídla byl zvolen CLARK Y. Jedná se o profil navržený v roce 1922 Virginiusem E. Clarkem. Profil je definován maximální tloušťkou 11,7 % a plochou spodní stranou křídla. Profil obecně poskytuje zajímavou poláru a relativně vlídné vlastnosti při pádu. Plochá spodní strana křídla sice není úplně optimální z pohledu aerodynamiky a u moderních letadel se tak používá již zřídka, nicméně u leteckých modelářů pro pomalejší modely jde o stále oblíbený profil, díky jednodušší konstrukci. [54]



Obrázek 2.3 Profil Clarky Y [55]

S výrazným nárůstem hmotností se zvýšilo také plošné zatížení křídla. V kapitole 1 jsme zjistili rozsah specifického zatížení pro pomalé stabilní letouny mezi 40–60 g/dm². Rozpětí 1400 mm s hloubkou 210 mm a hmotností 1 900 g znamená specifické zatížení 64,6 g/dm² což je mimo požadovaný rozsah. Minimální rychlost letounu by vrostla a vzhledem k výkonovým omezením by mohlo dojít k prudkému zhoršení letových vlastností. Pro plánovanou hmotnost tedy bylo třeba zvýšit plochu křídla. Z konstrukčních důvodů byla zachována hloubka křídla a zvýšilo se pouze rozpětí o 210 mm. Změna nebyla natolik výrazná, aby se muselo prudce zasahovat do konstrukce křídla. Zároveň se rozpětím zvýšila také štíhlost křídla, což by mělo mít za následek vyšší efektivitu vlivem nižšího indukovaného odporu a vyšší stabilitu. Negativním dopadem bude mírně horší obratnost. Vzhledem k účelu použití převyšují výhody nad nevýhodami.

Tabulka 2.4 Porovnání původního a nově navrženého křídla

	Původní rozměr křídla	Křídlo po změně
Rozpětí [mm]	1400	1610
Hloubka [mm]	210	210
Plocha [dm ²]	29,4	33,81
Hmotnost	1900	1900
Specifické zatížení	64,63	53,20
Štíhlost křídla	6,67	7,67



Poslední úpravou bylo lehké zkroucení křídla o $1,4^\circ$. Pro zjednodušení však nebylo zobrazeno ve 3D modelu, jelikož na rozložení hmotnosti nemá výraznější vliv.

2.3.4 Manuál k výpočtu výkonových parametrů letounu

Z navržených parametrů byly prostřednictvím webových nástrojů eCalc, RCplanes – Calc Thrust a Airfoil Tools vypočteny očekávané výkony a letové charakteristiky. V práci jsou popsány pouze hodnoty konečné konfigurace. Celý proces však spočíval v opakovaném měnění konfigurace a následně byla vybrána ta s nejlepšími hodnotami.

Nejprve byl určen statický tah pohonné jednotky webovým nástrojem RCplanes – Calc Thrust. Jako vstupní hodnot byla zvolená teplota vzduchu 15°C , nadmořská výška 250 m (průměrná výška pro oblast zkušebních letů), typ vrtule APC E 7x5, maximální otáčky 9800 ot/min, odběr 10,5 V a 10,5A. Zbylé vstupní hodnoty si nástroj určil sám. Barometrický tlak na základě zvolené výšky a parametry vrtule ze své vlastní databáze. Nástroj poskytuje údaje v metrických i imperiálních jednotkách.

Estimate Propeller's Static Thrust		
updated: December 14, 2017		
Ambient Temperature :	Fahrenheit 59	Centigrade 15
Altitude :	Feet 820	Meters 250
Barometer Pressure :	in Hg 29.1	mbar 984
Prop Type : <small>Choose "Custom" to enter your own values</small>	APC E 7x5	
	Tk 1.1	Pk 0.83 Blades 2
Prop Diameter :	inches 7	cm 17.8
Prop Pitch :	inches 5	cm 12.7
Prop Static RPM :	rev / minute 9800	
Supply Voltage & Current :	Volts 10,5	Amperes 10,5
Click to Calculate		
Estimated Static Thrust :	ounces 15.9	grams 452

Obrázek 2.4 Výpočet hodnot statického tahu v aplikaci RCplanes – Calc Thrust

Nástroj poskytl více vypočtených hodnot. Z pohledu návrhu byl důležitý zejména očekávaný statický tah, který při dané konfiguraci byl 452 gramů.

Druhý použitý nástroj eCalc již vyžadoval více informací. Obdobně, jako v předchozím případě byla zadána očekávaná nadmořská výška a teplota vzduchu, parametry vrtule a motoru. Dále bylo potřeba vyplnit počet motorů, získaný statický tah pohonné jednotky, požadovaná výška letu a konstrukční parametry letounu.

Environment		Aircraft Data	
Unit:	metric	All-up-weight:	1900 g
Elevation:	250 m.ASL	Fuselage	
Temperature:	15 °C	Length:	880 mm
Drive Data		Diameter:	80 mm
# of Motors:	2	Wing	
Ø Propeller:	7 inch	Area:	33.81 dm ²
Propeller Pitch:	5 inch	Span:	1610 mm
# Blades:	2	Thickness:	11.7 %
Pconst/Tconst:	1.1 0.83	Stabilizer	
Revolution:	9800 rpm	Area:	6.9 dm ²
Static Thrust:	452 g	Span:	460 mm
Climb to:	100 m	Thickness:	3.33 %
		Gear Area:	0 dm ²

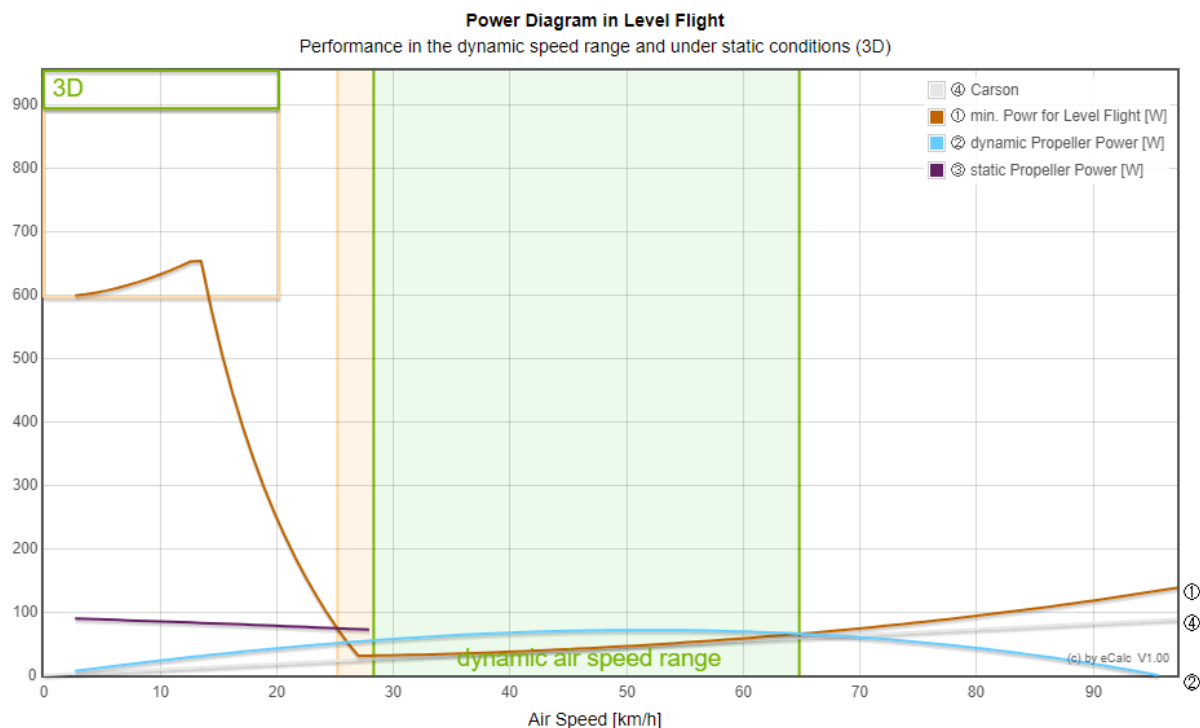
Obrázek 2.5 Zadané hodnoty v nástroji eCalc

Výstupy webového nástroje jsou údaje o nejlepší rychlosti letu pro dlouhý dolet, rychlosti stoupání a času dostupu do zvolené výšky. Dále nástroj vykreslí diagram výkonu v cestovní výšce a diagram výkonnosti ve stoupání. K diagramům navíc poskytuje tabulku přesných hodnot, které z něj můžeme vyčíst.



Obrázek 2.6 Základní výkonné parametry získané z aplikace eCalc

Nejlepší rychlost pro dlouhý dolet byla stanovena na 46 km/h. Rychlost stoupání vyšla poměrně nízká a to 1,6 m/s. Do požadované výšky 100 metrů by letoun měl doletět za 62 sekund.



Obrázek 2.7 Výkonnostní diagram v cestovní výšce vygenerován nástrojem eCalc

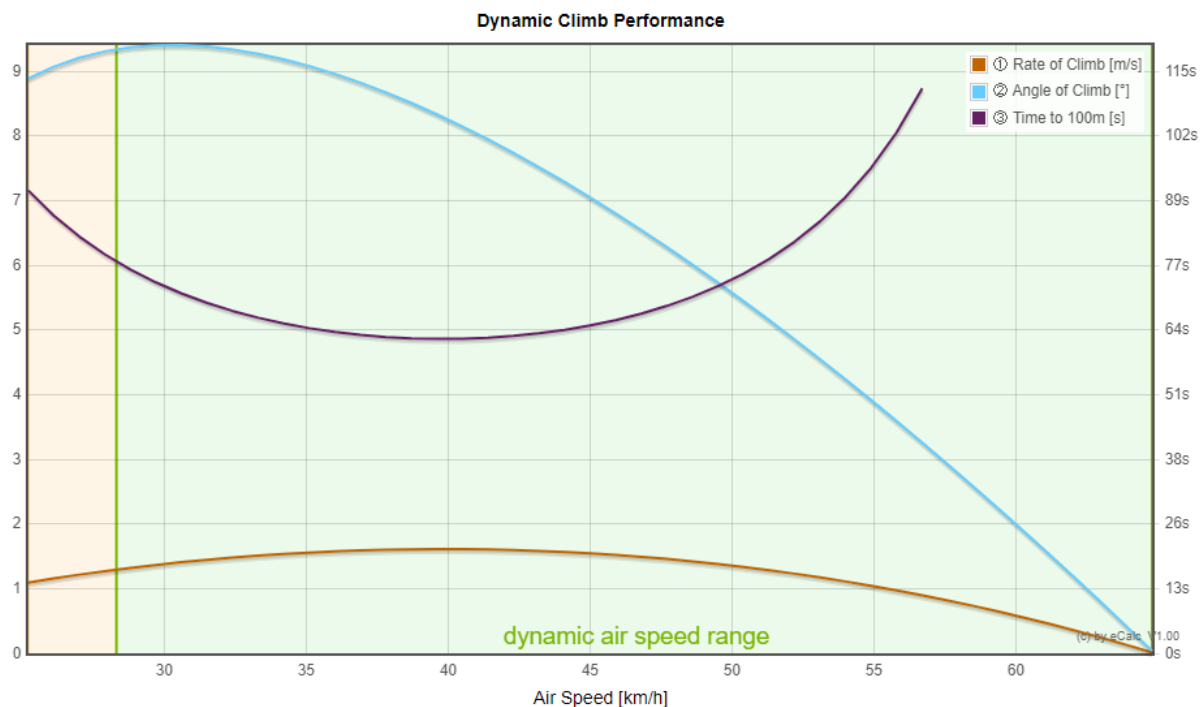
Diagram výkonosti při letu v cestovní výšce udává závislost výkonu na základě narůstající rychlosti a zobrazuje 4 křivky.

Fialová křivka – maximální statický výkon. Pokud zasahuje do zeleného pole označeného jako 3 D, tak je letoun schopný plné akrobacie. Vidíme, že náš letoun je od této schopnosti daleko, ale také to není jeho účel.

Hnědá křivka – minimální požadovaný výkon k zachování vodorovného letu při dané rychlosti.

Modrá křivka – dynamický výkon. Křížení s hnědou křivkou požadovaného výkonu zobrazuje přibližnou pádovou rychlost na levé straně při 1 g a maximální rychlost letu na pravé straně.

Šedá křivka – reprezentuje Carsonovu křivku, která v místě křížení s hnědou křivkou minimálního požadovaného výkonu ukazuje rychlost pro nejlepší rychlost pro dlouhý let.



Obrázek 2.8 Diagram výkonnosti ve stoupání vygenerovaný nástrojem eCalc

Diagram výkonnosti ve stoupání nám zobrazuje tři křivky, opět závislé na rychlosti.

Oranžová křivka – rychlost stoupání v m/s.

Modrá křivka – Úhel stoupání ve stupních.

Fialová křivka – Čas potřebný pro dosažení zvolené výšky (v tomto případě 100 m).

Na závěr eCalc vypíše hodnoty, které lze z grafu vyčíst. V případě našeho letounu lze vybrané parametry ještě jednou shrnout takto:

- Pádová rychlost: 28–35 km/h, při 1 g.
- Nejlepší cestovní rychlost pro nejvyšší dolet: 46 km/h
- Maximální rychlost: 65 km/h
- Maximální výkon pohonné jednotky: 91 W
- Maximální elektrický příkon: 114 W
- Maximální úhel stoupání: 9°
- Maximální rychlost stoupání: 1,6 m/s
- Čas dostupu do výšky 100 m: 62 s

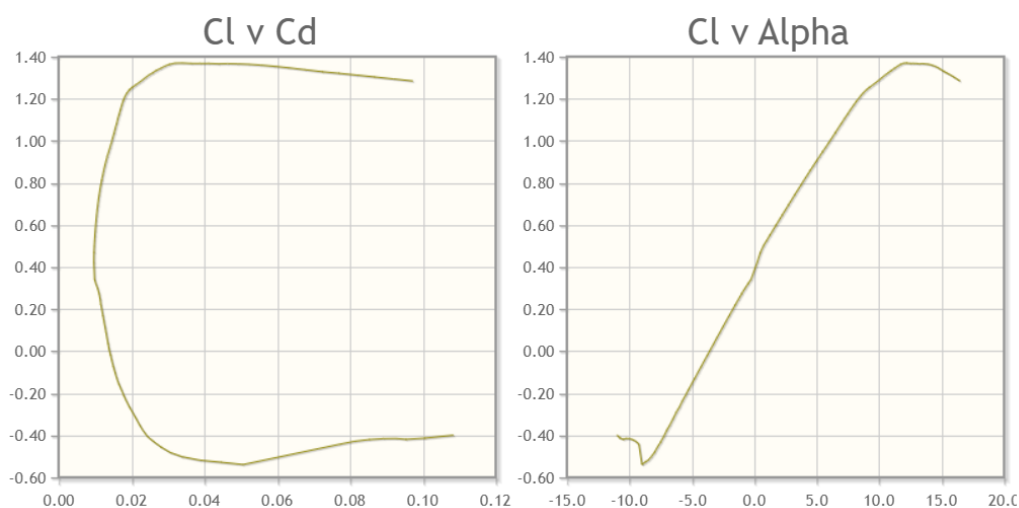


Dále byl využit nástroj Airfoil Tools pro zjištění základních křivek profilu. Nejprve bylo určeno Reynoldsovo číslo. K tomu bylo zapotřebí zadání rychlosti letu, délku tětiny a viskozitu vzduchu. Pro hodnotu rychlosti letu byla zvolena hodnota pro nejvyšší dolet, tedy 46 km/h, což odpovídá 12,78 m/s. Délka tětiny byla udána jako 0,210 m a viskozita vzduchu byla předdefinována pro teplotu 10 ° C. Výsledkem bylo Reynoldsovo číslo o hodnotě 188 907.

Velocity	<input type="text" value="12.78"/>	m/s	28.588 mph	46.008 kph
Chord width	<input type="text" value="0.210"/>	m	0.68898 ft	8.2677 in
Kinematic Viscosity	<input type="text" value="1.4207E-5"/>	m ² /s	1.529e-4 ft ² /s	
Reynolds Number	188,907			
<input type="button" value="Calculate"/>				

Obrázek 2.9 Výpočet Reynoldsova čísla v nástroji Airfoiltools

Dále byl v databázi stejného webového nástroje nalezen zvolený profil Clark Y. Je zde popsána základní charakteristika profilu a možnost zvolit si variantu dle parametrů Reynoldsova čísla N_{crit} (což je parametr určující čistotu proudícího vzduchu). Pro naše potřeby byla vybrána nejbližší hodnota $Re = 200\ 000$ a $N_{crit} = 5$. Nástroj následně vygeneroval charakteristické křivky profilu. Pro účely této práce byla vybrána polára profilu (vlevo) a vztlková čára (vpravo).



Obrázek 2.10 Polára (vlevo) a vztlková čára (vpravo) profilu Clark Y



Ze vztlakové čáry byl určen kritický úhel náběhu přibližně 12° při hodnotě součinitele vzlaku zhruba 1,38, což dle poláry odpovídalo hodnotě součinitele odporu 0,03.

Vztlaková čára byla využita pro výpočet ideálního úhlu náběhu při vodorovném letu, ve kterém musí být gravitační a vztaková síla v rovnováze. Odhadovaná hmotnost letounu byla 1900 g, což při uvažování gravitační konstanty 9,81 znamená gravitační sílu 18,639 N, která působí kolmo dolů k zemi z těžiště letounu. Pro zachování rovnosti je tedy tato hodnota shodná také pro vztakovou sílu. Dále pokračujeme vyjádřením součinitele vzlaku z rovnice vzlaku. Počítali jsme s ideální rychlostí 12,78 m/s, plochou křídla 0,3381 m² a hustotou vzduchu ve standardní atmosféře 1,225 kg/m³.

$$Cl = \frac{2 * 18,639}{0,3381 * 1,225 * 12,78^2}$$

$$Cl = 0,551$$

Vypočtena hodnota ideálního součinitele odporu se rovnala hodnotě 0,551. Při dosazení do vztlakové čáry vyšel ideální úhel náběhu křídla ve vodorovném letu 1,25°, což by byl také ideální úhel nastavení vzhledem k požadavku snímání kamerou kolmo dolů. Z pohledu konstrukce se však jeví výhodnější jít ještě dál a navrhnout úhel nastavení 1,93°. Při tomto úhlu nastavení totiž rovina spodní plochy křídla byla vodorovná s rovinou trupu, čímž se usnadnilo upevnění křídla k trupu. Zpětným výpočtem navíc byl navíc zjištěn pokles rychlosti na 12,24 m/s², což je zanedbatelná změna vzhledem, k tomu že veškeré výpočty byly čistě orientačního charakteru.

Aktualizace počítačového modelu a upřesnění použitých komponentů

Po zásadních změnách v konstrukci křídla musel být původní návrh přepracován. Zároveň došlo k vyladění tištěných dílů a upřesnění dalších komponent a jejich hmotností. Nicméně do vymodelované sestavy některé z nich stále nebyly přidány za účelem přesného uchycení prvků podle reálných možností s ohledem na délku a ohyby kabeláže. Jejich umístění také mělo pomoci při dovyvážení skutečného letounu.

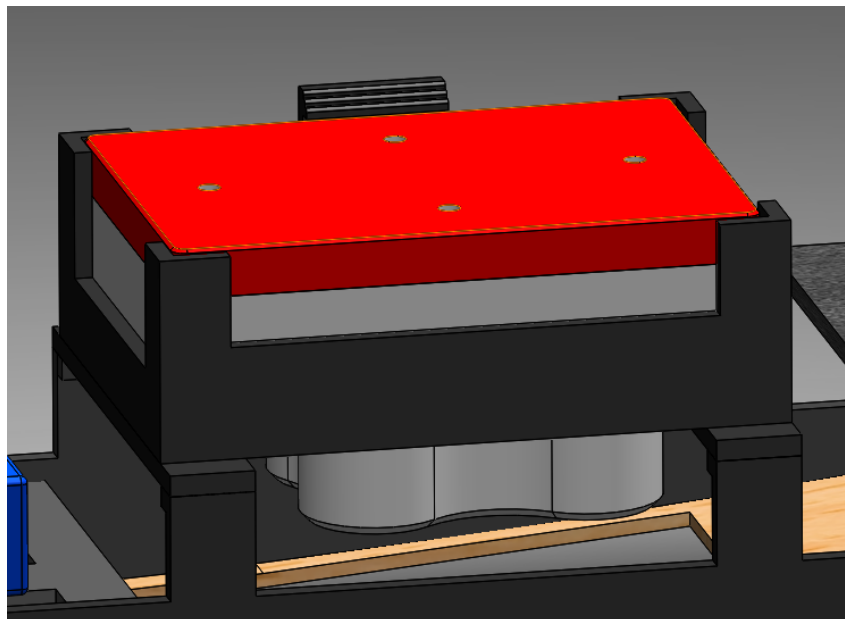
Finální přehled neseného vybavení

- Micasense RedEdge MX

- DLS 2
- PixHawk 2.4.8.
- Radiolink SE100
- Telemetrie 915 MhZ
- PixHawk Buzzer
- PixHawk Safety Switch
- PixHawk Power Modul
- FrSky D4R-II
- JX servo PS – 1171MG
- Eagle 30 A
- MIG 480 Li Race (2x)
- Vrtule APC 7x5E (2x)
- Akumulátor DualSky Akku Li-pol Xpower 3300–3 S-HED
- Akumulátor Kavan Li-Po 1100mAh/7,4V

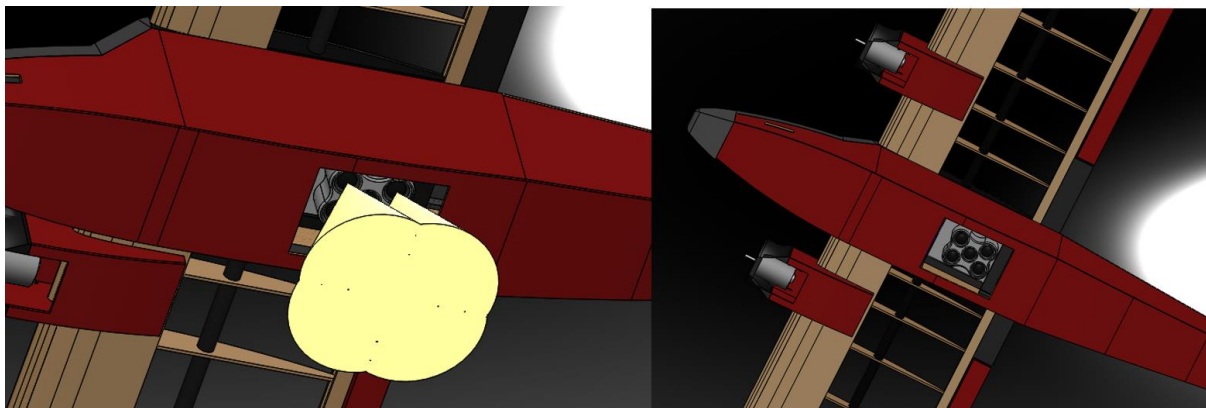
Konečný návrh letounu

Ve finální verzi modelu byl také doladěn tvar rámečku pro uchycení multispektrální kamery. Ten byl navržen z materiálu PLA s tloušťkou stěn 2,5 mm. Pro zafixování slouží spona na jedné straně, která se při vkládání nebo vytahování kamery ohne směrem ven. Rámeček je v letadle uchycen na konzoli vytvořené propojením bočních spodních výztuh.



Obrázek 2.11 Umístění rámečku kamery

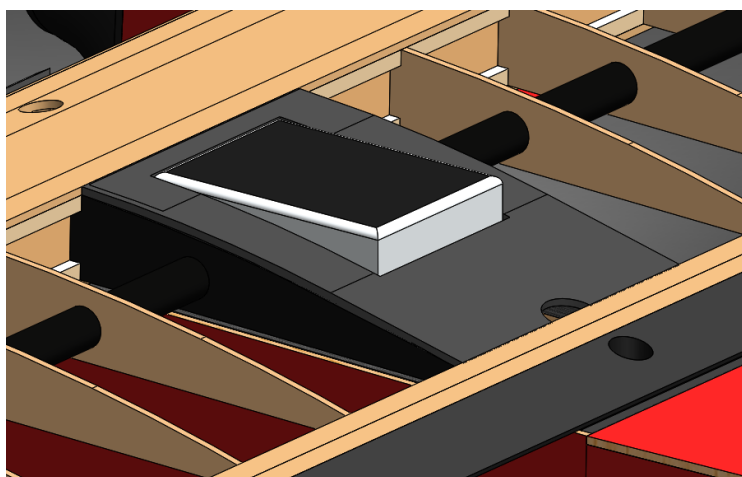
Pro zajištění správné viditelnosti kamery byl do spodní části trupu navržen otvor o rozměrech 60 x 80 mm. Kamera byla pro zamezení mechanickému poškození zapuštěna dovnitř letounu. K určení správného výhledu byl použit kužel pro každou čočku s úhlem 47,2 °. Sjednocení těchto kuželů představovalo celkové zorné pole kamery.



Obrázek 2.12 Výhled kamery z letounu

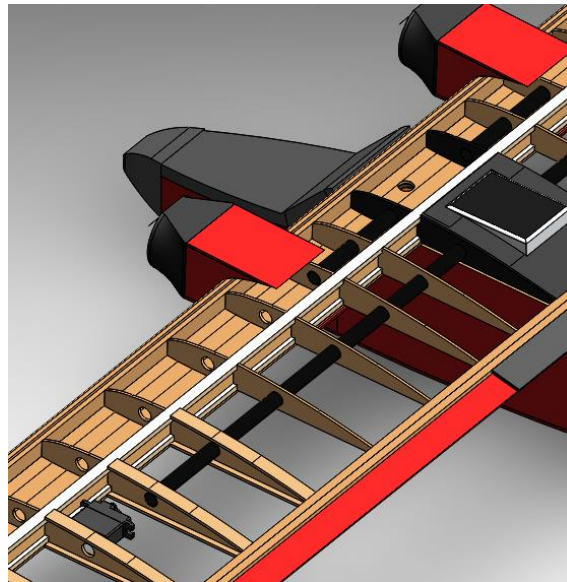
DLS2 senzor byl pro co nejlepší výhled, bez rušení umístěn na horní plochu křídla. Byl osazen do rámečku kopírujícího profil pro co nejmenší odpor. Na odtokové straně rámečku byl vytvořen otvor pro vedení kabeláže do kamery.

Spojení křídlo trup bylo navrženo prostřednictvím plastových podložek uchycení na trupu s protikusem na křídle. Samotný spoj by měl být zajištěn šroubem s maticí a podložkou.



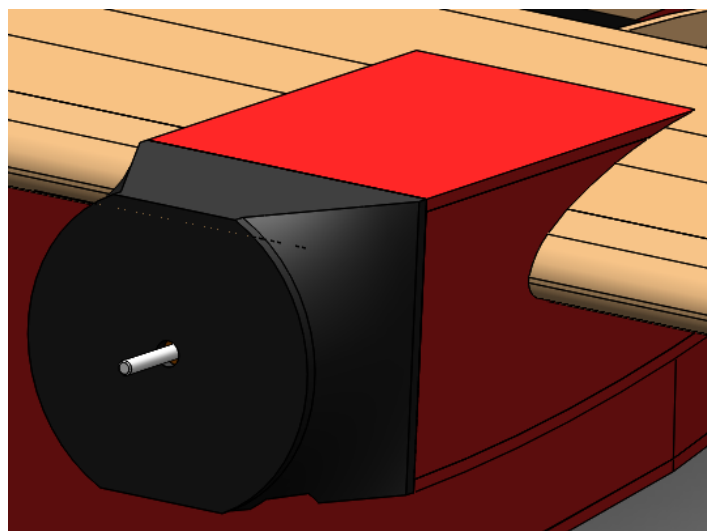
Obrázek 2.13 Umístění DLS 2 senzoru a spojení křídlo – trup

Vedení kabeláže k motorům a servům křidélek bylo plánováno s využitím uhlíkových trubek o průměru 10 mm s tloušťkou stěny 1 mm zasazených do odlehčovacích otvorů žeber. Trubky současně pomáhají nosníku přenášet ohybové zatížení mezi žebry.



Obrázek 2.14 Náhled na vedění kabeláže (náhled bez horního tuhého potahu křídla)

Původní gondola motoru s čtvercovým čelem byla nahrazena kulatou náběžnou plochou přecházející postupně do svého původního tvaru. Účelem bylo snížení aerodynamického odporu gondoly a zvýšení estetického dojmu.



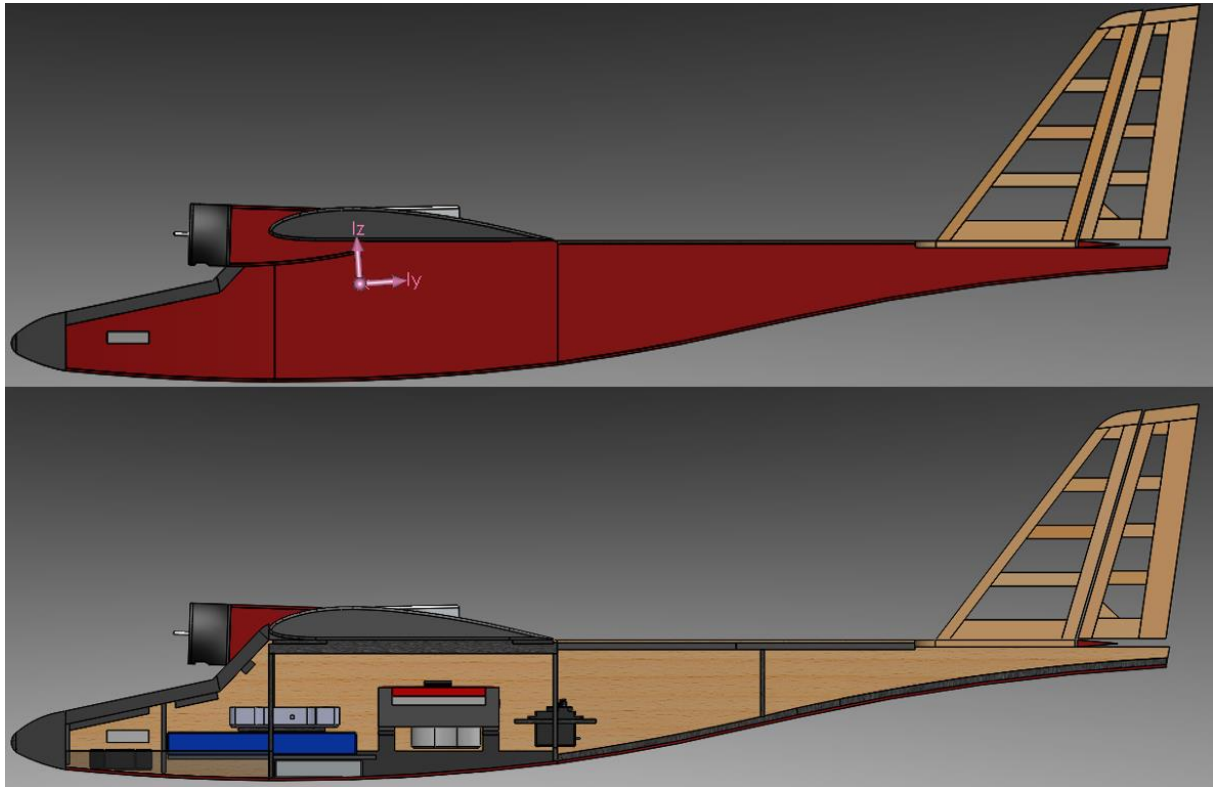
Obrázek 2.15 Gondola motoru

Z PLA materiálu byly navrženy také koncovky křídel a nos letounu. Oproti původnímu návrhu z plného balsového bloku jsou nové části navrženy jako dutá skořepina s tloušťkou stěny 2 mm. Přední kapota byla plánovaná s možností demontáže pro přístup k akumulátoru.



Obrázek 2.16 Celkový pohled na navrhnutý letoun

Poloha těžiště se v modelujevila mírně vzadu oproti doporučené poloze původního návrhu. Nicméně letoun je stále bez vybavení vrtulí, které těžiště pravděpodobně posunou mírně vpřed. Vnitřní rozložení se odvíjelo od umístění kamery zhruba uprostřed trupu. Za ní pak byly umístěny serva výškového a směrového kormidla, před ní na spodní tuhý potah byl položen akumulátor kamery, nad ním na bateriovém lóži hlavní akumulátor k pohonu letadla a nad ním na svém vlastním lóži PixHawk. Úplně vpředu mezi první a druhou přepážkou byl umístěn GPS modul. Tato poloha by mu měla zabezpečit dostatečnou izolaci proti rušení od ostatních komponent.



Obrázek 2.17 Poloha těžiště (nahore) a rozložení neseného vybavení (dole)

Na základě zjištěných vlastností z počítačového modelu, byla dimenzována nová pohonná jednotka a křídlo s využitím výše popsaného softwaru, díky kterému se podařilo odhadnout výkonové parametry letounu, důležité pro zálet. Po provedených změnách byl vytvořen aktualizovaný počítačový model, který byl základem pro tvorbu výkresů.

Použitelnost návrhu

Model byl vytvořen pouze pro orientační rozvržení hmotností. Stejně tak nástroje pro určení výkonnosti letounu nejsou schopny spočítat přesné výkonové parametry a jedná se pouze o odhady. Skutečné letové parametry budou zjištěny a doladěny až na skutečném letounu při záletu. To však nijak nesnižuje význam 3D modelování a použitých nástrojů, bez kterých by návrh nebyl realizovatelný.

2.4 Materiály a metody využity při stavbě letounu

Realizace začala zhotovením jednotlivých dílů. Ty byly následně lepeny do konkrétních sestav. Finální konstrukce byla potažena fólií a na závěr osazena řídicími prvky a elektronikou.



Původní myšlenka při stavbě byla využít v co největší míře technologii 3D tisku. Tím by se výrazně ulehčila celá stavba letounu, jelikož by z procesu stavby vyloučilo opracování původní balsy. Došlo tedy k porovnání těchto dvou technologií z pohledu pevnosti a hmotnosti.

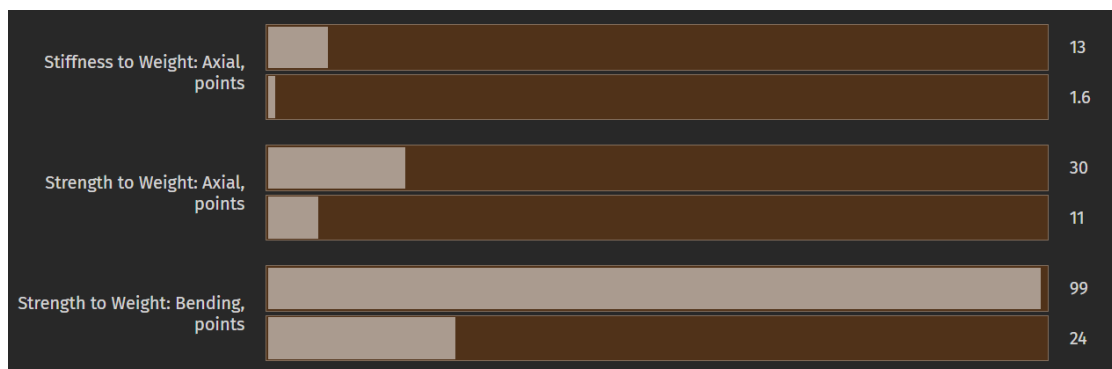
PLA

Při 3D tisku s využitím metody FDM je nejčastěji používaným a nejuniverzálnějším materiálem kyselina polymléčná – PLA. Jedná se o biologický plně odbouratelný materiál vyráběný z kukuřičného, nebo bramborového škrobu. Je srovnatelně pružný, tvrdý a odolný s jinými plasty. Nevýhodou materiálu je pohlcování vzdušné vlhkosti, která se při špatném skladování projeví tvorbou bublinek na povrchu. Naopak jeho výhodou je malý sklon ke kroucení během samotného tisku a kvalita spojů je dobrá i při nižší teplotě tisku. Hustota PLA materiálu je okolo $1,3 \text{ g/m}^3$ [56]

Balsa

Balsa je druh dřeva, který se pro své vlastnosti vyskytuje v modelářství nejvíce. V přírodě se vyskytuje zejména v pralesech střední a jižní Ameriky. Samotný strom roste velmi rychle a kácí se přibližně po 6–10 letech, kdy průměre kmene dosahuje 30–110 cm a dosahuje do výšky 18–25 m. Balsa je velmi lehká vzhledem ke své pevnosti. Její hustota podle typu balsy dosahuje hodnot $0,13 - 0,225 \text{ g/m}^3$ [57]

Pro porovnání pevnosti obou materiálů byla využita volně dostupná aplikace makeitfrom, sloužící k porovnání různých stavebních prvků. Srovnání pevnosti materiálu vzhledem k jeho hmotnosti zobrazuje následující obrázek, kdy první řádek každé vlastnosti definuje balsové dřevo a druhý materiál PLA. [58]



Obrázek 2.18 Porovnání tuhosti, pevnosti v tahu a pevnosti v ohybu balsy (horní sloupec) a PLA (spodní sloupec). [58]



Na obrázku vidíme porovnání tuhosti vůči hmotnosti, pevnosti v tahu vůči hmotnosti a tuhosti v ohybu vůči hmotnosti. Ve všech případech balsa dosahuje výrazně lepších hodnot. Nicméně také materiál PLA má svou výhodu a tou jsou menší rozměry pro dosažení požadované tuhosti, vlivem vyšší hustoty materiálu.

Nahrazení balsy materiálem PLA v plném rozsahu se ukázalo jako nesmyslné. Přesto 3D tisk našel své uplatnění, a to při výrobě kritických nosných součástí, u kterých je předpoklad většího zatížení a zároveň požadavek na ušetření prostoru. Původní návrh předpokládal pro tyto části využití smrkového dřeva.

Potah

Jako potah byla zvolena nažehlovací fólie IronOnFilm červené a modré barvy. Pracovní teplota při nažehlování této fólie je 120–150°C. Smrštění fólie 5–10 % a to ve všech směrech stejně. Hmotnost fólie se pohybuje v rozmezí 70–90 g/m². [59]

Použité postupy

Plastové díly byly vytištěny na 3D tiskárně Original Prusa I3 MK3S+, která umožňuje maximální velikost tištěného výrobku 250 x 210 x 210 mm. Kvůli limitaci rozměrů musely být některé díly vytištěny po částech a následně slepeny do plánovaných celků. [60]

Díly z balsového dřeva byly vyráběny z balsových desek příslušné tloušťky a z lišt. Pro výrobu specifických tvarů byly použity vytištěné výkresy, z kterých se vystříhl požadovaný díl a nalepil kancelářským lepidlem na balsu. Nalepená papírová předloha byla následně vyříznutá pomocí tapetovacího nože. Byla snaha provádět delší řezy ve směru vláken pro co nejvyšší kvalitu řezu. Při kolmém řezu docházelo k mírnému třepení vláken v místě řezu. Vyříznutý díl byl obroušen jemným brusným papírem.

Balsové polotovary byly použity pro náběžnou hranu křídla, výškové kormidlo a křídélka.

Opracování smrkových lišt pásnice hlavního nosníku a uhlíkových trubek spočívali pouze ve zkrácení na příslušnou délku a zabroušení konců.

Pro lepené spoje plast – plast a dřevo – plast bylo využito lepidlo Pattex 100% GEL. Lepidlo má velký rozsah použití a je vhodný pro namáhané spoje. Gelová konzistence usnadňuje práci. Lepidlo tolik neteče a zůstává jen tam kde má. Před nanesením lepidla byly obě lepené plochy očištěny. V případě lepení dřeva byla nejdříve nanesená tenká vrstva na plochu a po



vsáknutí a oschnutí byla následně nanášená druhá vrstva na jeden z povrchů. Lepené plochy byly stlačeny a zatíženy svorkami, popřípadě vhodným závažím. Po zhruba půlhodině se dalo s takto slepenou sestavou dále pracovat, avšak konečné pevnosti bylo dosaženo až po přibližně 24 hodinách.

Lepené spoje dřevo – dřevo bylo použito acetonové lepidlo CHEMOPLAST Kanagom. V porovnání s Pattexem disponovalo horšími vlastnostmi a bylo nutné dbát větší opatrnosti při nanášení na povrch. Nanášení bylo prováděno štětcem nejprve na obě očištěné lepené plochy a po nasáknutí a počátečním oschnutí byla nanesená druhá vrstva a plochy spojeny. Slepěné plochy držely po krátké fixaci, nicméně k finální pevnosti došlo opět až po 24 hodinách. Fixace byla provedená pomocí svorek, nebo pomocí špendlíků, kterými se v pravidelných rozestupech lepené plochy spojily a špendlíky se vytáhly až po úplném zaschnutí.

Letoun byl potažen nažehlovací fólií. Fólie se aplikovala na trupu a gondolách motoru jako ochrana balsy před znečištěním a na křídle a ocasních plochách pro zajištění správného obtékání proudem vzduchu. Fólie se nejdříve naměřila na rozměr dané součástí s odsazením 0,5 – 1 cm. Vybraný tvar byl vystřížen přiložen na potahovanou část a přebytečná část potahu zahnutá za okraj tělesa, kde byla připevněna špendlíky. Takto vypnutá fólie mohla být nažehlována. Nažehlování bylo prováděno klasickou domácí žehličkou bez napařování nastavené na stupeň jedna až dva. V první fázi se nažehlila fólie k pevným plochám. Následně byla fólie vypínaná směrem od středu ven. Příliš velké nastavení teploty mělo za následek přílišné stažení fólie a její následné prasknutí. Pro finální vypnutí se osvědčila horkovzdušná pistole Black&Decker KX1650, i u ní však muselo být nahřívání prováděno s opatrností a z dostatečné vzdálenosti.

2.5 Manuál ke stavbě letounu

Stavba křídla

Křídlo bylo počtem základních dílů nejsložitější částí. Jako první se vyřezala žebra do požadovaného tvaru. Středové žebra se nejdříve nasunula na uhlíkové trubky do patřičných vzdáleností pro získání základního tvaru. Poté mohla být k těmto žebřům nasazená spodní smrková pásnice hlavního nosníku, na kterou byly umístěna zbylá žebra. Z horní strany žeber mohla být přidána horní pásnice a do mezižebního prostoru mezi horní a spodní pásnice balsové stojiny.



Obrázek 2.19 Žebra spojené hlavním a předním nosníkem

Vznikla tak základní konstrukce křídla ne kterou mohl být následně připevněn přední nosník z balsové lišty. Zadní nosník byl složen z balsové lišty a horního a spodního opáskování. Nejprve bylo spojeno spodní páskování s lištou a takto vytvořený L profil připevněn k odtokovým hranám žebel. Následně bylo shora přilepeno horní páskování. Takto vzniklá konstrukce byla dále doplněna o spodní tuhý potah a spodní páskování žebel.



Obrázek 2.20 Téměř hotové křídlo bez horního tuhého potahu

Nasazení horního tuhého potahu znamenalo kompletní uzavření torzní skříňe. Ještě před tím však bylo vyhodnoceno slabé místo ve střední části nosníku, které vzniklo spojením dvou smrkových lišt. Délka jedné lišty byla totiž 1 m, a tak musela být spojena ze dvou kusů. Pro zpevnění konstrukce byl každý spoj u lišty předního, hlavního i zadního nosníku umístěn do jiné části křídla. Nicméně střed křídla podléhá největšímu ohybovému namáhání, a tak bylo toto místo zpevněno skelnými vlákny. Ty se po očištění acetonem přiložily na nosník a potáhly lepidlem.



Obrázek 2.21 Zpevnění křídla pomocí skelných vláken

Součástí nasazení horního tuhého potahu bylo také vytvoření zkroucení křídla. Toho bylo dosaženo přišpendlením celé náběžné hrany a středové části odtokové hrany k podložce a přizvednutím odtokové hrany špalíčkem o 2 cm nahoru.



Obrázek 2.22 Tvarování zkroucení křídla

V této pevné poloze byla torzní skříň uzavřena. Nejdříve se uzavřela prostřední část s délkou jednoho metru a následně zbylých 285 mm na každém kraji. Po důkladném uschnutí lepidla bylo požadované zkroucení zachováno rovnoměrně na obou stranách křídla.

K takto zkroucenému křídlu byla připevněna náběžná hrana z polotvaru, koncovky křídel, odtoková hrana s otvorem k uchycení ke trupu a přední podložka uchycení, taktéž s otvorem pro přišroubování k trupu. V místě tohoto otvoru byl také vyvrtán otvor v horním a spodním tuhém potahu pro přístup k budoucímu šroubu.



Obrázek 2.23 Hotové křídlo bez potahu

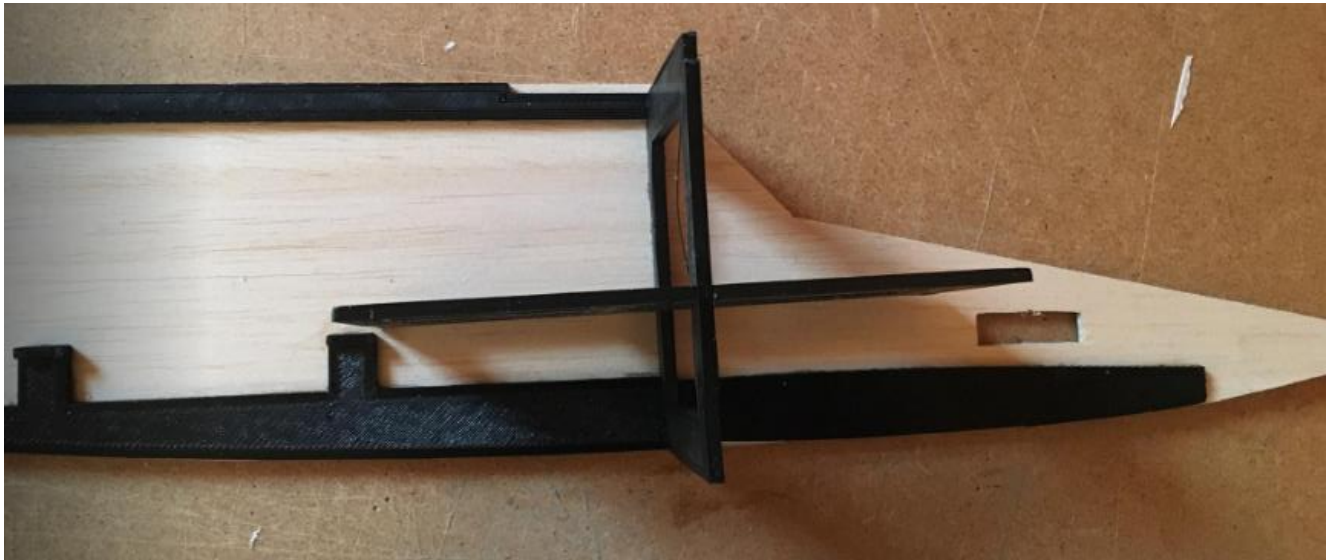
Hotové křídlo bylo vyhlazeno brusným papírem a potaženo modrou zažehlovací fólií. Křidélka vyrobená z polotovaru byla potažena červenou fólií a připevněná ke křídlu pomocí pantů.



Obrázek 2.24 Potahování křídla nažehlovací fólií

Stavba trupu

Základem pro stavbu byly balsové bočnice, ke kterým se připevnily boční výztuhy. Ty daly bočnicím požadované prohnutí v přední části trupu. Poté byly obě bočnice propojeny přepážkami a vyztuženy lóží akumulátoru. Čímž vznikl základní tvar trupu.



Obrázek 2.25 Stavba trupu

Vytvarování zadní části trupu, který se směrem k ocasním plochám zužuje, bylo docíleno díky zadním rohovým výztuhám a horního tuhého potahu. Následně nic nebránilo uzavření trupu spodním potahem. Na horní straně trupu je při absenci křídla dostatečně velký prostor pro manipulaci s elektronikou.



Obrázek 2.26 Hotový trup bez potahu a nosní části

Hotový trup letounu byl potažen modrou fólií, po jejímž nanesení byl ještě přilepen plastový nos letounu.

Stavba ocasních ploch

Ocasní plochy byly vytvořeny z balsových desek tloušťky 5 mm. Podle návrhu byla pro horizontální stabilizátor i kýlovku vytvořena kostra, jejíž hrany byly zbroušeny. Pro lepší uchycení byl do středu horizontálního stabilizátoru vyřezán otvor o šířce 5 mm a délce 40 mm. Opačně na kýlovce byl na spodní hraně ponechán výstupek o stejných rozměrech s hloubkou 5 mm. Následně byly obě části potaženy fólií a zasazeny do sebe.

Výškové kormidlo bylo vytvořeno z balsového polotovaru. Pro zajištění plných výchylek bez omezení se směrovým kormidlem bylo rozděleno na dvě samostatné části propojené dvojitým tuhým drátem pro zajištění stejné pohyblivosti. Připevněno k horizontálnímu stabilizátoru bylo provedeno dvěma panty pro každou část kormidla.

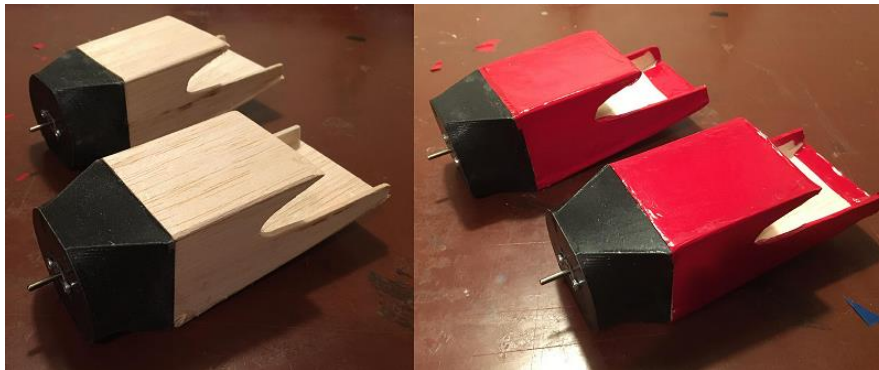
Směrové kormidlo bylo vytvořeno stejně jako kýlovka a horizontální stabilizátor z navrhované kostry. Odtoková strana byla navíc symetricky zbroušená pro lepší obtékání proudem vzduchu. Ke kýlovce bylo kormidlo připojeno dvěma panty.



Obrázek 2.27 Téměř hotové ocasní plochy bez výškového kormidla

Stavba motorových gondol

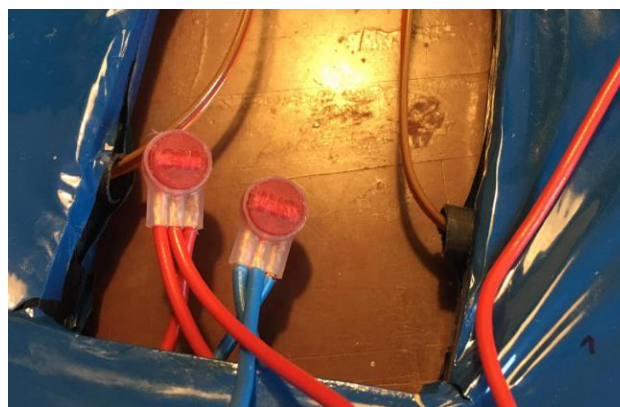
Motorová gondola byla sestavena spojením balsových stěn a plastové přední přepážky. V přepážce byly vyvrtány otvory pro uchycení a otvory pro přístup vzduchu do motoru za účelem chlazení. Pro zajištění větší pevnosti byly spoje balsy a plastu podlepeny balsovými lištami na vnitřních stranách gondoly. Motor byl připevněn zadní montáží prostřednictvím servisního přístupu ze spodu gondoly. Po obroušení hran a očištění gondoly byly balsové části potáhnuty červenou fólií.



Obrázek 2.28 Motorové gondoly před a po potažení

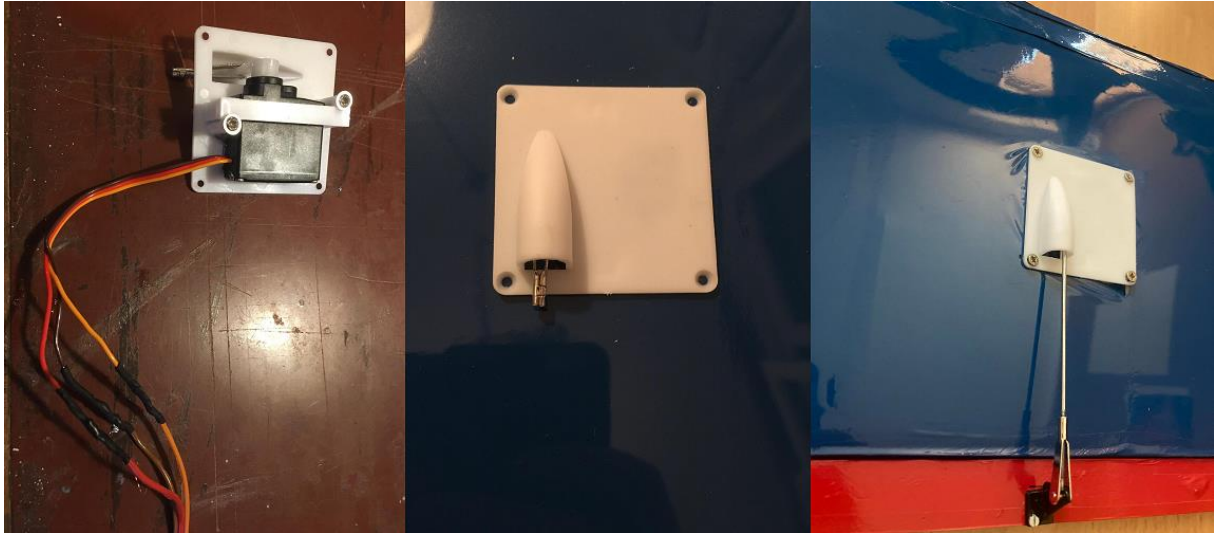
Kompletace jednotlivých částí

Ocasní plochy byly trvale připevněny k trupu lepeným spojem. Stejně tak motorové gondoly byly přilepeny ke křídlu, avšak ještě před tím byly v místech jejich umístění vyvrtány technické otvory, kterými byla protažena kabeláž přes uhlíkovou trubku až do středu křídla, kde byly přes odvrtnou stojinu vyvedeny z torzní skříně. Motory byly paralelně propojeny s konektorem pro připojení regulátoru pomocí scotchloku.



Obrázek 2.29 Propojení motorů s regulátorem

Obdobným způsobem byly protažené kabely k servomotorům. Servomotory byly v křídle umístěny pomocí hotových rámečků s krytem pro páku serva. K páce křídélka pak bylo servo připojeno pomocí táhla s vidličkou. Obdobným způsobem byly propojeny také servomotory v trupu s kormidly ocasních ploch.



Obrázek 2.30 Osazení servomotorů v křídle

Spojení křídlo trup bylo zajištěno na dvou místech přilepením matice na spodní stranu podložky uchycení trupu. Shora tak mohl být našroubován šroub s plastovou podložkou. Křídlo tedy lze sundávat dle potřeby transportu, nebo změny vnitřního uspořádání trupu. Křídlo musí být také sundáno pro přístup k multispektrální kameře. Pro přístup k baterii lze snadno sejmout přední kapotu letounu.

Do hotového letounu mohly být umístěny oba akumulátory a autopilot, ke kterému byl připojen safety switch, buzzer, GPS modul, telemetrie, přijímač, servomotory a regulátor. Připojení akumulátoru k Pixhawk se povedlo prostřednictvím power modulu, který zároveň napájel regulátor. Pro přímé propojení PixHawku k počítači se ukázala potřeba vyříznout do pravé bočnice technologický otvor o rozměrech 15 x 10 mm. Dále se mohly připevnit s pomocí našeče vrtule k motorům.

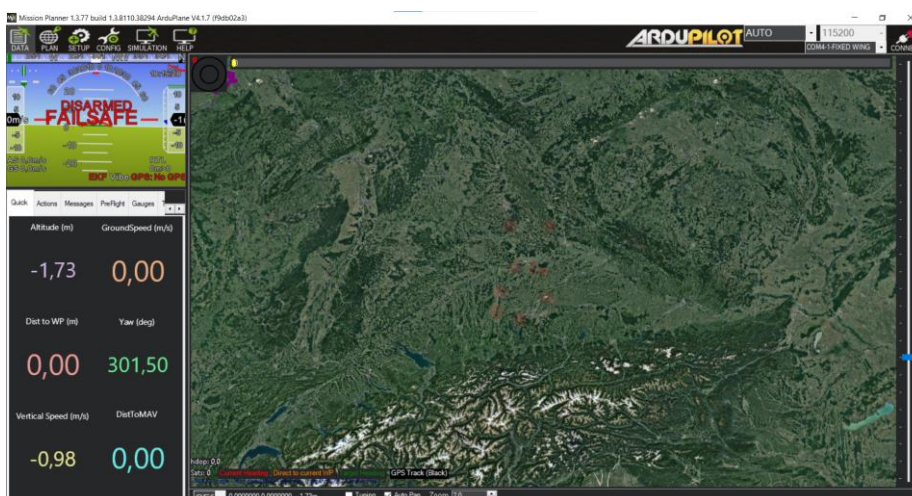


Obrázek 2.31 Hotový letoun

2.6 Manuál pro prvotní nastavení a seřízení letounu

Pro nastavení PixHawku byl použit software MissionPlanner. Pomocí něj se nejprve provedla aktualizace firmwaru. Aktualizovaný autopilot mohl být následně nastavován. V první části nastavování se provedla kalibrace ovladače, tedy kontrola přidělení zvolených kanálů požadovaným funkcím a rozsah řídicích ovladačů. Poté se nastavily výstupy, respektive servomotory řídicích ploch a regulátor ovládající motory. Následně byla ověřena funkčnost všech řídicích ploch v požadovaných výchylkách. Hotový letoun mohl podstoupit kalibraci akcelometru a kompasu a mohlo se tak přejít k letové části.

Po otevření programu se vlevo nahoře nachází panel menu.



Obrázek 2.32 Úvodní obrazovka MissionPlanner



- DATA je možné sledovat aktuální stav letounu, režim letu, základní parametry letu a polohu. V sekci actions lze měnit požadovaný režim letu.
- PLAN se nastavuje letová trať pro autopilota, lze nastavit traťové body a jejich výšku.
- SETUP se provádí základní nastavení PixHawku a jeho komponentů.
- CONFIG se provádí podrobnější konfigurace dalších parametrů systému.
- SIMULATION lze provést simulaci letu.
- HELP se dostaneme k odkazům, kde lze nalézt užitečné informace pro nastavení systému.
- CONNECT. Pro připojení k počítači prostřednictvím USB kabelu nastavíme port AUTO a rychlost 115 200 a klikneme na tlačítko CONNECT.

Aktualizace firmwaru

Po připojení byla vykonána manuální aktualizace firmwaru. Pro tu bylo nutné přejít do části SETUP, ve které byla zvolena možnost Install Firmware. Zobrazila se hláška, že pro instalaci firmwaru je třeba nejdříve odpojit PixHawk (pouze prostřednictvím tlačítka DISCONNECT, kabel musí být stále připojen) a zvolit požadovaný typ konfigurace (na výběr je z roveru, různých typů multikoptér a letounu). Po stažení aktuální verze firmwaru byla opět vybrána možnost pro připojení.

Kalibrace rádio vysílače

Vyvážení na vysílači bylo nastaveno do neutrální polohy. Při odpojeném akumulátoru a připojeném PixHawku byl zapnut vysílač a v části SETUP zvolena sekce Radio Calibration. Po vybrání sekce Calibrate Radio bylo nutné pohybovat pákami ovládání do koncových poloh. Ukazatelé zobrazovaly aktuální polohu zelenou barvou a červeně označily koncové polohy.

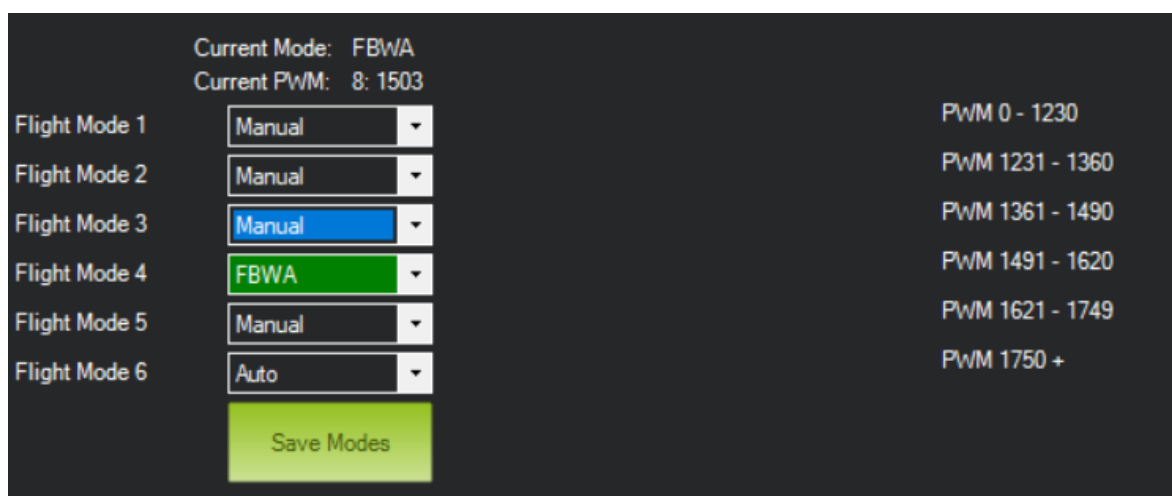


Obrázek 2.33 Kalibrace ovladače



Na kanál 5 byla přiřazena páka pro nastavení režimu letu, která má 3 polohy. Každá poloha vysílá jinou hodnotu PWM (992, 1 504 a 2016). V sekci Flight modes byly těmto hodnotám přiřazeny módy Manuál, FBWA a Auto. Nastavitelných je teoreticky až šest různých módů a každý je zapnut v jiném pásmu PWM hodnot. Módy v pásmech, které neobsahují jednu z poloh vysílače byly nastaveny na mód manual. Ve skutečnosti však nemá toto nastavení žádný vliv. Aktuálně zvolený mód svítil zeleně.

Manuální mód umožňuje plně manuální let. V módu FBWA se letoun sice ovládá manuálně, ale autopilot pilotovi svými zásahy pomáhá letoun stabilizovat. V módu Auto je let prováděn zcela automaticky.



Obrázek 2.34 Nastavení letových módů

Nastavené servo výstupů

Vybrali jsme část SETUP a v sekci Mandatory hardware byl vybrán výstup serv. Jednotlivá serva a regulátor byli fyzicky připojeni na následující porty:

- Výškové kormidlo
- Směrové kormidlo
- Levé křídélko
- Pravé křídélko
- Regulátor

Stejně tak jsme museli přiřadit připojeným servům správnou funkci. Po nastavení konkrétních funkcí jednotlivým servům byla připojena baterie k power modulu a zapnut RC vysílač. Tento krok nastavení by měl být proveden z bezpečnostních důvodů se sundanými vrtulemi. Bylo

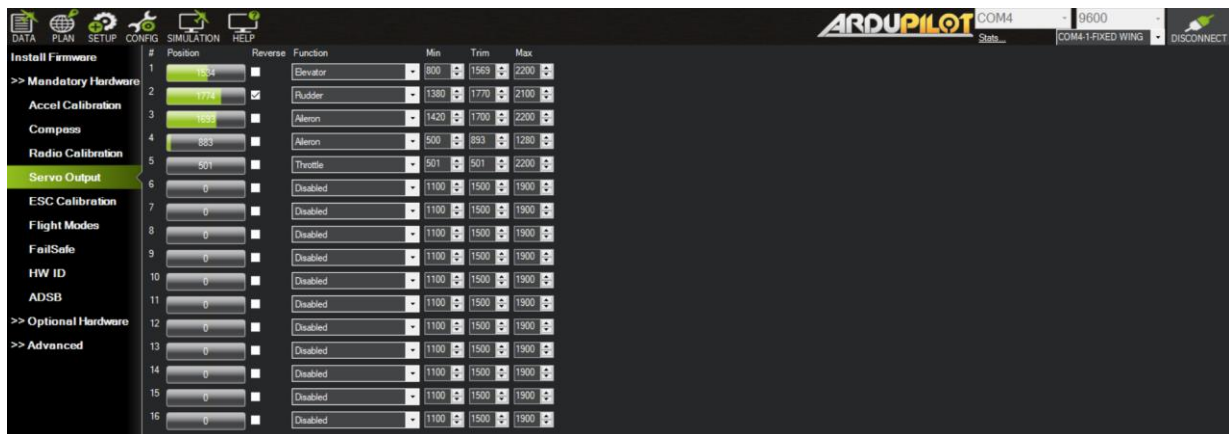


přepnuto do manuálu FBWA Pomocí podržení bezpečnostního spínače došlo k aktivování servomotorů. Servomotory v tomto módu mají tendenci vracet letadlo do vodorovné polohy. Při položení letounu, respektive samotného PixHawku do vodorovné roviny by měli být v ideálním případě servomotory v neutrální poloze. Vzhledem k omezenému prostoru pro umístění serv křidélek byla poloha serva pro neutrální polohu křidélek značně posunutá. Bylo třeba nastavit pro obě serva křidélek takovou hodnotu neutrální polohy, aby i samotná křídélka byla v neutrálu. Nastavení neutrální polohy se provedlo v manuálním režimu. Mírná úprava musela být provedena také u výškového a směrového kormidla. Pomocí úmyslného náklonu jsme mohli pozorovat chování jednotlivých řídicích ploch. Aby serva letoun dostaly do rovnovážné polohy měly by být jejich pohyby dle tabulky.

Tabulka 2.5 Správné reakce letounu při kontrole nastavení

Pohyb letadla	Akce řídicích ploch
Klonění doleva	Levé křídélko dolů, pravé nahoru
Klonění doprava	Levé křídélko nahoru, pravé dolů
Klopení dolů	Výškové kormidlo nahoru
Klopení nahoru	Výškové kormidlo dolů
Zatáčení doleva	Směrové kormidlo doprava
Zatáčení doprava	Směrové kormidlo doleva

Vzhledem k opačným pohybům výškového kormidla musela být nastavena reverzace. Zbytek ploch fungoval správně. Pro všechny servomotory byly také nastaveny minimální a maximální výchylky kormidel, aby nedocházelo k násilnému přetlačování řídicí plochy za její maximální hranu, a to opět v režimu manuál.



Obrázek 2.35 Nastavení výstupů PixHawk

Potvrzení funkčnosti vysíláče

Letoun se správně nastavenými servomotory byl opět uveden do rovnovážné polohy. Pohybem pák ovladače byly do pohybu uvedeny postupně všechny řídicí plochy. Správná reakce je protichůdná proti předchozí tabulce. Nejedná se totiž o snahu o dostání se do rovnovážné polohy, nýbrž o snahu ovládat letoun z rovnovážné polohy pryč. Všechny řídicí plochy reagovaly správně.

Kalibrace akcelerometru

Kalibrace by měla být prováděná při prvotním nastavení a po delším období letounu bez činnosti. V části SETUP byla zvolena možnost Accel Calibration a spuštěna kalibrace. Program sám vyzval ke změnám polohy letounu. Každou polohu bylo třeba potvrdit. Kalibrace byla prováděná ve vodorovné poloze, náklon o 90° doleva, náklon o 90° doprava, vertikálně směrem dolů, vertikálně směrem nahoru a vodorovná pozice na zádech.

Kalibrace kompasu

Kalibrace nesmí probíhat v okolí kovových či magnetických předmětů. Kalibrace by měla probíhat při změnách v rozložení letounu. V části SETUP byla zvolená možnost Compass. K dispozici se ukázal palubní kompas PixHawku a kompasu GPS modulu Radiolink SE 100. Kalibrace byla uvedena do provozu tlačítkem Start. Opět byl letoun postupně uveden do šesti poloh stejných jako při kalibraci akcelerometru. Nově však byla v každé poloze vykonána otočka o 360°. Postup kalibrace byl sledován na ukazateli. Při dosažení plně zelené úrovně pro každý kompas byla kalibrace dokončena. Po kalibraci program vyzval k restartu autopilota, které bylo nutné před aktivováním letounu vykonat.

2.7 Metodika testovacích letů

Testovací lety byly rozděleny do třech fází. Každá fáze obsahovala jeden úspěšně vykonaný let, jeho přípravu a jeho vyhodnocení. Plánování automatických letů probíhalo prostřednictvím programu MissionPlanner.

Místem pro vykonání letový zkoušek bylo vybráno pole umístěné mezi obcemi Lhota u Opava a Smolkov v Moravskoslezském kraji. Plocha celého pole byla přibližně 46 677 m²



Obrázek 2.36 Oblast vybraná pro testování

Pole bylo osazeno pšenící, která v době pořízení záznamu dosahovala výšky 20–30 cm. Na jeho severovýchodním okraji byla zoraná část o rozměrech přibližně 10 x 40 m.



Obrázek 2.37 Pšeničné pole vybrané pro testování



Fáze I – zálet letounu

V první fázi byla kamera nahrazena závažím o podobné hmotnosti. Poté byl proveden let v manuálním režimu. Průběh mise byl následující:

- Startovací sekvence
- Vzlet Stoupání
- Let v horizontu
- Zatáčení v horizontálním letu
- Přistání

Úkolem mise bylo sledování chování letounu ve základních letových režimech. Startovací sekvence a vzlet byl vykonán podle předchozího popisu.

Fáze II – test letu s autopilotem

Správně seřízený letoun mohl přejít do druhé fáze, ve které byla kamera stále nahrazena závažím. Ve druhé fázi měly být splněny následující části:

- Naplánování mise prostřednictvím MissionPlanner
- Nahrání dat do letounu
- Startovací sekvence
- Vzlet Traťový let
- Přistání
- Deaktivace letounu

Traťový let byl zamýšlen jako oblet vybraného perimetru po jeho okrajích, ve výšce 100 m.

V MissionPlanneru v části PLAN, bylo provedeno nastavení automatické mise. S ohledem na nízké očekávané výkonové parametry při stoupání byl pro stoupání plánován maximální úhel stoupání $7,5^\circ$. Rychlost letu byla plánována na 11 m/s, což je sice nižší hodnota než teoretická hodnota maximálního doletu, ale za to je to přijatelnější hodnota pro snímání multispektrálního záznamu v další fázi. Let byl plánován na výšku ve 100 m s rádiusem otočných bodů 30 m.

Po startu (bod home) měl letoun stoupat k bodu 1 do relativní výšky 50 m. Zde měl zatočit k bodu 2 kam dostoupal dalších 100 m. Stoupání v obou segmentech bylo $7,2^\circ$. Z bodu 2 již v horizontu pokračoval přes body 3, 4 a 5 podél okrajů pole. V segmentu z bodu 5 do bodu 6

bylo nastaveno klesání do 30 ti metrů a v bodě 7 automatické přistání v relativní výšce 0 m na polní cestě.

Po připojení k počítači byly v části PLAN odeslány data do paměti PixHawku. Pro kontrolu byly data opět staženy.



Obrázek 2.38 Plán tratě ve fázi II

Command	Delay	Lat	Long	Alt	Frame	Delete	Grad %	Angle	Dist	AZ
1 WAYPOINT	0	49,9048623	18,0622208	50	Relative	X	12,6	7,2	401,1	101
2 WAYPOINT	0	49,9042196	18,0567598	100	Relative	X	12,6	7,2	400,7	260
3 WAYPOINT	0	49,9054773	18,0570602	100	Relative	X	0,0	0,0	141,5	9
4 WAYPOINT	0	49,9050419	18,0619097	100	Relative	X	0,0	0,0	350,7	98
5 WAYPOINT	0	49,9041851	18,0617917	100	Relative	X	0,0	0,0	95,6	185
6 WAYPOINT	0	49,9042404	18,0566525	30	Relative	X	-19,0	-10,8	374,7	271
7 LAND	0	49,9053252	18,0567545	0	Relative	X	-24,8	-13,9	124,5	3

Obrázek 2.39 Zvolené body pro trať ve fázi II

Fáze III – skenování perimetru

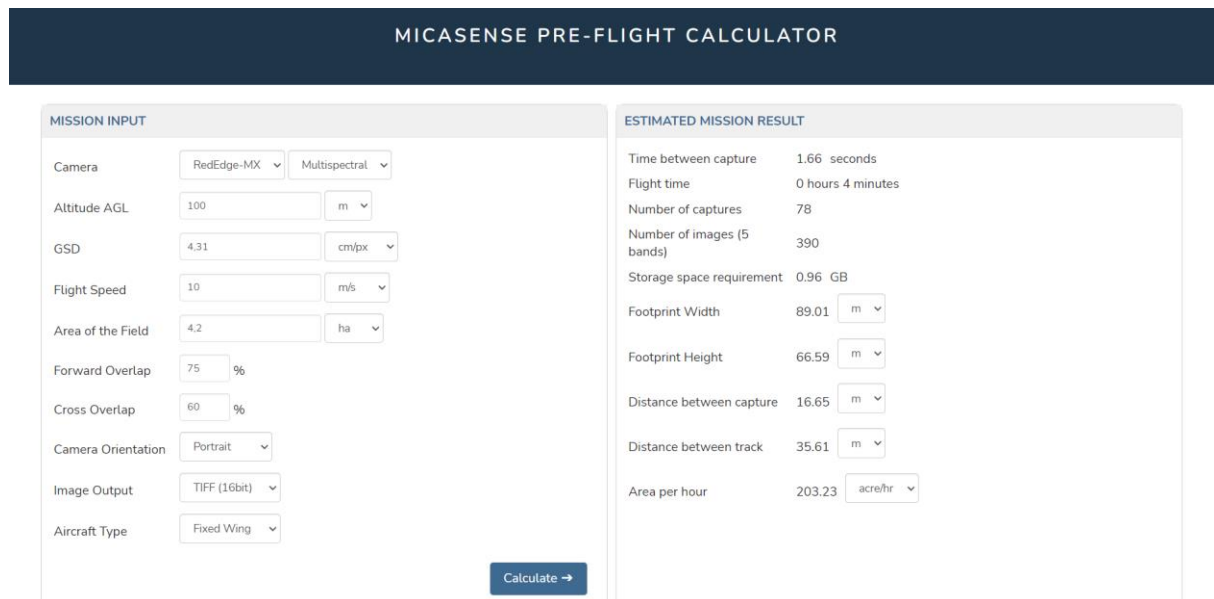
Ve třetí fázi byl navržen let s připojenou multispektrální kamerou s účelem pokusného snímkování vybraného pole. Mise byla rozdělená do následujících částí:

- Předletový výpočet záznamu
- Naplánování mise prostřednictvím MissionPlanner
- Nahrání dat do letounu

- Nastavení a spuštění kamery
- Startovací sekvence
- Vzlet
- Traťový let
- Přistání
- Deaktivace letounu
- Kontrola dat a vypnutí kamery
- Stažení dat

Micasens pre – flight calculator

V nástroji, který lze nalézt na webových stránkách výrobce a také k němu lze získat po připojení ke kameře lze vypočítat základní parametry letu dle určených kritérií. Klíčové vstupní hodnoty pro zkušební misi byly zvoleny požadované stranové překrytí 60 %, rychlost letu 10 m/s, Plocha 4,2 hektaru a orientaci kamery ve směru letu.



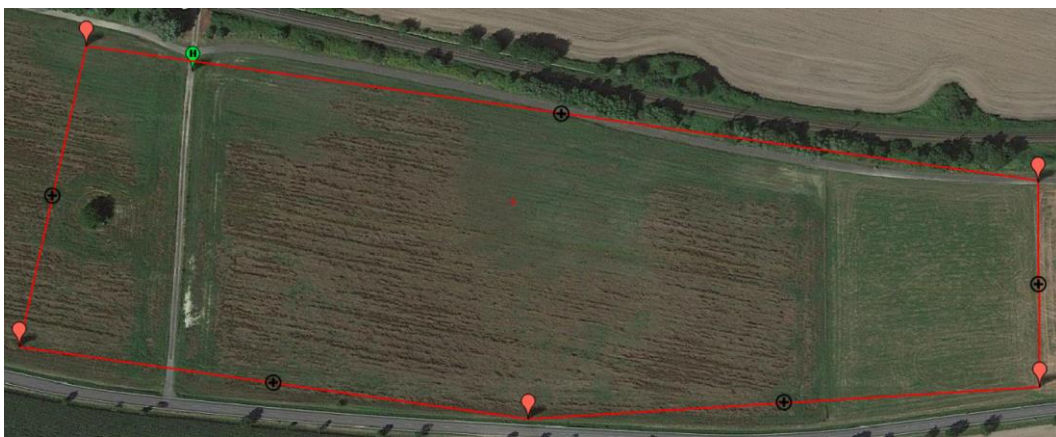
MISSION INPUT		ESTIMATED MISSION RESULT	
Camera	RedEdge-MX Multispectral	Time between capture	1.66 seconds
Altitude AGL	100 m	Flight time	0 hours 4 minutes
GSD	4.31 cm/px	Number of captures	78
Flight Speed	10 m/s	Number of images (5 bands)	390
Area of the Field	4.2 ha	Storage space requirement	0.96 GB
Forward Overlap	75 %	Footprint Width	89.01 m
Cross Overlap	60 %	Footprint Height	66.59 m
Camera Orientation	Portrait	Distance between capture	16.65 m
Image Output	TIFF (16bit)	Distance between track	35.61 m
Aircraft Type	Fixed Wing	Area per hour	203.23 acre/hr

Obrázek 2.40 Výpočet předpokládaných hodnot při snímkování

Podle nástroje by tedy čas mezi snímky měl být 1,66 sekundy a celý let by měl trvat zhruba 4 minuty. Tento časový odhad však neuvažuje s dobou od vzletu po zahájení snímkování a od ukončení snímkování po přistání. Celkem by v ideálním případě mělo být pořízeno 78 snímků.

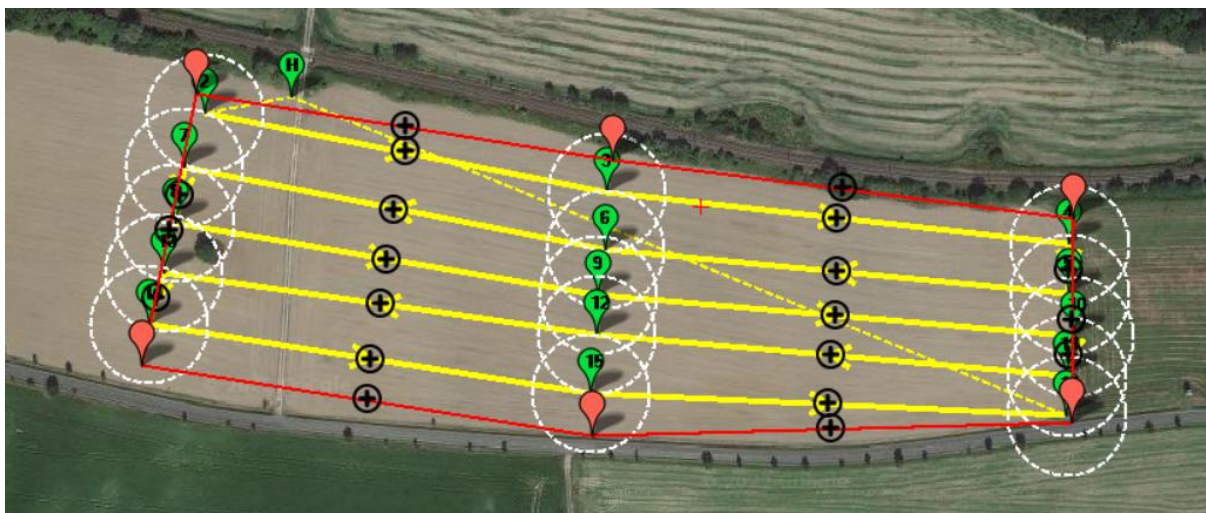
Naplánování mise prostřednictvím Mission Planneru

Se znalostí základních údajů mohlo být překročeno k samotnému plánování mise v programu Mission Planner stejně jako ve druhé testovací fázi. V tomto případě však bylo využito automatického vykreslení trati. Toho bylo docíleno prostřednictvím funkce polygon, kterou se nejprve nastavila snímaná plocha. Plocha byla úmyslně vybraná s přesahem na východě až na konec vedlejší louky (ta je po změně mapového podkladu vlivem oddálení zobrazena jakou součást sledovaného pole) a na západě za stavbu lehkého pohraničního opevnění z meziválečného období, a to z důvodu očekávané ztráty kvality snímků v zatáčkách vlivem náklonu.



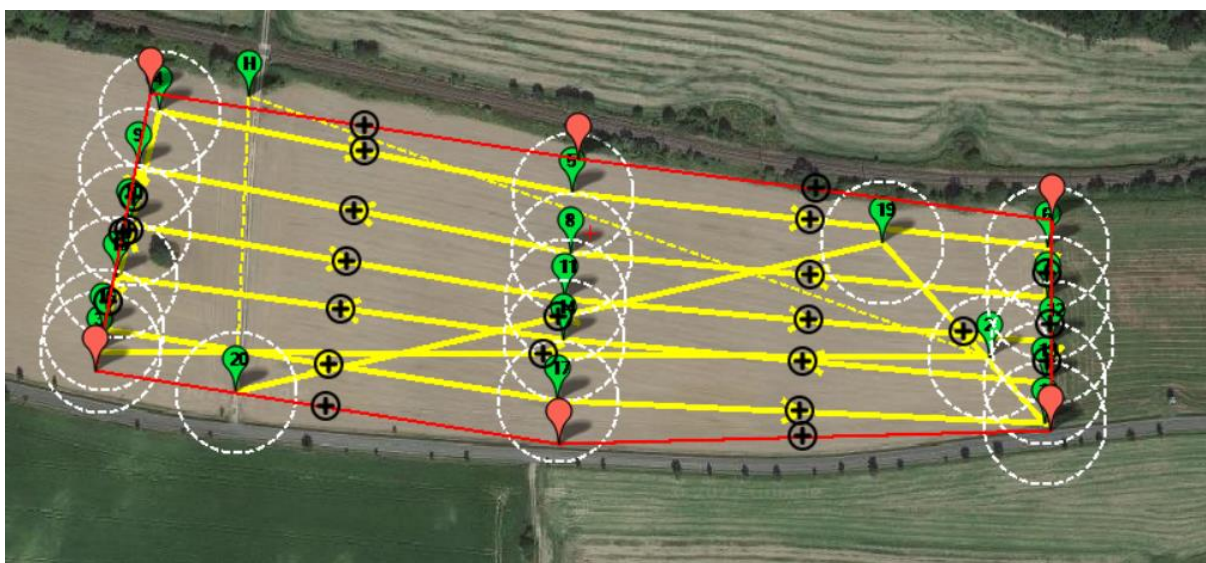
Obrázek 2.41 Vytvoření skenované oblasti pomocí polygonu

Po nastavení snímané plochy byla vybrána možnost automatických bodů trasy (auto WP) v režimu mřížky průzkumu (survey grid). V nastavení mřížky došlo k výběru konkrétní kamery (Micasense RedEdge MX byla v této databázi obsažena). A požadovaných vlastností sledování stejně jako v předchozím případě. Radius bodů byl opět nastaven na 30 m. Takto vygenerovaná mřížka byla mírně upravená a bylo lehce změno pořadí prolétávaných bodů, aby co nejlépe vyhovovali nalétnutí na trať.



Obrázek 2.42 Plánovaná trať pro sběr snímků

K automaticky vytvořeným bodům se následně doplnili body pro nalétnutí na trať a návrat k místu vzletu obdobně jako v předchozí úloze.



Obrázek 2.43 Plánovaná trasa sběru dat včetně vzletu a přiblížení na přistání

Finálně zhotovená trasa obsahovala 19 bodů průletu. Tabulka všech bodů je zobrazena na obrázku. Takto navržená mise mohla být odeslána do letounu.

WP Radius	Loiter Radius	Default Alt	Relative	Verify Height	Add Below	Alt Warn	Spline	Command	Delay				Lat	Long	Alt	Frame	Delete			Grad %	Angle	Dist	AZ
30	80	100	Relative	<input type="checkbox"/>	<input type="button" value="Add Below"/>	0	<input type="checkbox"/>	TAKEOFF	20	0	0	0	0	0	0	Relative	X			0	0	0	0
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,904465	18,0618346	50	Relative	X			12,9	7,3	391,3	110
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,904496	18,055703	100	Relative	X			11,4	6,5	442,0	270
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9055585	18,0561027	100	Relative	X			0,0	0,0	121,6	14
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9051974	18,0589592	100	Relative	X			0,0	0,0	208,5	101
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9049556	18,0622423	100	Relative	X			0,0	0,0	236,7	97
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9047344	18,0622476	100	Relative	X			0,0	0,0	24,6	179
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9049314	18,0589432	100	Relative	X			0,0	0,0	237,7	275
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,905308	18,0559659	100	Relative	X			0,0	0,0	217,3	281
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9050558	18,0559015	100	Relative	X			0,0	0,0	28,4	189
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9047241	18,0589056	100	Relative	X			0,0	0,0	218,3	100
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9045375	18,0622691	100	Relative	X			0,0	0,0	241,8	95
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9043578	18,0622208	100	Relative	X			0,0	0,0	20,3	190
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,904541	18,0589002	100	Relative	X			0,0	0,0	238,7	275
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9048295	18,0558202	100	Relative	X			0,0	0,0	222,9	278
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9045928	18,0557138	100	Relative	X			0,0	0,0	27,4	196
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9042749	18,058852	100	Relative	X			0,0	0,0	227,5	99
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9041782	18,0622208	100	Relative	X			0,0	0,0	241,5	93
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9049763	18,0610996	80	Relative	X			-16,7	-9,5	121,3	318
								WAYPOINT	0	0	0	0	49,9043198	18,0566311	30	Relative	X			0,0	0,0	328,2	257
								RETURN_TO_LAUNCH	0	0	0	0	0	0	0	Relative	X			0	0	0	0

Obrázek 2.44 Body tratě ve fázi III

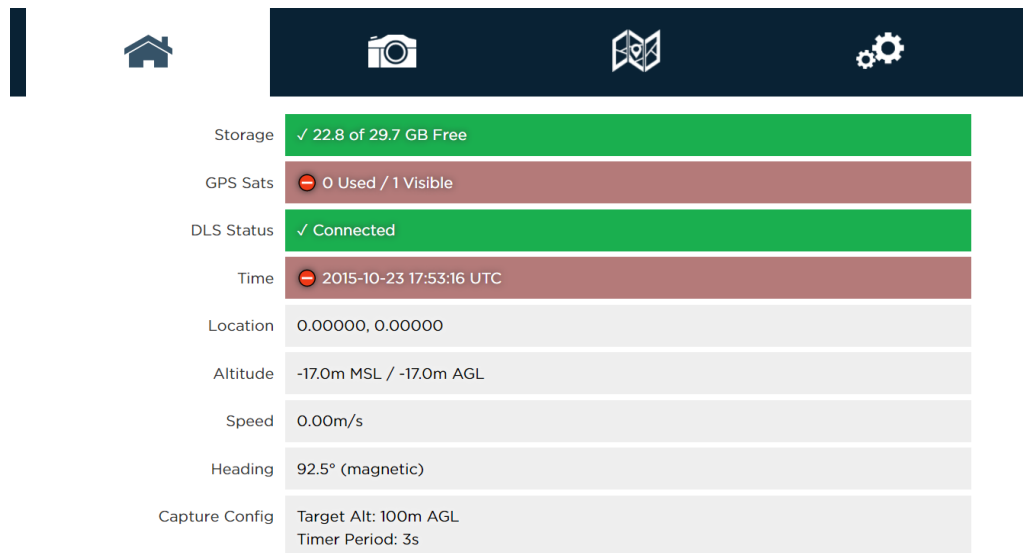
Nastavení a spuštění kamery

Kamera byla nejprve připojením k akumulátoru uvedena do provozu. Kamera sama díky připojenému Wifi modelu vytvořila bezdrátovou síť, ke které se připojil notebook. IP adresa k připojení kamery byla defaultně nastavena na 192.168.10.254.

Po připojení se v úvodní obrazovce zobrazily základní údaje o paměti, DLS2 senzoru (GPS informace a HDG) a informace o kameře. Obrázek je ilustrativní a byl vytvořen v době bez viditelnosti GPS družic.

Ve druhém okně označeném fotoaparátém bylo možné živě sledovat zaznamenávaný obraz každé čočky, případně pořídít snímek.

V části označené mapou je možné ještě jednou spustit Pre-flight calculator a vypočítat potřebný čas a místo k úspěšnému snímkování. Zároveň zde byla později využita možnost odhadnutí kvality překrytí nasnímané oblasti.

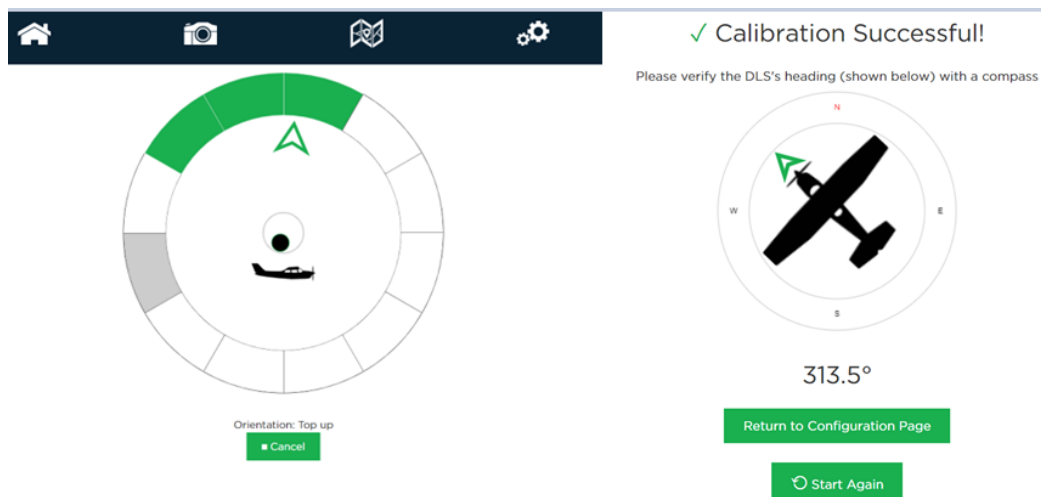


Obrázek 2.45 Nastavení kamery prostřednictvím http protokolu

V poslední části nastavení bylo možné zvolit základní a pokročilou konfiguraci, možnost pro aktualizování firmwaru, formátování karty a kalibraci DLS senzoru, respektive jeho kompasu.

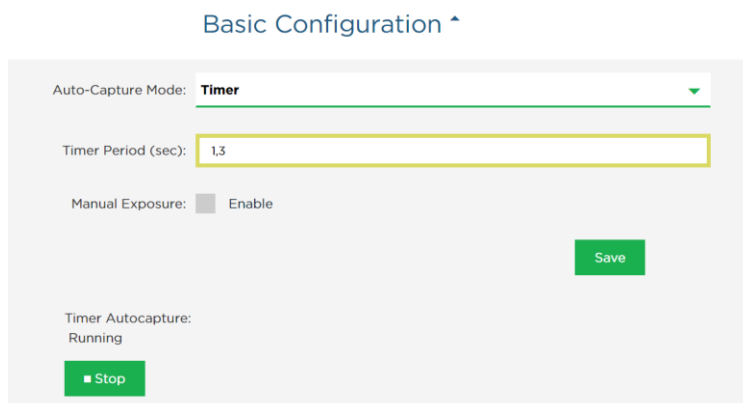
Nejprve byla zvolena možnost kalibrace. Podobně jako u PixHawku se objevila výzva ke zvednutí letounu a jeho srovnání do roviny. Následně bylo nutné otočit letoun o 360°. To bylo potřebné udělat také v poloze na pravém křídle, na levém křídle, na zádech, směrem dolů a směrem nahoru. Aplikace sama vybízela k vyžadovaným polohám, a navíc zelenou barvou potvrdila správnost kalibrace v daném směru.

Kalibrovaný kompas následně na obrazovku přenášel údaje o HDG. Ty bylo možné zkontrolovat pomocí magnetického kompasu, který se nacházel v balení kamery.



Obrázek 2.46 Kalibrace DLS 2 senzoru během (vpravo) a po (vlevo)

Posledním konfigurace bylo nastavení snímkování, které bylo nastaveno v módu timer. Ačkoliv byl interval doporučený Pre-flight calculator 1,66 s, tak ve skutečnosti byl nastaven na hodnotu 1,3. Větší překrytí znamenalo vyšší jistotu, že v případě změny rychlosti nedojde k přeskočení nějaké snímku. Po uložení bylo rovnou zahájeno snímání.



Obrázek 2.47 Nastavení a spuštění snímkování

Následně došlo k odpojení kamery od počítače a vyjmutí Wifi modulu, který pracuje na frekvenci 2,4 GHz stejně jako rádiové ovládání a mohlo by tak dojít k vzájemnému rušení.

Po této kontrole mohla být kamera odpojena. Z kamery se vysunula SD karta, která se připojila k počítači pro stažení dat. Tím byly letové mise úspěšně dokončeny a mohlo se přejít k vyhodnocování.



Zpracování dat

Stažená data byla nahrána do softwaru Pix4Dfields. Vzhledem k tomu že kamera snímala v pravidelných intervalech již od spuštění před vzletem, po vypnutí po přistání, tak se ukázala potřeba vybrat a odstranit snímky, které nebyly pořízeny v letové výšce ve vodorovném letu. Nahrání všech snímků se projevilo chybou překrytí a nevykreslením mapy v oblastech, ve kterých docházelo k zatáčkám, vzletu a přistání.

Pro tvorbu mapy byla vybrána možnost přesného zpracování, při kterém vznikne detailně vytvořená mapa v nejlepší možné kvalitě, ale za vyšší čas než zrychlené zpracování, které slouží k rychlému náhledu. Vzhledem k pokrytí oblohy oblačností v době snímání byla také zvolena možnost meteorologických podmínek – overcast.

Na vytvořené mapě byl zvolen index NDVI (Normalized Difference Vegetation Index) Jedná se o nejpoužívanější index, který je odhaluje zdraví zelené vegetace. Je to poměrový index využívající, červené a blízké infračervené záření. Lze jej použít v širokém rozsahu podmínek, ale při velmi husté vegetaci se může přesytit. Zároveň je do jisté míry ovlivněn odrazivostí okolní půdy. Může nabírat hodnot v intervalu od -1 do +1, přičemž hustá vegetace dosáhne hodnot kolem 0,5. Oproti tomu holá půda se bude blížit k 0,025. Při snímání vody či sněhu bude index dosahovat záporných hodnot.

$$NDVI = \frac{(NIR - R)}{(NIR + R)} \quad (2.1)$$

Kde $NDVI$ je hodnota normalizovaného vegetačního rozdílového indexu, NIR je hodnota odrazivosti v blízké infračerveném spektru a R hodnota odrazivosti v červeném spektru.



3. Prezentace výsledků

3.1 Manuál pro kontrolní zálet letounu

Kvalitní multispektrální kamery jsou stále finančně nákladnou záležitostí. Pro snížení rizika poškození kamery během záletu by měla být nejprve otestována funkčnost létajícího zařízení se závažím, či maketou kamery. Vyzkoušeny by měli být všechny zamýšlené režimy letu. Po vykonání letových zkoušek s falešným zatížením je možné osadit letoun kamerou.

Manuál slouží k obecnému popisu potřebných činností při prvotním sběru dat a vychází z metodické části této práce a uvažuje výběr stejného vybavení.

Výběr prostředí k záletu

Pro zálet vyberte plochu o dostatečné rozloze bez překážek, okolních obydlí a shromáždění osob. Pro let je dobré zvolit termín s vhodnými meteorologickými podmínkami, tak aby probíhal v klidném prostředí bez turbulencí, větru a srážek.

Bezpečnost

K letounu přistupujte vždy jako k odjištěnému, aby nedošlo k úrazu vrtulovými listy. Start, let ani přistání nesměřujte proti lidem, zvířatům, nebo obydlím.

3.1.1 Kontrolní let s falešným zatížením

Let s falešným závažím slouží ke kontrole správnosti zvoleného těžiště a hmotnosti letounu. Závaží o stejné hmotnosti jako má kamera umístěte do jejího rámečku a upevněte tak, aby nedocházelo k jeho případným pohybům

Startovací sekvence

Před každým letem by mělo vždy dojít ke kalibraci letounu. Poté připojte akumulátor. LED diody autopilota začnou blikat modře a červeně. Konec blikání signalizuje konec kalibrace gyroskopů. Souběžně proběhne kalibrace GPS modulu. Vyčkejte na signalizaci aktivace GPS modulu v MissionPlanneru a verifikujte jí svítící LED diodou na autopilotu.

Po kalibraci vyzkoušejte funkčnost servomotorů v režimu FWBA. Náklonem letounu zkontrolujte, že všechny řídicí plochy mají tendenci vracet letoun do rovnovážné polohy.



Vykonejte aktivaci letounu pro spuštění motoru. Toho lze docílit prostřednictvím telemetrie, nebo držením páky směrového kormidla v pravé krajní poloze a současně plynové páky v spodní krajní poloze po dobu dvou sekund.

Vzlet

Letadlo bylo navrženo pro start z ruky. Z bezpečnostních důvodů je pro vzlet potřeba dvou osob, a to pilota a pilotova asistenta. Pilot bude obsluhovat ovladač. Asistent zvedne letoun do výše ramen s důrazem na pozici křídla a vrtule před svým tělem. Pilot může aktivovat motory a nastavit plný výkon. Asistent následně musí dodat letounu počáteční energii plynulým hozením v přibližně vodorovném směru. Pilot následně směřuje letoun do požadované výšky záletu.

Let v horizontu

Pilot srovná letoun a nechá jej rozletět se v horizontu. Poté stáhne plynovou páku přibližně na 70 %. Let by měl probíhat vodorovně bez vybočení. Následně pilot postupně stahuje plynovou páku na hodnotu, při které nastane opadání letounu.

Zatáčení v horizontu

Pilot se snaží provést zatáčky o 180° bez znatelné ztráty výšky. Letoun musí odpovědět dostatečně provedenou zatáčkou, nesmí ale dojít k přehnaným pohybům vlivem vysoké citlivosti ovládacích ploch.

Přistání

Jedná se o nejrizikovější část mise. Místo pro přistání musí být zvoleno s ohledem na okolní přepážky a pohyby osob. Pro přistání je nutné sklesat co nejbližší k zemi a s mírným přitažením stáhnout plynovou páku na minimum. Okamžitě po přistání musí být deaktivovány motory a letoun musí být odpojen od akumulátoru.

Vyhodnocení letových dat

Po stažení letových dat z PixHawku lze určit minimální rychlost letu ve fázi letu na minimální přípust' traťovou rychlost a rychlost stoupání.



3.1.2 Automatický let s falešným zatížením

Před automatickým letem je třeba správně navrhnout požadovanou trať. Tvorba trati musí zohledňovat výkonové požadavky letounu. Je třeba myslet na správné nalétnutí na trať a přiblížení na přistání. Nesmí být překročen maximální stanovený úhel stoupání. Letoun tak získá čas pro nabrání požadované výšky v souladu s maximálním zvoleným úhlem stoupání.

Vzlet v režimu AUTO

Po naplánování trasy a načtení dat do letounu musí být provedena startovací sekvence stejná jako v případě manuálního letu. Vzlet je opět spouštěn z ruky. Pilot přepne letoun do režimu auto, čímž aktivuje misi a motory najedou na maximální výkon. Asistent tak může letoun vypustit.

Traťový let v režimu AUTO

Zkontrolujte, že letoun provádí sám průlet zadanými body, a to ve stanovené výšce.

Přistání

Stanovená trať by měla být navržena tak, aby letoun přiblížila do vhodné pozice na přistání do výšky 30 m AGL nad stanoveným bodem, kde je již dobrá viditelnost letounu ze země. Při dostatečné viditelnosti letounu musí pilot změnit režim letu na MANUAL a sám přistane. Automatické přistání je možné, ale v této práci nebylo testováno, z bezpečnostních důvodů. Po přistání je nutné deaktivovat letoun stejně jako v případě manuálního letu.

3.1.3 Let s použitím multispektrální kamery

Po úspěšném ověření všech letových režimů je možné přejít k ostrým letovým testům s použitím multispektrální kamery.

Návrh trati s multispektrální kamerou

Při návrhu trasy je potřeba myslet na dostatečné překrytí všech pořízených snímků. Překrytí by mělo být nejlépe 75 % a nejhůře 50 %. Trať vytvořte pomocí automatických bodů v plánovači letu, bude tak zaručeno navržené boční překrytí v požadované výšce, pro požadované nastavení kamery. Pro zajištění dostatečného podélného překrytí při snímání pomocí časování intervalů je nutné vypočítat interval na základě rychlosti letu a požadovaného



překrytí. To lze udělat pomocí aplikace Pre-Flight Calculator. Pro zachování minimální zvolené hodnoty překrytí je doporučeno nastavit hodnotu rychlosti letu větší než plánovanou.

Průběh letu

Samotný průběh letu by měl odpovídat letu s falešným zatížením. Je doporučeno sledovat během letu veškeré parametry letu. V případě pochybností je doporučeno okamžitě přistát.

Vyhodnocení dat

Předběžnou kontrolu dat proveďte ihned po přistání, připojením ke kameře a vygenerováním mapy překrytí nasnímaných snímků. Detailní vyhodnocení dat pak probíhá po stažení všech snímků. Je třeba vyloučit data pořízené v rámci vzletu, přistání a zatáček, jelikož by nepříznivě ovlivnily tvorbu multispektrální mapy. Z upraveného souboru dat je možné vytvořit multispektrální mapu. Při její tvorbě zvolte pokrytí oblohy oblačností a možnost vytvoření mapy v nejvyšší kvalitě. Zpracování ve vyšší kvalitě sice trvá delší dobu, avšak dosahuje lepších výsledků než rychlé zpracování. Po vytvoření ortosomatického podkladu zkontrolujte kvalitu mapy. Výskyt bílých míst může být způsoben špatně použitým snímkem, nebo pořízeným mimo jiné v zatáčce, který je bez návaznosti na okolní snímky. V takovém případě vykonajte ještě jednou kontrolu použitých snímků. Po vygenerování správné mapy zvolte požadovaný index. Pokud takový index není k dispozici je možné jej nadefinovat pomocí aritmetických operací.

3.2 Vyhodnocení vlastních letových zkoušek

Podkapitola popisuje průběh a výsledky letových zkoušek navržených v předchozí kapitole. Části mise, které se objevily ve dvou nebo třech letových zkouškách, byly popsány pouze v misi s prvním výskytem této části.

Kontrolní let v režimu MANUAL

Na základě teoretického návrhu nebyla očekávána velká výkonnost při stoupání, nicméně letoun dokázal bez problému stoupat lehce přes 2 m/s. Po dostoupání odhadované výšky 40 ti metrů byl letoun převeden do horizontu.

Pilot ve vodorovném letu při nastavení plynové páky na zhruba 70 procent musel mírně přitahovat pro udržení rovnovážného letu, což znamenalo polohu těžiště moc vpředu. Zároveň letadlo mírně táhlo doleva, což pilot opět musel korigovat směrovým kormidlem. Ani jedna ze



zmíněných vad, však nedělala problém při přepnutí do režimu FBWA. Vzhledem k potřebě letět zejména automatizovaný let bylo nastavení řídicích ploch uznáno jako správné. Pilot se snažil provést zatáčku o 180° bez znatelné ztráty výšky. Levé zatáčky byly prováděny snadněji než pravé. Ve všech pokusech se pilotovi podařilo zatáčení úspěšně dokončit. Nejrizikovější částí mise bylo dle autora přistání. Pilot se rozhodl přistát na kraji polní cesty. Sklesal do výšky zhruba dvou metrů, kde zahájil podrovnání. Před dosednutím stáhl plynovou páku na úplné minimum. Při dosednutí se pravé křídlo dostalo do kontaktu se zemí a letoun se tak kolem něj otočil. Nedošlo však k žádnému většímu poškození. Po přistání byl letoun deaktivován a opatrně odpojen akumulátor pro zabránění nechtěnému spuštění motorů.

Let v automatickém režimu

Před vzletem byla provedena výše popsána startovací sekvence. Asistent letu se připravil k odhodu a pilot mohl aktivovat letoun, nastavil automatický mód a spustil misi. Po náhlém zvýšení tahu motoru mohl asistent letoun vypustit. Letoun sám přešel do stoupavého letu a pokračoval k plánovanému bodu 1, nad kterým provedl obrat a pokračoval k bodu 2, ve kterém přešel do horizontu. Samotný traťový let probíhal bez komplikací v nastavené výšce. Letoun vždy provedl přibližně nad určeným bodem obrat na další část letu. V bodě pět zahájil letoun fázi klesání. V bodě šest, v přibližné výšce 30 m, dotočil letoun do konečného segmentu a dále klesal. Pilot v tu chvíli přepnul na manuální režim a sám provedl přistání stejně jako v předchozí fázi. Letoun dosedl poměrně tvrdě na kraji polní cesty, nicméně nedošlo k žádnému většímu poškození, krom odření spodní části trupu. Po přistání byl letoun deaktivován a opatrně odpojen akumulátor stejně jako ve fázi I.

Skenování perimetru

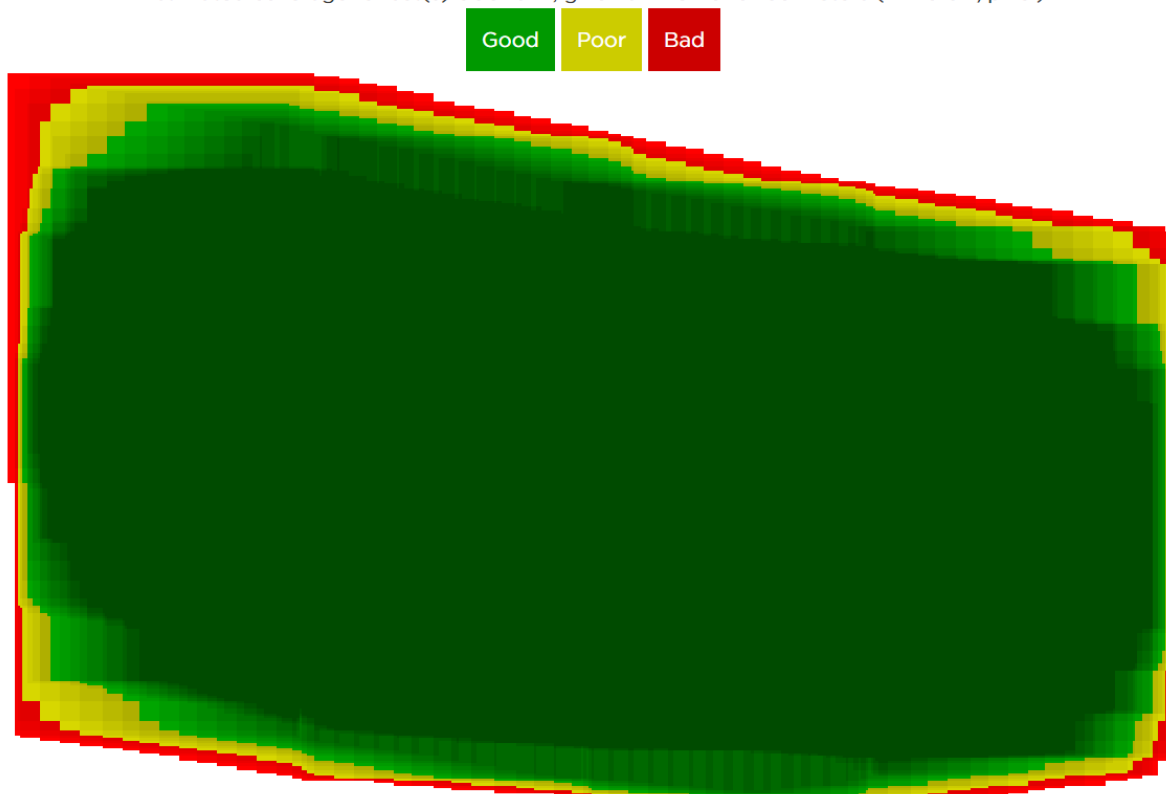
Výška letu nad vytyčeným perimetrem byla zvolena 100 m AGL. Pro let byla v programu automaticky vygenerována trasa, která následně byla upravena pro dosažení co nejlepšího výsledku. Stranové překrytí jednotlivých snímků bylo nastaveno na 60 %. Překrytí ve směru letu bylo plánováno na 75 %. Snímání bylo prováděno na základě časových intervalů. Kamera tedy vytvořila od její spuštění, do vypnutí po přistání snímek v pravidelném časovém odstupu.

Průběh letu odpovídal letu v předchozí fázi. Letoun byl po startovací sekvenci vypuštěn do vzduchu, kde stoupal přes plánované body do výšky 100 m, ve kterých provedl průzkumný let nad požadovanou oblastí. Po dotočení všech bodů letoun zahájil sestupovou fázi, ve které po dotočení poslední zatáčky převzal kontrolu pilot ve výšce zhruba 30 m a dosedl. Letoun se při

dosednutí překlopil, avšak k závažnějšímu poškození nedošlo. Ihned po dosednutí bylo letadlo deaktivováno a odpojeno od akumulátoru.

Ještě před vypnutím kamery byl opět připojen Wifi modul a kamera byla připojena k počítači. V části map byla vybrána možnost odhadu pokrytí a zvolen poslední let (kamera bere jako jeden let sérii snímků v jednom spuštění). Pro tento let byla vygenerována mapa pokrytí. Průměrná výška snímku byla podle informací z DLS2 senzoru 97,55 metru, tedy lehce pod plánovanou výškou. Na mapě lze vidět že středová část mapy byla dobře pokrytá. Pouze okrajové části jsou s horšími výsledky.

Estimated coverage for set(s) 0002SET, given an AGL of 97.55 meters (111.49 cm/pixel)



Obrázek 3.1 Kontrola stavu překrytí pořízených snímků

3.3 Vyhodnocení dat

Data byly nahrány do programu Pix4Dfields, ve které se na původním mapovém podkladu úspěšně zobrazila místa pořízení jednotlivých snímků. Vzhledem k tomu, že soubor dat obsahoval také snímky pořízené mimo traťový horizontální let, nebylo možné vytvořit mapu bez chybných bílých míst. Musely být, proto odstraněny nepatřičné snímky. Finální mapa vybraných snímků vypadala následovně:



Obrázek 3.2 Místa pořízení snímků (po úpravě)

Celkový soubor dat měl velikost 4,2 GB. Z toho bylo využito 1,37 GB. Vytvořená ortomosaická mapa zobrazovala území o celkové rozloze 8,32 ha a vznikla na koordinovaném systému EPSG:32634. Její rozměr byl 6 003 x 3 222 pixelů s pozemní vzorkovací vzdáleností (GSD) 7,57 cm/px. Celková velikost vytvořeného souboru byla 296,4 MB.

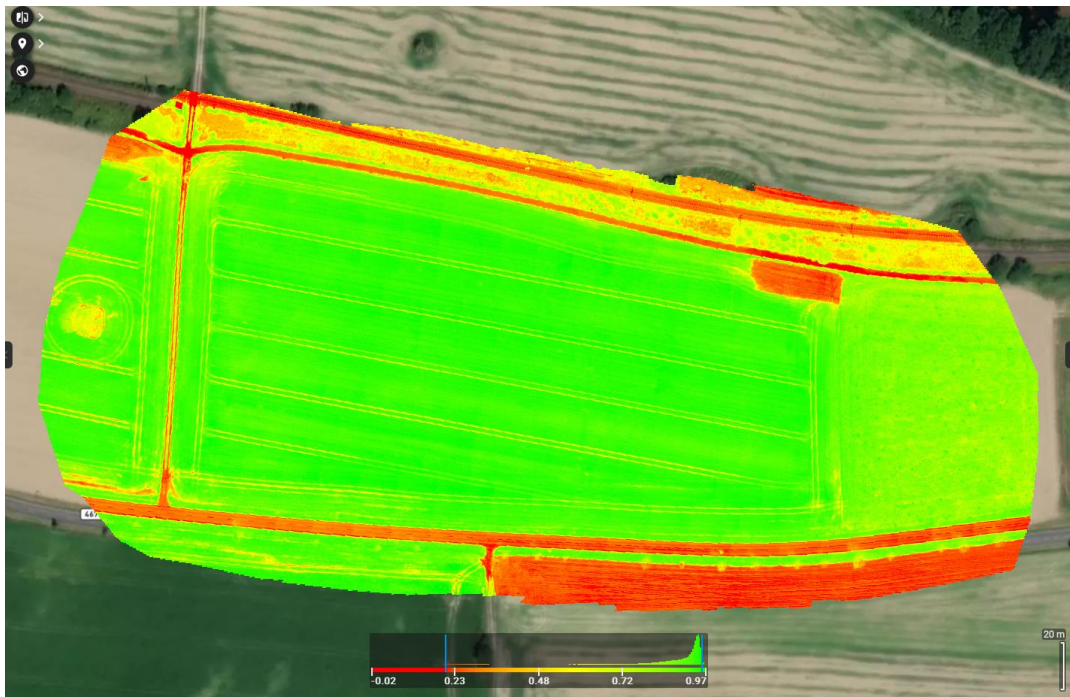


Obrázek 3.3 Ortomosaická mapa

Výsledná mapa měla dle původního předpokladu přesah na západní stranu, kde je vidět také meziválečné opevnění. Na východní straně, byl předpoklad zabrání celé sousední louky, která se ve skutečnosti zobrazila lehce ořezaná. Většinu se však podařilo zaznamenat. Díky bočnímu překrytí se také podařilo nasnímat kousek dvou polí umístěných jižně za silnicí. Z těch bylo jedno oseto taktéž pšenicí, druhé bylo zatím bez vegetace. V hlavní části snímaného pole lze vidět trasu vytvořenou hospodářskými vozidly při setbě a hnojení. V severovýchodním rohu lze rozeznat zoranou část o přibližných rozměrech 10 x 40 m. Již

takto zpracována základní ortomosaická mapa ukazuje, že pole je poměrně rovnoměrně pokryté plodinou.

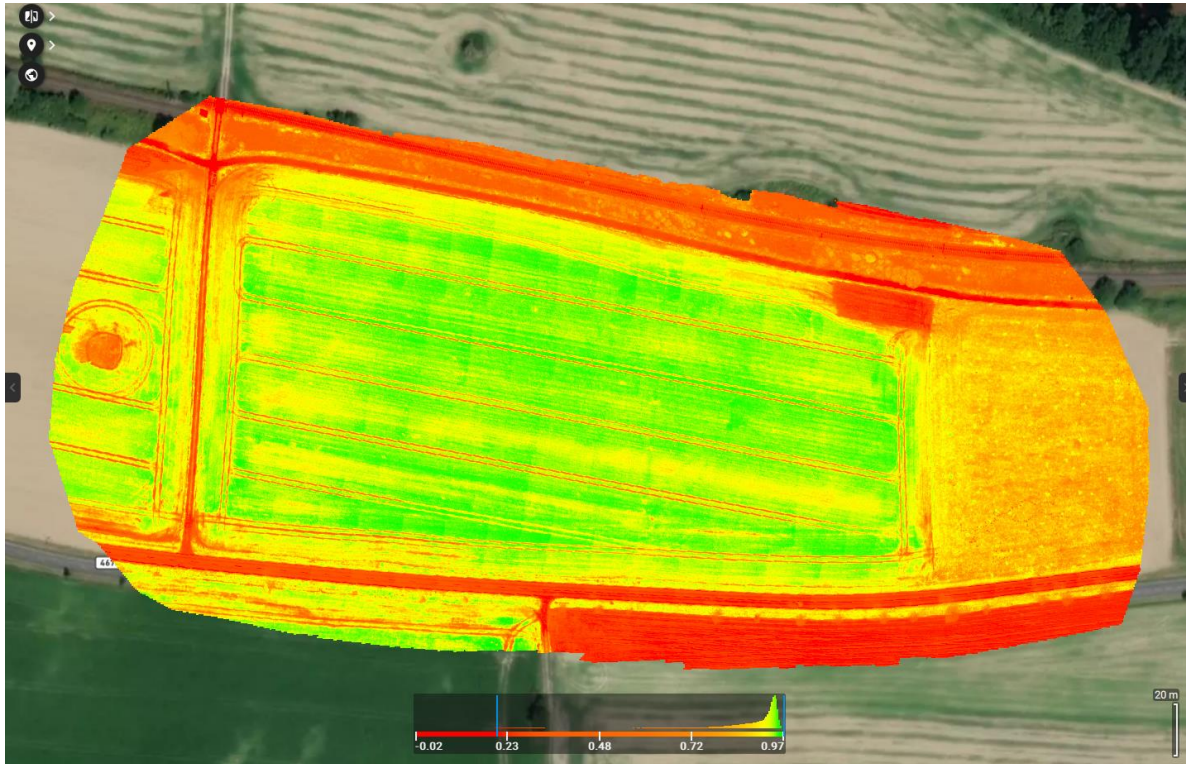
Po přepnutí do vybraného indexu NDVI, se zobrazili jasně ohraničené oblasti zejména zelené, červené a žluté barvy. Jednalo se červeno zelený barevný režim, který je běžně používán právě pro vegetační indexy. Lze také přepnout do monochromatického, tepelného a spektrálního režimu. Defaultní nastavení histogramu bylo v rozmezí 0,20 – 0,97.



Obrázek 3.4 Mapa podle indexu NDVI

NDVI v základním nastavení zobrazilo jasné hranice vegetace (zelená barva) a oblastí bez vegetace, jako silnice, či zorané pole (červená barva). Žlutá barva reprezentuje místa s nízkou hustotou vegetace, typicky tedy polní cesty, či vyšší porost podél cest. Dle histogramu je největší výskyt pixelů právě v zelené barvě.

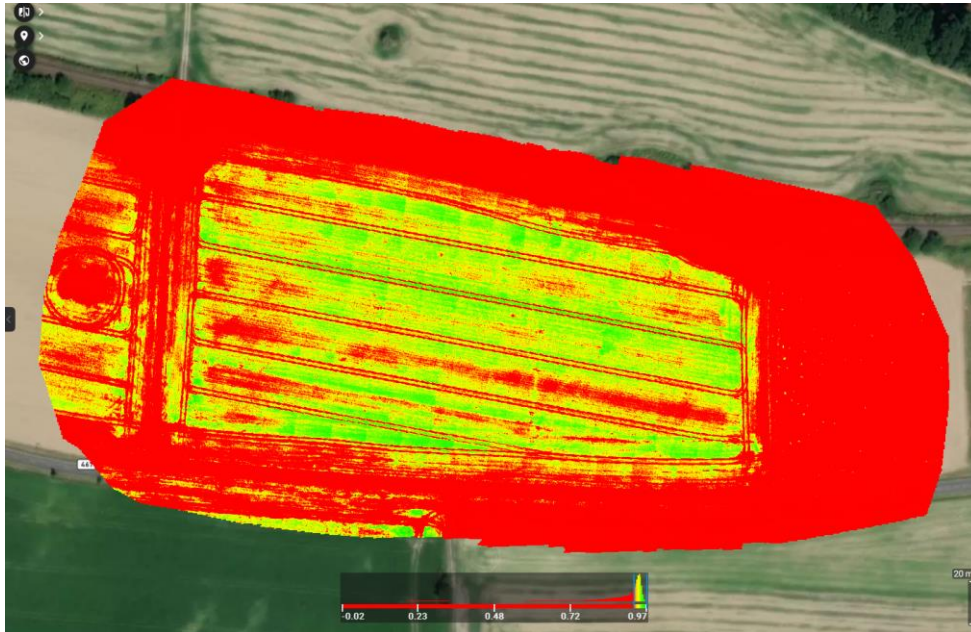
Zajímavější data, se podařilo získat pomocí ekvalizace histogramu, čímž se zvýšil kontrast mezi jednotlivými oblastmi. Zde již šlo rozeznat části pole se slabší vegetací.



Obrázek 3.5 Mapa podle indexu NDVI po evalizaci histogramu

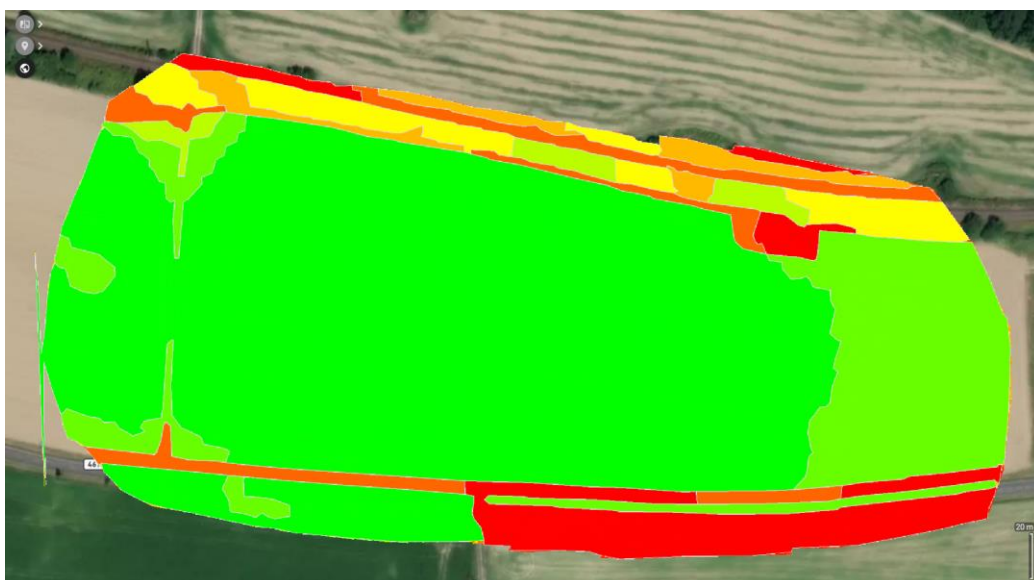
Pásma, ve kterých se plodina vyskytuje s největší hustotou jsou blízko kolejnicím zemědělských vozidel. S největší pravděpodobností jsou to tedy místa, ve kterých dochází k největšímu osevu. Okraje pole byly vyhodnoceny jako místa se slabší vegetací. Reálně zde byla k vidění nižší průměrná výška rostlin. Důvodem může být menší důraz na hnojení v těchto oblastech.

Při zvýšení spodní hranice histogramu z 0,20 na 0,93 se dosáhlo ještě většího kontrastu mezi jednotlivými částmi, kdy jde vidět slabší osev zejména ve čtvrtém řádku (ze severu). Jedním z vysvětlení by mohla být závada na secím stroji, respektive ucpání jeho krajních částí, nebo výskyt choroby a sucha.



Obrázek 3.6 Data po změně intervalu histogramu

Poslední částí vyhodnocení bylo vytvoření zón, dle indexu NDVI. Rozdělení bylo provedeno do 7 tříd s nejvyšší úrovní kvality. Výsledný mapový podklad byl následně v sedmi barvách rozdělen podle kvality vegetace. Většina monitorovaného pole byla zařazena do nejvyšší třídy. Pouze okrajové části spadlo o třídu níže na stejnou úroveň jako východní louka. Silnice by měla být v nejnižší červené třídě. Důvodem zobrazení části silnice tmavě oranžovou barvu je její okolní porost.



Obrázek 3.7 Vytvořené zóny podle indexu NDVI



4. Diskuse výsledků

Cílem práce bylo navrhnout a zrealizovat funkční konstrukční řešení bezpilotního letového prostředku s pevným křídlem, schopného pořizovat multispektrální záznam a ověřit funkčnost řešení provedením navržených letových úloh.

Jedním ze zjištění po zpracování teoretické práce byly rozdíly mezi multikoptérou a letounem s pevným křídlem. Z principu letu obou zařízení vychází, že letoun bude mít nižší energetickou náročnost, vyšší rychlost a dolet. Samotná rychlost letu však limituje návrh letounu, jelikož pořízení kvalitního záznamu vyžaduje nižší rychlosti. Naopak multikoptéra se bude moci chlubit, i za cenu nižší výdrže, vyšší stabilitou, a tedy lepšími podmínkami pro kvalitní pořízení snímků. Z pohledu autora je pevné křídlo konstrukčně složitější a současně náročnější na seřízení a následné létání. Proto budou multikoptéry více užívanou variantou pro větší masu uživatelů, pro které je uživatelská přívětivost na první místě. Navíc na trhu existuje velká škála konkrétních řešení. Naopak pevné křídlo si najde své uživatele tam, kde bude požadován zejména vysoký výkon, tedy sledování rozsáhlejších území, i za cenu náročnějšího seřizování a ovládání letounu.

Podobný letoun jako je navrhnutý v této práci je letoun DT-18 použila J. Albetis v práci popisující potenciál použití multispektrálního snímkování s pomocí bezpilotních letounů k detekci vinné révy. Tento letoun na rozdíl od navrhovaného dosahuje mnohem lepších výkonových parametrů a jeho vytrvalost může být až 120 minut, zatímco postavený letoun vycházející z modelu DUEL II disponuje vytrvalostí pouze přibližně 25 minut v cestovním režimu. Takto významný rozdíl je dle autora důsledkem několika příčin. Letoun s delším doletem je vyroben z kompozitních materiálů, má mnohem menší trup a složitěji tvarované křídlo. To vše výrazně snižuje hmotnost samotné konstrukce a dává prostor k umístění silnější pohonné jednotky a akumulátoru s větší kapacitou. Důležitým aspektem stavěného letounu však byla také jeho dostupnost. Byly použity méně výkonnější, ale za to levnější typy motorů. Konstrukce byla navržena, tak aby byla snadno realizovatelná i pro někoho s malými modelářskými zkušenostmi a s dostupným vybavením. Tyto podmínky byli silně limitující pro konečnou podobu konstruovaného letounu.

Způsob sběru dat se napříč vědeckými články lišil. Autoři volili různorodé výšky letu, a to v rozsahu 30–200 m. Většinou byla zvolena rychlost od 2,52 do 3 m/s, nicméně tyto rychlosti odpovídali aplikacím s využitím multikoptér, které jsou schopny pomalejšího letu. Výsledné



rozlišení záviselo na použité výšce a pohybovalo se od 2,1 do cm/pixel. Překrytí bylo standardně nastaveno na 75 %. Pro tuto práci byla zvolena výška 100 m, jelikož nabízela z pohledu autora nejlepší kompromis mezi výsledným rozlišením 7,57 cm/pixel a dobou letu. Boční překrytí bylo oproti jiným autorům zvoleno nižší a to pouze 60 %. Důvodem byla možnost větších rozestupů mezi jednotlivými řádky trati. Bylo však zachováno překrytí 75 % ve směru letu, kvůli případným odchylkám v rychlosti letu.

Navržené letové úlohy byly odletěny za pomoci zkušeného modeláře. Samotné lety se obešli bez větších komplikací letoun byl schopen letu. Nicméně na rozdíl od lehčího původního modelu nebyl v manuálním režimu sledován vhodným tréninkovým modelem pro začátečníky. V budoucích úpravách by mělo jistě dojít k lepšímu seřízení výchylek kormidel a vyvážení pro zlepšení ovladatelnosti. Letoun se nicméně při současné hmotnosti nejspíš nezbaví horších výkonových parametrů při stoupání. I přes zmíněné nedostatky se navržené řešení sběru dat a konstrukční uložení kamery ukázalo jako funkční a použitelné v obdobných úlohách.

Po posledním letu se podařilo vytvořit a popsat multispektrální mapu pšeničného pole složenou z pořízených snímků s využitím normálního rozdílového vegetačního indexu NDVI. Důležitým faktorem pro správné vyhodnocení výsledků se autorovi jeví období pořízení dat. Zatímco tato práce byla brána jako vytvoření obecného návodu pro sběr dat, tak výzkumy navazující na tuto práci by se mohli zabývat nejlepším obdobím snímání a výběrem nejvhodnějšího vegetačního indexu pro hodnocení stavu konkrétní plodiny.



5. Závěr

V rámci diplomové práce bylo cílem navrhnout a zrealizovat konstrukční řešení bezpilotního letového prostředku s pevným křídlem schopného nést multispektrální kameru a pořizovat multispektrální záznam. Základem práce se stal teoretický rozbor návrhu základních částí bezpilotního letového prostředku a srovnání způsobu sběru dat ve vědeckých člancích jiných autorů.

Pro praktickou část práce byla zvolena multispektrální kamera MicaSense RedEdge MX a autopilotní systém Pixhawk 2.4.8. Pro návrh letounu byl zvolen původní model DUEL II, který byl následně přizpůsoben pro nesení zvoleného vybavení. Model byl vymodelován v programu SolidWorks. Již v prvotní fázi modelování byly navrženy nové části letounu jako rámeček pro držení multispektrální kamery, nebo lóže autopilota. Z počítačového modelu byla určena předpokládaná hmotnost pro výpočet nového modelu 1 900 g. Pro snížení specifického zatížení křídla bylo křídlo zvýšeno rozpětí křídla na 1 610 mm. Zároveň byl upraven profil na Clark Y. Pro zvýšení výkonu došlo k nahrazení původních motorů motorem vyšší řady MIG 480 v kombinaci s vrtulí APC 7x5E.

Funkčnost letounu byla ověřena třemi letovými úlohami. Místem pro vykonání letových zkoušek bylo pšeničné pole s rozlohou 46 677 m². V první úloze byl proveden let v manuálním režimu pro ověření letových vlastností. Ve druhé úloze byla navržena jednoduchá trať pro zkoušku letu v automatickém režimu. V těchto dvou úlohách byla kamera nahrazena závažím o stejné hmotnosti. Ve třetí úloze již byla použita skutečná kamera. Let byl proveden ve výšce 100 m nad terénem s bočním překrytím 60 % a přímým překrytím 75 %, při navrhované rychlosti 10 m/s.

Nasbíraná data byla upravena odstraněním snímků, které byly nafoceny před nalétnutím na trať, po ukončení traťového letu a snímků ze zatáček letadla. Celkem bylo sesbíráno 4,29 GB surových dat, z toho bylo použito 1,37 GB. Ve vybrané metodě snímkování na základě časových intervalů se tedy ukázala nevýhoda velkého odpadního množství dat zejména ve startovací a přistávací fázi. Data se podařilo prostřednictvím softwaru Pix4Dfields poskládat do jedné multispektrální mapy a vykreslit v indexu NDVI. Pomocí té bylo možné identifikovat místa se slabší hustotou vegetace.

Tato práce slouží jako manuál pro prvotní řešení sběru informací s pomocí bezpilotního letového prostředku s pevným křídlem. Může tak být využita v dalších vědeckých pracích, které se budou detailněji zabývat zpracováváním multispektrálních záznamů.



Seznam použité literatury

- [1] LILLESAND, Thomas Martin, Ralph W. KIEFER a Jonathan W. CHIPMAN. *Remote Sensing and Image Interpretation*. 7th edition. Hoboken: John Wiley & Sons, 2015. ISBN 978-1-118-34328-9.
- [2] CAMPBELL, James B. a Randolph H. WYNNE. *Introduction to remote sensing*. 5th Edit. New York: Guilford Press, 2011. ISBN 978-1-60918-176-5.
- [3] LINTZ JR., Joseph a David S. SIMONETT. *Remote Sensing of Environment*. 2nd print. Amsterdam: Addison-Wesley, 1978, 694 s. ISBN 0201042452 9780201042450.
- [4] HALOUNOVÁ, Lena. *Dálkový průzkum Země*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2005. ISBN 80-01-03124.1.
- [5] WATSON, Alexander. Remote Sensing for Forest Landscapes. In: *Medium: Open forest* [online]. Cork: Medium, 2018 [cit. 2022-03-12]. Dostupné z: <https://medium.com/openforests/remote-sensing-for-forest-landscapes-83e246261c21>
- [6] WATTS, Adam C., Vincent G. AMBROSIA a Everett A. HINKLEY. Unmanned Aircraft Systems in Remote Sensing and Scientific Research: Classification and Considerations of Use. *Remote sensing*. 2012, 4(6), 1671-1692. ISSN 2072-4292. Dostupné z: doi:10.3390/rs4061671
- [7] SCHMETZ, Johannes, Paolo PILI, Stephen TJEMKES, Dieter JUST, Jochen KERKMANN, Sergio ROTA a Alain RATIER. AN INTRODUCTION TO METEOSAT SECOND GENERATION (MSG). *Bulletin of the American Meteorological Society*. 2002, 7(83), 977-992. Dostupné z: doi:10.1175/1520-0477(2002)083<0977:AITMSG>2.3.CO;2



- [8] MSG - Meteosat druhé generace: Popis družice MSG a jejího přístrojového vybavení. In: *Český hydrometeorologický ústav* [online]. Praha: ČHMÚ, 2005-2019 [cit. 2022-03-12]. Dostupné z: <https://www.chmi.cz/files/portal/docs/meteo/sat/info/MSG.html>
- [9] HIJMANS, Robert J., Susan E. CAMERON, Juan L. PARRA a Andy JARVIS. VERY HIGH RESOLUTION INTERPOLATED CLIMATE SURFACES FOR GLOBAL LAND AREAS. *INTERNATIONAL JOURNAL OF CLIMATOLOGY*. 2005, **25**(15), 1965-1978. Dostupné z: doi:10.1002/joc.1276
- [10] REYNOLDS, Richard W., Thomas M. SMITH, Chunying LIU, Dudley B. CHELTON, Kenneth S. CASEY a Michael G. SCHLAX. Daily High-Resolution-Blended Analyses for Sea Surface Temperature. *JOURNAL OF CLIMATE*. 2007, **20**(22), 5473-5496. Dostupné z: doi:10.1175/2007JCLI1824.1
- [11] SAMARIN, Maxim, Lauren ZWEIFEL, Volker ROTH a Christine ALEWELL. Identifying Soil Erosion Processes in Alpine Grasslands on Aerial Imagery with a U-Net Convolutional Neural Network. *Remote Sensing*. 2020, **12**, 4149. Dostupné z: doi:10.3390/rs12244149
- [12] SHAKHATREH, Hazim, Ahmad SAWALMEH, Ala AL-FUQAHA, Zuocho DOU, Eyad ALMAITA, Abdallah KHREISHAH a Mohsen GUIZANI. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges. *IEEE Access*. 2019, **7**, 48572-48634. Dostupné z: doi:10.1109/ACCESS.2019.2909530
- [13] MaxwellsRainbow. In: *ComPADRE: NEXUSPh* [online]. 2012 [cit. 2022-03-12]. Dostupné z: <https://www.compadre.org/nexusph/course/images/Optics/MaxwellsRainbow.png>
- [14] PETTROELLI, Nathalie, Henrike SCHULTE TO BUEHNE, Aurelie SHAPIRO a Paul GLOVER-KAPFER. *Conservation Technology Series Issue 4: SATELLITE REMOTE SENSING FOR CONSERVATION*. 2018. Dostupné z: doi:10.13140/RG.2.2.25962.41926



- [15] HUETE, A.R. REMOTE SENSING FOR ENVIRONMENTAL MONITORING. *ENVIRONMENTAL MONITORING AND CHARACTERIZATION*. 2004, 183-206. Dostupné z: doi:10.1016/b978-012064477-3/50013-8
- [16] LEI, Li, Xingming ZHENG, Kai ZHAO, Xiaofeng LI, Zhiguo MENG a Chunhua SU. Potential Evaluation of High Spatial Resolution Multi-Spectral Images Based on Unmanned Aerial Vehicle in Accurate Recognition of Crop Types. *Journal of the Indian Society of Remote Sensing*. Indian Society of Remote Sensing, 2020. Dostupné z: doi:10.1007/s12524-020-01141-4
- [17] ALBETIS, Johanna, Anne JACQUIN, Michel GOULARD, Hervé POILVÉ, Jacques ROUSSEAU, Harold CLENET, Gerard DEDIEU a Sylvie DUTHOIT. On the Potentiality of UAV Multispectral Imagery to Detect Flavescence dorée and Grapevine Trunk Diseases. *Remote*. MDPI, 2018, **11**(1). Dostupné z: doi:10.3390/rs11010023
- [18] DE FLORIO, Filippo. *Airworthiness: An Introduction to Aircraft Certification and Operations*. Third Edition. Amsterdam: Elsevier Books, 2016. ISBN 978-0-08-100888-1.
- [19] MURPHY, Justin D. *Military Aircraft, Origins to 1918: An Illustrated History of Their Impact (Weapons and Warfare)*. 1 volume. Santa Barbara: ABC/CLIO, 2005. ISBN 978-1851094882.
- [20] WATTS, Adam C., Vincent G. AMBR a Everett A. HINKLEY. Unmanned Aircraft Systems in Remote Sensing and Scientific Research: Classification and Considerations of Use. *Remote sensing*. MDPI, 2012, **4**(6), 1671-1692. Dostupné z: doi:10.3390/rs4061671
- [21] LLERENA, Fernando Isorna, Álvaro Fernández BARRANCO, José Antonio BOGEAT, Francisca SEGURA a José Manuel ANDÚJAR. Converting a Fixed-Wing Internal Combustion Engine RPAS into an Electric Lithium-Ion Battery-Driven RPAS. *Remote Sensing*. MDPI, 2020, **10**, 1573. Dostupné z: doi:10.3390/app10051573



- [22] BROŽ, Vladimír. *Modely RC vrtulníků*. Vyd. 1. Brno: Computer Press, 2004. Modelářství. ISBN 8025101894.
- [23] ČESKÁ REPUBLIKA. *Letecký předpis L6 Provoz letadel: Část I*. In: . Praha: Ministerstvo Dopravy ČR, 2012, 35/2012-, 220-SP/2.
- [24] Modelářské elektromotory - 4. díl: Jak vybrat ten správný elektromotor. In: *Rc-zoom* [online]. Klatovy [cit. 2022-03-12]. Dostupné z: <https://www.rc-zoom.cz/modelarske-elektromotory-4-dil/>
- [25] LNĚNIČKA, Jaroslav. *Letecké modelářství a letectví*. 1. vydání. Hradec Králové: Aeromodel, 1996. ISBN 80-260-5783-X.
- [26] MUSIL, Miroslav. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. 1. vydání. Praha: Naše vojsko, 1978. ISBN 28-070-78.
- [27] KELLER, Ladislav, Petr DVOŘÁK, Matin GROTZ et al. *Učebnice pilota 2011: pro žáky a piloty všech druhů letounů a sportovních létajících zařízení, provozujících létání jako svou zájmovou činnost*. 1. vyd. Cheb: Svět křídel, 2011. ISBN 978-80-86808-90-1.
- [28] NEJEZCHLEB, Martin, Oldřich TRUSKA, Oliver DZVONÍK et al. *Učebnice pilota 2019: pro žáky a piloty všech druhů letounů a sportovních létajících zařízení, provozujících létání jako svou zájmovou činnost*. 1. vydání. Cheb: Svět křídel, 2019. ISBN 978-80-7573-049-7.
- [29] HOŘEJŠÍ, Ivan. *Elektrolety a jak nato: Pár užitečných modelářských rad, receptů a návodů*. 1. vydání. Plzeň: APEX-ART, 2008.
- [30] Difference Between Brushed DC Motor and Brushless DC Motor. In: *ROBU* [online]. [cit. 2022-03-13]. Dostupné z: <https://robu.in/difference-between-brushed-and-brushless-dc-motor/>



- [31] GABRIEL, Darren Lance, Johan MEYER a Francois DU PLESSIS. Brushless DC Motor Characterisation and Selection for a Fixed Wing UAV. *IEEE Africon*. 2011. Dostupné z: doi:10.1109/afrcon.2011.607208
- [32] CRYAN, Robert A., Rodney T. UNWIN a Ian GARRETT. A Comparison of Coherent Digital PPM with PCM. *European Transactions on Telecommunications*. 1992, **3**(4), 331-340. Dostupné z: doi:10.1002/ett.4460030405
- [33] CANDIAGO, Sebastian, Fabio REMONDINO, Michaela DE GIGLIO, Marco DUBBINI a Mario GATTELLI. Evaluating Multispectral Images and Vegetation Indices for Precision Farming Applications from UAV Images. *Remote sensing*. 2015, **7**(4), 4026-4047. ISSN 2072-4292. Dostupné z: doi:10.3390/rs70404026
- [34] BALUJA, Javier, Maria P. DIAGO, Pedro BALDA, Roberto ZORER, Franco MEGGIO a Fermin MORALES. Assessment of vineyard water status variability by thermal and multispectral imagery using an unmanned aerial vehicle (UAV). *Irrigation Science*. 2012, **30**(6), 511–522. Dostupné z: doi:doi:10.1007/s00271-012-0382-9
- [35] MANZANO, Julio Mejía, Jhon Guerrero NARVAEZ, José Guañarita CASTILLO, Diego Rivera VÁSQUEZ a Luis Gutiérrez VILLADA. Analysis of Normalized Vegetation Index in Castile Coffee Crops, Using Mosaics of Multispectral Images Acquired by Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *Applied Technologies. ICAT 2019. Communications in Computer and Information Science*. 2020, (1194), 546-559. ISSN 978-3-030-42520-3. Dostupné z: doi:10.1007/978-3-030-42520-3_43
- [36] MicaSense RedEdge-MX™ and DLS 2: Integration Guide. In: *Micasense Support* [online]. AgEagle Sensor Systems Inc., 2021 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: https://support.micasense.com/hc/en-us/articles/360011389334-RedEdge-MX-Integration-Guide?_ga=2.183346469.2006517472.1650967161-1969958219.1647412913&_gl=1*1xyc7gi*_ga*MTk2OTk1ODIxOS4xNjQ3NDEyOTEz*_ga_6LNE28MQ61*MTY1MTA0NzY0MC42LjAuMTY1MTA0NzY0MC4w



- [37] KAVAN Li-Po 1100mAh/7,4V 30C + Dean T. In: *PV Model* [online]. [cit. 2022-05-13].
Dostupné z: <https://www.pvmodel.cz/produkt/kavan-li-po-1100mah74v-30c--dean-t-u136431>
- [38] Pixhawk Overview. In: *ArduPilot* [online]. ArduPilot Dev Team., 2021 [cit. 2022-05-13].
Dostupné z: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-pixhawk-overview.html>
- [39] SE100. In: *Radiolink* [online]. © RadioLink [cit. 2022-05-13]. Dostupné z:
<https://www.radiolink.com/se100>
- [40] Duel II. *RC REVUE*. 2007, 8(6), 30-33.
- [41] JX servo PS-1171MG analog 17,5g/0,11s/3,5kg. In: *PV Model* [online]. [cit. 2022-05-13].
Dostupné z: <https://www.pvmodel.cz/produkt/jx-servo-ps-1171mg-analog-175g011s35kg-u101312>
- [42] D4R-II. In: *FrSky* [online]. FrSky, 2020 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.frsky-rc.com/product/d4r-ii/>
- [43] DJT. In: *FrSky* [online]. FrSky, 2020 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.frsky-rc.com/product/djt-2/>
- [44] Představujeme novinky SOLIDWORKSu 2018. In: *MujSolidworks* [online]. Brno: SolidVision, s.r.o [cit. 2022-05-13]. Dostupné z:
<https://www.mujsolidworks.cz/predstavujeme-novinky-solidworku-2018/>
- [45] MÜLLER, Markus. PerfeCalc. In: *ECalc* [online]. Tann [cit. 2022-05-13]. Dostupné z:
<https://www.ecalc.ch/perfcalc.php>



- [46] CalcThrust. In: *RCplanes* [online]. rcplanes.online, c 2004-2018 [cit. 2022-05-13].
Dostupné z: https://rcplanes.online/calc_thrust.htm
- [47] *Airfoil Tools* [online]. 2020 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/index>
- [48] Mission Planner Overview. In: *ArduPilot* [online]. ArduPilot Dev Team, 2021 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-overview.html>
- [49] Micasense Pre-Flight Calculator. In: *Micasense* [online]. AgEagle Sensor Systems Inc, 2021 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://micasense.com/flight-calculator/>
- [50] *Pix4d* [online]. Pix4D SA, 2022 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.pix4d.com/product/pix4dfields>
- [51] Mig 480 3Li Race. In: *PKmodelar* [online]. Uherské Hradiště: Prodejna RC modelů a příslušenství Petr Kunický, 2016 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.pkmodelar.cz/elektromotory-stejnospmerne/mig-480-3li-race-58078>
- [52] Eagle-30A stejnosměrný regulátor. In: *PV Model* [online]. Ostrava [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.pvmodel.cz/produkt/eagle-30a-stejnospmerne-regulator-u76323>
- [53] Akku LiPol Xpower 3300-3S HED (50C). In: *PVmodel* [online]. Ostrava [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.pvmodel.cz/produkt/akku-lipol-xpower-3300-3s-hed-50c--u97377>
- [54] *Clark Y airfoil* [online]. In: . DBpedia Association, 2022 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: https://dbpedia.org/page/Clark_Y_airfoil
- [55] CLARK Y AIRFOIL. In: *Airfoil Tools* [online]. 2022 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il#polars>



- [56] PLA. In: *MATERIAL PRO 3D* [online]. 2022 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.materialpro3d.cz/materialovy-slovník/pla/>
- [57] Balsa. In: *KolmanL.info* [online]. [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.kolmanl.info/index.php?show=balsa>
- [58] Balsa vs. PLA. In: *MakeItFrom* [online]. Iron Boar Labs Ltd., c2009-21 [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.makeitfrom.com/compare/Balsa/Polylactic-Acid-PLA-Polylactide>
- [59] IronOnFilm. In: *PV Model* [online]. Ostrava [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.pvmodel.cz/produkt/irononfilm---nebeska-modra-2m-u45342>
- [60] 3D tiskárna Original Prusa i3 MK3S+. In: *Prusa Research* [online]. [cit. 2022-05-13]. Dostupné z: <https://www.prusa3d.com/cs/produkt/3d-tiskarna-original-prusa-i3-mk3s-3/>



Přílohy

Výkres číslo 1 – Trup letounu

Výkres číslo 2 – Části trupu letounu

Výkres číslo 3 – Křídlo, motorová gondola a vodorovné ocasní plochy