



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

Ústav letecké dopravy

Outdoor testování letových charakteristik bezpilotního letadla Iris +

Bakalářská práce

Studijní program: Technika a technologie v dopravě a spojích

Obor: Letecká doprava

Vedoucí práce: Ing. Stanislav Kušmírek

Max Andreas Minev

2020

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

děkan

Konviktská 20, 110 00 Praha 1



K621Ústav letecké dopravy

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

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Max Andreas Minev

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

B 3710 – LED – Letecká doprava

Název tématu (česky): **Outdoor testování letových charakteristik
bezpilotního letadla Iris+**

Název tématu (anglicky): **Outdoor Flight Characteristic Testing of Iris+ Unmanned
Aerial Vehicle**

Zásady pro vypracování

Při zpracování bakalářské práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je vytvoření návrhu metodiky a vykonání experimentu za účelem měření letových charakteristik bezpilotního prostředku Iris+ při vnějších letech.
- Vypracujte analýzu současného stavu v problematice testování letových charakteristik bezpilotních prostředků kategorie C0 až C2.
- Upravte sensorové vybavení bezpilotního prostředku pro daný účel. Doplňte letová data o informace z externí sensorické jednotky.
- Navrhněte sadu manévrů, které jsou potřebné pro zjištění letových vlastností jako maximální rychlost a letová výška, maximální horizontální a vertikální zrychlení nebo stabilita letu.
- Na základě informací ze zapisovače letových dat a externí sensorické jednotky vytvořte křivky letových charakteristik testovaného bezpilotního prostředku. Výsledky vzájemně porovnejte.
- Formulujte závěry práce.



- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího bakalářské práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Dittrich, J. S. (2002). Design and integration of an unmanned aerial vehicle navigation system.
Regtien, P. P., & Dertien, E. (2018). Sensors for mechatronics. Elsevier.
Marqués, P., & Da Ronch, A. (2017). Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control. Wiley.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Stanislav Kušmírek**

Datum zadání bakalářské práce: **9. října 2019**
(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 bakalářské práce: **10. srpna 2020**
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 bakalářské práce.

Max Andreas Minev
jméno a podpis studenta

V Praze dne.....9. října 2019

Prohlášení

Předkládám tímto k posouzení a obhajobě bakalářskou práci, zpracovanou na závěr bakalářského studia na ČVUT v Praze Fakultě Dopravní.

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

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

V Praze dne 10. Srpna 2020

.....

podpis

Poděkování

V první řadě bych rád poděkoval vedoucímu mé bakalářské práce panu Ing. Stanislavu Kušmírkovi za odborné vedení v průběhu jejího vypracování, za ochotu zodpovědět veškeré mé dotazy k rozebírané problematice a za čas který mi věnoval i přes jeho časovou vytíženost. Dále bych rád poděkoval mým rodičům Yordance Minevě a Adreasu Minevovi, a mé sestře Andree Minevě za poskytnutí podpory a zajištění podmínek ideálních pro studium na vysoké škole. V neposlední řadě patří poděkování i mým skvělým přátelům a spolužákům za skvělý kolektiv který tvořili. Na závěr bych rád poděkovat mé partnerce Bc. Alexandře Dergunové nejen za pomoc při vypracování práce, ale i za podporu během celého studia.

Abstrakt

Tato bakalářská práce se věnuje problematice outdoor testování letových charakteristik bezpilotních letadel. Práce si klade za cíl navrhnout metodiku testování letových charakteristik bezpilotních multikoptér, a následně metodiku použít k provedení vlastního testování letových charakteristik bezpilotního letadla IRIS+. Testy jsou zaměřeny na maximální dostup a maximální horizontální rychlost kvadrokoptéry. Na základě dat získaných ze senzorického vybavení jsou stanoveny letové charakteristiky kvadrokoptéry.

Klíčová slova: VTOL, UA, multikoptéra, outdoor letové testování, mechanika letu

Abstract

This Bachelor thesis deals with the problematic of outdoor unmanned aircraft flight characteristics testing. The aim of this thesis was to propose a method for multicopter flight test methodology and based on the proposed methodology conduct own test flights to assess the flight characteristics of quadcopter IRIS+. The focus of the tests is the maximum ceiling and maximum horizontal flight speed. Based on the data retrieved from sensors the flight characteristics of the quadcopter are determined

Keywords: VTOL, UA, multicopter, outdoor flight test, flight mechanics

Obsah

Seznam zkratk	9
Seznam pojmů	11
Seznam veličin	12
Úvod	13
1 Rozdělení a charakterizace bezpilotních letadel	14
1.1 Definice pojmů	14
1.2 Rozdělení UA dle konstrukce	14
2 Mechanika letu VTOL UA	17
2.1 Mechanika letu vrtulníků s jedním nosným rotorem	17
2.2 Mechanika letu tandemových vrtulníků	19
2.3 Mechanika letu koaxiálních vrtulníků	19
2.4 Mechanika letu kvadrokoptéry	20
3 Legislativa bezpilotních letadel	21
3.1 Zákon o civilním letectví č. 49/1997 Sb.	21
3.2 Nařízení evropského parlamentu a rady EU 2018/1139	21
3.3 Doplněk X – Bepilotní systémy	21
3.4 Prováděcí nařízení Komise EU o pravidlech a postupech pro provoz bezpilotních letadel	22
3.5 Nařízení komise v přenesené pravomoci EU o bezpilotních systémech a provozovatelích bezpilotních systémů ze třetích zemí	23
4 Analýza současného stavu testování letadel	26
4.1 Podněty k provádění testů	26
4.2 Testovací prostředí a podmínky	27
4.3 Metody testování různých konstrukčních řešení bezpilotních letadel	28
4.4 Výzkumný problém a stanovení hypotéz	32
5 Materiály a prostředky použité k vypracování	33
5.1 Typy senzorického vybavení	33
5.2 IRIS+ 3DR	35
6 Metodologie testování letových charakteristik	39
6.1 Návrh experimentu	41
7 Zpracování dat	45
7.1 Zpracování dat pro zjištění maximálního dostupu	45

7.2	Zpracování dat pro zjištění maximální horizontální rychlosti	47
7.3	Krabicový diagram	48
8	Výsledky	49
9	Diskuze	54
	Závěr	56
	Bibliografie	57

Seznam zkratek

EU	(European union)	Evropská unie
ICAO	(international civil aviation organization)	Mezinárodní organizace pro civilní letectví
EASA	(European Aviation safety agency)	Evropská agentura pro bezpečnost v civilním letectví
UAS	(unmanned aircraft system)	bezpilotní systémy
UA	(unmanned aircraft)	bezpilotní letadlo
UAV	(unmanned aerial vehicle)	bezpilotní letadlo
RPAS	(remotely piloted aircraft system)	dálkově řízený letadlový systém
VTOL	(vertical take-of and landing)	svislý vzlet a přistání
MTOM	(maximum take-of mass)	maximální vzletová hmotnost
DME	(distance measuring equipment)	měřič vzdálenosti
NDB	(non-directional beacon)	nesměrový radiomaják
VOR	(VHF omnidirectional range)	VKV všesměrový radiomaják
ILS	(instrument landing system)	systém pro přesné přiblížení a přistání
GPS	(global positioning system)	globální navigační systém
GNSS	(global navigation satellite system)	globální navigační družicový systém
VLOS	(visual line of sight)	přímý dohled pilota
ÚCL	-	úřad pro civilní letectví
FC	(flight computer)	řídící jednotka
ESC	(electronic speed control)	elektrický ovladač motorů
TELE-T	(telemetry transmitter)	vysílač telemetrie
TELE-R	(telemetry receiver)	přijímač telemetrie

RC-T	(radio control transmitter)	vysílač radiového ovládání
RC-R	(radio control receiver)	přijímač radiového ovládání
RC	(remote control)	dálkové ovládání
RPM	(revolutions per minute)	otáčky za minutu
ATZ	(aerodrome traffic zone)	letištní provozní zóna
CTR	(control zone)	řízený okrsek
MO-CAP	(Motion capture)	proces nahrávání pohybů a jejich digitalizace
PX	(PixHawk)	-
AGL	(above ground level)	nad úrovní země
GBAS	(ground-based augmentation system)	system s pozemním rozšířením
ABAS	(aircraft-based augmentation system)	system s letadlovým rozšířením
SBAS	(satellite-based augmentation system)	system se satelitním rozšířením
RAIM	(receiver autonomous integrity monitoring)	autonomní monitorování integrity přijímače
AAIM	(aircraft autonomous integrity monitoring)	autonomní monitorování integrity na palubě letadla
INS	(inertial navigation system)	inerční navigační system

Seznam pojmů

Follow-me – Fáze letu, při které bezpilotní letadlo následuje předem definovaný pohybující se referenční bod, bez zásahu vzdáleného pilota do řízení

Fixed-wing – Letadla s pevnými nosnými plochami, například letoun nebo kluzák

Geo-awareness – Schopnost systému detekovat okolní překážky, a brát je v úvahu při provádění letu

Motion-capture – Technologie snímání pohybu pomocí vysokorychlostních kamer a senzorů, a referenčních bodů připevněných na snímaném subjektu.

Augmentační systém – Zlepšení vlastností nebo zpřesnění poskytovaných informací systému

Precizní zemědělství – Druh hospodářství využívající moderních technologií jako je dálkový průzkum země či geo-informační systémy

Matlab – Programové prostředí a programovací jazyk využívané v oblastech aplikované matematiky, statistiky, zpracování signálů či například robotiky

Python – Programovací jazyk

Aerodynamický tunel – Zařízení schopné generovat ovladatelný vzdušný proud. Slouží ke zkoumání aerodynamických vlastností testovaných subjektů.

Seznam veličin

V	elektrické napětí	[V]
m	hmotnost	[kg]
L	vztlak	[N]
F	tah rotoru	[N]
D	průměr rotoru	[m]
S	plocha	[m ²]
n	otáčky rotoru	[ot/min]
ρ	hustota vzduchu	[kg/m ³]
P_{req}	potřebný výkon	[kW]
P_{eng}	příkon motoru	[kW]
P_{av}	výkon rotoru	[kW]
η_m	účinnost motoru	[%]
v_{max}	maximální rychlost	[m/s]
v_{ec}	rychlost letu s minimální spotřebou na uletěnou vzdálenost	[m/s]

Úvod

Díky technologickému pokroku a inovacím posledních let v odvětví bezpilotních systémů se bezpilotní letadla dostávají jak do popředí zájmu široké veřejnosti při rekreačním využití, tak i do hledáčku odborníků celé řady profesí, kteří by pro bezpilotní letadla našli odborné využití v odborné praxi. Právě díky tomuto rapidnímu růstu počtu bezpilotních letadel je stejně jako u jiného dopravního prostoru potřeba zajistit bezpečnost všech účastníků, kteří se na tomto provozu podílejí. Kritéria pro bezpečnost mohou být kladena buď na provoz jako celek a zavést například vyhrazené prostory pro provoz konkrétních letadel, nebo mohou být kladena přímo na letadla samotná a určovat omezení jejich letových či konstrukčních vlastností. Výrobci těchto letadel následně musí zajistit soulad jejich letadel s kladenými požadavky. Testování letadel je klíčovou součástí vývoje letadel a pro většinu konstrukčních řešení existují sdílené postupy pro jejich provedení a vyvození výsledků z dat získaných. Díky relativně nedávným legislativním změnám upravující požadavky na konstrukci a provoz bezpilotních letadel není sestaven standardizovaný postup pro provedení testů letových charakteristik multikoptér, které jsou dnes nejzastoupenějším typem bezpilotních letadel. Tato práce se věnuje přiblížení problematiky bezpilotních letadel z technického a legislativního pohledu, a na základě získaných poznatků návrhu metodiky pro plánování a provedení testovacích letů kvadrokoptér, následnému zpracování získaných data a z nich vyvození jejich letových charakteristik. Dle navržené metodiky je pak provedeno vlastní testování letových charakteristik kvadrokoptéry IRIS+ 3DR a určení jejich letových charakteristik dle získaných dat. Na základě provedeného testování jsou dále odvozeny závěry o výsledcích a navrženy úpravy postupů pro budoucí testování.

1 Rozdělení a charakterizace bezpilotních letadel

Úvodní kapitola se věnuje přiblížení terminologie použité nejen v této práci, ale i v jiných publikacích se kterými je možné se setkat při studiu bezpilotních systémů. Dále se zaměřuje na základní rozdělení bezpilotních letadel dle jejich konstrukce, které je klíčové pro pochopení mechaniky letu jednotlivých konstrukčních řešení, a výhod, respektive nevýhod konkrétních konstrukcí pro účely daných misí.

1.1 Definice pojmů

Bezpilotní letadlo, označované také jako UA, je letadlo schopné letu bez posádky přítomné na palubě a umožňuje řízení buď dálkově řídicím pilotem nebo je schopné vykonávat let dle předem definovaného letového plánu, během kterého však pilotovi dovoluje vstoupit do řízení. Autonomní letadlo vykonává let zcela samostatně dle komplexních výpočetních algoritmů a nedovoluje dálkově řídicímu pilotovi zásah do řízení. V souvislosti s bezpilotními letadly se uvádí i označení UAS, které však zahrnuje nejen samotné bezpilotní letadlo ale celý systém potřebný k provedení letu. RPAS je také označením systému bezpilotního letadla, které se nejčastěji objevuje v oficiálních dokumentech mezinárodních organizací zabývajících se leteckou dopravou jako jsou například ICAO či EASA. UAV je označení pro letadlo schopné letu bez posádky na palubě. Jedná se o zastaralý název, i přes to se dnes vyskytuje zejména v literatuře s původem ve spojených státech. Dálkově řídicí pilot zodpovídá za provoz bezpilotního letadla a ovládá systémy potřebné pro let. Označení dron je oblíbené laickou veřejností a neodborným žurnalismem, nejedná se však o přesné označení bezpilotního letadla, jelikož jako dron můžeme označit i pozemní, vodní nebo podvodní zařízení. Právě z tohoto důvodu se odborná literatura tomuto označení vyhýbá, a v této práci se neobjevuje. (Keller, 2019)

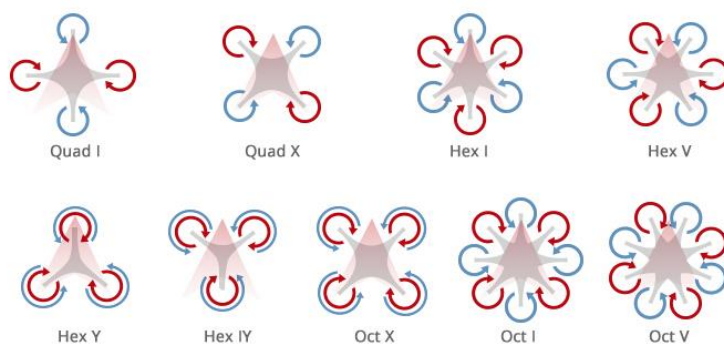
1.2 Rozdělení UA dle konstrukce

Bezpilotní letadla dělíme dle jejich konstrukce na VTOL, letouny, hybridní a balóny lehčí než vzduch. Každý z těchto konstrukčních řešení přináší jisté výhody a nevýhody, a jsou určené pro odlišné role dle potřeb jednotlivých misí.

Princip vyvozování vztaku letadel s pevnou nosnou plochou je založen na principu dopředného pohybu pevně horizontálně usazeného křídla. Vzduch, který obtéká tento profil, způsobuje za určitých aerodynamických podmínek rozdílné tlaky na spodní a horní části profilu. Pro vyvolání

vztlaku je nutné, aby byl tlak na spodní straně profilu vyšší než na straně horní. Dopředný pohyb je vyvozován horizontálně umístěnou pohonnou jednotkou. Druhů pohonných jednotek je celá řada, přičemž bezpilotní letadla jsou obvykle osazena vrtulemi s elektrickým motorkem. Tato pohonná jednotka neplní úkoly řízení letadla a mají na starost pouze vyvolání tahu pro jeho dopředný pohyb. O řízení se starají samostatné orgány řízení. Bezpilotní letouny jsou nejvíce zastoupené v modelářské komunitě. Jejich uplatnění je vhodné i pro celou řadu misí, které vyžadují delší trvání letu, stabilnější let nebo pokrytí velkého území. Precizní zemědělství je jedním z příkladů využití bezpilotních letounů právě díky potřebě pokrytí velkého území. (Swatton, 2011)

VTOL UA jsou charakteristické vertikálním generováním vztlaku za využití jednoho nebo více nosných rotorů či vrtulí s vertikální osou otáčení, a pro generování vztlaku není nutný dopředný pohyb, jako je to u letadel konstrukce s pevnými nosnými plochami. Při rotaci rotorů nebo vrtulí se pohybují jednotlivé profily listů, které jsou obtékány vzduchem a generovaný tah následně působí vertikálním směrem na celou soustavu. VTOL UA se dále dělí na vrtulníky a multikoptéry. Vrtulníky jsou dále rozděleny dle počtu rotorů a jejich umístění na tandemové, koaxiální a s jedním pohonným rotorem. Multikoptéry se dělí dle počtu vrtulí a jejich umístění na trikopty, kvadrokopty, hexakoptéry a oktokopty (obrázek¹). Multikoptéry jsou nejrozšířenější a nejdostupnější VTOL UA na dnešním trhu, jelikož nabízí řadu využití jak pro kvalifikované účely leteckých prací, tak pro amatérské létání široké veřejnosti. Vhodnými misemi pro VTOL UA jsou například fotogrammetrické snímání či natáčení vide nebo pořizování fotografií. Existuje i řada experimentálních konstrukčních řešení VTOL UA, avšak jejich výroba je omezena a jedná se spíše o vědecké testovací platformy. (Quan, 2020; Keller, 2019)

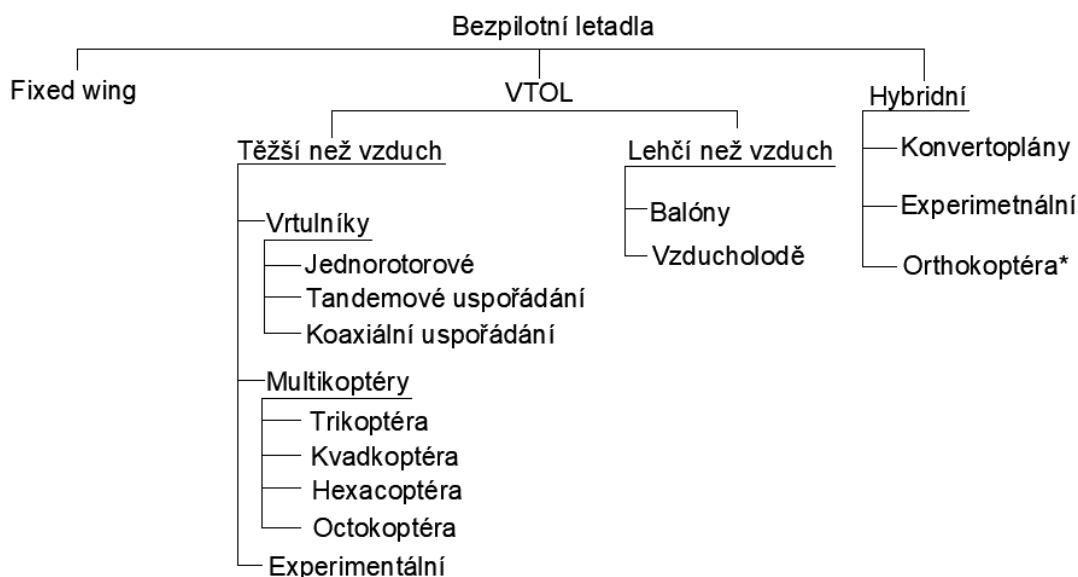


Obrázek 1 Typy multikoptér dle počtu pohonných jednotek a jejich rozložení

¹ Převzato z: *UAV-RT: A drone based wildlife tracking system* [online]. [cit. 2020-08-05]. Dostupné z: <https://uavrt.nau.edu/index.php/docs/vehicle/genback>

Hybridní UA kombinují výhody vlastností vertikálního vzletu, přistání a možnosti visení VTOL UA a rychlost a stabilitu dopředného letu UA s pevnými nosnými plochami. Bezpilotní letadla tohoto typu jsou nejméně rozšířená i přes to, že bez větších kompromisů kombinují výhody obou předchozích typů. Vyskytují se v převážné části pouze jako experimentální stroje pro výzkum a široké veřejnosti jsou prakticky nedostupné. Nevýhodou letadel hybridní konstrukce je komplexnost manévru přechodu z vertikálního na horizontální let a zpět. Systém potřebný pro vykonání přechodového manévru je příliš složitý pro efektivní rozšíření mezi více využívané konstrukční řešení. Například jejich nevýhodám se s rapidním vývojem bezpilotních systémů do popředí postupně některé hybridní konstrukce dostávají.

VTOL UA lehčí než vzduch jsou také známé jako balóny či vzducholodě. Tato letadla jsou charakteristická svou konstrukcí, která je tvořena tělesem naplněným plynem, který je lehčí než okolní atmosféra. Tuto konstrukci doplňuje nosný postroj, který obsahuje systémy a přístroje pro řízený let a pro potřeby konkrétní mise. Rozdíl mezi Balóne a vzducholodí je v jejich říditelnosti. Vzducholodě prostřednictvím jejich řídicích systémů dovolují řízení jejich letu, avšak v omezené míře oproti multikoptérám, či bezpilotním letounům. U bezpilotních balónů a vzducholodí se nevyužívá horkého vzduchu nebo vodíku jako u jejich pilotovaných protějšků, ale převážně hélia. V provozu se setkáme s bezpilotními prostředky této konstrukce například u meteorologických balónů. Základní rozdělení UA je vyobrazeno níže na obrázku 2. (Keller, 2019)



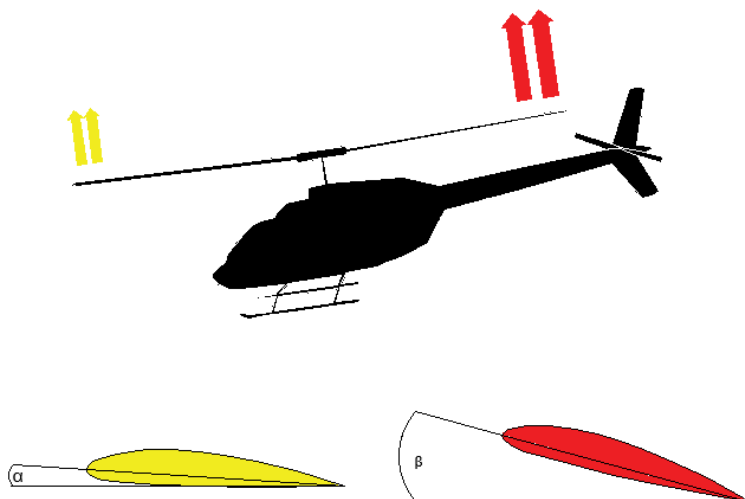
Obrázek 2 Základní rozdělení UA dle konstrukce

2 Mechanika letu VTOL UA

Testovaný bezpilotní letadlo IRIS+ se řadí do kategorie kvadroptér. Přiblížení jejich mechaniky letu je klíčové pro stanovení výkonnostních kategorií, které jsou testovány. I přes podobnost letových schopností multikoptér a vrtulníků je mechanika jejich letu zcela odlišná. Následující kapitola přibližuje princip provedení jednotlivých manévřů a jejich podobnost napříč rozdílnými konstrukcemi.

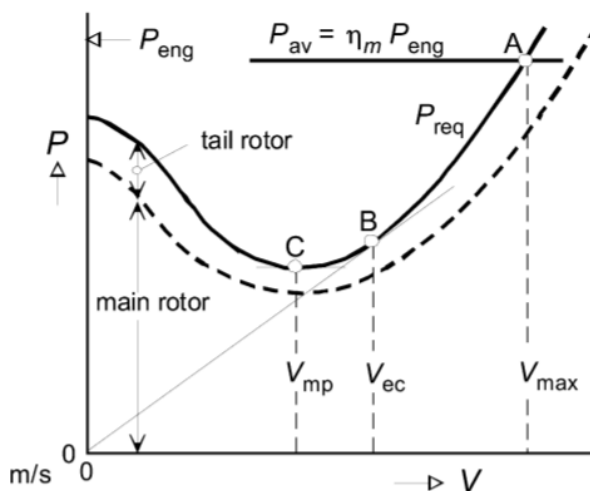
2.1 Mechanika letu vrtulníků s jedním nosným rotorem

Mechanika letu vrtulníku s jedním nosným rotorem se opírá o moment a tah jím generovaný. Vrtulník dosahuje vertikálního tahu otáčením nosného rotoru kolem svislé osy. Tah je generován tak, že nosný rotor díky aerodynamickému profilu jednotlivých listů nasává vzduch nad jeho rovinou, a vytlačuje jej pod jeho rovinu. Reakce tohoto vzduchu s okolní atmosférou vykonává již zmíněný tah. Rotory vrtulníků umožňují kolektivním řízením upravovat úhel náběhu jednotlivých listů, čímž zvyšují generovaný tah beze změny otáček. Cyklické řízení dovoluje úpravu úhlu náběhu jednotlivých listů rotoru v závislosti na jejich poloze vůči ose otáčení. Právě díky úpravě úhlu náběhu cyklickým řízením je možné uvést vrtulník do klopení, či klonění, a tím pádem do dopředného letu či bočení. (obrázek 3) Vertikálně uložený ocasní rotor slouží k řízení otáčení vrtulníku. Tento rotor stejně jako rotor nosný umožňuje kolektivní řízení, a tedy kontrolu jeho tahu. Tento rotor slouží i k vynulování momentových sil způsobených rotací hlavního nosného rotoru. V případě, že by se svislý rotor v ocasní části nenacházel, by se vrtulník se samovolně otáčel kolem své svislé osy proti směru otáčení hlavního nosného motoru. S vrtulníky tohoto konstrukčního řešení se v běžném provozu setkáváme nejčastěji i přes skutečnost, že se nejedná o velmi stabilní letadla, a jejich hlavní rotor je považován za velice komplexní ústrojí díky mechanice měnitelného úhlu náběhu jednotlivých listů. (Torenbeek, 2019; Brožek, 2012)



Obrázek 3 Klonění vrtulníku cyklickým řízením

Potřebný výkon (P_{req}) pro dopředný horizontální let je tvořený součtem výkonů hlavního a ocasního rotoru, a vyobrazuje se ve výkonnostním diagramu (obrázek 4²). Dostupný výkon (P_{av}) je vždy nižší než výkon motoru (P_{eng}) kvůli ztrátám v převodovce, a dodáváním energie do ostatních palubních přístrojů. Účinnost motoru se tedy dá vyjádřit jako $\eta_m = P_{av} / P_{eng}$. Z výkonnostního diagramu se dále odvozují další letové charakteristiky vrtulníku. Maximální rychlost letu v_{max} v horizontálním letu je dána jako bod „A“ ve výkonnostním diagramu, a platí pro ni vztah $P_{req} = \eta_m^* P_{eng}$. P_{eng} v tomto vztahu znázorňuje maximální nepřetržitý výkon motoru. (Torenbeek, 2019)



Obrázek 4 Výkonnostní diagram jednorotorového vrtulníku

² Převezato z: E. Torenbeek a H. Wittenberg, „Helicopter flight mechanics,“ v *Flight Physics, Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes*, Dordrecht, NL, Springer, 2009

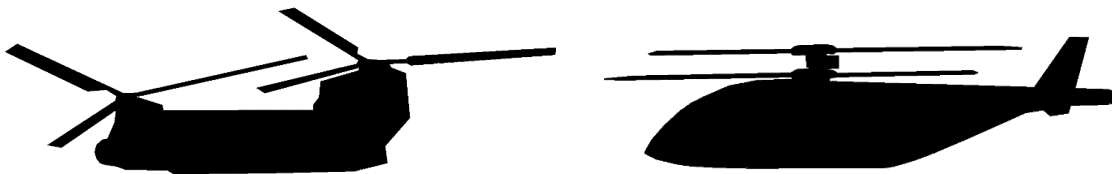
Rychlost pro minimální spotřebu paliva na jednotku vzdálenosti je znázorněna jako bod „B“, a na jednotku času jako bod „C“. Rychlost letu v bodě „B“ se označuje V_{ec} a značí „fuel economical speed“. Tyto hodnoty jsou měřeny pro danou měrnou spotřebu paliva. (Torenbeek, 2019)

2.2 Mechanika letu tandemových vrtulníků

Vrtulníky tandemové (Obrázek 5A) se od vrtulníku s jedním nosným motorem liší tím, že disponují dvěma proti sobě se otáčejícími se rotory v přední a zadní části vrtulníku. Díky této konfiguraci není potřeba vertikálně usazeného rotoru, jelikož nevzniká moment, který by působil na celý vrtulník v jednom směru otáčení. Obdobně jako u vrtulníků s jedním nosným rotorem docílí vrtulník s tandemovým uspořádáním stoupání či klesání kolektivním řízením obou nosných rotorů. Otáčení tandemového vrtulníku je dosaženo opačným cyklickým řízením každého rotoru. Klopení tandemového vrtulníku je dosaženo opačným kolektivním řízením každého rotoru. Klonění je dosaženo stejným cyklickým řízením každého rotoru. (Torenbeek, 2019; Davis, 1965)

2.3 Mechanika letu koaxiálních vrtulníků

Vrtulníky s koaxiální konstrukcí (obrázek 5B) jsou charakteristické dvěma rotory, které jsou uloženy na stejné ose, avšak smysl otáčení mají každý v opačném směru. Díky tomuto řešení při stejných otáčkách obou rotorů nedochází k přenosu točivého momentu na drak vrtulníku a odpadá tak potřeba zadního vertikálně uloženého rotoru. Princip otáčení kolem podélné a příčné osy je totožný jako u vrtulníku s jedním nosným rotorem. Otáčení kolem osy svislé je zajištěno variací cyklického řízení jednotlivých rotorů. Výhodou této konstrukce jsou kompaktní rozměry vrtulníku, jelikož není nutná dlouhá ocasní konstrukce pro usazení ocasního rotoru, nebo dlouhý trup k uložení dvou rotorů za sebou. Složitost konstrukce vrtulníků s koaxiálním rotorem díky složité převodovce však zabraňuje širšímu rozšíření. (Torenbeek, 2019)



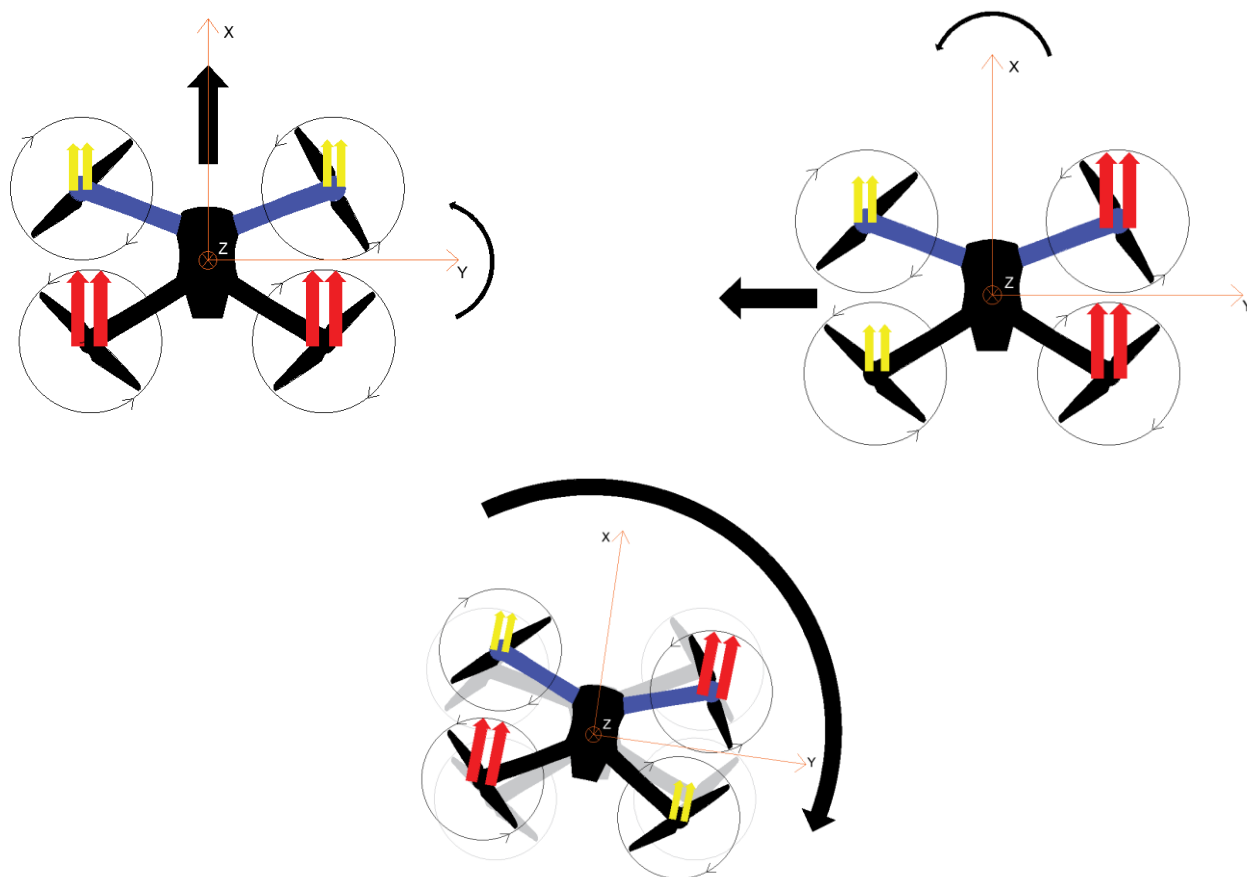
Obrázek 5 Typy vícerotorových vrtulníků

(A) Vrtulník s tandemovým uspořádáním nosných rotorů

(B) Vrtulník s koaxiálním uspořádáním nosných rotorů

2.4 Mechanika letu kvadroptéry

Kvadroptéra se od vrtulníku s jedním nosným rotorem a s tandemovým uspořádáním liší tím, že nedovoluje kolektivní ani cyklické řízení vrtule. Stoupání a klesání je dosaženo zvýšením nebo snížením otáček všech 4 vrtulí. Zatačení kvadroptéry je dosaženo snížením otáček vrtulí se smyslem otáčení proti směru otočení letadla kolem svislé osy. Tohoto je docíleno tím, že momenty generované vrtulemi již nejsou v rovnováze a dochází k přenesení momentu z vrtulí s vyššími otáčkami na celou soustavu díky principům 3. Newtonova zákona (obrázek 6A). Dopředného pohybu dosáhne kvadroptéra klopením díky snížení otáček předních dvou vrtulí, a přidáním otáček zadních dvou vrtulí. Záporného klopení je pak dosaženo obdobně, s opačným smyslem ubrání a přidání otáček vrtulím (obrázek 6B). Klonění kvadroptéry dosahují otáčením kolem podélné osy snížením otáček vrtulí ve směru klonění, a přidáním otáček vrtulím na opačné straně letadla (obrázek 6C). Rozdíl tahů vrtulí vyvolá pohyb kvadroptéry ve směru klonění. (Gopalakrishnan, 2017)



Obrázek 6 Mechanika letu kvadroptéry:

(A) Mechanika klopení kvadroptéry

(C) Mechanika bočení kvadroptéry

(B) Mechanika klonění kvadroptéry

3 Legislativa bezpilotních letadel

Provoz bezpilotních letadel se nejen v České republice řídí řadou předpisů a nařízení která zajišťují především jeho bezpečnost a ochranu osob a majetku. Provozovatelé bezpilotních letadel musí respektovat omezení které jsou platná pro oblast působnosti dané legislativy a je jejich povinností být s touto legislativou seznámeni. Následující kapitola přibližuje legislativní rámec spravující provoz bezpilotních letadel na území České republiky.

3.1 Zákon o civilním letectví č. 49/1997 Sb.

Zákon o civilním letectví a o změně a doplnění zákona č. 455/1991 Sb., o živnostenském podnikání uvádí v §2 části první mimo jiné definici letadla kterému připisuje minimální hmotnost 25 kg. Z definic vyplývá, že modely letadel do 25 kg nejsou považovány za letadla. V §3 části první zřizuje Úřad pro civilním letectví, a v §52 v části páté hlavě třetí zavádí podmínky a požadavky pro provoz bezpilotních letadel na území České republiky. (Keller, 2019)

3.2 Nařízení evropského parlamentu a rady EU 2018/1139

Toto nařízení se zaměřuje mimo jiné na společná pravidla v oblasti civilního letectví a upravuje nebo ruší řadu předchozích nařízení a směrnic. Sedmý oddíl třetí kapitoly nařízení se věnuje bezpilotním letadlům, konkrétně tedy požadavkům na ně kladené a jejich shody s danými požadavky. Požadavky samotné jsou nadále uvedeny v příloze IX nařízení. Tato příloha uvádí například požadavky na projektování, výrobu, údržbu a provoz, požadavky v oblasti životního prostředí a požadavky na jejich registraci a označování. (NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (EU) 2018/1139, 2018)

3.3 Doplněk X – Bepilotní systémy

V Březnu roku 2012 vstoupil v platnost, do té doby jediný dokument upravující provoz bezpilotních vzdušných prostředků v ČR, Doplněk X leteckého předpisu L2. Tento dokument mimo jiné zavedl oficiální terminologii, rozsah působnosti dokumentu, obsahoval bezpečnostní omezení, stanovil dohled pilota a odpovědnost, definoval ukončení letu a vymezil prostory a ochranná pásma pro

provoz bezpilotního letadla. Tato legislativní úprava nevyžaduje evidenci pilota ani letadla, pokud hmotnost letadla nepřesahuje 25 kg, a je určený čistě pro rekreační létání. Pro provoz takového UA není potřeba povolení k létání vystavené ÚCL. Pokud tyto podmínky však dodrženy nejsou je nutné evidovat jak pilota, tak Bepilotní letadlo a bez povolení k létání není možné s prostředkem létat. Na území ČR se provoz bezpilotních letadel řídí dle Doplnku X leteckého předpisu L2 do 31.12.2020. (Keller, 2019)

3.4 Prováděcí nařízení Komise EU o pravidlech a postupech pro provoz bezpilotních letadel

Prováděcí nařízení Komise EU 2019/947 o pravidlech a postupech pro provoz bezpilotních letadel stanovuje pravidla a postupy, dle kterých se provozovatel bezpilotních letadel musí řídit v oblasti jeho působnosti. Definuje otevřenou, specifickou a certifikovanou kategorii provozu bezpilotních letadel.

Bepilotní letadla určené pro provoz v otevřené kategorii mohou létat pouze za podmínek VLOS, maximální povolená výška na zemi, do které takové letadlo může vystoupat, je 120 m nad místem počátku letu, vzdálený pilot musí zajistit, aby bezpilotní letadlo provádělo let v bezpečné vzdálenosti od lidí a nepřelétalo nad davem, a během letu nesmí převážet žádný nebezpečný materiál a nespouští žádný materiál na zem. Provoz v otevřené kategorii je dále rozdělen na A1, A2 a A3 dle podmínek daného provozu, například vlastnostmi bezpilotního letadla či vzdálenosti od osob. Pokud nejsou splněny podmínky pro provoz bezpilotního letadla v otevřené kategorii, provoz je uskutečněn za podmínek kategorie specifické. Operátor provozující bezpilotní letadlo v této kategorii musí být držitelem povolení od příslušného úřadu státu ve kterém je registrován. Příslušný úřad zhodnotí, zda provozní rizika nepřevyšují odpovídající rizika, a v případě že rozhodne kladně vystaví povolení pro provozovatele. Provoz bezpilotních letadel je provozován certifikované kategorii, pokud se jedná o let nad davem lidí, probíhá přeprava cestujících, nebo pokud let zahrnuje přepravu nebezpečného nákladu, které by představovalo nebezpečí újmy na zdraví nebo poškození majetku třetí strany v případě nehody. (PROVÁDĚCÍ NAŘÍZENÍ KOMISE (EU) 2019/947, 2019)

3.5 Nařízení komise v přenesené pravomoci EU o bezpilotních systémech a provozovatelích bezpilotních systémů ze třetích zemí

Nařízení komise v přenesené pravomoci EU 2019/945 o bezpilotních systémech a o provozovatelích bezpilotních systémů z třetích zemí uvedené v platnost 12. března 2019 zavedlo mimo jiné rozdělení bezpilotních systémů do kategorií tříd C0, C1, C2, C3, a C4 dle požadavků na jejich konstrukci, letové vlastnosti nebo jejich vybavení. Toto nařízení je důležité především pro výrobce a distributory, kteří musí při návrhu a vývoji bezpilotního letadla dbát na dodržení požadavků na kategorii, do které jejich bezpilotní letadlo má patřit.

Třída C0:

- MTOM bezpilotního letadla včetně užitečného zatížení musí být nižší než 250 g.
- Maximální dosažitelná rychlost při vodorovném letu je stanovena na 19 m/s.
- Maximální dosažitelná výška letu nad bodem vzletu je omezena na 120 m.
- Bepilotní letadlo musí být poháněno nominálním napětím 24 V stejnosměrného proudu, nebo ekvivalentem střídavého proudu. Přístupné i vnitřní části nesmí přesáhnout nominální napětí 24 V stejnosměrného proudu nebo jeho ekvivalentu střídavého proudu, mimo případy, kdy je zajištěno že kombinace proudu a napětí nepřesáhne hodnotu při které by došlo rysku v případě, že je bezpilotní letadlo poškozeno.

Třída C1:

- Bepilotní letadlo má takové fyzikální vlastnosti a z takového materiálu, že při nárazu v maximální rychlosti nedojde k přenesení větší kinetické energie než 80 J, nebo je jeho MTOM bezpilotního letadla včetně užitečného zatížení nižší než 900 g,
- Maximální rychlost, které může bezpilotní letadlo dosáhnou ve vodorovném letu je 19 m/s
- Maximální dosažitelná výška, které může bezpilotní letadlo dosáhnout je 120 m nad bodem, kde došlo ke vzletu. Alternativně může být letadlo vybaveno systémem, který aktivně omezí dostup bezpilotního letadla na 120 m, nebo na výšku manuálně stanovenou dálkovým pilotem. V případě že je vzdálenému pilotovi poskytnuta možnost manuálně nastavit, musí mu být poskytována informace o momentální výšce bezpilotního letadla.
- Bepilotní letadlo musí být poháněno nominálním napětím 24 V stejnosměrného proudu, nebo ekvivalentem střídavého proudu. Přístupné i vnitřní části nesmí přesáhnout nominální napětí 24 V stejnosměrného proudu nebo jeho ekvivalentu střídavého proudu, mimo

případy, kdy je zajištěno že kombinace proudu a napětí nepřesáhne hodnotu při které by došlo rysku v případě, že je bezpilotní letadlo poškozeno.

Třída C2:

- MTOM bezpilotního letadla včetně užitečného zatížení musí být nižší než 4 kg
- Maximální dosažitelná výška, které může bezpilotní letadlo dosáhnout je 120 m nad bodem, kde došlo ke vzletu. Alternativně může být letadlo vybaveno systémem, který aktivně omezí dostup bezpilotního letadla na 120 m, nebo na výšku manuálně stanovenou dálkovým pilotem. V případě že je vzdálenému pilotovi poskytnuta možnost manuálně nastavit, musí mu být poskytována informace o momentální výšce bezpilotního letadla.
- Pokud se nejedná o „fixed-wings“ bezpilotní letadlo, musí být vybaveno módem nízké rychlosti, který je nastavitelný vzdáleným pilotem, a dovoluje nastavit maximální rychlost na ne více než 3 m/s
- Bepilotní letadlo musí být poháněno nominálním napětím 48 V stejnosměrného proudu, nebo ekvivalentem střídavého proudu. Přístupné i vnitřní části nesmí přesáhnout nominální napětí 48 V stejnosměrného proudu nebo jeho ekvivalentu střídavého proudu, mimo případy, kdy je zajištěno že kombinace proudu a napětí nepřesáhne hodnotu při které by došlo rysku v případě, že je bezpilotní letadlo poškozeno.

Třída C3:

- MTOM bezpilotního letadla včetně užitečného zatížení musí být nižší než 25 kg
- Maximální dosažitelná výška, které může bezpilotní letadlo dosáhnout je 120 m nad bodem, kde došlo ke vzletu. Alternativně může být letadlo vybaveno systémem, který aktivně omezí dostup bezpilotního letadla na 120 m, nebo na výšku manuálně stanovenou dálkovým pilotem. V případě že je vzdálenému pilotovi poskytnuta možnost manuálně nastavit, musí mu být poskytována informace o momentální výšce bezpilotního letadla.
- Bepilotní letadlo musí být poháněno nominálním napětím 48 V stejnosměrného proudu, nebo ekvivalentem střídavého proudu. Přístupné i vnitřní části nesmí přesáhnout nominální napětí 48 V stejnosměrného proudu nebo jeho ekvivalentu střídavého proudu, mimo případy, kdy je zajištěno že kombinace proudu a napětí nepřesáhne hodnotu při které by došlo rysku v případě, že je bezpilotní letadlo poškozeno.

Třída C4:

- MTOM bezpilotního letadla včetně užitečného zatížení musí být nižší než 25 kg

Třída UA	MTOM [g]	Max v [m/s]	Max agl [m]
C0	do 250	19	120
C1	do 900	19	120
C2	do 4000	-	120
C3	do 25000	-	120
C4	do 25000	-	120

Tabulka 1 Rozdělení UA dle nařízení komise v přenesené pravomoci (EU) 2019/945

Jednotlivé kategorie mimo zmíněná omezení v tabulce 1 přímo související s letovými vlastnostmi zmiňují i požadavky na integrované systémy a podmínky pro jejich využití, vizuální značení a vybavení bezpilotních systémů, pevnost konstrukce a všech jejich částí, přenos informací mezi bezpilotním letadlem a vzdáleným pilotem, poskytování kritických dat vzdálenému pilotovi, předurčené scénáře v krizových situacích a zvukové limitace kladené na bezpilotní systém. (NAŘÍZENÍ KOMISE V PŘENESENÉ PRAVOMOCI (EU) 2019/945, 2019)

4 Analýza současného stavu testování letadel

Testování letadel je nedílnou součástí jejich vývoje či certifikačního procesu. Účelem testování je potvrzení předpokladů vývojářů o letových výkonech, pevnosti konstrukcí, či dodržení standardů nutných pro certifikaci testovaného letadla. Správné provedení testování a vyhodnocení dat předejde nesprávným závěrům o výkonech a charakteristikách letadla, které by znamenal nesoulad mezi udávanými a reálnými hodnotami které bude letadlo vykazovat při svém provozu. Následující kapitola přibližuje právě dosavadní výzkum v oboru testování letadel.

4.1 Podněty k provádění testů

Důvodů k provádění testovacích letů je celá řada a odvíjí se na základě potřeb, které jsou kladeny na dané zařízení buď interně vývojářem, investorem, nebo z externích subjektů jakou jsou státní organizace či úřady. Testovací lety pro vývoj nových letových konfigurací a systému jsou v popředí nových výzkumů a technologií, a právě tyto testy posouvají poznatky při vývoji nových konstrukčních řešení letadel. Toto testování není podmíněno vývojem financovaného projektu a je proto vhodné pro zkoumání řešení a návrhů, které by v komerční sféře neměli opodstatnění.

Dalším důvodem k testování je za účelem vývoje produktu financovaným investorem. Takové testování nemá za cíl posunout možnosti dalšího vývoje, ale otestovat výrobek nebo zajistit podklady pro jeho další vývoj. Při testování takového charakteru je kladen důraz na finanční a časovou nenáročnost při dostatečně přesných výsledcích pro potřeby výrobce. Testování, které prověří schopnost letadla vykonávat účely a mise pro které je vyvíjeno, je důležitým aspektem vývoje. Letadlo, které není schopné plnit mise pro které je určeno, není vhodné k jejich plnění, a to i přes to že je bezpečné.

Z mnoha pohledů nejdůležitějším testováním je to, které potvrdí soulad testovaného subjektu s předpisy, které jsou pro danou oblast působnosti v platnosti. Tyto předpisy jsou zavedeny příslušnými státními organizacemi pro zajištění bezpečnosti provozu a pokud výrobce neprokáže že letadlo splňuje požadavky na něj kladené, nedostane povolení k jeho distribuci. (Kimberlin, 2003)

4.2 Testovací prostředí a podmínky

Testovací lety prováděné v uzavřených prostorách jsou vhodnou volbou pro získání přesných dat díky kontrolovanému prostředí. (Schulz, 2015) Pro získávání letových dat při testování v těchto podmínkách bývá využito externích snímacích zařízení MO-CAP které dovolují velice přesné snímání pohybů testovaného subjektu. Tento princip záznamu dat se opírá o vysokorychlostní kamery a referenční body upevněné na testovaném letadel, a díky záznamu rozdílů poloh těchto bodů v čase dokáže s vysokou přesností určit jeho rychlost, výšku a polohu díky následnému počítačovému zpracování. (Lee, 2013) MO-CAP technologie se využívá ve sportovní medicíně, vývoji sportovních pomůcek, nebo například ve filmografii. Pro testování v leteckém průmyslu se využívá krátce kvůli jejím velikostním limitacím. Díky rozmachu bezpilotních technologií v posledních letech je tato technologie využívána čím dál více. Externí snímání dat přináší výhodu v jak již zmíněné přesnosti, tak v neovlivnění váhy zkoumaného letadla díky absenci snímacích senzorů a záznamových zařízení připevněných přímo na testovaný subjekt. Díky přesnějšímu sběru dat není potřeba testy opakovat vícekrát, a tím pádem je vhodnější volbou pro testování vývoje produktů, které je více citlivé na časovou a finanční náročnost.

Testování v uzavřených prostorách může být prováděno buď v neměnných podmínkách, kdy na letadlo nepůsobí vnější vlivy a síly jsou vyvozované pouze testovaným subjektem, nebo v dynamických podmínkách, kdy okolní prostředí může být externě měněno za pomoci aerodynamických tunelů. Aerodynamické tunely jsou využívány zejména pro testování a hodnocení profilů, konkrétně jejich vlastnosti a chování při vystavení proudícímu vzduchu. Tyto tunely dovolují pozorovatelům získat data letů za podmínek, které by nebylo možné získat při testování v prostředí neproměnném. Dle rozměrů konkrétního testovacího zařízení však může dojít k nedostačujícím rozměrům pro testování letadel v plné velikosti. V takových případech je nutné podrobit testům pouze zmenšený model, či část konstrukce. Testování v aerodynamických tunelech je velmi finančně náročné a testování při takových podmínkách sebou nese požadavky na efektivní naplánování a spolehlivý sběr dat. (Pascual, 2017) V posledních letech se čím dál častěji objevuje praktika indoor testování za pomoci přivázání testovaného bezpilotního letadla k tyči. Díky tomu je možné dosáhnout vyšších rychlostí, které by v opačném případě byly pro uzavřené prostory nebezpečné. (Barlow, 1999; Lagmay, 2019)

Data o průběhu letu v reálných podmínkách je náročné získat v silně kontrolovaném prostředí, a některých charakteristik jako maximální dostupná výška nad bodem vzletu a maximální rychlost letadla tímto způsobem není možné dosáhnout. Outdoor testování je proto vhodnou volbou pro

testování letadla v podmínkách, ve kterých se letadlo bude využívat při běžném provozu. Technologie externího sběru dat pro takové testování není vhodná kvůli řadě okolních interferencí a velikosti testovacích prostor. Z tohoto důvodu je potřeba vybavit testovaný subjekt vlastním sensorickým vybavením, které obstará sběr a záznam dat přímo na letadle, nebo jeho další distribuci do vzdálených sběrnic prostřednictvím telematických systémů. Sensorické vybavení však nenabízí míru spolehlivosti jako externí snímací zařízení a je nutné testovací lety provést opakovaně a následným zpracováním jejich vzájemné porovnání. Tím je dosaženo požadované přesnosti. Letadlo osazené těmito sensorickými jednotami také disponuje větší váhou, než s jakou bude operovat v běžném provozu, a tudíž je při interpretaci výsledků nutné vzít úvahu tento váhový deficit. (Ferrel, 1980; Williams, 2002; Bramlette, 2017)

4.3 Metody testování různých konstrukčních řešení bezpilotních letadel

Mechanika letu testovaného letadla přímo ovlivňuje volbu metodiky pro danou konstrukci. Díky odlišnostem ve vyvozování různých manévruů napříč všemi konstrukčními řešeními není možné mezi nimi přenášet metodiku bez adresování těchto rozdílů. Naopak podobnosti mezi konstrukcemi nám dovolují některé části metodiky převzít bez větších změn. Pro testování je tedy velice důležité předem definovat charakteristické manévry a mechaniky pro konkrétní testovací zařízení a na základě kterého jsou testy následně navrženy a provedeny.

Testování letounů

Jednou z nejdůležitějších letových charakteristik, kterou je třeba otestovat pro letouny je kritická rychlost. Řada dalších vlastností letounu se odvíjí právě od této kritické rychlosti. Kritická rychlost je v ideálních neměnných podmínkách definována jako rychlost, při které je dosaženo kritického úhlu náběhu. Kritická rychlost je měřena při nejvyšším dopředném zatížení. (Kimberlin, 2003) Kritická rychlost nesmí být zaměňována za kritický úhel náběhu. Ten je definován jako takový úhel náběhu, při kterém na horní straně křídla dochází k odtrhnutí proudu vzduchu v takové míře, že generovaný vztlak nedokáže vyrovnat tíhu letadla. (Glinz, 2012) Testování tohoto úhlu náběhu je náročné, jelikož jeho překročení ústí v pád celého letounu. Test musí být tedy proveden tak, aby měl letoun dostatečnou výšku pro vybrání následného pádu. Horizontální let je testován pro zjištění chování letadla a stavu jeho systémů při cílovém stádiu letu. Test samotný by měl probíhat v neturbulentní atmosféře bez výrazných změn teploty nebo tlaku vzduchu. Test začíná z nejnižší udržitelné rychlosti

a postupně se navyšuje až na maximální rychlost v horizontálním letu. Jakmile je dosažena maximální rychlost, jsou zaznamenána data o rychlosti, výšce, okolní teplotě a otáčkách vrtule. Testování stoupacího výkonu letounu je časově nejnáročnější. Je potřeba provést několik stoupání v rozdílných rychlostech a výškách. Ideální je testovací lety provádět v bezvětří, avšak ideální podmínky se při outdoor testech nedají uvažovat. Proto je pro každou výšku a rychlost nutné provést dva testy v opačném směru k anulování vlivu větru na výsledek. Testy by měly být provedeny při bočním větru, aby se minimalizoval efekt větru na výsledná data. Pro každou rychlost je dále stanovený vztah mezi změřenou tlakovou výškou a časem. Po zprůměrování dat je definována rychlost stoupání pro testovaný letoun. (Kimberlin, 2003) Maximální možný dostup letounu nad bodem vzletu je kritickou součástí hodnocení jeho výkonnostních charakteristik Maximální výška nad bodem vzletu, které je letadlo schopné dosáhnout, může být interpretována několika způsoby. Maximální výška nad bodem vzletu, při které letoun dokáže udržet horizontální let je nazýván „Výškový limit“. Letoun však může tento limit překonat při podmínkách, které by mu dovolily na krátkou dobu vystoupat do výšky větší díky výměně kinetické energie při stoupání. V takové výšce však letoun nedokáže udržet horizontální let po delší dobu. Výškový limit je testován při neturbulentních podmínkách, a letadlo postupně vystoupá do výšky, dokud může vykonávat stabilní horizontální let. (Corda, 2017) Testování a zhodnocení poloměru otáčení bývá zaměřením převážně pro vojenské letouny a v civilním letectví výkonnost v tomto směru není důležitá. Test je prováděn v konstantní výšce a začíná uvedením letadla do 30° náklonu. Následuje vyčkání na stabilizování rychlosti letu. Data jsou získávána při postupném zvětšování náklonu letounu. U některých letounů není možné udržet stálý náklon při překročení 60° a pilot by se měl zaměřit na udržení konstantní rychlosti. Vrtulí poháněné letouny dosahují různých výkonů při zatáčení doprava a doleva, a tudíž by měli být testy provedeny při zatáčení do obou směrů. (Kimberlin, 2003) Maximální rychlost letounu je testována při takových atmosférických podmínkách, které budou odpovídat těm při běžném provozu. Test je proveden v několika výškách a při několika konfiguracích hmotnosti. Pro každou váhu a rychlost je potřeba test zaletět v obou směrech, aby se vliv poryvů vzduchu anuloval při výsledném zpracování. Maximální rychlost letu je také měřena pro jiné fáze letu než pro přímý horizontální let, ale i při točení, klesání či stoupání. (Kotik, 1965)

Jedním z výstupů testování je letová obálka zatížení, která graficky znázorňuje povolený rozsah násobků zatížení působící na konstrukci letounu při určitých rychlostech. Obratová obálka ilustruje vztah mezi provozními násobky a rychlostmi při manévrování jako je ukázáno na obrázku 7A³. Vliv

³ Převzato z: JERÁBEK, Ivan, 2014. *Základy letadlové techniky* [online]. In: . 2014 [cit. 2020-08-02]. Dostupné z: http://webdav.agents.fel.cvut.cz/data/teaching/bep/BEP4_2014.pdf

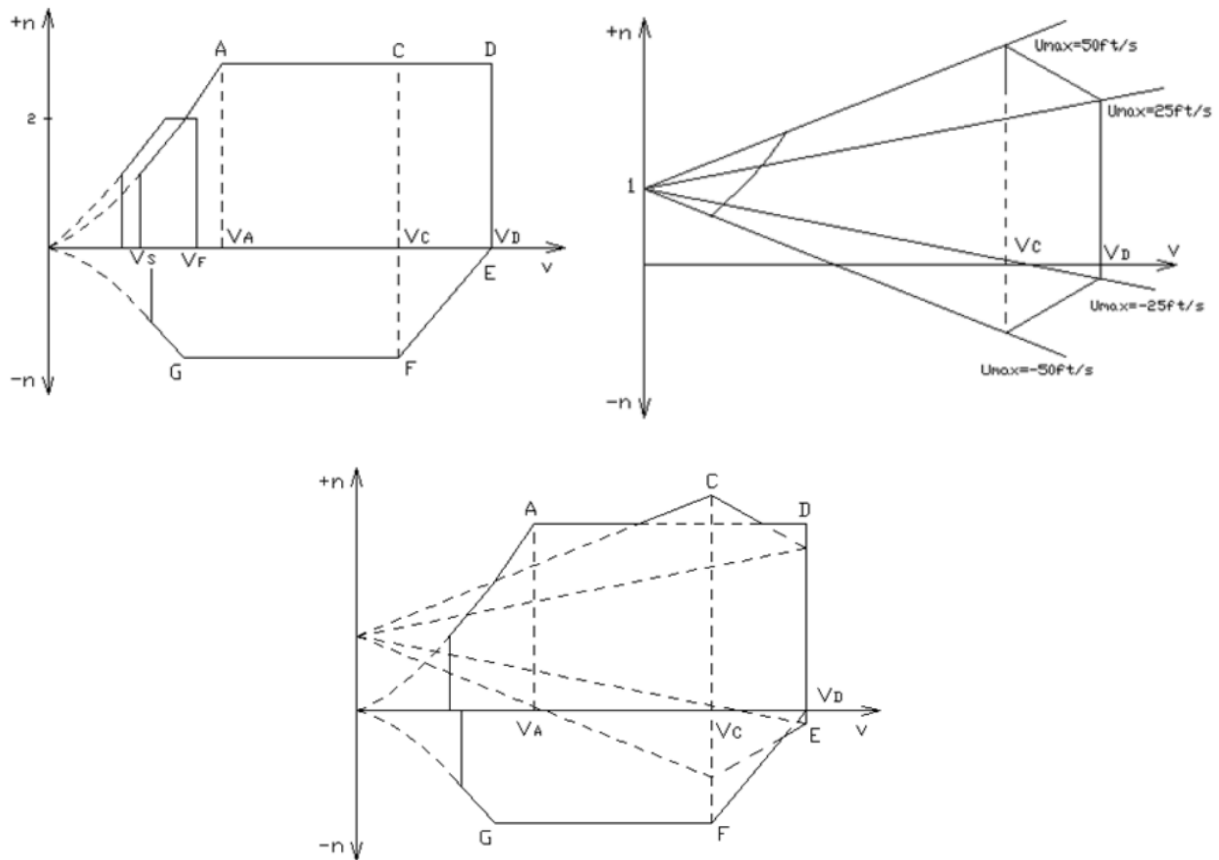
větrných poryvů na násobky zatížení v různých rychlostech je vyobrazený na obrázku 7B². Celková obálka zatížení je kombinací Obratové a poryvové obálky, jako na obrázku 7C².

Maximální kladný obratový násobek je vypočítán ze vzorce

$$n_{\max} = 2,1 + 2400 / (W + 10000)$$

kde W = hmotnost letounu v librách.

Rychlosti vyznačené na obrázku x jsou Návrhová cestovní rychlost (v_c), návrhová obratová rychlost (v_a), pádová rychlost letounu (v_s) a návrhová rychlost střemhlavého letu (v_d). (Cook, 2013)



Obrázek 7 Obálky násobků

(A) Obálka obrátů

(C) Celková letová obálka

(B) Obálka poryvů

VTOL testování

Testování letadel VTOL konstrukce je z části odvozeno od testování letounů. Část metodiky byla převzata právě z předchozích testování. Kvůli rozdílům v mechanice letu však není možné využít předešlé metodiky v plném rozsahu a bylo potřeba definovat nové testovací procedury pro jejich charakteristické letové vlastnosti. Díky celé řadě rozdílných konstrukčních řešení VTOL letadel se budou testy pro každé z nich v jistých směrech také lišit.

Jednou z charakteristických výkonnostních kategorií pro VTOL letadla je jeho schopnost držení polohy v prostoru neboli visení. Test visení je potřeba je nutné provést v několika výškách, a záznam otáček vrtulí je zaznamenán pro každou z nich. Přízemní efekt může výsledky zkreslovat, proto je důležité testy provádět v různých výškách. Stoupací výkon VTOL letadla je testován ve vertikálním stoupání z jedné výšky do druhé a porovnává se rozdíl v naměřené výšce v závislosti na čase. Testovací manévry je nutné provést několikrát kvůli předpokladu neideálních atmosférických podmínek. Oproti letounům stoupání není vyvozeno dopředným pohybem, a tudíž není potřeba měnit mezi jednotlivými testy orientaci letadla v průběhu manévru. Průběh testů se nebude příliš lišit mezi jednotlivými konstrukcemi VTOL letadel (multikoptéra/helikoptéra), jelikož u všech je stoupání dosaženo podobným způsobem. Testování dopředného letu se bude lišit nejen od letounů, ale mezi jednotlivými typy VTOL konstrukcí. Tohoto manévru je totiž docíleno u každého typu konstrukce zcela jiným způsobem. Testování je prováděno opakovaně v různých výškách a v různých rychlostech a pro každou výšku je let proveden v obou směrech pro minimalizování vlivu proudícího vzduchu na výsledná data. Dostup VTOL letadel je možné definovat buď jako výšku, ve které je letadlo schopné udržet stabilní horizontální let nebo ve které dokáže udržet stabilní visení. Maximální dosažitelná výška nad bodem vzletu při horizontálním letu je testována opakovaně pro různé rychlosti a pro každou rychlost je test proveden v obou směrech pro minimalizování vlivu větrných poryvů na výsledek testování. Podmínky při provádění testovacích letů by měli být ideálně neturbulentní. (Steward, 2016)

Testování letadel hybridní konstrukce

Testování letadel kombinujících letové vlastnosti obou předchozích typů je komplexnější a časově daleko náročnější. Je nutné provést všechny již zmíněné testy pro obě fáze letu. Testování se bude lišit na základě mechaniky jednotlivých manévru. Záleží tedy na tom, jestli je daný manévr prováděn při VTOL části letu, nebo při části letu odpovídající mechanice letu letounu. Jakmile jsou známá stadia letu pro jednotlivé manévry, je poté možné zvolit který test bude pro daný manévr nejvhodnější. Specifická část letu nastává při přechodu mezi právě fázemi vertikálního vzletu či přistání

a dopředného letu který už je vykonáván ve fázi mechaniky letu letounu. Zodpovědnost za určité úkoly přechází z jedné části systému na druhý (například generování vztlaku se přenáší mezi vrtulí a pevným křídlem), a proto namodelování a testování právě toho to manévru je velice komplexní záležitost. (Bramlette, 2017)

4.4 Výzkumný problém a stanovení hypotéz

Dosavadní provedené výzkumy týkající se testování letových charakteristik jsou převážně zaměřeny na letouny a vrtulníky. Publikací, které by se věnovali testování multikoptér je nedostatek pro určení standardizovaných postupů k jejich provedení. Některé principy jsou přenositelné z předchozích osvědčených metod testování vrtulníků a letounů na testování multikoptér, avšak kvůli značným odlišnostem v mechanikách letu je potřeba zavedení zcela odlišných metod pro testování multikoptér. Navrhovaná metodika testování letových charakteristik multikoptér vychází z poznatků získaných studiem předchozích publikací věnovaných problematice testování letadel, a ze specifické mechaniky letu multikoptér. Na základě vypracované metodiky je provedeno vlastní testování letových charakteristik kvadrokoptéry IRIS+. Data získána ze zvoleného senzorického vybavení budou v dostačující kvalitě k vyvození správných charakteristik maximálního dostupu a maximální horizontální rychlosti. Referenční data budou brána z GPS modulů, a budou porovnána s daty z akcelerometrů externí senzorické jednotky a řídicí jednotky za účelem ověření jejich správnosti. Zvolené testy vycházejí z legislativy, konkrétně z Nařízení komise v přenesené pravomoci EU 2019/945 o bezpilotních systémech, které klade omezení na maximální dostup bezpilotního letadla nad bodem vzletu, a maximální rychlost horizontálního letu.

5 Materiály a prostředky použité k vypracování.

Následující kapitola se věnuje popisu a výběru prostředků pro provedení vlastního testu. Výběr správného vybavení je klíčový pro provedení testů a sběr dat s dostatečnou kvalitou pro výpočet výsledků s dostatečnou spolehlivostí, a na jejich základě tedy správným vyvozením letových charakteristik testovaného subjektu.

5.1 Typy senzorického vybavení

Výškové sensory

Nejméně rozšířená metoda zjišťování výšky je založena na inerčním dopočtu. Výška zařízení je určena integračním výpočtem z dat poskytnutých 3osého gyroskopu a 3osého akcelerometru. Pomocnou roli při určování výšky může hrát i magnetometr který poskytuje doplňující informace měřením magnetického pole země. Tato metoda je velmi přesná pro krátký časový úsek od počátku měření. Po delší době však dochází k nepřesnostem. Toto je dáno tím, že po celou dobu se výška vypočítává z počáteční informace, tudíž i při zanedbatelné chybě prvotního měření dochází v pozdějších výpočtech ke značným chybám. Poskytnutá informace o výšce již není při tomto způsobu dostatečně přesná. Další možností měření dosažené výšky je využití informací z GNSS. Na základě informace o tří rozměrné poloze letadla je snadné určit výšku ve které se letadlo nachází. Informace, které tato metoda poskytuje, sice není tak přesná jako informace získaná z počátečních výpočtů metodou inerční, avšak chyba se v čase nemění, což znamená že poskytovaná informace je stabilnější. Při využití doplňujících augmentačních systému se přesnost může přiblížit právě inerční metodě. Jelikož s výškou klesá statický tlak v atmosféře, je možné dle změny v tlaku změřenou pomocí barometru určit výšku letadla. (Tooley, 2017)

Polohové sensory

K určení polohy je možné využít technologii nesměrových a všesměrových pozemních majáků, (VOR, DME). Tato informace o poloze může být doplněna nebo nahrazena informacemi z dálkoměrných zařízení (DME). Metoda určení polohy pomocí GNSS je dnes nejrozšířenější díky její dostačující přesnosti a dostupnosti pro běžné uživatele. Dnes jsou již do provozu zařazeny augmentační systémy, které poskytovanou informaci o poloze zpřesňují. Toto je dosaženo hned několika způsoby. Pozemní augmentační systémy (GBAS) pomocí pozemních stanic které znají svou polohu přijímají informace o poloze z družicového systému a chybu kterou z těchto dat poskytují konečným uživatelům.

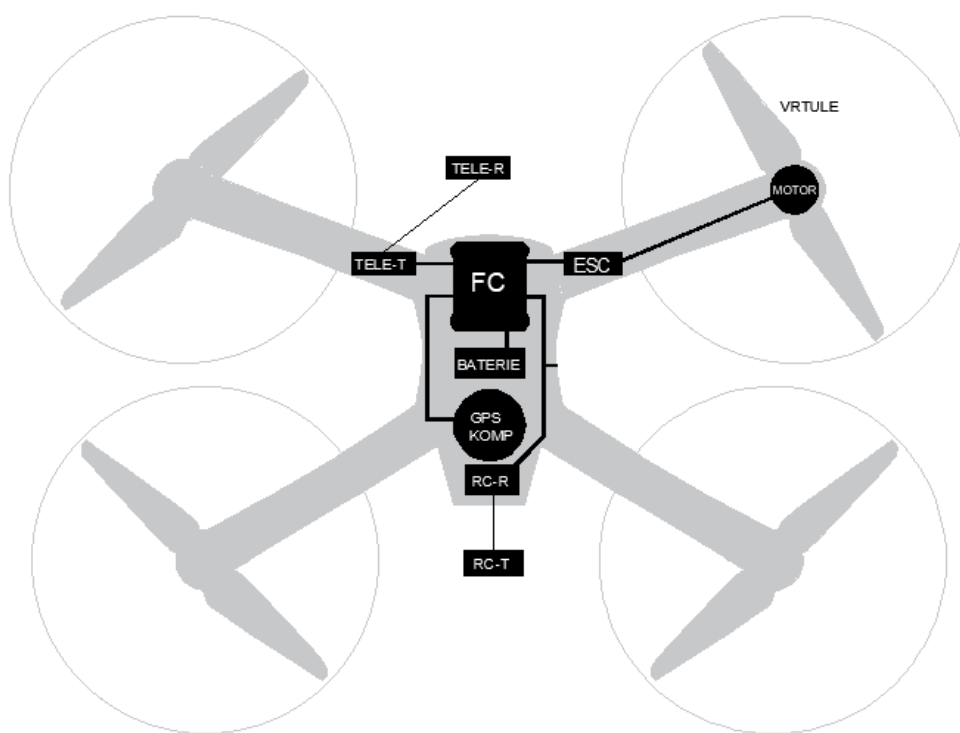
Letadlové augmentační systémy (ABAS) plní funkce dvě. Autonomní monitoring integrity přijímače (RAIM) dokáže při přijetí informace z 5 a více družic určit, zda jeden ze satelitů poskytuje chybnou informaci a při přijetí informace z 6 a více satelitů dokáže určit který satelit tuto chybnou informaci poskytuje a vyloučit jej z výpočtu své polohy. Letadlový autonomní monitoring integrity (AAIM) upravuje přijímanou informaci o poloze daty z dostupných systémů (VOR, NDB, ILS, DME, INS). Satelitní augmentační systémy (SBAS) zpřesňují informaci poskytovanou letadlům o jejich poloze pomocí korekčním výpočtům referenčních stanic. Tento systém poskytuje informace o integritě, přesnosti, dostupnosti a nepřetržitosti. (Tooley, 2017)

Senzory rychlosti

Snímání rychlosti letu vůči okolní atmosféře je v civilním letectví nejčastěji zajištěno systémy, které zpracovávají data ze senzorů statického a dynamického tlaku a na základě jejich rozdílů určuje rychlost letadla. Tato technika je vysoce přesná a spolehlivá pro letouny, avšak při získávání dat o dynamickém tlaku při dopředném letu VTOL letadel by docházelo k nepřesnému snímání díky jejich klopení při horizontálním letu. Výsledná rychlost by neodpovídala rychlosti reálné. S rostoucím úhlem náběhu dochází k větší odchylce od opravdové rychlosti VTOL letadel. Rychlost letu je možné určit i pomocí informací z družicového navigačního systému kde systém porovná dvě po sobě naměřené polohy a podle času mezi měřeními určí rychlost. Toto řešení však není velmi přesné díky inherentní chybovosti družicové navigace a není příliš vhodné pro využití v leteckém průmyslu. (Retgien, 2018)

5.2 IRIS+ 3DR

Kvadrokoptéra IRIS+ 3DR (obrázek 8) byla zvolena jako kostra pro sestavení testovacího subjektu. Materiál použit v její konstrukci je plast, což je materiál vhodný díky své nízké váze oproti kovovým materiálům a nižší ceně oproti například karbonovým vláknům. Ramena kvadrokoptéry jsou uspořádány do tvaru X a na jejich konci jsou umístěny elektrické motorky. Motorky jsou osazeny vrtulemi o průměru 241 mm a stoupáním závitu 5 mm (na obrázku 10 vyznačeny jako MOTOR a VRTULE). Rozměry kvadrokoptéry jsou 45x63x15cm a její váha po osazení všemi senzory a baterií je 1500 g. (IRIS operational manual, 2014)



Obrázek 8 Části UA kvadrokoptéry

Použité senzorické vybavení

Jako primární senzor poskytující data o poloze zařízení a jeho rychlosti je zvolen GPS modul (na obrázku 8 vyznačen jako GPS KOMP) kompatibilní se zvoleno řídicí jednotkou Pixhawk 2.4.8 (na obrázku 8 vyznačena jako FC). Jedná se o periférii Radiolink M8N Mini SE100 (obrázek 9⁴). Zařízení je primárně určeno pro UA, ale není vyloučeno použití i pro účely poskytování informací z GNSS jiným prostředkům. Výrobce GPS modulu uvádí přesnost poskytované polohy do 50 centimetrů, a to až do výšky 50000 metrů. Maximální rychlost, při které je schopné zařízení poskytovat data, je 515 m/s a frekvence aktualizace polohy je 10 Hz. Tento GPS modul poskytuje data o rychlost vůči zemi, zeměpisnou šířku, zeměpisnou délku a výšku nad střední hladinou moře.



Obrázek 9 Radiolink M8N Mini SE100

Zvolený modul zajišťující napájení letového počítače je powerday APM power module V1.0 XT60 (na obrázku 8 vyznačen jako BATERIE). Zařízení slouží nejen k dodávce elektrické energie z baterie do letového počítače, ale zároveň umožňuje i měření spotřeby energie a aktuálního napětí baterie. Tento modul neslouží k napájení motorů. K tomuto účelu slouží samostatný elektronický regulátor rychlosti (na obrázku 8 vyznačený jako ESC) prostřednictvím kterého se ovládají otáčky motoru. K přenosu získaných dat z jednotlivých senzorů v reálném čase mezi řídicí jednotkou a pozemním segmentem je využito radiové telemetrie ReadytoSky 3DR Radio telemetry kit (na obrázku 8 vyznačen jako TELE-T a TELE-R). Tento soubor palubního vysílače a pozemního přijímače

⁴ Převezato z: *Aliexpress* [online]. [cit. 2020-08-05]. Dostupné z: <https://www.aliexpress.com/item/4000239312218.html>

komunikuje na frekvenci 915 Hz a výstupní výkon samotného vysílače je stavitelný až do 100mW. (Amazon)

Pihawk 2.4.8

Řídicí jednotka Pixhawk (PX) od stejnojmenné společnosti v iteraci 2.4.8 (obrázek 10⁵) je vybavena integrovaným barometrem, 3osým akcelerometrem a gyroskopem, a magnetometrem. Jednotka umožňuje snadné rozšíření senzorského vybavení o další periferie, jako je například GPS/kompas modul, pitotova trubice, modul telemetrie, vstup externího gyroskopu s kamerou a datovým spojem pro kontrolu kamery a dalšími komponenty specifickými pro konkrétní mise a aplikace bezpilotního letadla. O výpočetní úkony se stará 32bitový procesor ARM Cortex M4. Řídicí jednotka slouží jako hlavní zdroj dat akcelerace, úhlových zrychlení a výšky. Interní paměť zároveň dovoluje zápis a zálohuje tak datový přenos mezi kvadrokoptérou a pozemním segmentem. (ROBU .IN)



Obrázek 10 PIXHAWK 2.4.8 řídicí jednotka

Pozemní segment ovládání a sběru dat

Pozemní segment řízení dovoluje vzdálenému pilotovy řízení bezpilotního letadla, monitoring přijímaných dat o stavu systémů či jednotlivých letových charakteristik a zpracování dat dle potřeb prováděné mise. Pozemní segment se skládá z RC ovladače, počítače a přijímače telemetrie. RC ovládání slouží k řízení bezpilotního letadla vzdáleným pilotem. RC ovládání společnosti 3DR (obrázek 11⁶) je primárně určené pro řízení kvadrokoptéry IRIS +. Disponuje dostatečným počtem

⁵ Převzato z: *Aliexpress* [online]. [cit. 2020-08-05]. Dostupné z: <https://www.aliexpress.com/item/32846273612.html>

⁶ Převzato z: *B&H Photo Video pro Audio* [online]. [cit. 2020-08-05]. Dostupné z: https://www.bhphotovideo.com/c/product/1106912-REG/3d_robotics_asy0070_2_4_ghz_9_channel_transmitter.html

kanálu pro připojení až 17 různých zařízení a nosná frekvence je 915 MHz s vysílacím výkonem 100mW při 20 dBm. Senzitivita přijímače je 25 mA. RC ovladač je nastaven v Módu 2. Aplikace QGroundcontrol slouží jako rozhraní primárně pro kalibraci senzorů a předletovou přípravu v podobě nastavení vhodného firmwaru pro konkrétní plánovanou misi a typ testovaného letadla. (Keller, 2019; Amazon)



Obrázek 11 RC ovládání IRIS+ 3DR

Externí senzorická jednotka

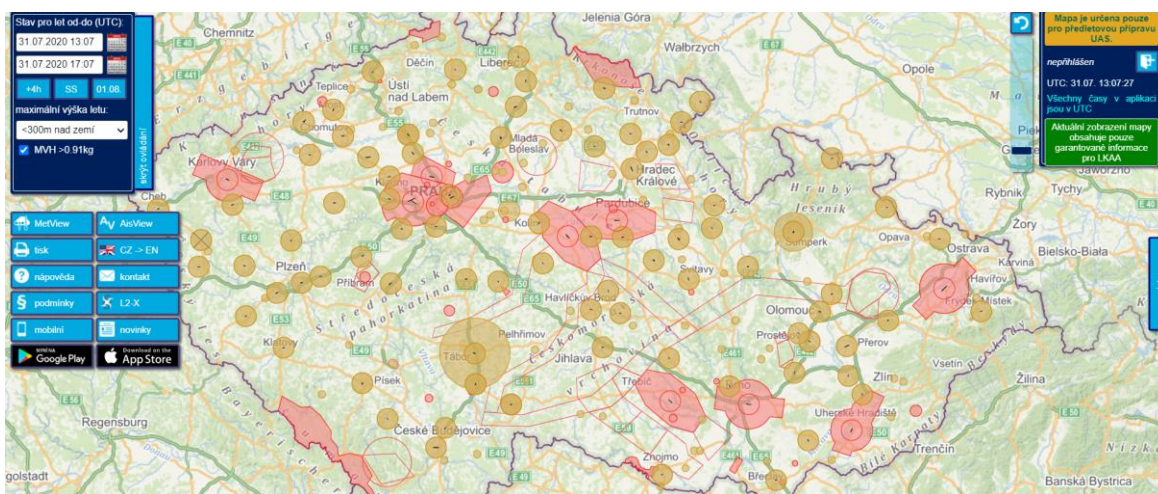
Jelikož testování je prováděné outdoor není možné dosáhnout přesností měření stejné jako v případě indoor testování kde je možné díky vyhrazení prostoru kde bude testování prováděno zpřesnit senzory pro sběr dat jak efektivnější kalibrací, tak využití firmwaru umožňujícího kombinaci senzorického vybavení, které není vhodné pro snímání dat v neuzavřeném prostoru, jako jsou například senzory pohybu využívající technologii MO-CAP. Z tohoto důvodu je nutná implementace redundancí senzorických jednotek. Některé redundance jsou již v integrovaných senzorech, avšak stále se nejedná o více zcela nezávislých zdrojů dat. Pro zajištění zdroje dat zcela nezávisle na ostatních senzorech je do UA implementována externí senzorická jednotka. Zvolená externí senzorická jednotka je ProMove mini od společnosti INERTIA Technologies. Pro charakter prováděných testů byla vybrána zejména díky možnosti ukládání dat přímo do interní paměti zařízení, což znamená že není nutné data bezdrátově zasílat do sběrnice. Takto se zamezí interferenci mezi ostatními zařízeními jako je například RC ovládání vzdáleného pilota, které ke komunikaci využívá stejný nosný kmitočet. Zařízení je vybaveno 3osým akcelerometrem, kompasem, barometrem, senzorem pro vysoké přetížení a GPS. (INERTIA technology)

6 Metodologie testování letových charakteristik

Metodologie testování je založena na testovacích postupech použitých při dříve provedených testovacích letech letounů. Testy letových charakteristik byly provedeny opakovaně dle předem připraveného letového plánu. Podmínky níže definované byly klíčové pro úspěšné provedení testovacích letů a získání dat s dostatečnou kvalitou k umožnění dalšího zpracování a tím pádem dosažení přesných výsledků

Volba testovacího prostoru

Testování bylo nutné provést v místě, kde nemůže dojít k bezprostřednímu ohrožení člověka, neočekávanému vniknutí do pozemní komunikace, železniční tratě nebo jiné dopravní infrastruktury, nárazu do budovy nebo rozvodu elektrické sítě, poškození vegetace chráněného území nebo kontaminaci stojatých nebo tekoucích vodních ploch. Ochranná pásma vzdušného prostoru musela být také respektována. Testovací prostor bylo vhodné určit tak, aby okolní terén netvořil interference pro datové přenosy a v případě využití pozemních radiových navigačních systémů, aby nedocházelo k odražení signálu a tím zkreslování přijatých dat. Rozměry je vhodné určit tak, aby dovolovali plné provedené jednotlivých manévřů a v případě že dojde k neočekávané situaci, jakou může být například ztráta spojení nebo selhání některého systému, nedošlo k opuštění testovacího polygonu. Webová aplikace AisView 3.7 (obrázek 12⁷) nabízí funkci zobrazení relevantních vzdušných prostor pro plánování letů bezpilotních letadel DronView.

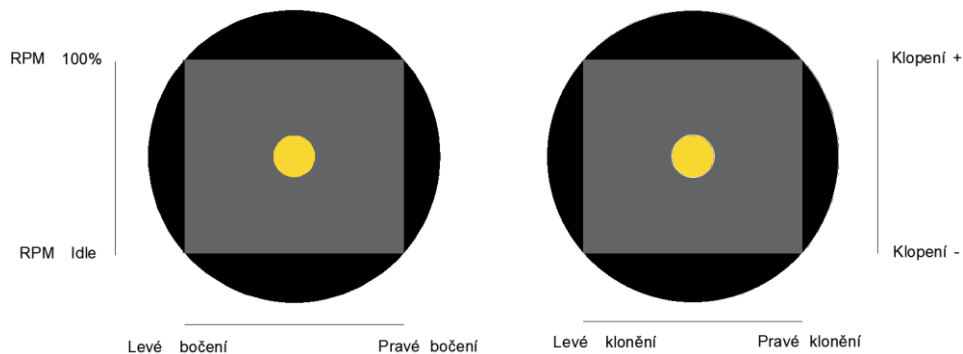


Obrázek 12 DronView 3.7 s funkcí plánování letů pro UAS

⁷ Převzato z: DronView [online]. [cit. 2020-08-02]. Dostupné z: <https://dronview.rlp.cz/>

Mapování pohybů joysticků rádia ovládání

Mapování vstupů do RC ovládání slouží ke znázornění úkonů pro dosažení příslušných manévrů. Pro účely testování bylo zvoleno mapování vyobrazené na obrázku 13. Žlutý joystick má vymezený pohyb v šedém rámečku. Levý joystick ovládá otáčky vrtulí na ose podélné, a na ose příčné ovládá zatáčení kvadrokoptéry. Pravý joystick zajišťuje na své podélné ose klopení a na své příčné ose klonění kvadrokoptéry. Toto rozložení funkcí na ovladači odpovídá Módu 2.



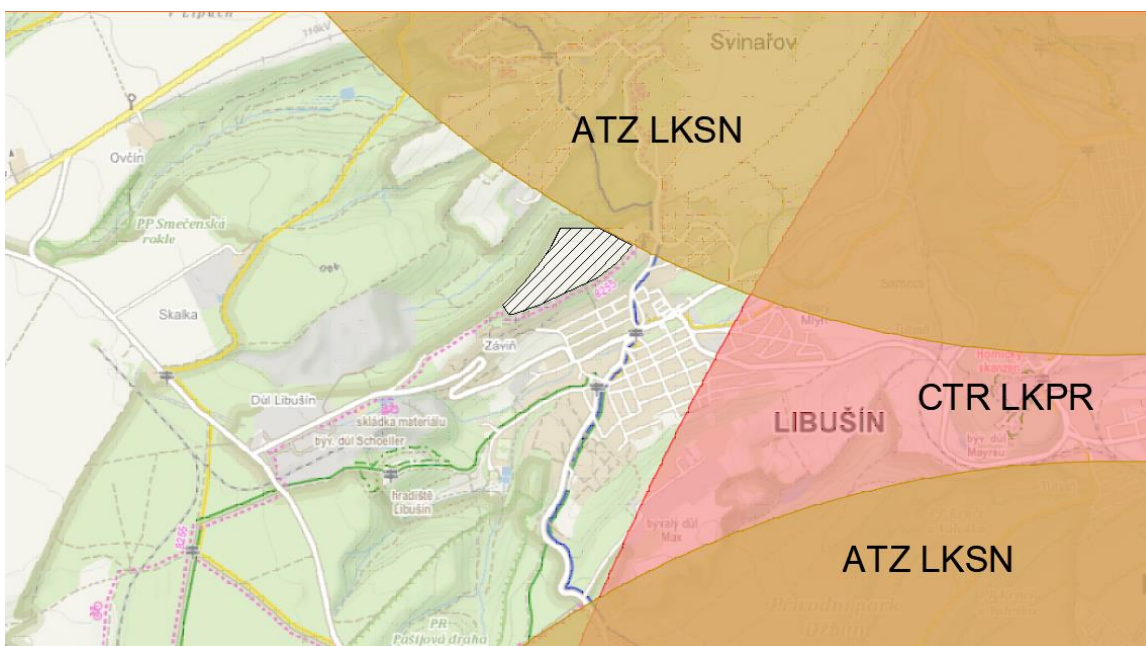
Obrázek 13 Mapování pohybů joysticků RC ovládání v módu 2

V případě Módu 1 ovladače nelze toto mapování použít, jelikož páčky plní jiné funkce ovládání. Otáčky vrtulí jsou v módu 1 ovládány na podélné ose páčky pravé, klonění je ovládáno na příčné ose pravé páčky. Levá páčka na své podélné ose ovládá klopení, a na své příčné ose ovládá zatáčení. (Keller, 2019)

6.1 Návrh experimentu

Prostor zvolený pro testování

Pro provedení letů byl zvolen prostor zemědělského pozemku u města Libušín ve středočeském kraji (vyšrafován na obrázku 14⁸). Tento prostor se nachází vně ATZ Slánského a Kladenského letiště, a CTR letiště Pražského. Není teda nutné získat povolení od místních provozovatelů pro uskutečnění testovacích letů. Plocha je rovná, zabírá přibližně 104 000 m², což poskytuje vzdálenému pilotovi stálý vizuální kontakt s bezpilotním letadlem, a dostatečný prostor pro vykonání potřebných manévrů. V blízkosti testovacího prostoru se nenachází žádná dopravní komunikace, a neprotíná jej elektrické vedení. Zástavba města Libušín se nachází v dostatečné vzdálenosti od zvoleného prostoru.



Obrázek 14 Zvolený testovací prostor

Průběh testování

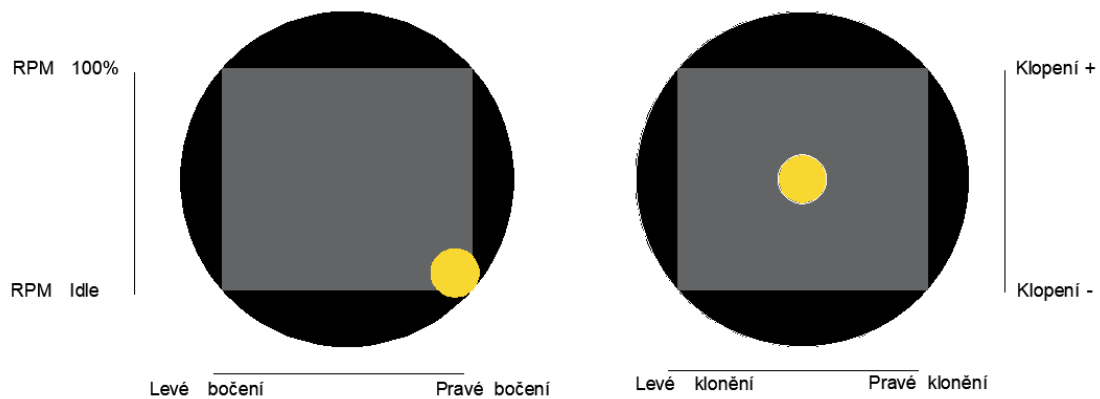
Bezpilotní letadlo IRIS+ 3DR bylo podrobena testům dvou základních letových charakteristik. Tyto charakteristiky přímo vychází z těch popsaných v nařízení komise EU 2019/945 pro kategorie C0-C4. Jedná se o maximální výšku nad bodem vzletu, do které je schopné bezpilotní letadlo vystoupat, a maximální horizontální rychlost které je bezpilotní letadlo schopné dosáhnout. Testovací lety samotné jsou naplánovány tak, aby sběr dat proběhl co nejefektivněji. Čas jednotlivých

⁸ Převzato z: *DronView* [online]. [cit. 2020-08-02]. Dostupné z: <https://dronview.rlp.cz/>

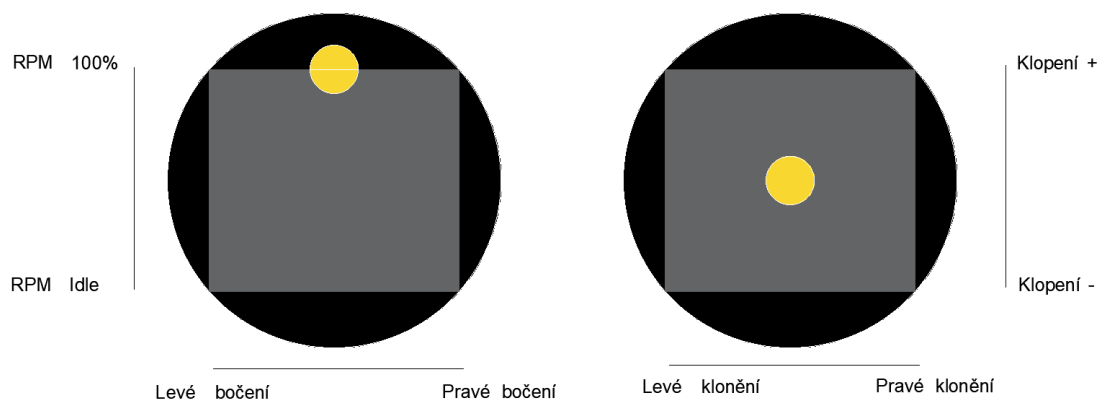
letů je omezen kapacitou baterií, které dovolují maximální dobu letu 12-15 minut. Každý let je vymezen pouze na jednu testovanou charakteristiku, aby zpracování dat bylo intuitivní a nebyla potřeba složitého rozdělování dat, která by jinak v každou fázi letu příslušela jiné testovací charakteristice.

Pro zjištění maximální dosažitelné výšky nad bodem vzletu je provedeno 5 letů, každý s opakováním 8-10 výstupu do maximální dosažitelné výšky. Celkově bylo provedeno 45 jednotlivých manévrů výstupu do nejvyšší dosažitelné výšky. Byly provedeny celkem 4 lety pro zjištění maximální horizontální rychlosti, každý s opakováním 10-11 horizontálních letů s dosažením maximální rychlosti. Před samotným letem jsou provedeny úkony, které ověří správné nastavení a bezpečný průběh testovacího letu. Kvadrokoptéra byla zkontrolována pro zjištění případného poškození a následně byla její baterie umístěna a připojena k letovému počítači. Kvadrokoptéra je umístěna v dostatečné vzdálenosti od polohy vzdáleného pilota, a ovladač je odjištěn (obrázek 15). Kvadrokoptéra je uvedena do stabilního visení a poté následují samotné testovací manévry. Manévr pro zjištění maximální dosažitelné výšky nad bodem vzletu je proveden při maximálních RPM v celém jeho průběhu. Toto nám dovolí zjištění dalších charakteristik mimo maximálního dostupu jako maximální rychlost vertikálního stoupání (obrázek 16).

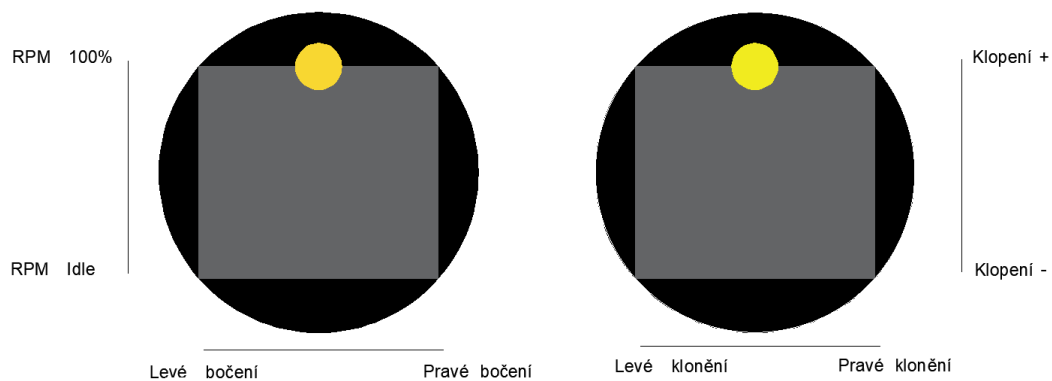
Kvadrokoptéra je přivedena do maximální horizontální rychlosti zadáním maximálních RPM a maximálního kladného klopení (obrázek 17). Po každém ukončeném manévru se kvadrokoptéra vrátí na pozici, ze které vzletěla díky return módu, které je možné zvolit přepínačem umístěným na RC ovládání. Kvadrokoptéra je specifická tím, že při maximálním dopředném letu při mapování dle obrázku 17 dojde i k nárustu výšky. Jsou tedy provedeny dva odlišné testy pro zjištění maximální horizontální rychlosti. První je proveden bez ohledu na změny výšky dle mapování RC ovládání na obrázku 18, druhý je proveden tak, aby k nárustu výšky nedocházelo. Mapování RC ovládání pro provedení tohoto testu je ilustrováno na obrázku 18.



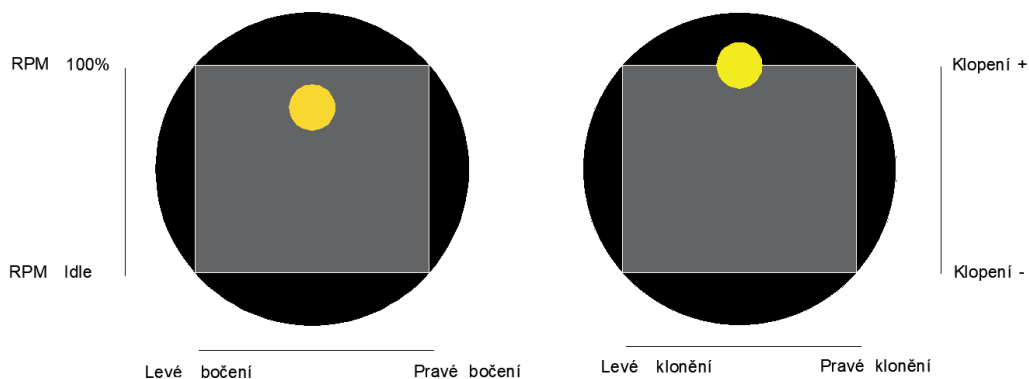
Obrázek 15 Mapování odjištění RC ovladače



Obrázek 16 Mapování RC ovladače pro maximální dostup AGL



Obrázek 17 Mapování RC ovladače pro maximální horizontální rychlost.



Obrázek 18 Mapování RC ovládní maximální dosažitelné horizontální rychlosti bez změny výšky

Mapování ilustrované na obrázkách 16, 17 a 18 odpovídá pohybům joysticků RC ovladače pouze při ideálních podmínkách, se kterými se však v případě outdoor testování nedá počítat. Vzdálený pilot musí po celou dobu testovanou kvadrokoptéru mít na dohled, a dle potřeby upravit polohy joysticků tak, aby kompenzoval vnější vlivy a dokázal pohotově reagovat na pohyby kvadrokoptéry.

7 Zpracování dat

Získaná data jsou rozřazena do 4 kategorií dle senzorů které je zaznamenávaly. Data z družicových navigačních systému byly zaznamenávány externím GPS modulem, který byl připojen na PX2, a GPS modulem integrovaným v externí senzorické jednotce INERTIA ProMove mini. Tyto data obsahují informace o zeměpisné šířce, zeměpisné délce, výšce nad hladinou moře a rychlosti vůči zemi. Data z akcelerometrů ve 3 osách jsou zaznamenávány jak externí senzorickou jednotkou, tak i samotnou řídicí jednotkou. Původním záměrem bylo letové charakteristiky založit na datech získaných z GPS modulů díky jejich přímým poskytováním dat o výšce a rychlosti. Jejich následným vzájemným porovnáním by byl vyvozen závěr o jejich spolehlivosti a přesnosti. Během jejich zpracování však vyšla najevo jejich nedostatečná spolehlivost a kvalita zaznamenaných dat. Chybovost dat získaných z těchto modulů byla taková, že nebylo možné na nich založit určení letových charakteristik testované kvadrokoptéry. Dalším problémem se ukázala spolehlivost samotného záznamu. Z celkových devíti provedených letů byly GPS modulem řídicí jednotky zaznamenány pouze čtyři, a GPS modulem externí senzorické jednotky bylo úspěšně zaznamenáno letů šest. Samotný záznam se ukázal problémový i pro externí senzorickou jednotku která úspěšně zaznamenala pouze pět letů. Řídicí jednotka jich zaznamenal šest. Výsledky letových charakteristik dopočítaných z dat akcelerometrů se ukázaly jako spolehlivější. Výsledky jednotlivých letů se tímto postupem od sebe nelišili v takové míře, aby nebylo možné určit maximální dosažitelnou výšku nad bodem vzletu a maximální dosažitelnou rychlost horizontálního letu. Z dat GPS senzorů to však možné určit nebylo.

7.1 Zpracování dat pro zjištění maximálního dostupu

Způsob dopočtu maximální dostupné výšky nad bodem vzletu z dat získaných externí senzorickou jednotkou spočívá v kumulativní lichoběžníkové numerické integraci akcelerací v ose z. Lichoběžníková integrace je aproximační metoda a spočívá ve vepsání lichoběžníků pod integrovanou křivku pro snazší výpočet. Tato integrace poskytuje průměrnou rychlost v dané ose. Při vynásobení této rychlosti časovým intervalem, obdržíme celkovou výšku, do které kvadrokoptéra vystoupala. (Kříž, 2017) Časový interval je vymezený od chvíle nejvyšší akcelerace až po chvíli, kdy je akcelerace záporná. Tomuto intervalu také odpovídá doba 100 % RPM na RC ovladači. Bod první záporné akcelerace vyznačuje počátek klesání kvadrokoptéry. Doba stoupání do maximální dosažitelné výšky nad bodem vzletu testované kvadrokoptéry se pohybuje mezi 19 s a 25 s.

Akcelerometry zaznamenávají s frekvencí 200 Hz což odpovídá rozmezí 3800 a 5000 záznamů pro jednotlivé manévry. Ke konkrétním výpočtům byl použit script programu Matlab na obrázku 19.

```
dt=size(az)
t=(1:1:dt)
magl=cumtrapzs(t,az)
```

Obrázek 19 Matlab skript k výpočtu dosažené výšky z dat akcelerace

GPS modul externí sensorické jednotky a GPS modul připojený na řídicí jednotku zaznamenávaly informace o nadmořské výšce zařízení. Jediné zpracování nutné bylo zjištění nadmořské výšky bodu vzletu. Odečtení této nadmořské výšky od nejvyšší dosažené nadmořské výšky je postačující pro zjištění maximální dosažitelné výšky nad bodem vzletu. Díky vysoké citlivosti a velké frekvenci snímání jsou však data zaznamenávána se značným šumem, a tedy výsledné hodnoty jsou do jisté míry aproximované.

Pro získání dat akcelerometrů řídicí jednotky PX existuje řada nástrojů, které dovolují buď pasivní zobrazení dat uživateli nebo data poskytují v podobě ve které je následně uživatel může sám dále zpracovávat. Postup zpracování těchto dat je shodný se zpracováním dat získaných externí sensorickou jednotkou. Online nástroj Flight Review poskytovaný společností PixHawk dovoluje uživateli pasivní přístup k informacím akcelerometrů, gyroskopům i případně externích modulů jako například modulů GPS. Nedovoluje však uživateli stažení dat za účelem dalšího zpracování. Data z řídicí jednotky jsou ukládána ve formátu .ulog, který je možné převést do formátu .csv například pomocí python balíčků. Jedním z python balíčků umožňující tuto konverzi je pyulog. Tento balíček však umožní převedení pouze pro některé zařízení PX, a je známá jeho nespolehlivost mezi komunitou které data z řídicích jednotky touto metodou získává. Mezi další python balíčky se řadí pyFlightAnalysis, FlightPlot PX4tools, MAVGCL nebo PlotJuggler. (DroneCode, 2020)

7.2 Zpracování dat pro zjištění maximální horizontální rychlosti

Výpočet maximální dosažitelné horizontální rychlosti z dat akcelerometru externí sensorické jednotky je proveden kumulativním součtem integrací zrychlení v jednotlivých bodech pro interval časově vymezený dobou maximálních RPM na RC ovládání. Časové intervaly, pro které byl výpočet proveden, se pohybovali v rozmezí 7 až 11 sekund. Tento způsob integrace nabídne při vykreslení získaných hodnot průběh rychlosti v čase. Integrace je prováděna ve stejné frekvenci, jako byly zaznamenávány data, tedy 200 Hz. Data získaná mají silný šum, který by v případě přímého výpočtu mohl znamenat zkreslení výsledků. Je tedy použit Savitzky-Golay filtr, který průběh zaznamenaných dat vyhladí. Tento filtr uhlazuje data prokládáním zvolených intervalů dat (ve skriptu zvolen 121) polynomy nižšího řádu (ve skriptu zvolen řádu čtvrtého). Jedná se o tak zvanou konvoluci. (Schafer, 2011) Matlab skript použit pro uhlazení vstupních dat a následný výpočet maximální dosažené horizontální rychlosti je zaznamenán na obrázku 20.

```
vyhlazenaakcelerace=sgolayfilt(x(:,1),4,121)
dt=0.005
dtvel=vyhlazenaakcelerace.*dt
vel=cumsum([dtvel])
```

Obrázek 20 Matlab skript vyhlazení dat z akcelerometru a následného výpočtu rychlosti kumulativní integrací

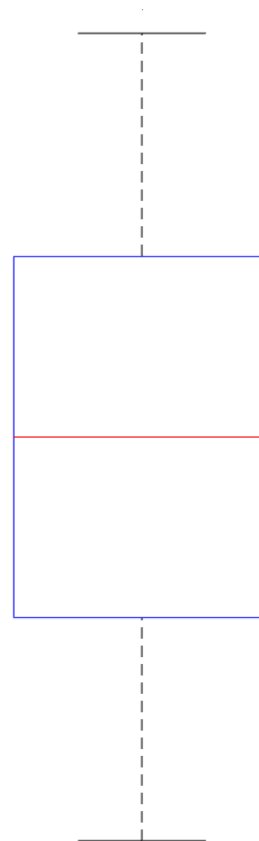
Podobně jako tomu bylo u dat o maximální dosažitelné výšce z GPS modulů, tak i u maximální horizontální rychlosti senzory zapisují přímo hodnoty rychlosti. Maximální rychlosti je tedy možné vyčíst přímo ze získaných dat bez dalších dopočtů. Jelikož jsou i tato data zaznamenávána o vysoké frekvenci setkáváme se u nich se značným šumem.

Stejně nástroje použité pro zpracování dat o maximální dosažitelné výšce z dat řídicí jednotky PX mohou být použity pro získání dat o maximální dosažitelné rychlosti. Následný dopočet je pak stejný jako u dat získaných z externí sensorické jednotky.

7.3 Krabicový diagram

V aplikované statistice se ke grafickému znázornění symetrie a rozptylu dat z jednoho statistického souboru využívá krabicový diagram. (obrázek 21) K tomuto znázornění slouží maximální a minimální hodnota, horní a spodní kvartil a medián. Jednotlivé hodnoty se také označují X_q , tedy jako procentní kvantil.

- Horní černé ohraničení označuje nejvyšší hodnotu (maximum) ze zadaného datového celku X_{100}
- Horní okraj modrého rámečku označuje horní kvartil zadaného datového celku X_{75}
- Červená čára označuje medián zadaného datového celku X_{50}
- Spodní okraj modrého rámečku označuje spodní kvartil zadaného datového celku X_{25}
- Spodní černé ohraničení označuje minimální hodnotu ze zadaného datového celku X_0



Obrázek 21 Ukázkový krabicový diagram

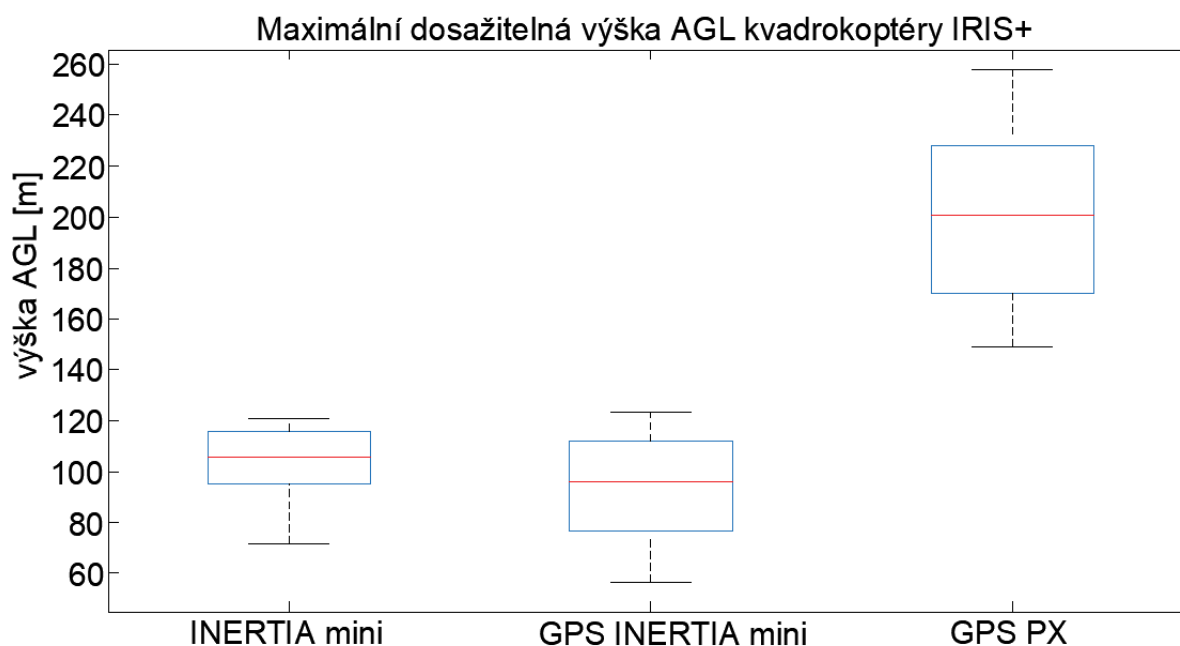
Pokud se některé hodnoty z datového celku výrazně odlišují a zkreslovali by tak grafické zobrazení krabicového diagramu, znázorňují se jako odlehle hodnoty samostatně až za hranicemi maximálních nebo minimálních hodnot. (Aplikovaná statistika, 2005; Galarnyk, 2018)

8 Výsledky

I přes velký počet vykonaných testovacích letů se nepodařilo získat dostatečné množství dat k určení letových charakteristik v takové kvalitě, aby odpovídaly opravdovým letovým charakteristikám testované kvadrokoptéry. Nízký počet dat byl způsoben nízkou spolehlivostí zvoleného sensorického vybavení, převážně tedy GPS externí sensorické jednotky a GPS modulu řídicí jednotky. Největším problémem je však nespolehlivost poskytování dat z řídicí jednotky k samostatnému zpracování.

Maximální dosažitelná výška nad bodem vzletu

Data maximálních dosažitelných výšek získaných z jednotlivých sensorických zařízení jsou vyobrazena na grafu 1.



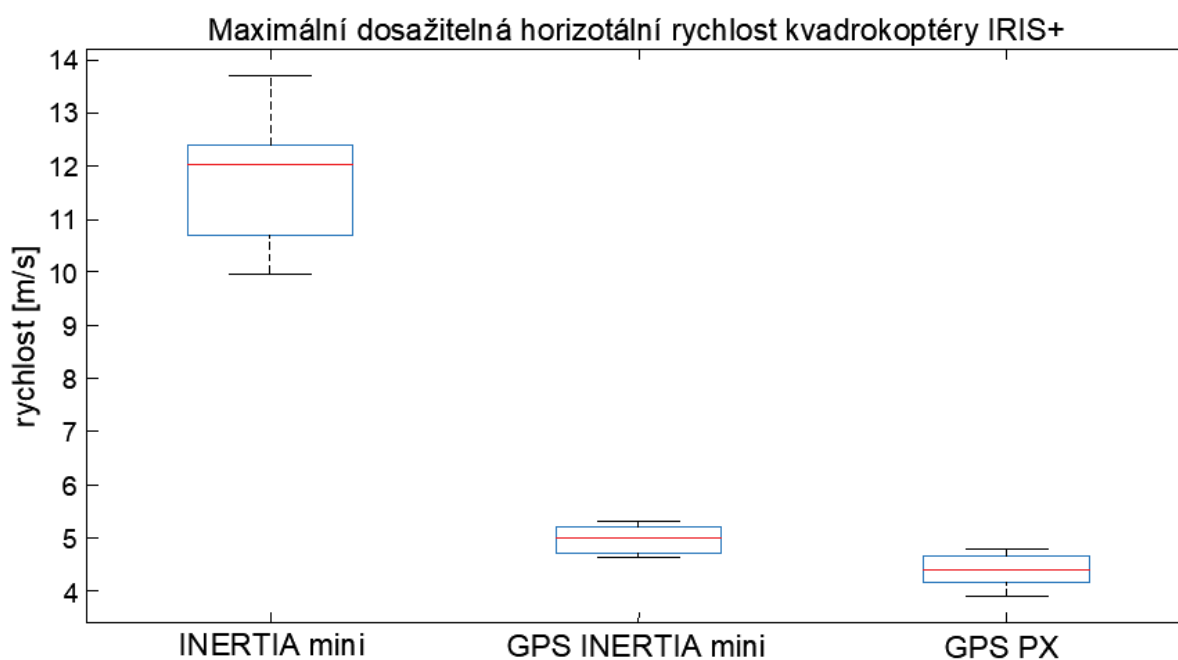
Graf 1 Maximální dosažitelná výška kvadrokoptéry IRIS+

Pro zjištění maximální dosažitelné výšky je úspěšně zpracováno celkem 16 záznamů o maximální výšce z externí sensorické jednotky, 12 záznamů z integrované GPS externí sensorické jednotky a 8 záznamů z GPS modulu řídicí jednotky. Rozptýl dat je zapříčiněn nepřesnostmi měření, nepřesnostmi při aproximacích pro provedení výpočtů nebo externími vlivy jako je například okolní atmosféra

a její teplota či poryvy větru. Nejmenší rozptyl dat je pozorován u dat získaných výpočtem dat z akcelerometru externí sensorické jednotky. Nejvyšší rozptyl je zaznamenán u datového celku z GPS modulu řídicí jednotky. Medián datového celku externí sensorické jednotky je 105.8 m, GPS externí sensorické jednotky je 95.9 m a GPS modulu řídicí jednotky je 200.5 m. Všechny

Maximální dosažitelná rychlost

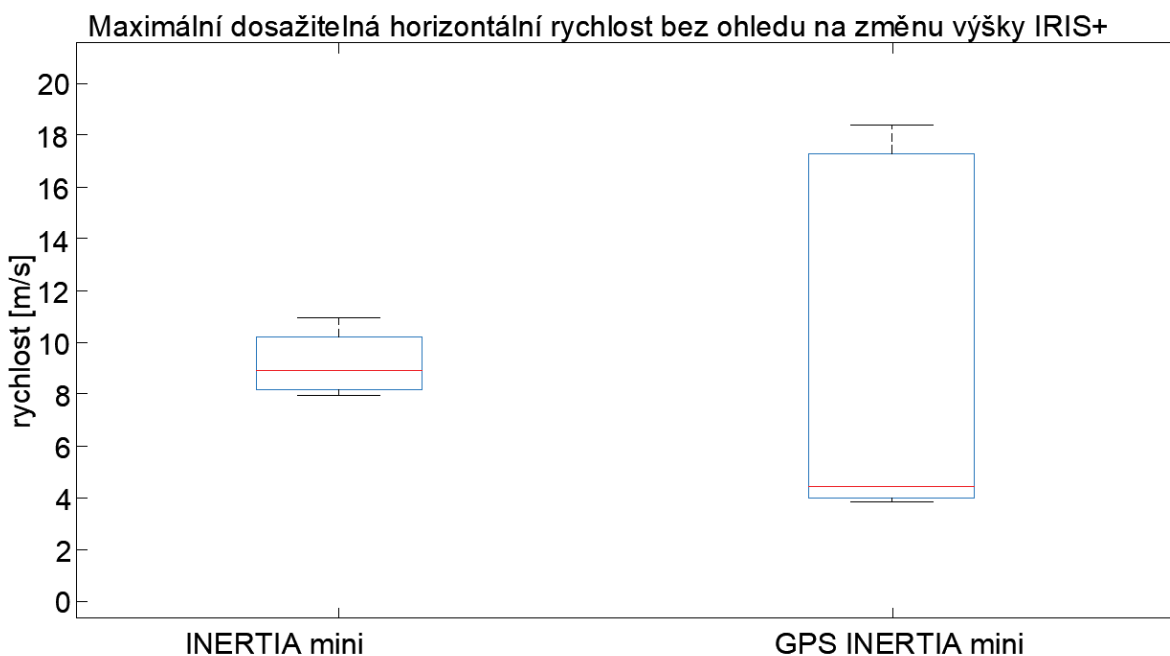
Maximální dosažitelná rychlost byla měřena při horizontálním letu bez ohledu na změnu výšky, a při horizontálním letu s držením stejné výšky nad bodem vzletu. Maximální rychlosti získané z jednotlivých sensorických zařízení při horizontálních letech bez změny výšky jsou vyobrazeny na grafu 2., a data získaná při letech s maximální horizontální rychlostí bez ohledu na změnu výšky jsou vyobrazeny na grafu 3.



Graf 2 Maximální dosažitelná horizontální rychlost kvadrokoptéry IRIS+

Celkem je úspěšně zpracováno 8 záznamů o maximální rychlost horizontálního letu z externí sensorické jednotky, 4 záznamy z GPS externí sensorické jednotky a 9 záznamů GPS modulu řídicí jednotky. Rozptyl dat je opět zapříčiněn proměnlivostí okolní atmosféry a podmínek mezi jednotlivými testovacími lety. Nejnižší rozptyl je zaznamenán u datového celku získaného z GPS

externí sensorické jednotky. Největší rozptyl dat je pozorován u dat z externí sensorické jednotky. Medián datového celku externí sensorické jednotky je 12.1 m/s, GPS externí sensorické jednotky je 5 m/s a GPS řídicí jednotky je 4.4 m/s.



Graf 3 Maximální dosažitelná horizontální rychlost bez ohledu na změnu výšky kvadrokoptéry IRIS+

Úspěšně jsou zpracovány 4 záznamy o maximální rychlosti bez ohledu na změnu výšky z externí sensorické jednotky, a 11 záznamů z GPS externí sensorické jednotky. Datový celek externí sensorické jednotky měl menší rozptyl a výrazně lepší symetrii než datový celek GPS modulu externí sensorické jednotky. Medián dat externí sensorické jednotky je 8.9 m/s, dat GPS externí sensorické jednotky pak 4.4 m/s.

Křivky letových charakteristik

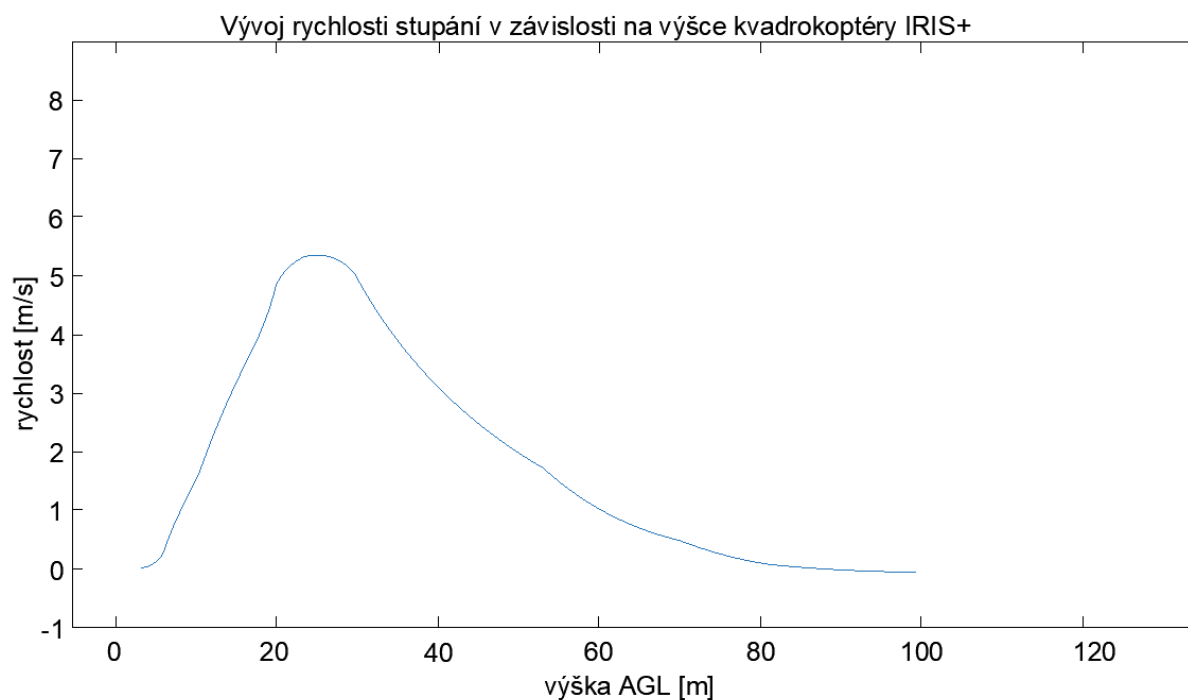
Ze získaných dat akcelerometrů je také možné zjistit výkonnostní charakteristiky testované kvadrokoptéry. Při vykreslení akcelerace v čase je znázorněna doba, za kterou kvadrokoptéra dosáhne své nejvyšší rychlosti (graf 4). Graf je vykreslený z dat jednoho manévru.



Graf 4 Vývoj rychlost v čase kvadrokoptéry IRIS+

Z grafu je možné vyčíst časový interval, ze který kvadrokoptéra dosáhne maximální rychlosti při maximálním zrychlení z nulové počáteční rychlosti. V případě letu znázorněném na grafu 4 je tato doba přibližně 5 vteřin. Po této době se rychlost kvadrokoptéry ustálí, při maximálních otáčkách vrtulí. Po dosažení maximální rychlosti můžeme pozorovat kolísání rychlosti, které je způsobené vnějšími vlivy jako poryvy větru,

Při vykreslení vertikální rychlosti a výšky, je možná vyčíst vztah rychlosti s ohledem na výšku, ve které se kvadrokoptéra nachází. (graf 5)



Graf 5 Vývoj rychlosti stoupání v závislosti na výšce kvadrokoptéry IRIS+

Diagram ilustruje rapidní zvýšení horizontální rychlosti kvadrokoptéry z visení do výšky přibližně 18 m nad bodem vzletu. Následně rychlost horizontálního letu postupně klesá až do výšky přibližně 100 m nad bodem vzletu, kde je při dosažení maximální výšky horizontální rychlost opět nulová. Tento diagram je vykreslen z dat pouze jednoho manévru, avšak průběh vývoje rychlosti stoupání s výškou by měl být odpovídající napříč všemi lety.

9 Diskuze

Z provedení vlastního testování se navrhovaná metodika osvědčila zejména ve věcech volby testovacího prostoru a postupech při zpracování získaných dat. Zvolený prostor dle podmínek stanovených v metodice splňoval všechny požadavky na bezpečnost. Postup při zpracování dat se odvíjí od kvality získaných dat. V případě přesných senzorů je otázka zpracování čistě statistická. Pokud však data nedosahují dostatečné kvality, je nutné provést přípravu dat k samotnému zpracování. Tato příprava je nejen časově náročná, ale i postupově komplikovaná.

Návrhy manévrů pro zjištění klíčových letových charakteristik VTOL UA uvedených v legislativě je vhodné dle mého názoru dále rozšířit. Maximální horizontální rychlost a maximální dostup z pohledu bezpečnosti jsou sice důležité, ale existuje řada dalších letových manévrů, které nejsou momentálně platnou ani plánovanou legislativou pokryty. Jedním z těchto manévrů může být přechod z maximální horizontální rychlosti do visení. Tento manévr je specifický pro VTOL UA a může být klíčový například při zamezení vlétnutí do zakázaných či omezených prostor. Dalším vhodným manévrem k testování je maximální dosažitelná rychlost kvadroptéry nejen v horizontálním letu, ale i při letu vzhůru či šikmo nahoru. Tyto rychlosti mohou být srovnatelné s maximální horizontální rychlostí, nebo ji mohou dokonce překonat. Toto je dáno tím, že při držení horizontálního letu kvadroptéry na maximu. V praxi by to znamenalo že by kvadroptéra, která splňuje podmínky kladené legislativou na maximální horizontální rychlost, mohla dosáhnout i rychlostí vyšších. Maximální dosažitelná výška při horizontálním letu je další charakteristika, která by byla vhodná k otestování. Díky specifické mechanice letu VTOL letadel by byla maximální dosažitelná výška při visení vyšší než při horizontálním letu. Nařízení komise v přenesené pravomoci EU 2019/945 o bezpilotních systémech pro kategorii C1 klade podmínky maximální hmotnosti 900 g, maximální horizontální rychlost 19 m/s a maximální přenesená kinetická energie 80 J. Znění legislativy však nesouhlasí s výpočtem kinetické energie z předložených informací o hmotnosti a rychlosti. Kinetická energie vyvinutá bezpilotním prostředkem o hmotnosti 900 g a rychlosti horizontálního letu 19 m/s přenesou při nárazu 162.45 J, což je více než dvojnásobek udávané hodnoty. Může se jednat o špatnou interpretaci a zákon je zamýšlen tak, že bezpilotní letadlo kategorie C1 musí splňovat alespoň dva ze zadaných tří parametrů. To však neznamená že pokud by toto nařízení bylo špatně pochopeno pře řešerši, nedošlo by k tomu samému i například pro vývojáře, jehož navržené bezpilotní letadlo by nespĺňovalo podmínky kladené pro danou kategorii.

Největší potíže nastali při získání dat. Zvolené senzorické vybavení nedosahovalo požadované přesnosti pro kvalitní záznam dat letových charakteristik. Z řídicí jednotky PixHawk i přes svou specializaci na bezpilotní letadla nebylo možné data získat v takovém formátu, aby je bylo nadále možné samostatně zpracovávat. Existují nástroje pro převedení dat z formátu ukládaném na paměť řídicí jednotky na formát, který je nadále možné zpracovávat. Ani jeden z těchto nástrojů však nedovolil v případě námi získaných dat formát převést. Online nástroj Flight Review poskytl vykreslení získaných dat alespoň pasivní formou, a bylo tak možné vyčíst data z GPS modulu. Samotný GPS modul však vykazoval data s velikou nepřesností. Není tedy možné na základě z něho získaných dat posuzovat letové charakteristiky testované kvadrokoptéry. Dalším problémem se ukazovalo samotné zapisování dat na interní paměť řídicí jednotky. Ze všech provedených letů se na zapisovač sice zapsali všechny, ale při nahrání na online nástroj Flight Review k jejich zpracování došlo u více než poloviny k chybě a nebylo možné data zpracovat. Data o výšce a rychlosti z integrovaného GPS modulu externí senzorické jednotky INERTIA ProMove mini také nedosahovali dostatečné přesnosti, a podobně jako u GPS modulu řídicí jednotky z více než poloviny provedených letů nebylo možné data vůbec získat. Data, která se získat podařilo, nedosahovali potřebné kvality a výsledky z nich není možné uvažovat při určení letových charakteristik testované kvadrokoptéry. Z provedených testů je tedy zřejmé, že ke sběru dat o výškách a rychlostech kvadrokoptér není vhodné využití GNSS technologie. Při dalším testování by bylo vhodné prověřit získání dat z GNSS za pomoci některého z augmentačních systému, jelikož data opravená o informaci z nich získanou by mohly dosahovat požadované kvality. Data získaná z akcelerometrů externí senzorické jednotky se ukázaly jako nejpřesnější, a tudíž nejvhodnější pro určení letových charakteristik testované kvadrokoptéry. Bylo sice nutné rychlosti a výšky dopočítat, avšak díky krátkým časovým intervalům, ve kterých byly jednotlivé testovací manévry provedeny nebyla výsledná chyba natolik velká, aby ovlivnila výsledky. Tyto výsledky navíc mezi sebou odpovídali napříč měřeními. Zápis a získání dat se ukázalo také mnohem spolehlivější než z ostatních zdrojů. Ze všech provedených letů bylo možné úspěšně získat data v takovém formátu který dovoľoval další zpracování. Inerční dopočet byl sice použitelný pro testování v krátkých intervalech, ale v případě testování charakteristik, které by vyžadovali delší provedení, inherentní chyba této metody by mohla zavinit zkreslení výsledků. Při dalších testovacích letech by bylo vhodné prověřit možnost využití barometru ke zjištění maximální dosažitelné výšky nad bodem vzletu, a ke zjištění maximální rychlosti bylo vhodné prověřit metodu porovnání statického a dynamického tlaku za pomoci natáčecí pitotovy trubice, nebo dopočtem chyby v závislosti na úhlu klonění.

Závěr

Bakalářská práce se zabývala problematikou testování bezpilotních letadel. Teoretická část práce se zaměřuje na popis a definici pojmů potřebných k vypracování práce, přiblížení principů mechaniky letu VTOL letadel a na rozbor právních norem a předpisů spravující provoz bezpilotních letadel. Dále jsou v teoretické části popsány mechaniky letu helikoptér a multikoptér, a jsou představeny předchozí výzkumy zaměřené na testování letadel. V závěru teoretické části je popsána testovaná kvadroptéra IRIS+ a je zvoleno a popsáno senzorické vybavení potřebné k získání potřebných dat.

Praktická část práce se zabývá návrhem metodiky testování bezpilotního letadla IRIS+ na základě poznatků získaných z vypracování části teoretické. Metodika zahrnuje výběr testovacího prostoru, návrh experimentu a průběhu samotných testovacích letů. Po provedení testovacích letů jsou získána data o polohách, rychlostech, výškách a akceleracích ze senzorických jednotek. Na základě těchto dat jsou určeny letové charakteristiky kvadroptéry IRIS+ a vykresleny křivky letových vlastností.

V závěrečné části práce je zhodnocena navržená metodika na základě průběhu vlastního testování. Zároveň jsou navrženy úpravy pro budoucí testování a okomentovány problémy které nastali v průběhu vlastního testování. Závěrečná část práce se navíc věnuje vlastnímu pohledu na problematiku testování letových charakteristik, a tedy konkrétně těch multikoptér.

Technologie bezpilotních systému je stále jedním z nejrychleji se rozvíjejícím oborem leteckého průmyslu. Díky tomuto vývoji budou stále objevovány nové možnosti využití bezpilotních letadel. Při jejich stále narůstajícím počtu je nutné zajistit bezpečnost provozu nejen mezi nimi, ale i mezi a pilotovanými letadly se kterými vzdušný prostor sdílejí. Bezpečnost by měla být vždy prioritou každého provozu a shoda účastníků s podmínkami na ně kladenými je nutné pro její zajištění.

Bibliografie

Amazon [online]. [cit. 2020-08-04]. Dostupné z: <https://www.amazon.com/Radiolink-Pixhawk-Controller-Quadcopter-Helicopter/dp/B07QPKR2FV>

BRAMLETTE, Richard B. a Ronald M. BARRETT-GONZALEZ, 2017. Design and Flight Testing of a Convertible Quadcopter for Maximum Flight Speed. *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting* [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, **55**, - [cit. 2020-08-02]. DOI: 10.2514/6.2017-0243. ISBN 978-1-62410-447-3. Dostupné z: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2017-0243>

COOK, M. V., 2013. *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control* [online]. 3rd ed. Waltham: Butterworth-Heinemann [cit. 2020-08-05]. ISBN 978-008-0982-427.

CORDA, Stephen, 2017. *Introduction to aerospace engineering with a flight test perspective*. Chichester: Wiley. Aerospace series (Wiley). ISBN 978-111-8953-365.

DroneCode, 2020. *Flight Log Analysis* [online]. [cit. 2020-08-04]. Dostupné z: <https://www.dronecode.org/>

GLINZ, Jan, 2012. *Létání při nízkých rychlostech*. Brno. Bakalářská práce. VUT v Brně. Vedoucí práce Róbert Šošovička.

GOPALAKRISHNAN, Eswarmurthi, 2017. *QUADCOPTER FLIGHT MECHANICS MODEL AND CONTROL ALGORITHMS*. Praha. Diplomová práce. Luleå University of Technology. Vedoucí práce Martin Hromčík.

INERTIA technology [online]. Enschede [cit. 2020-08-04]. Dostupné z: <https://inertia-technology.com/product/motion-capture-promove-mini/>

IRIS operational manual [online], 2014. 6. [cit. 2020-08-03]. Dostupné z: <https://uit.no/Content/532072/cache=20170109113104/User%20Manual%203DR%20IRIS.pdf>

KELLER, Ladislav, 2019. *Učební texty pro piloty UAS*. 3. Praha: Dronim.

KIMBERLIN, Ralph D., 2003. *Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft*. American Institute of Aeronautics & Astronautics. ISBN 9781563475641.

KOTIK, M. G., 1965. *Flight Testing of Aircraft*. Washington D.C.

KŘÍŽ, Zdeněk a Veronika ŠVANDOVÁ, 2017. *Numerická integrace*. Masarykova Univerzita.

LEE, Sukhan, Hyungsuck CHO, Kwang-Joon YOON a Jangmyung LEE, 2013. *Intelligent Autonomous Systems*. 12. Berlin: Springer. ISBN 978-3-642-33925-7.

NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (EU) 2018/1139: o společných pravidlech v oblasti civilního letectví a o zřízení Agentury Evropské unie pro bezpečnost letectví, kterým se mění nařízení (ES) č. 2111/2005, (ES) č. 1008/2008, (EU) č. 996/2010, (EU) č. 376/2014 a směrnice Evropského parlamentu a Rady 2014/30/EU a 2014/53/EU a kterým se zrušuje nařízení Evropského parlamentu a Rady (ES) č. 552/2004 a (ES) č. 216/2008 a nařízení Rady (EHS) č. 3922/91, 2018. In: . číslo 1139.

NAŘÍZENÍ KOMISE V PŘENESENÉ PRAVOMOCI (EU) 2019/945: o bezpilotních systémech a o provozovatelích bezpilotních systémů ze třetích zemí, 2019. In: . číslo 945.

PASCUAL, Marqués a Andrea DA RONCH, 2017. *Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control: Novel Concepts, Theory and Applications*. Wiley. ISBN 978-1-118-92868-4.

PROVÁDĚCÍ NAŘÍZENÍ KOMISE (EU) 2019/947: o pravidlech a postupech pro provoz bezpilotních letadel, 2019. In: . číslo 947.

RETGIEEN, R. a E. DERTIEN, 2018. *Sensors for Mechatronics*. 2. Amsterdam: Elsevier. ISBN 9780128138113.

ROBU .IN [online]. [cit. 2020-08-04]. Dostupné z: <https://robu.in/product/pixhawk-px4-autopilot-pix-2-4-8-32-bit-flight-controller/>

SCHAFER, Ronald W., 2011. What Is a Savitzky-Golay Filter?. *IEEE Signal Processing Magazine* [online]. IEEE, (28) [cit. 2020-08-05]. DOI: 10.1109/MSP.2011.941097. Dostupné z: https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/5888646?casa_token=PphPgtVkCyAAAAA:NMBIADJJr4bb3le_HRACjoDd-Zs_OoeygdYA7l473jYdMo1GBpsN1ACjyns4hH4Mu0fNgolh

SCHULZ, Maximilian, Robin RITZ a Raffaello D'ANDREA, 2015. *High-speed, steady flight with a quadcopter in a confined environment using a tether*. Hamburg: IEEE.

STEWART, W., 2016. Flight Testing of Helicopters. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*. (52). DOI: <https://doi.org/10.1017/S0001924000113284>.

SWATTON, P. J., 2011. *The principles of flight for pilots*. Chichester: Wiley. Aerospace series (Wiley). ISBN 978-047-0710-739.

TOOLEY, Mike a David WYATT, 2017. *Aircraft Communications and Navigation Systems*. 2nd. Abingdon: Routledge. ISBN 978-1138308596.

TORBEEK, E. a H. WITTENBERG, 2019. *Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes*. Dordrecht: Springer. ISBN 978-1-4020-8663-2.

Seznam obrázků

Obrázek 1 Typy multikoptér dle počtu pohonných jednotek a jejich rozložení.....	15
Obrázek 2 Základní rozdělení UA dle konstrukce.....	16
Obrázek 3 Klonění vrtulníku díky cyklickému řízení	18
Obrázek 4 Výkonnostní diagram jednorotorového vrtulníku	18
Obrázek 5 Typy vícerotorových vrtulníků	19
Obrázek 6 Mechanika letu kvadrokoptéry:.....	20
Obrázek 7 Obálky násobků.....	30
Obrázek 8 Části UA kvadrokoptéry.....	35
Obrázek 9 Radiolink M8N Mini SE100.....	36
Obrázek 10 PIXHAWK 2.4.8 řídicí jednotka	37
Obrázek 11 RC ovládání IRIS+ 3DR.....	38
Obrázek 12 DronView 3.7 s funkcí plánování letů pro UAS.....	39
Obrázek 13 Mapování pohybů joysticků RC ovládání v módu 2.....	40
Obrázek 14 Zvolený testovací prostor.....	41
Obrázek 15 Mapování odjištění RC ovladače.....	43
Obrázek 16 Mapování RC ovladače pro maximální dostup AGL.....	43
Obrázek 17 Mapování RC ovladače pro maximální horizontální rychlost.....	43
Obrázek 18 Mapování RC ovládání maximální dosažitelné horizontální rychlosti bez změny výšky.....	44
Obrázek 19 Matlab skript k výpočtu dosažené výšky z dat akcelerace	46
Obrázek 20 Matlab skript vyhlazení dat z akcelerometru a následného výpočtu rychlosti kumulativní integrací.....	47
Obrázek 21 Ukázkový krabicový diagram	48

Seznam Grafů

Graf 1 Maximální dosažitelná výška kvadrokoptéry IRIS+	49
Graf 2 Maximální dosažitelná horizontální rychlost kvadrokoptéry IRIS+	50
Graf 3 Maximální dosažitelná horizontální rychlost bez ohledu na změnu výšky kvadrokoptéry IRIS+	51
Graf 4 Vývoj rychlost v čase kvadrokoptéry IRIS+	52
Graf 5 Vývoj rychlosti stoupání v závislosti na výšce kvadrokoptéry IRIS+	53

Seznam Tabulek

Tabulka 1 Rozdělení UA dle nařízení komise v přenesené pravomoci (EU) 2019/945	25
--------------------------------------------------------------------------------------	----