



**FAKULTA  
DOPRAVNÍ  
ČVUT V PRAZE**

---

Ústav letecké dopravy

**Návrh systému pre dynamické sledovanie  
a vyhodnocovanie letových charakteristík  
bezpilotných prostriedkov**

DIZERTAČNÍ PRÁCE

Studijní program: Technika a technologie v dopravě a spojích

Studijní obor: Provoz a řízení letecké dopravy

Ing. Stanislav Kušmírek

---

Praha 2023



# Abstrakt

V oblasti bezpilotných letových prostriedkov je vývoj charakterizovaný rastúcou rôznorodosťou a špecifickosťou dizajnov drakov. Každý letový prostriedok tak môže mať odlišné letové vlastnosti a výkonnostné parametre, čo predstavuje výzvu pre vývojárov pri ich testovaní a budúcej certifikácii. Táto dizertačná práca sa zaoberá vývojom a implementáciou systému na sledovanie a vyhodnocovanie letových charakteristík quadrokoptér, ktorý poskytuje univerzálne riešenie pre rôzne typy multikoptér. Systém bol overený pri reálnych letových testoch z dát riadiacej jednotky autopilota Pixhawk, čím bola dosiahnutá jeho validácia. Súčasťou práce taktiež bolo vytvorenie simulovanej prevádzkovej obálky quadrokoptéry IRIS+ v robotickom simulátore Gazebo. Táto obálka, modelujúca rôzne hmotnosti a rýchlosti letu v závislosti na ťahu a uhlu nábehu pri horizontálnom lete, bola následne porovnaná s údajmi získanými počas reálnych letov. Výsledky z tejto simulácie preukázali možnosť využitia robotických simulátorov ako nástroja pre tvorbu prevádzkových obálok, čo otvára nové možnosti pre testovanie a optimalizáciu letových charakteristík bezpilotných prostriedkov. Taktiež bol využitý veterný tunel pre testovanie aerodynamických charakteristík quadrokoptéry. Celkové výsledky práce preukázali úspešnú validáciu meracieho systému a presnosť merania kritických letových parametrov, poskytujúc tak komplexný pohľad na dynamiku a výkonnosť testovanej quadrokoptéry.

**Kľúčové slová:** letectvo, bezpilotný letový prostriedok, quadrokoptéra, aerodynamika, robotická simulácia, letová charakteristika quadrokoptéry

# Abstract

In unmanned aerial vehicles, development is characterized by increasing diversity and specificity of construction designs. Each aerial vehicle can have distinct flight characteristics and performance parameters, posing a challenge for developers in testing and future certification. This dissertation focuses on developing and implementing a system for monitoring and evaluating the flight characteristics of quadcopters, providing a universal solution for various types of multicopters. The system was verified in real flight tests using data from the Pixhawk autopilot control unit, thus achieving its validation. Additionally, this work involved creating a simulated operational envelope for the IRIS+ quadcopter in the Gazebo robotic simulator. This envelope, modeling various weights and flight speeds depending on thrust and angle of attack during horizontal flight, was subsequently compared with data obtained from real flights. The results from this simulation demonstrated the potential use of robotic simulators as a tool for creating operational envelopes, opening new possibilities for testing and optimizing the flight characteristics of unmanned vehicles. A wind tunnel was also utilized to test the quadcopter's aerodynamic characteristics. Overall, the results of this work demonstrated successful validation of the measurement system and accuracy in measuring critical flight parameters, thus providing a comprehensive view of the dynamics and performance of the tested quadcopter.

**Keywords:** aviation, unmanned aerial vehicle, quadcopter, aerodynamics, robotic simulation, quadcopter flight characteristics

# Podakovanie

Na úvod by som rád vyjadril svoju najhlbšiu vďaku všetkým, ktorí mi pomohli a podporovali ma počas môjho štúdia a výskumu. Tento úspech by bez nich nebol možný.

Najprv by som chcel vyjadriť svoju vďaku mojej rodine. Mojej babke, ktorá mi pomáhala pri zbere dát na letisku (niekedy aj trosiek) a robila mi zápisky, zatiaľ čo som naháňal dron po oblohe. Môjmu otcovi, ktorý bol vždy pripravený pomôcť, keď som mal od pájkovania popálené prsty. Mojej mamke, ktorá ma udržiavala v sýtom stave za „hromadou kníh“ a vždy ma podporovala. A samozrejme toho času mojej snúbenici, ktorá s pochopením prijímala môj kreatívny chaos so súčiastkami a senzormi na kuchynskom stole. Miško, ďakujem aj Tebe.

Vďačnosť patrí aj kolegom a priateľom z Ústavu leteckej dopravy, najmä Dr. Lenke Hanákovej, doc. Lubošovi Sochovi, Ing. Karlovi Hylmarovi, Ing. Danielovi Urbanovi, Dr. Romanovi Matyášovi a Ing. Katke Stuchlíkovej, za ich neustálu podporu, pochopenie a cenné konzultácie. Veľká vďaka patrí aj vedúcemu ústavu, doc. Jakubovi Krausovi, za poskytnutie podmienok na realizáciu experimentov a za príležitosť absolvovať zahraničnú stáž.

Moje podakovanie ďalej smeruje aj do Spojených štátov profesorovi Josephovi Hornovi, Dr. Gengi Junyi a Dr. Payamovi Farajianimu za ich odborné vedenie v oblasti robotických simulácií, ako aj profesorovi Františkovi Markovi a jeho pani manželke, ktorí mi boli za oceánom ako druhá rodina.

Ďalej ďakujem kolegom z Ústavu teoretickej a aplikovanej mechaniky Akadémie vied Českej republiky, najmä Dr. Arseniimu Trushovi za pomoc pri testovaní vo veternom tuneli. Kamarátom Ing. Pavlovi Smoleňovi, Ing. Tomášovi Malichovi a Ing. Pavlovi Kováčovi ďakujem za ich pochopenie a pomoc pri riešení problémov spojených s Arduinom a jeho úžasnými knižnicami.

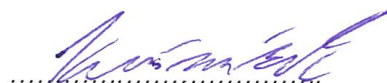
Nakoniec by som chcel osobitne vyjadriť svoju vďaku vedúcemu práce, doc. Vladovi Sochovi, za jeho mentoring, podporu, cenné konzultácie a nekončiace diskusie. Jeho neoceniteľná pomoc a vedenie boli kľúčové pre úspech tejto dizertačnej práce.

## Čestné prehlásenie

Vyhlasujem, že som disertačnú prácu s názvom „Návrh systému pre dynamické sledovanie a vyhodnocovanie letových charakteristík bezpilotných prostriedkov“ vypracoval samostatne a použil som k tomu úplný zoznam citácií a zdrojov, ktoré sú uvedené v zozname literatúry.

Nemám závažný dôvod proti využitiu tejto školskej práce v zmysle §60 Zákona č. 121/2000 Sb. o autorskom práve, právach súvisiacich s autorským právom a o zmene niektorých zákonov (autorský zákon).

V Prahe dňa 20. decembra 2023



*Podpis*

# Obsah

|   |            |
|---|------------|
| <b>Zoznam obrázkov</b>  | <b>ix</b>  |
| <b>Zoznam tabuliek</b>  | <b>xi</b>  |
| <b>Zoznam použitých skratiek</b>  | <b>xii</b> |
| <b>Úvod</b>   | <b>13</b>  |
| <b>1 Bezpilotné letové prostriedky</b>  | <b>15</b>  |
| 1.1 Riadenie a kontrola . . . . .   | 16         |
| 1.1.1 Pozemná riadiaca stanica . . . . .  | 16         |
| 1.1.2 Systémy diaľkového ovládania . . . . .  | 20         |
| 1.2 Legislatívne regulácie a nariadenia . . . . .   | 21         |
| 1.3 Klasifikácia UA . . . . .   | 24         |
| 1.4 Teória multikoptér . . . . .  | 24         |
| 1.5 Letové manévry a mechanika letu quadrokoptér . . . . .                                  | 28         |
| 1.5.1 Súradnicový systém quadrokoptéry . . . . .  | 29         |
| 1.5.2 Stúpanie, klesanie a vísenie . . . . .  | 29         |
| 1.5.3 Klonenie a klopanie . . . . .   | 30         |
| 1.5.4 Zatačanie . . . . .   | 32         |
| 1.6 Technické charakteristiky quadrokoptér . . . . .  | 33         |
| 1.6.1 Maximálna vzletová hmotnosť . . . . .   | 34         |
| 1.6.2 Aerodynamická odporová sila quadrokoptéry . . . . .                                   | 34         |
| 1.6.3 Aerodynamická vztlaková sila draka quadrokoptéry . . . . .                            | 35         |
| 1.6.4 Účinnosť propulzného systému . . . . .  | 36         |
| 1.6.5 Pomer ťahu k hmotnosti . . . . .  | 37         |
| 1.7 Letové charakteristiky quadrokoptér . . . . .   | 37         |
| 1.8 Súčasný stav testovania technických a letových charakteristík<br>quadrokoptér . . . . . | 41         |
| 1.9 Zhrnutie kapitoly . . . . .   | 43         |
| <b>2 Projekt práce</b>  | <b>45</b>  |
| <b>3 Metodika</b>   | <b>47</b>  |
| 3.1 Definovanie letového prostriedku a jeho technicko - výkonových<br>parametrov . . . . .  | 48         |
| 3.1.1 Charakteristika quadrokoptéry IRIS+ a autopilota Pixhawk                              | 48         |
| 3.1.2 Prierezová plocha quadrokoptéry . . . . .   | 50         |

|          |  |            |
|----------|--|------------|
| 3.1.3    | Výkonová charakteristika pohonnej jednotky . . . . .                   | 51         |
| 3.2      | Testovanie UA vo veternom tuneli . . . . .                             | 53         |
| 3.2.1    | Konfigurácia a parametre veterného tunela . . . . .                    | 55         |
| 3.2.2    | Experimentálny set . . . . .   | 55         |
| 3.3      | Metóda letového testovania pomocou 3D robotického simulátora . . . . . | 58         |
| 3.3.1    | Príprava simulačnej platformy . . . . .                                | 59         |
| 3.3.2    | Realizácia simulovaných letov . . . . .                                | 62         |
| 3.4      | Metóda testovania reálnych letov vo vonkajšom prostredí . . . . .      | 64         |
| 3.4.1    | Vývoj a aplikácia redundantného zariadenia DroneBox . . . . .          | 65         |
| 3.4.2    | Realizácia reálnych letov a záznam dát . . . . .                       | 74         |
| 3.5      | Zhrnutie kapitoly . . . . .  | 76         |
| <b>4</b> | <b>Výsledky</b>  | <b>77</b>  |
| 4.1      | Validácia zariadenia DroneBox . . . . .                                | 77         |
| 4.2      | Aerodynamické charakteristiky . . . . .                                | 86         |
| 4.3      | Prevádzková obálka . . . . .   | 87         |
| <b>5</b> | <b>Diskusia</b>  | <b>94</b>  |
|          | <b>Záver</b>   | <b>97</b>  |
|          | <b>Zoznam použitej literatúry</b>                                      | <b>99</b>  |
|          | <b>Prílohy</b>   | <b>105</b> |
| A        | Publikácia 1 . . . . .   | 106        |
| B        | Publikácia 2 . . . . .   | 112        |
| C        | Patentový spis . . . . .   | 120        |



# Zoznam obrázkov

|      |  |    |
|------|--|----|
| 1.1  | Schéma konceptu bezpilotného letového systému . . . . .  | 17 |
| 1.2  | Schématické znázornenie princípu fungovania páčkového rádiového diaľkového ovládača . . . . .                | 21 |
| 1.3  | Schémy quadrokoptér v konfiguráciách +, X a I/H . . . . .  | 26 |
| 1.4  | Schéma asymetrickej quadrokoptéry . . . . .  | 27 |
| 1.5  | Schémy koaxiálnych multikoptér v konfiguráciách Y6 a X8 . . . . .  | 28 |
| 1.6  | Súradnicový systém quadrokoptéry . . . . .   | 30 |
| 1.7  | Znázornenie točivých momentov a pôsobiacích síl pri visení, stúpaní a klesaní quadrokoptéry . . . . .        | 31 |
| 1.8  | Znázornenie točivých momentov a pôsobiacích síl pri klonení a klopení quadrokoptéry . . . . .                | 32 |
| 1.9  | Znázornenie točivých momentov a pôsobiacích síl pri zatáčaní quadrokoptéry . . . . .                         | 33 |
| 1.10 | Vplyv uhla klopenia quadrokoptéry na nárast projektovej plochy . . . . .                                     | 35 |
| 1.11 | Vplyv uhla klopenia na smer vztlakovej sily generovanej geometrickym tvarom quadrokoptéry . . . . .          | 36 |
| 1.12 | Schématické znázornenie metód testovania quadrokoptér . . . . .  | 41 |
| 3.1  | Quadrokoptéra 3DR IRIS+ . . . . .  | 49 |
| 3.2  | Zjednodušený model IRIS+ 3DR bez vrtúl pri premietaní siluety . . . . .                                      | 50 |
| 3.3  | Vplyv uhla náklonu na veľkosť prierezovej plochy quadrokoptéry . . . . .                                     | 51 |
| 3.4  | Závislosť ťahu vrtule na otáčkach motora . . . . .   | 54 |
| 3.5  | Horizontálny pôdorys klimatického veterného tunela a jeho jednotlivých častí . . . . .                       | 55 |
| 3.6  | Experimentálny set meraní vo veternom tuneli . . . . .   | 56 |
| 3.7  | Znázornenie orientácie osí silového senzoru Mini40 IP65/IP68 umiestneného na UA . . . . .                    | 57 |
| 3.8  | Príklad komunikácie medzi dvoma uzlami cez ROS Master . . . . .  | 60 |
| 3.9  | Architektúra integrácie ROS/Gazebo s autopilotom PX4 a GSC . . . . .   | 61 |
| 3.10 | Schéma manévrov simulovaného letu; zobrazenie letu v pozemnej riadiacej stanici a prostredí Gazebo . . . . . | 63 |
| 3.11 | Architektúra systémových a senzorových modulov prototypu I palubného záznamového zariadenia . . . . .        | 66 |
| 3.12 | Pripojenie prototypu I na vonkajší kryt quadrokoptéry DJI Phantom 3 Standard . . . . .                       | 67 |

|      |   |    |
|------|---|----|
| 3.13 | Architektúra systémových a senzorových modulov prototypu II palubného záznamového zariadenia . . . . .  | 70 |
| 3.14 | Zabudovanie prototypu II pod kryt quadrokoptéry DJI Phantom 3 Standard . . . . .  | 71 |
| 3.15 | Architektúra systémových a senzorových modulov konečného riešenia záznamového zariadenia . . . . .  | 73 |
| 3.16 | Schéma manévrov vykonávaných vo vonkajšom prostredí v rámci jedného letu . . . . .  | 75 |
| 4.1  | Validácia DroneBox zariadenia - parameter nadmorskej výšky . .  | 80 |
| 4.2  | Validácia DroneBox zariadenia - parameter atmosférického tlaku .  | 81 |
| 4.3  | Validácia DroneBox zariadenia - parameter teploty . . . . .   | 82 |
| 4.4  | Validácia DroneBox zariadenia - parameter uhlu náklonu . . . . .  | 83 |
| 4.5  | Porovnanie traťovej rýchlosti a indikovanej vzdušnej rýchlosti počas letu . . . . .   | 84 |
| 4.6  | Validácia DroneBox zariadenia - tachometrické parametre motorov   | 86 |
| 4.7  | Sily $F_x$ a $F_z$ pri statickom testovaní quadrokoptéry IRIS+ vo veternom tuneli . . . . .   | 87 |
| 4.8  | Identifikácia charakteristických úsekov letu podľa ustálenej rýchlosti so znázornením všetkých nájdených úsekov pomocou algoritmu určeného pre vyhľadávanie náhlych zmien v signále (A) a zobrazením výsledných, identifikovaných, úsekov letu (B). . . . . | 88 |
| 4.9  | Vizualizácia závislosti ťahu na nákolne a rýchlosti pre rôzne simulované hmotnosti . . . . .  | 89 |
| 4.10 | Vizualizácia výslednej obálky pre rýchlosť $<30 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ a hmotnosti v rozmedzí 90 až 1000 lb. . . . .  | 92 |

# Zoznam tabuliek

|     |   |    |
|-----|---|----|
| 1.1 | Klasifikácia bezpilotných letových prostriedkov na základe princípu generovania vztlakovej sily . . . . .   | 25 |
| 3.1 | Presnosť testovacieho stojanu RC Benchmark Series 1580 . . . . .  | 52 |
| 3.2 | Koeficienty ťahu ( $C_t$ ), výkonu ( $C_p$ ) a krútiaceho momentu vrtule ( $C_q$ ) 3D Robotics Solo 10"×4,5" závislé od otáčok a príkona pohonnej jednotky. . . . . | 53 |
| 3.3 | Diagnostika limitujúcich faktorov zariadenia DroneBox - prototyp I  | 69 |
| 3.4 | Diagnostika limitujúcich faktorov zariadenia Dronebox - prototyp II   | 72 |
| 4.1 | Výsledky fitovania ťahu a náklonu v závislosti na rýchlosti . . . . .   | 90 |

# Zoznam použitých skratiek

|         |  |
|---------|--|
| CFD     | Code of Federal Regulations  |
| CFR     | Výpočetná dynamika tekutín (Computational Fluid Dynamics)                                      |
| DSLAM   | Digitálna účastnícka linka prístupový multiplexor (Digital Subscriber Line Access Multiplexer) |
| EASA    | European Union Aviation Safety Agency  |
| ESC     | Ovládač motoru (Electronic Speed Controller)   |
| FAA     | Federal Aviation Administration  |
| FPV     | Z pohľadu prvej osoby (First Person View)  |
| GCS     | Pozemná riadiaca stanica (Ground Control Station)  |
| GPS     | Globálny lokalizačný systém (Global Positioning System)  |
| I2C     | Obojsmerné synchronne sériové periférne rozhranie (Inter-Integrated Circuit)                   |
| ICAO    | International Civil Aviation Organization  |
| IMU     | Inerciálna meracia jednotka (Inertial Measurement Unit)  |
| IP      | Protokol internetu (Internet Protocol)   |
| ISO     | International Organization for Standardization   |
| MAVLink | Komunikačný protokol malých bezpilotných letových prostriedkov (Micro Air Vehicle Link)        |
| PID     | Proporcionální, integrační a derivační (Proportional, Integral and Derivative)                 |
| PWM     | Modulácia šírky impulzov (Pulse width modulation)  |
| PX4     | Pixhawk 2.4.8  |
| RC      | Diaľkové ovládanie (Remote Control)  |
| ROS     | Robot Operating System   |
| RPA     | Diaľkovo riadené lietadlo (Remotely Piloted Aircraft)  |
| RTCA    | Radio Technical Commission for Aeronautics   |
| SITL    | Softvér v slučke (software in the loop)  |
| UA      | Bezpilotný letový prostriedok (Unmanned Aerial Vehicle)  |
| UAS     | Bezpilotný letový systém (Unmanned Aircraft System)  |
| VTOL    | Vertikálny vzlet a pristanie (Vertical Take-off and Landing)                                   |

# Úvod

V súčasnej ére rapidného technologického pokroku získavajú malé bezpilotné lietadlá s pevným krídlom, ako aj tie so schopnosťou vertikálneho vzletu a pristátia, stále väčší význam v civilnom sektore. Tento nárast popularity je dôsledkom možnosti ich rozmanitého využitia v rôznych oblastiach ľudskej činnosti, ako sú napríklad monitorovanie životného prostredia, v poľnohospodárskej činnosti, záchranných operáciách v prípade prírodných katastrof a pod. Každý typ prostriedku je optimalizovaný pre špecifické aplikácie, čo odzrkadľuje flexibilitu a adaptabilitu týchto systémov ako aj ich variabilitu v konštrukcii. Investície do vývoja a infraštruktúry jasne poukazujú na dôveru trhu v potenciál bezpilotných systémov, čím prirodzene vzrastajú požiadavky na ich spoľahlivosť a bezpečnosť.

Legislatívne regulácie krajín a snaha o vytvorenie medzinárodných štandardov pre bezpilotné prostriedky reagujú na požiadavky komerčnej sféry a zároveň sa usilujú zabezpečiť ochranu civilného obyvateľstva. Tieto opatrenia sú taktiež nevyhnutné pre bezpečnú integráciu bezpilotných systémov do spoločného vzdušného priestoru. Súčasné klasifikačné prístupy, založené najmä na hmotnosti a kinetickej energii prostriedku pri náraze, však nedostatočne charakterizujú prostriedky z hľadiska ich letových vlastností a schopností. Táto jednostranná kvalifikácia môže viesť k obmedzeniam, ktoré neodrážajú skutočný potenciál a bezpečnostné riziká týchto systémov. Výzva budúcnosti teda spočíva nielen v nastavení štandardov, ale aj v zabezpečení ich kompatibility z globálneho hľadiska trhu. Tento proces integrácie a certifikácie bude predstavovať komplexný prístup, ktorý so sebou prinesie ďalšie problémy a výzvy pre vývojárov a výrobcov.

Tradičné metódy statického alebo dynamického testovania, ako sú testy vo veternom tuneli alebo CFD simulácie, ponúkajú celostný pohľad na aerodynamické vlastnosti a výkon pohonných jednotiek bezpilotných prostriedkov. CFD simulácie sú výhodné v počiatočných fázach vývoja kvôli ich rýchlosti a cenovej dostupnosti, ale môžu byť limitované presne nasimulovať reálne letové podmienky. Veterné tunely a reálne letové testy, hoci ponúkajú dôležité informácie v neskorších fázach vývoja, sú často obmedzené svojou veľkosťou a náročnosťou na prevádzku. V kontexte malých bezpilotných prostriedkov sa preto otvára možnosť pre vývoj nového nástroja, ktorý by umožnil efektívnejšie a rýchlejšie holistické testovanie letových a výkonových charakteristík. Tento nový prístup by mohol vyplniť medzeru medzi teoretickými modelmi uvádzanými do praxe a samotnými praktickými testami,

znižujúc pritom finančné a časové nároky spojené s využívaním tradičných metód v tejto oblasti.

V súvislosti s uvedenými výzvami a potrebami sa táto dizertačná práca zameriava na vytvorenie inovatívneho meracieho systému letových parametrov bezpilotných prostriedkov. Tento systém je navrhnutý tak, aby bol aplikovateľný na rôzne typy multikoptér, nezávisle na ich riadiacich jednotkách. Jeho schopnosť zaznamenávať dáta pri reálnych letoch umožňuje podrobné vyhodnocovanie letových a výkonových charakteristík testovaných prostriedkov. Práca spája teoretické poznatky s praktickými aplikáciami, zahrnujúc overenie navrhnutého meracieho systému prostredníctvom letových dát z riadiacej jednotky, porovnania reálnych letov s letovými simuláciami v robotickom simulačnom prostredí a meraním vo veternom tuneli, čím sa snaží poskytnúť komplexný pohľad na dynamiku letu letového prostriedku.

# 1. Bezpilotné letové prostriedky

Bezpilotné letové prostriedky spôsobili za posledných desať rokov revolúciu v leteckom priemysle. Napriek ich viac ako storočnej histórii od podoby vojenských modifikácií bezpilotných balónov naplnených výbušnami, sa produktom svojej doby stali až s nástupom technologického pokroku v oblasti senzorov a čipov, elektrických pohonných jednotiek a materiálov (Valavanis & Vachtsevanos, 2015). Z historického a ekonomického hľadiska je v súčasnom období možné zaznamenať najväčší progres v oblasti bezpilotných prostriedkov. Tie nachádzajú svoje uplatnenie v rôznych oblastiach ako napr. v logistike, diaľkovom prieskume, poľnohospodárstve, stavebníctve či krízovom manažmente. Podľa správy agentúry Market Reports World (2022) sa odhaduje, že veľkosť globálneho trhu, iba pri doprave a logistike s využitím bezpilotných letových prostriedkov, dosiahlo v roku 2021 hodnotu 14,81 miliardy amerických dolárov, pričom očakávaná zložená ročná miera rastu v období 2022 - 2028 bude na úrovni 18,4 % ročne. Ešte výraznejší nárast celkovej hodnoty trhu dopravy a logistiky prináša technológia 5G sietí a backhaul konektivity (prepojenia medzi DSLAM a IP poskytovateľa) (Shi et al., 2021). Vykonané investície do infraštruktúry hovoria o dôvere komerčných podnikov v technológiu bezpilotných systémov, ktorými bezpilotné letové prostriedky nesporne sú.

Termín bezpilotný letový prostriedok, označovaný tiež ako UAV alebo podľa nariadenia FAA (Federal Aviation Administration) 14 CFR časť 89 len UA (z ang. Unmanned Aerial Vehicle) je lietadlo, ktoré lieta bez ľudského pilota na palube. Lietadlo s označením UAV/UA je minimálne poloautonómne, čo znamená, že lietadlo funguje pomocou senzorov, pozemného riadiaceho systému a špecifického programovacieho softvéru. Regulačné orgány ako ICAO (International Civil Aviation Organization) alebo EASA (European Union Aviation Safety Agency) špecifikujú rôzne typy bezpilotných lietadiel na základe ich schopností na základe čoho stanovujú, ktoré UA môžu byť integrované do letovej prevádzky a tými, ktoré nemôžu byť integrované do letovej prevádzky a musia byť vo vzdušnom priestore umiestnené mimo prevádzku iných lietadiel. Bepilotné lietadlá, ktoré môžu byť integrované do letovej prevádzky vo vzdušnom priestore sa označujú termínom diaľkovo riadené lietadlá (z ang. Remotely Piloted Aircraft – RPA). Bepilotné lietadlá sú súčasťou väčšieho systému známeho ako systém bezpilotných lietadiel (z ang. Unmanned Aircraft System - UAS) (Jenkins, 2018) . Kompletný UAS pozostáva z:

- pozemnej riadiacej stanice (ang. Ground Control Station - GCS) slúžiacej ako riadiace centrum operácie a rozhrania človek-stroj;

- systému komunikácie medzi GCS, ktorý prenáša riadiace vstupy do lietadla a vracia užitočné údaje z lietadla do GCS;
- UA prostriedku prepravujúce užitočné zariadenie rôzneho typu;
- podporného vybavenia pre údržbu a prepravu.

Systém riadenia UA prostriedkov je definovaný dvoma hlavnými prístupmi; buď zo zeme diaľkovo - riadiacim operátorom – „pilotom“, alebo schopnosťou UA vykonávať autonómny let podľa vopred definovaného letového plánu s možnosťou korekcie riadenia alebo úpravy letového plánu operátorom prostredníctvom počítača s riadiacou jednotkou (autopilota) umiestneného na palube lietadla (Jenkins, 2018).

Preto by sa bezpilotné letové prostriedky nemali zamieňať za modely lietadiel či „drony“. Model lietadla na diaľkové ovládanie alebo rádiové ovládanie (RC) je lietadlo, bez ohľadu na veľkosť, ktoré nie je vybavené zariadením, umožňujúcim automatický let na zvolené miesto. Takýto model RC lietadla je riadený výlučne osobou mimo tohto lietadla prostredníctvom niektorých z prostriedkov bezdrôtovej komunikácie. Rádiom riadené modely lietadla nie sú schopné autonómneho letu, ale sú dôležité pri pochopení ich prevádzky, pretože v prípade malých civilných bezpilotných lietadiel a ich prevádzke sa používa veľa konvencií a zhodných komponentov (Jenkins, 2018).

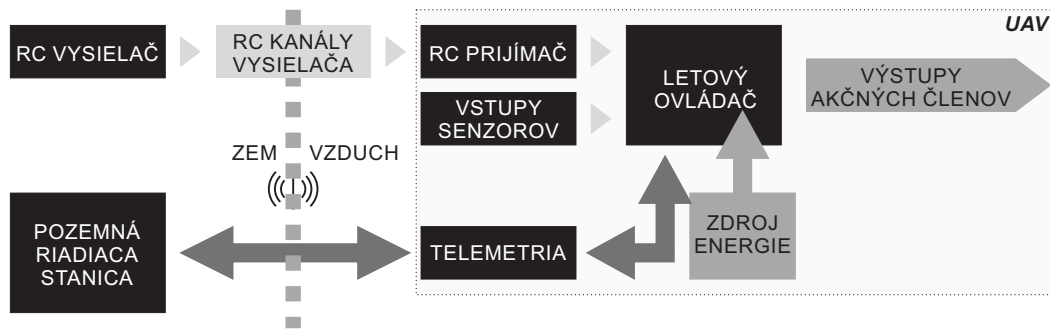
## 1.1 Riadenie a kontrola

Z technického hľadiska UAS obsahuje množstvo prvkov a podsystémov, z ktorých UA je iba jedným z nich. Technická funkčná štruktúra je znázornená na obr. 1.1. Dôležité je vnímať každý podsystém UAS ako integrálnu súčasť tohto systému. Žiadny podsystém nie je dôležitejší ako iný, hoci niektoré, zvyčajne lietadlá, majú väčší vplyv na návrh ostatných podsystémov v systéme ako iné; to platí najmä pri užitočnom zariadení či komunikácií. Prvky pozemného riadiaceho systému zahŕňajú zariadenia rozhrania, resp. konzolu riadenia letu UA; telemetrický transeviera (kombinovaný vysielač a prijímač), riadenie užitočného zariadenia a zdroj energie (Jenkins, 2018).

### 1.1.1 Pozemná riadiaca stanica

Pozemná riadiaca stanica (GCS) umožňuje kombináciou hardvérových a softvérových komponentov monitorovanie a riadenie jednotlivých systémov UAS, diaľkové ovládanie UA, prijímanie a spracovávanie navigačných dát,





Obr. 1.1: Schéma konceptu bezpilotného letového systému s podsystemami pozemnej riadiacej stanice, vysielaca a bezpilotného letového prostriedku (UAV).

komunikáciu s palubným autopilotom či podporu pri plánovaní letov. Hlavné funkcie pozemnej stanice sú plánovanie misií, pozorovanie a pilotovanie. GCS zvyčajne obsahuje množstvo podsystemov potrebných na dosiahnutie celkovej funkcie systému pričom pri jej navrhovaní musia byť všetky podsystemy integrované do jedného celku v závislosti od typu (civilné verzus vojenské) a aplikácie (napr. prieskum neznámej oblasti, monitorovanie perimetra) UAS. GCS dosahuje rozmerov od malého ručného diaľkového ovládača, cez jednoduchý prenosný počítač, mobilné nákladné vozidlo až po komplexné pevné velitelské centrálné stanice. Počet obsluhujúceho personálu a používanej komunikačnej linky obdobne závisí od aplikácie a stupňa sofistikovanosti systému. Keď je potrebný iba jeden operátor (napr. ako v prípade civilnej multikoptéry) je veľká pravdepodobnosť, že GCS má podobu prenosného ovládača s obrazovkou, ktorá umožňuje obsluhu priamo z rúk operátora (Quan, 2017; Jenkins, 2018).

### Konzola riadenia letu

Pre dosiahnutie vysokej reakčnej rýchlosti a presnosti operátora pri čo najmenšom kognitívnom zaťažení je vyžadované vytvorenie efektívneho podsystemu riadiaceho rozhrania. Skrátenie reakčnej doby operátora sa dosahuje napríklad integrovaním dotykových obrazoviek do konzoly riadiaceho rozhrania. Vojenské GCS systémy, pevne inštalované vo velitelských centrách alebo na vozidlách, používajú podsystem rozhrania podobný virtuálnemu kokpitu. Pilot alebo operátor senzorov sedí pred niekoľkými obrazovkami zobrazujúcimi pohľad z UA, mapu a letové dáta. Ovládanie prebieha prostredníctvom bežného joysticku a plynú v závislosti na type vozidla, prípadne koncept „Hands on Throttle and Stick“. Menšie prenosné GCS môžu UA ovládať rozšírením tradičného vysielateľa „twin-stick“, ktorý sa používa pre rádiom riadené modely lietadiel. Vo väčšine týchto prípadov je prepojujúcim

zariadením laptop, tablet alebo mobilné zariadenie s príslušným softvérom na riadenie misií (Batkiewicz et al., 2006; Quan, 2017).

Softvérové rozhranie konzoly riadenia ako časti GCS je priamo závislé na hardvéru, operačnom prostredí a profile misií. Funkcia softvéru je dvojaká; prezentovať telemetrické údaje prichádzajúce z lietadla operátorovi a umožniť mu posielat príkazy do vozidla. Sekundárny účel softvéru je umožniť technickej podpore prístup ku konfigurácii a technickým údajom nutným k údržbe lietadla (napr. prístup k systémovým chybám, odstraňovanie zdrojov vibrácií a pod.) (Quan, 2017). Ak je v GCS viac ako jeden ľudský operátor, úlohy každého operátora musia byť jasne softvérovo definované.

Rozhrania s otvoreným zdrojom orientované pre cenovo dostupné UAS vznikajú kooperáciou viacerých výrobcov. Ich cieľom je vytvoriť softvér so štandardnými softvérovými modulmi na riadenie celej škály bezpilotných lietadiel. Najznámejšími softvérmi sú QGroundControl alebo Ardupilot Mission Planner, s kompatibilnými letovými ovládačmi typu PixHawk alebo Ardupilot. Komerčným náprotivkom týchto softvérov sú programy DJI Fly alebo DJI GO, podporujúce výhradne letové ovládače skupiny DJI (Coombes et al., 2018).

### **Telemetrický transceiver**

Telemetrický transceiver, hardvérovo pozostávajúci z antény, vysielača, prijímača, modulátorov a jednotky spracovania údajov, využíva kombináciu uplink a downlink komunikácie na odosielanie a prijímanie údajov medzi UA a GCS. Komunikačné spojenie uplink sa zvyčajne používa na odosielanie príkazov a inštrukcií z GCS do UA. V praxi uplink GCS komunikácia spočíva v posielaní konvertovaného pilotného príkazu v podobe signálu do UA. Uplink komunikačné spojenie pracuje vo vyššom frekvenčnom pásme a má vyšší relatívny výstupný výkon ako downlink komunikácia. Dôvod vyššej energetickej potreby vychádza z požiadavky vysielača prekonať akékoľvek rušenie z prostredia alebo iných rádiových signálov a zabezpečiť udržanie spoľahlivého komunikačného spojenia s operátorom. Downlink komunikačné spojenie z UA do GCS pracujúce na nižšom frekvenčnom pásme, pričom sa používa na prenos telemetrických dát ako napr. informácií o GPS polohe UA, jeho nadmorskej výške, či úrovni kapacity batérií. Špecifický frekvenčný rozsah uplink a downlink komunikácie sa líši v závislosti od špecifických požiadaviek misie UAS, použitého vybavenia a regulačných požiadaviek v oblasti prevádzky (Shi et al., 2020). Výstupný výkon telemetrického transceiveru ďalej závisí aj od špecifických požiadaviek misie UAS. V prípade priamej viditeľnosti line-of-sight je palubné telemetrické dátové spojenie nadviazané cez telemetrickú anténu formou rádiového spojenia. Ďalšie eventuálne formy vytvorenia spojenia sú buď cez internetové pripojenie

pomocou mobilných siete alebo prostredníctvom satelitov (Sahingoz, 2013; Skinnemoen, 2014). Ak UA stratí všetky možné dátové spojenia tak systém podľa predprogramovaných algoritmov prechádza do autonómneho letového módu, kedy sa prostriedok nezávisle vracia na pozemnú základňu.

Softvérové ovládače telemetrického transceiver podsystemu vytvárajú špecifické rozhranie na ovládanie a správu UA – GCS, pričom primárne umožňujú vznik ich vzájomného dátového spojenia. Štandardný komunikačný protokol na odosielanie správ v rámci dátovej komunikácie používaný v oblasti UA prostriedkov je protokol MAVLink. MAVLink je binárny telemetrický protokol navrhnutý pre systémy s obmedzenými zdrojmi a linky s obmedzenou šírkou pásma. Protokol podporuje širokú škálu typov údajov vrátane telemetrických údajov zo senzorov, informácií GPS, či správ o stave UA a vykonaných príkazoch. MAVLink sa tiež používa na odosielanie a prijímanie aktualizácií firmvéru a iných typov údajov medzi palubným letovým ovládačom UA a GCS (Allouch et al., 2019).

### **Rozhranie užitočného zaťaženia**

Podsystem riadiaceho rozhrania externého užitočného zaťaženia (napr. FPV kamera alebo zbraňový systém) je zabezpečený pomocou systému, ktorý je buď integrovanou súčasťou systému riadenia letu UA, alebo pomocou samostatného modulu. Za systémom integrovaného riadenia letu a zároveň riadenia užitočného zaťaženia je výpočtovo náročný ovládací algoritmus, pri ktorom sa riadia dve sady súradnicových osí (osí lietadla a osí užitočného zaťaženia) nezávisle na sebe. Systém samostatného modulu je si možné predstaviť ako izolovaný riadiaci proces externého zariadenia (kamery resp. gimbalu na ktorom je kamera pripevnená). Riadenie prebieha len na úrovni užitočného zaťaženia bez ohľadu na celkový systém riadenia letu (Jenkins, 2018).

Komunikačná architektúra užitočného zaťaženia je nezávislá od komunikačných spojení používaných na riadenie UA. Rovnako ako pri komunikácii medzi UA a GCS tak aj v komunikácii medzi užitočným zaťažením a GCS je nutné výstupy zo senzorov užitočného zaťaženia najprv spracovať a následne komunikačným spojením (downlink) odoslať (Shi et al., 2020). Každý typ senzoru, resp. užitočného zaťaženia, bude vyžadovať individuálne množstvo rádiových pásiem a rýchlosti prenosu dát či správ. Za účelom zníženia zaťaženia komunikačného systému signálom je preto potrebné, aby sa na úrovni UA vykonávalo len toľko procesov spracovania dát koľko je nevyhnutné.

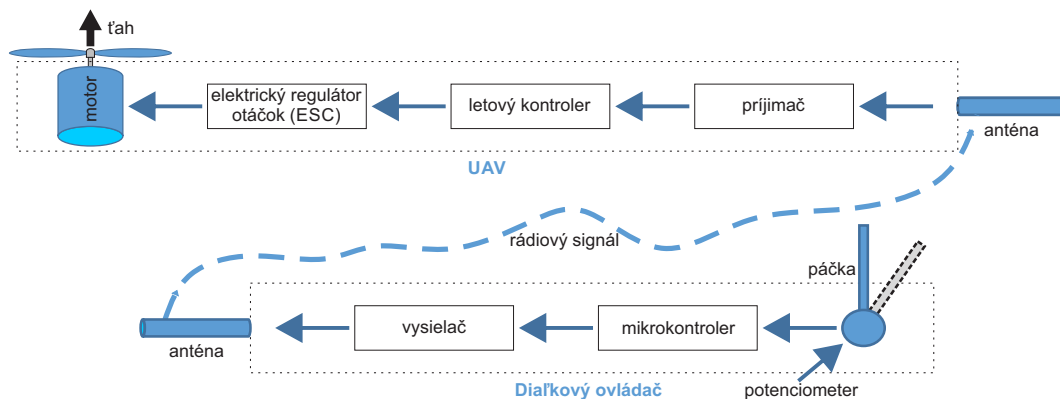
## Zdroje energie

Počas trvania letovej prevádzky UA každé zariadenie GCS v teréne vyžaduje spoľahlivý zdroj energie. Malé GCS, ako sú ručné diaľkové ovládače alebo jednoduché prenosné počítače, používajú ako zdroj náhradné systémové batérie alebo kombináciu autobatérie a meniča. GCS veľkosti mobilného nákladného vozidla spotrebúva veľké množstvo elektrickej energie, takže motor nákladného vozidla je sotva schopný generovať dostatočný výkon. Keď výkon požadovaný GCS presahuje kapacitu motora nákladného vozidla, je potrebný nezávislý generátor energie (Jenkins, 2018).

### 1.1.2 Systémy diaľkového ovládania

Konvenčný systém diaľkového ovládania (z angl. Remote Control - RC) môže vzbudzovať dojem jednoduchého prvku z hobby sveta modelov lietadiel na diaľkové ovládanie, pričom ale vo vzájomnej kooperácii so stabilizačným systémom letového ovládača a autopilotným systémom ide o jeden z esenciálnych stupňov ovládania letového prostriedku. Diaľkové ovládanie umožňuje pilotovi - operátorovi autonómnych systémov zapnutie a vypnutie autopilota, resp. autonómneho letu a prechod na manuálne ovládanie letovej operácie, letových parametrov, či užitočného zaťaženia počas vizuálneho kontaktu s UA. Mechanizmus diaľkového ovládača funguje na princípe prevodu taktilných vstupov, vykonávaných pilotom - operátorom, do analógového signálu cez potenciometer a následného prevodu do rádiových signálov. Palubný komponent RC systému prijíma príkazy pilota - operátora prostredníctvom týchto signálov z RC vysielачa a vydáva exekutívne príkazy do zodpovedajúceho zariadenia lietadla (obr. 1.2). Signál z RC vysielачa do RC prijímača obsahuje jedinečný viazací kód RC vysielачa ako aj príkazové vstupy pre daný počet kanálov. Každý kanál zodpovedá atribútu lietadla, ktorého polohu alebo stupeň môže pilot - operátor ovládať. Najbežnejší signálový protokol pre individuálny kanál sa označuje ako modulácia šírky impulzov (PWM), ktorá sa zvyčajne pohybuje od nízkej hodnoty približne 1000 us po vysokú hodnotu približne 2000 us. Tieto hodnoty zodpovedajú trvaníu času, počas ktorého sú pulzné vlny držané vysoko v amplitúde (šírka pulzu). Súčasný systémy pracujú na frekvencii približne 2,4 GHz s dosahom okolo 1,6 km pozdĺž priamej viditeľnosti v závislosti na výkone integrovaného či externého modulu (Gusterson, 2016; Quan, 2017).

Majoritná skupina RC vysielачov pozostáva z dvoch ovládacích pák usporiadaných vedľa seba, pričom každá z nich sa môže pohybovať v dvoch smeroch (hore - dole - vpravo - vľavo). Daný základný riadiaci prvok odpovedá



Obr. 1.2: Schématické znázornenie princípu fungovania páčkového rádiového diaľkového ovládača v paralelnej kinematickej štruktúre od taktického vstupu po akčný člen bezpilotného letového prostriedku (UAV).

ovládaniu štyroch hlavných kanálov riadenia letu a to náklonu, nakláňaniu, vybočeníu a ťahu. Ak existujú zvyšné ovládacie prvky – kanály RC vysielača, pilot – operátor s nimi môže ovládať príslušenstvo UA prostriedku ako napríklad klapky alebo zatahovací podvozok. Pri manuálnom ovládaní lietadla sa pilot - operátor stáva plne zodpovedný za navádzanie a ovládanie UA prostredníctvom diaľkového ovládania (Jenkins, 2018).

## 1.2 Legislatívne regulácie a nariadenia

Integráciu bezpilotných letových systémov ako nového komponentu leteckého systému do národného neregulovaného vzdušného priestoru vo všeobecnosti riadi a reguluje úrad civilného letectva konkrétnej krajiny. Vývoj nariadení a regulácii v tejto oblasti je neustále prebiehajúci proces, ktorý odzrkadľuje prevádzkové možnosti UAS vzhľadom k zaisteniu vysokej bezpečnosti využívania vzdušného priestoru všetkými jeho užívateľmi. Základný medzinárodný regulačný rámec definovaný od roku 2011 organizáciou International Civil Aviation Organization (2011) rieši technické a prevádzkové problémy využívania UAS prostredníctvom štandardov a odporúčaných postupov s podpornými postupmi pre letecké a navigačné služby, ako aj poradenskými materiálmi na rutinnú prevádzku UAS na celom svete. Hlavný rozdiel medzinárodného regulačného rámca oproti starým legislatívnym prístupom je v zabezpečení rovnosti príležitostí pre rozvoj ako civilného letectva s posádkou tak aj bez posádky. Reakciou leteckých organizácií EASA a FAA na vydanú správu ICAO bolo vytvorenie nariadení, akými sú Delegované nariadenie komisie (EÚ) 2019/945 z 12. marca 2019 o bezpilotných leteckých systémoch a o prevádzkovateľoch bezpilotných leteckých systémov z tretích

krajín a Vykonávacie nariadenie Komisie (EÚ) 2019/947 z 24. mája 2019 o pravidlách a postupoch prevádzky bezpilotných lietadiel. Organizácie EASA a FAA nezávisle na sebe stanovujú upravujúce pravidlá pri prevádzke UAS prostriedkov. Definujú ich technické, výrobné a údržbové požiadavky. Hlavným cieľom týchto nariadení je zjednotenie reguly prevádzky UAS na úrovni únie a jej členských krajín, navýšenie bezpečnosti leteckej prevádzky a sprehľadnenie výskytu súčasných UA prostredníctvom ich registrácie (European Union, 2019a,b).

Odporúčania, ktoré EASA implementovala do Nariadenia Komisie (EÚ) 2019/945 a Nariadenia Komisie (EÚ) 2019/947 sú navzájom prepojené obojstrannými referenciami pri delení UAS do kategórií a tried. Nariadenie komisie EÚ 2019/945 pojednáva o UAS a o prevádzkovateľoch UAS z tretích krajín. Predmetom úprav nariadenia bolo stanoviť požiadavky na projektovanie a výrobu UAS určených na prevádzku podľa kategórií definovaných nariadením (EÚ) 2019/947 a určenie pravidiel týkajúcich sa sprístupnenia trhu s UAS v základnej tzn. otvorenej kategórii (UA do 25 kg) (European Union, 2019a,b).

Stanovené požiadavky na projektovanie a výrobu rozdeľujú UAS podľa letových charakteristík a ďalších dielčích špecifických aspektov do piatich tried a to C0 až C4. Jednotlivé klasifikačné triedy sú rozdelené na základe kritérií, akými sú maximálna vzletová hmotnosť, maximálna rýchlosť pri horizontálnom lete, maximálna výška letu, či pádová energia nárazu. Okrem vymenovaných kritérií sa zohľadňuje taktiež konštrukčné riešenie draka s ohľadom na použité materiály a mechanickú pevnosť, riaditeľnosť a ovládateľnosť prostriedku, alebo výkon dátového spojenia medzi pilotom - operátorom a bezpilotným systémom (European Union, 2019a,b).

Nariadenie Komisie (EÚ) č. 2019/947 je zamerané na definovanie prevádzkových pravidiel a postupov bezpilotných systémov. Predmet úpravy ďalej stanovuje podrobné ustanovenie týkajúce sa taktiež personálu, vrátane pilotov - operátorov a organizácií, zapojených do prevádzky UAS. Prevádzkované UAS sú nariadením rozdelené do troch kategórií; otvorenej, osobitnej a osvedčenej. Prevádzka v otvorenej kategórii nepodlieha žiadnemu predchádzajúcemu prevádzkovému povoleniu ani prevádzkovému vyhláseniu. Otvorená kategória špecifikuje povinnosť priameho dohľadu pilota - operátora nad bezpilotným systémom so zákazom letu nad priestorom s vyššou koncentráciou ľudí. Prevádzka v osobitnej kategórii pokrýva vyššie rizikový typ prevádzky, ktorý si už vyžaduje prevádzkové povolenie vydané príslušným orgánom, pričom táto prevádzka by mala byť rovnako bezpečná ako prevádzka leteckej dopravy s posádkou. Osvedčená kategória požaduje pre prevádzku certifikovaný UAS s preukazom spôsobilosti pilota - operátora a povolením

príslušného úradu. Významným problémom osvedčenej kategórie v súčasnej dobe je, že definovanie certifikovaného UAS je podobné ako lietadla s posádkou. V oblastiach komplexnej elektroniky, ktorá zaisťuje riadenie a komunikáciu UAS alebo vývoj softvéru, sa požiadavky na certifikáciu UAS zhodujú s požiadavkami kladené na lietadla s posádkou. V iných oblastiach sa certifikačné agentúry snažia držať krok s osobitými požiadavkami tohto rýchlo sa rozvíjajúceho odvetvia a definovať ich paralelne s potrebami trhu (European Union, 2019b).

Americkým náprotivkom európskych nariadení komisie (EÚ) vypracované agentúrou FAA je CFR nariadenie Časť 107 (The Code of Federal Regulations Part 107, Federal Aviation Administration (2016)). Nariadenie pojednáva o UAS, prevádzkovateľoch a prevádzkových požiadavkách UAS s hmotnosťou menšou ako 55 libier. Predmet úpravy ďalej stanovuje maximálnu rýchlosť pri horizontálnom lete, maximálnu výšku letu, požiadavky na registráciu zariadenia, spôsobilosť pilota - operátora, alebo intenzitu svetla počas letu (let po západe slnka). Keďže najžiadanejšie výnimky pre prevádzku UAS boli operácie mimo vizuálnej viditeľnosti, let počas noci alebo nad ľuďmi, reagovala FAA na ne v roku 2021 vytvorením rozširujúcich pravidiel pojednávajúcich o Operáciách nad ľuďmi a v noci (Operations Over People and At Night). Podľa tohto predpisu sú bezpilotné systémy kategorizované výlučne na základe maximálnej vzletovej hmotnosti, kinetickej energie nárazu, type krytovania rotačných častí prostriedku či implementovaných štandardov zhody výrobku schválených FAA.

Rovnakým cieľom organizácií EASA a FAA je vytvorenie certifikačných štandardov UAS a stanovenie procesov hodnotenia ich prevádzkového rizika pri riadení bezpilotnej dopravy. Významnú aktivitu v tejto oblasti vykazujú aj neziskové organizácie ako napríklad RTCA, Inc. (Radio Technical Commission for Aeronautics) alebo organizácie pre rozvoj technologických noriem ISO (International Organization for Standardization) a ANSI (American National Standards Institute). Najvýznamnejším prínosom v tejto oblasti je norma vydaná Medzinárodnou organizáciou pre normalizáciu ISO/TC 20/SC 16 - Unmanned aircraft systems. Norma sa zaoberá UA systémami vrátane ich klasifikácie, návrhu, výroby, prevádzky a riadenia bezpečnosti ich prevádzky. Do konca roku 2022 bolo publikovaných 10 z celkového počtu 33 ISO/TC noriem zameraných prevažne na riadenie dopravy, operačné postupy alebo UAS komponenty (International Organization for Standardization, 2022).

## 1.3 Klasifikácia UA

Bezpilotné prostriedky je možné klasifikovať na základe technických parametrov akými sú hmotnosť, nosnosť, rozpätie a zaťaženie krídel, spotreba paliva a palivová účinnosť, smer ťahu a spôsoby vzletu/pristátia či spôsob kontroly; alebo výkonnostných parametrov ako výška letu, rýchlosť letu či dolet. Klasifikácia bezpilotných lietadiel nie je jednoznačne špecifikovaná, pretože nepodlieha žiadnym striktným a jednotným štandardom. Každá zložka, či vojenská alebo civilná, si stanovuje svoje vlastné hodnotiace kritéria pre klasifikáciu bezpilotných lietadiel a vytvára vlastné štandardy, ktoré môžu v budúcnosti nájsť spoločný prienik. Štúdia Lee et al. (2021) klasifikuje UA na základe princípu generovania vztlakovej sily ako sily nutnej pre prekonanie gravitačnej sily a let ako taký. Podľa tohto klasifikačného kritéria sa prostriedky delia na hlavné štyri kategórie a na ďalšie podkategórie podľa typu draka a pohonnej jednotky (tab. 1.1).

UA na báze rotujúcich a mávajúcich krídel citovaná štúdia vo všeobecnosti rozdelila na multikoptérové UA; ornitoptérne UA, ktoré napodobňujú let vtákov, netopierov a hmyzu; a cyklorotory, ktoré vytvárajú vztlakovú silu otáčaním valcov s viacerými pevnými lopatkami. Multikoptéry sú ďalej rozdelené na helikoptéry (jedno krídlo), bikopty (dve krídla), trikopty (tri krídla) a pod., podľa počtu rotorov ako zdrojov ťahu. Dané rozdelenie nezohľadňuje rozdiely v ovládaní a konštrukčnom usporiadaní helikoptér ani konvenčných a koaxiálnych multikoptér (Lee et al., 2021).

Podľa danej klasifikácie sa táto dizertačná práca bude ďalej zaoberať hodnotením letových a výkonových charakteristík multikoptér s konvenčným usporiadaním štyroch motorov. Primárny dôvod tejto voľby je ich vysoká letová stabilita, dobrá manévrovateľnosť a cenová dostupnosť. Sekundárnym dôvodom je ich dominantné postavenie na trhu UA a vysoký výskyt v odborných štúdiách z oblasti multikoptér Lee et al. (2021).

## 1.4 Teória multikoptér

Multikoptéry sú vzdušným dopravným prostriedkom so schopnosťou vertikálneho vzletu a pristátia s viac ako dvoma rotujúcimi krídlami a v spodnej časti umiestnenými pohonnými jednotkami. Na rozdiel od lietadiel, ktoré majú samostatné zdvíhacie, pohonné a riadiace systémy, rotorové pohonné jednotky multikoptér musia zabezpečovať všetky tri funkcie súčasne. Listy rotorov poskytujú zdvih na prekonanie hmotnosti UA, zatiaľ čo motory poskytujú energiu na roztočenie rotorov a generovanie zdvihu (Tatale et al., 2018;



Tabuľka 1.1: Klasifikácia bezpilotných letových prostriedkov (UA) na základe princípu generovania vztlakovej sily.

| <b>Kategória</b>                   | <b>Podkategórie</b> |
|------------------------------------|---------------------|
| UA s pevným krídlom                | UA s pevným krídlom |
| UA s rotujúcim a mávajúcim krídlom | Multikoptéry        |
|                                    | Ornitokoptéry       |
|                                    | Cyklorototy         |
| UA s hybridným krídlom             | Hybridné UA         |
|                                    | Tail-sitter         |
|                                    | Konvertibilné UA    |
| UA s plynovou obálkou              | Vzducholode         |

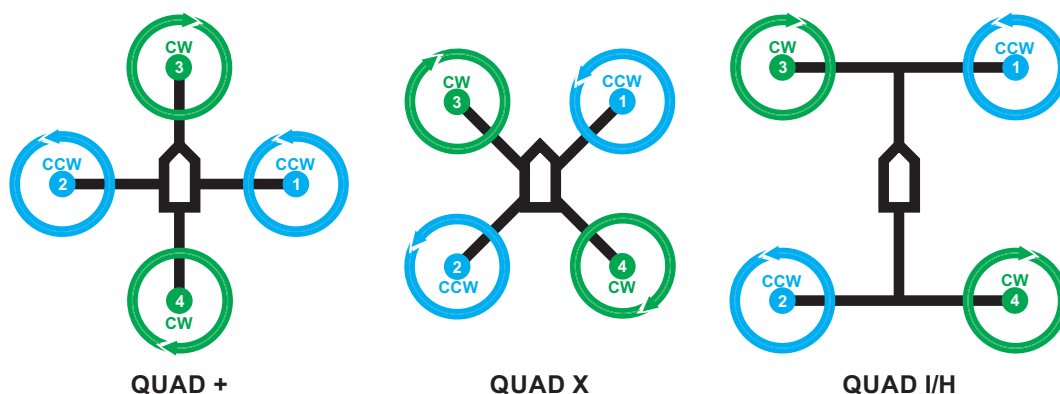
Kaparos et al., 2019). Na rozdiel od jednorotorových alebo dvojrotorových helikoptér, ktoré využívajú zložité kĺbové a kĺzne mechanizmy na naklonie roviny kotúča rotora, multikoptéry sú mechanicky jednoduché prostriedky s rotormi tvorenými prevážne vrtulou, bez možnosti naklonenia kotúča voči hriadeľu motora. V porovnaní s helikoptérou sú multikoptéry menej náchylné na vibrácie pričom flexibilnejšie reagujú na umiestnenie ťažiska (Quan, 2017).

Mechanická jednoduchosť multikoptér sa odráža v nedostatkoch ich aerodynamickej stability. Pre stabilný let multikoptéry je vyžadovaný palubný počítač vo forme autopilota. Vo výsledku je možné hovoriť o systéme „Fly by Wire“, kedy pri absencii palubného počítača prostriedok nie je schopný lietať. Príčinou je systém riadenia. Celkové riadenie multikoptéry je realizované priamou zmenou relatívnej rýchlosti jednotlivých motorov prostredníctvom príkazov pre riadenie letu. Zmeny otáčok izolovaných skupín motorov generujú rozdiely v krútiacich momentoch, čo má priamy vplyv na parametre letu multikoptéry. Spätnú väzbu palubnému počítaču poskytuje minimálne palubný gyroskop a akcelerometer (Filatenkov et al., 2019). Kombináciou zaznamenaných veličín uhlového a lineárneho zrýchlenia je možné vypočítať presnú orientáciu a polohu multikoptéry v priestore. Zatiaľ čo sa vysoký stupeň elektronickej zložitosti premieta do viacerých potenciálnych bodov zlyhania (porucha motora, ESC alebo letového ovládača), mnohé z nich nemusia byť operátorovi na prvý pohľad zjavné. Na multikoptérach s menej ako šiestimi motormi porucha jednej pohonnej jednotky zvyčajne vedie k hrubému pristátiu alebo havárii, v dôsledku nedostatku ťahu či kontroly riadenia (Jenkins, 2018).

Multikoptéry sú vyrábané v širokej škále konštrukčných konfigurácií. Aby sa zabránilo jej otáčaniu počas visu v dôsledku nerovnomernej distribúcie krútiaceho momentu generovaného každou z rovnako rýchlo sa otáčajúcich vrtúl, konštruktéri vytvárajú viacrotorové konštrukcie s párnym počtom pohonných jednotiek so stanoveným smerom otáčania jednotlivých vrtúl tak,

aby sa ich momenty otáčania navzájom rušili. Z mechaniky letu multikopér je dôležité si uvedomiť, že takmer všetky multikoptéry sa môžu pohybovať horizontálne v ktoromkoľvek smere. Konštruktéri preto navrhujú prednú časť multikoptér len z hľadiska ľudského faktora - operátora. Primárnym dôvodom vzniku nových konfigurácií je zvýšenie nosnosti multikoptér, ako bezpilotného prostriedku a tým zvýšenie ich užitočného zaťaženia v podobe nákladu alebo príslušenstva, ktoré môže byť využité pre plnenie rôznych úloh. Ďalšími dôvodmi modifikácií multikoptér je zlepšenie ich manévrovosti, dosiahnutie vyššej maximálnej doprednej rýchlosti alebo zvýšenie miery stability pri veternom počasí (Quan, 2017; Jenkins, 2018).

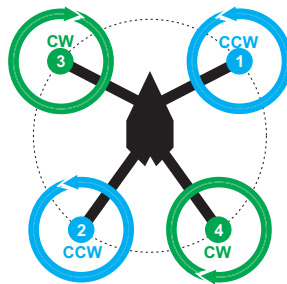
Najbežnejšie konfigurácie multikoptér podľa počtu rotorov generujúcich ťah sú quadrokoptéry (štyri rotory), hexakoptéry (šesť rotorov) a octakoptéry (osem rotorov). Držiaky motorov - rotorov sú umiestňované zásadne na vonkajšom konci ramien rozbiehajúcich sa z centrálného náboja. Podľa počtu dopredu orientovaných ramien sú konfigurácie multikoptér rozlišované ako „+“ a „x“. Ak je dopredný smer multikoptéry orientovaný pozdĺž jedného ramena ide o „+“ konfiguráciu. Ak je dopredný smer multikoptéry orientovaný medzi dvoma ramenami, ide o „x“ konfiguráciu (obr. 1.3). Pri týchto konfiguráciách je smer otáčania motoru nastavený tak, aby sa otáčal v opačnom smere ako susedné motory. Daným princípom sa vyrovnáva skôr spomínaný moment hybnosti systému, ktorý by inak spôsobil roztočenie multikoptéry. Pri porovnaní „+“ a „x“ konfigurácie nie sú zrejme významne výhody niektorého z prístupov (Jenkins, 2018).



Obr. 1.3: Schémy quadrokoptér (QUAD) v konfiguráciách +, X a I/H s pozíciami pravotočivých (CCW) motorov 1 - 2 a lavotočivých (CW) motorov 3 - 4 umiestnených na ramenách.

Podobnú konfiguráciu ako X4 quadrokoptéra má konfigurácia „I/H“ (obr. 1.3). Ide o konfiguráciu quadrokoptéry, ktorá pozostáva z dvoch súvislých ramien s držiakmi motora na každom vonkajšom konci. Tieto ramená sú

pripevnené k prednej a zadnej časti centrálného trupu. Výhodou danej konfigurácie je poskytnutie dostatočného priestoru pod, na alebo v centrálnom trupe prostriedku. V prípade ak by bol rám fixný tak multikoptéra je neskladná a preto mnohé z týchto multikoptér majú odnímateľné alebo skladacie ramená či výložníky. Daná konfigurácia je využívaná najmä pre quadrokoptéry a koaxiálne multikoptéry. Ďalším typom je asymetrická konfigurácia multikoptér typu „X4“ až „X8“ (obr. 1.4). Výhodou asymetrickej konfigurácie je optické zvýraznenie prednej časti multikoptéry pre ľudského operátora. Rozoznatelne nevýhody v porovnaní s konkurenčnými konfiguráciami nemá, zato pri jeho konštrukcii si konštruktéri musia dávať pozor na umiestnenie ťažiska multikoptéry (Magnussen et al., 2014; Jenkins, 2018).



Obr. 1.4: Schéma asymetrickej quadrokoptéry s pozíciami pravotočivých (CCW) motorov 1 - 2 a ľavotočivých (CW) motorov 3 - 4 umiestnených na ramenách.

Osobitým typom konfigurácie multikoptér je multikoptéra s koaxiálnym osadením motorov (obr. 1.5). Tie sú namontované ako na hornej tak na spodnej časti držiakov prívesného motora. Výhodou koaxiálneho usporiadania je polovičný počet ramien k počtu motorov, čo môže výrazne znížiť hmotnosť konštrukcie multikoptéry. Prostriedok je tak kompaktnejší a dosahuje menší aerodynamický odpor. Nevýhodou koaxiálneho usporiadania vrtúľ je menšia aerodynamická efektívnosť v porovnaní s dvoma separátnymi vrtulami (Jenkins, 2018). Koaxiálne multikoptéry sú ideálne pre aplikácie, kde sa vyžaduje vysoká rýchlosť prostriedku, vysoká nosnosť a kompaktnosť prostriedku ako takého.

S ohľadom na rozsiahle množstvo konštrukčných variácií multikoptér bola za účelom dosiahnutia potrebnej hĺbky a relevantnosti dizertačnej práce problematika ďalšieho výskumu zameraná len na podkategóriu quadrokoptér. Výber quadrokoptér ako hlavného predmetu skúmania umožňuje poskytnúť komplexný prehľad o testovaní ich letových a výkonových charakteristík a umožniť tak vyniknúť významu tejto témy pre ďalší rozvoj bezpilotných lietadiel.



Obr. 1.5: Schémy koaxiálnych multikoptér v konfiguráciách Y6 a X8 s pravotočivým a ľavotočivým motorom umiestneným na jednej osi.

## 1.5 Letové manévry a mechanika letu quadrokoptér

Stabilita a riaditeľnosť quadrokoptér sú základnými predpokladmi pre bezpečný let. Stabilita letu quadrokoptéry je definovaná ako jej prirodzená schopnosť udržiavať a vracat sa do rovnovážnej polohy pri akomkoľvek jej narušení, spôsobenom vonkajším silovým podnetom, bez zásahu prvkov riadenia. Táto stabilita môže byť pozdĺžna, stranová a priečna. Na druhej strane, riaditeľnosť quadrokoptéry predstavuje jej schopnosť reagovať na požiadavky operátora prostredníctvom prvkov riadenia (Bashi et al., 2017; Cooper et al., 2014). Ide o proces plynulej zmeny letu quadrokoptéry z jedného ustáleného letového režimu na nový ustálený režim letu. Požiadavky na riaditeľnosť quadrokoptéry musia byť splnené pri všetkých predpokladaných prevádzkových podmienkach. Letové režimy quadrokoptér sú s ohľadom na rovnaký smer ťahu pohonného systému podobné helikoptéram avšak z hľadiska mechaniky letu je ich princíp fungovania, pri vykonávaní konkrétneho manévru, diametrálne rozdielny (Lee et al., 2021). Z hľadiska pomeru výkonov pohonných jednotiek v predozadnom a lavopravom smere a rozloženia krútiaceho momentu je možné, z princípov mechaniky letu, rozdeliť manévry quadrokoptér na:

- vertikálne stúpanie a klesanie, vistenie,
- klonenie a klopenie,
- zatáčanie.

S ohľadom na absenciu konvenčných riadiacich plôch musí byť riadiaca jednotka schopná dosiahnuť požadované hodnoty vyváženého manévru iba

prostredníctvom regulácie otáčok pohonných jednotiek a diferenciáciou ťahu a momentu medzi jednotlivými skupinami motorov.

### 1.5.1 Súradnicový systém quadrokoptéry

Analýza riadenia lietadla quadrokoptéry vyžaduje definovanie jej súradnicového systému. Pre účely riadenia quadrokoptéry sa využíva ortogonálny súradnicový systém (Jenkins, 2018). Jednotlivé osi sú pevne definované v tele quadrokoptéry a riadia sa pravidlom pravej ruky:

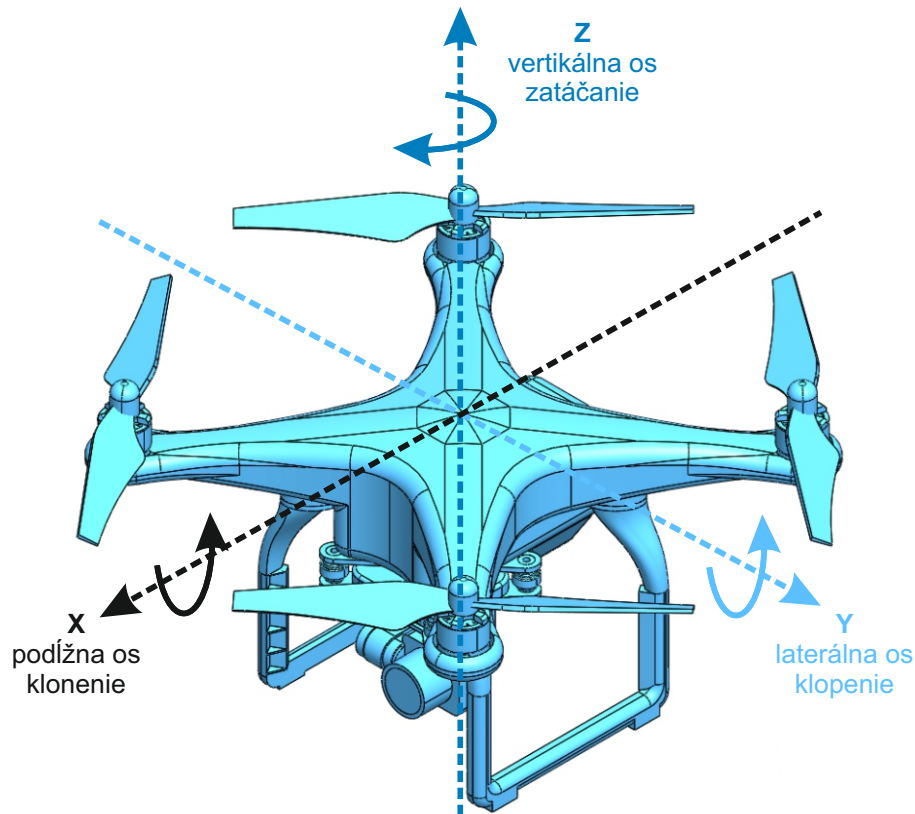
- os „x“ je vedená pozdĺž osi tela quadrokoptéry, prechádzajúc smerom zozadu dopredu cez jej ťažisko;
- os „y“ je vedená zľava doprava (pri pohľade zhora) kolmo na os „x“;
- os „z“ je kolmá na rovinu „xy“, pričom smeruje nadol.

Kladné klonenie je definované ako pravotočivé otáčanie okolo osi „x“, kladné klopenie ako pravotočivé otáčanie okolo osi „y“ a kladné zatačanie ako pravotočivé otáčanie okolo osi „z“. Obrázok 1.6 znázorňuje konvenciu pre kladné smery otáčania okolo osí quadrokoptéry a ich kladných rotácií. V prípade, kedy quadrokoptéra má v podvese stabilizátor s kamerou alebo má asymetrickú konfiguráciu s dominantnou prednou časťou, jej súradnicový systém je operátorovi na prvý pohľad jasný a prirodzený. Ak quadrokoptéra nedisponuje dominantným smerovým prvkom konštrukcie alebo príslušnou konfiguráciou tak sa jej riadenie a uvedomenie si jej orientácie počas letu stáva pre operátora pomerne náročné (Jenkins, 2018).

### 1.5.2 Stúpanie, klesanie a visenie

Ustálené vertikálne stúpanie alebo klesanie, ako aj manéver visenia quadrokoptéry sa vyznačuje tým, že súčet všetkých krútiacich momentov pohonných jednotiek je rovný nule, resp.  $\tau_1 + \tau_3 = \tau_2 + \tau_4$  (obr. 1.7 - A). Vyvážený počet vrtúl otáčajúcich sa pravotočivo a ľavotočivo udržuje približne rovnaký kurz. Jednotlivé letové režimy / manévry sú výsledkom vertikálnej zdvíhacej sily v protiklade s pôsobením aerodynamických síl a hmotnosti UA.

Visenie je jedinečný letový stav, pri ktorom má rotor nulovú doprednú a vertikálnu rýchlosť. Pri visení je primárnym účelom rotorov poskytnúť vertikálnu zdvíhaciu silu (vektorový súčet ťahovej sily pohonných systémov M1 až M4) rovnú tiažovej sile quadrokoptéry (obr. 1.7 - B). Manéver stúpania nastáva zvýšením otáčok všetkých motorov, čím celkový ťah dosiahne hodnotu

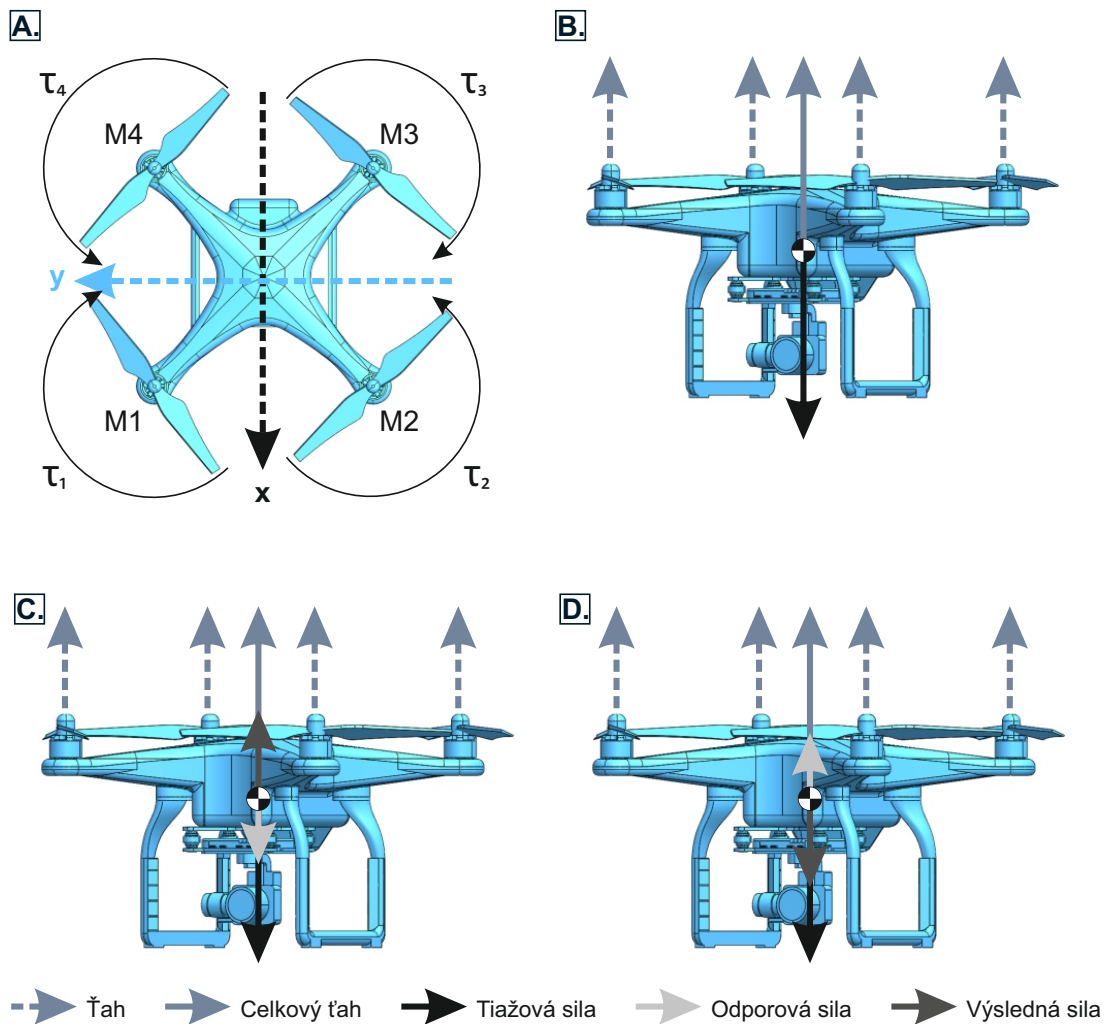


Obr. 1.6: Súradnicový systém quadrokoptéry.

vyššiu ako súčet sily aerodynamického odporu draka a tiažovej sily quadrokoptéry (obr. 1.7 - C). Situácia vertikálneho klesania nastáva vtedy, ak súčet ťahu všetkých motorov a aerodynamického odporu draka je nižší ako tiažová sila (obr. 1.7 - D) (Quan, 2017).

### 1.5.3 Klonenie a klopenie

Z teórie mechaniky rotorových systémov platí, že generovanie horizontálnej hnacej sily pre let dopredu alebo do boku sa dosiahne naklonením roviny kotúča rotora v smere pohybu, čím sa vytvorí komponent ťahu rotora na prekonanie odporu draka. S ohľadom na konštrukciu quadrokoptér a ich neschopnosť rotovať rovinu kotúča rotora samostatne, pre dopredný alebo bočný pohyb musia quadrokoptéry vykonávať náklon v smere požadovaného pohybu. Ak má quadrokoptéra vykonať klopenie v pozdĺžnej osi (obr. 1.8 - A) alebo klonenie v priečnej osi (obr. 1.8 - C), je nutné, aby vznikol a bol udržiavaný diferenciál ťahu pohonných jednotiek. Dôsledkom zvýšenia otáčok motorov na jednej strane quadrokoptéry (zvýšenie vztlaku) a znížením otáčok motorov na jeho opačnej strane (zníženie vztlaku) dochádza k náklonu, pričom súčet krútiacich momentov pohonných jednotiek quadrokoptéry zostáva v nezmenenom

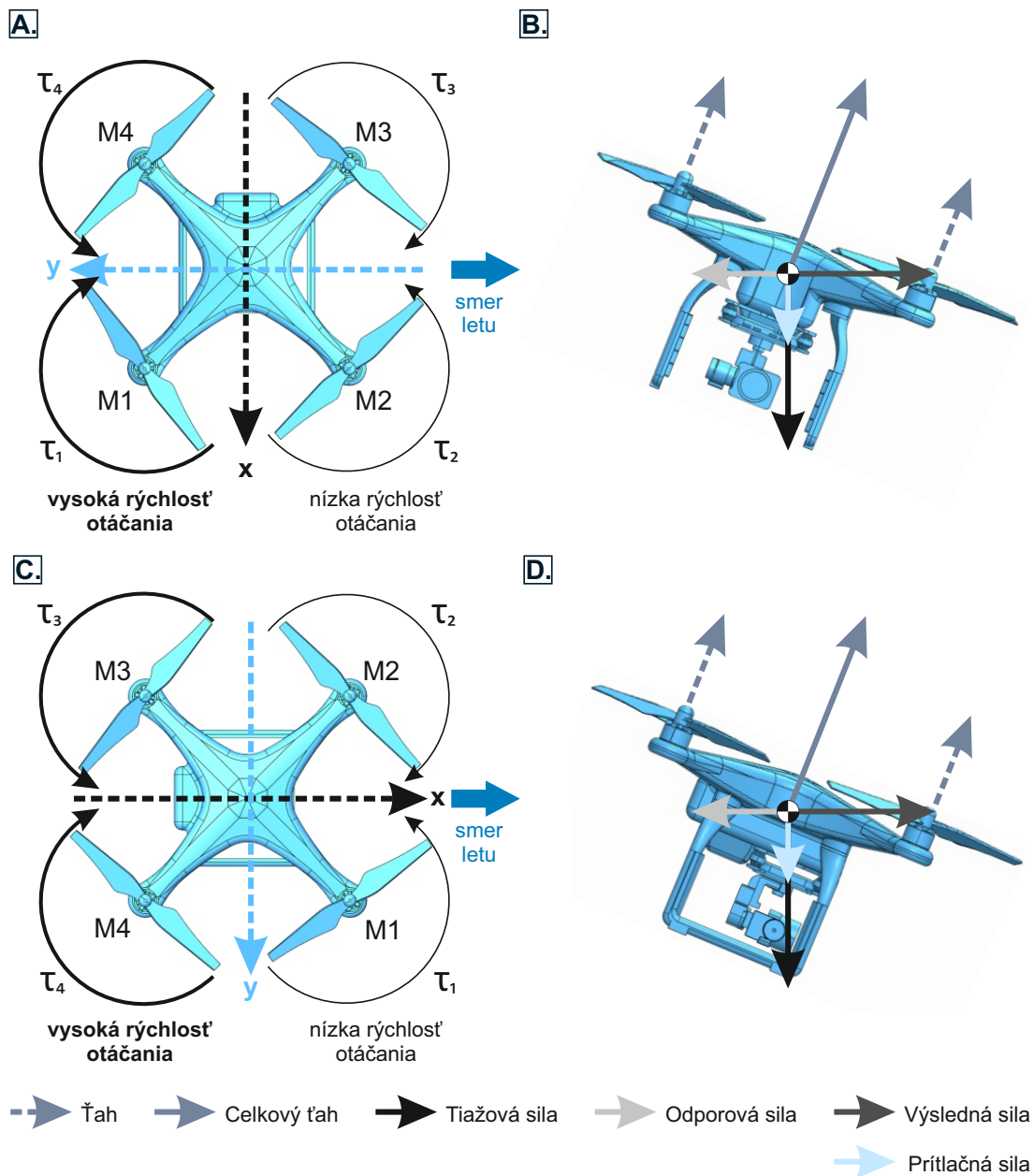


Obr. 1.7: Znáozornenie točivých momentov  $\tau_1$  až  $\tau_4$  na motoroch M1 až M4 pôsobiacich pri B. vísení, C. stúpaní a D. klesaní quadrokoptéry pri pohľade zhora (A) a dimetrickom natočení (B, C, D).

stave (Alexis et al., 2012; Quan, 2017). Výslednica pôsobiacich síl je výsledkom pohybu quadrokoptéry (obr. 1.8 - B a obr. 1.8 - D):

- vo vertikálnom smere pôsobí v kladnom smere osi „z“ tiažová sila a záporná vztlaková sila - prítlačná sila, v zápornom smere osi „z“ vertikálna zložka sily celkového ťahu.
- v horizontálnom smere pôsobí proti smeru pohybu aerodynamický odpor quadrokoptéry, ktorý eliminuje horizontálna zložka sily celkového ťahu.

Interakciou všetkých síl vzniká výsledná sila, ktorá umožňuje quadrokoptére let v konštantnej výške jedným smerom bez rotácie. Ako už bolo spomenuté, takmer všetky quadrokoptéry lietajú identicky v akomkoľvek horizontálnom smere. Odlišnosti možno nájsť pri veľkosti aerodynamickej odporovej sily, ktoré priamo závisia na tvare a konfigurácii quadrokoptéry.



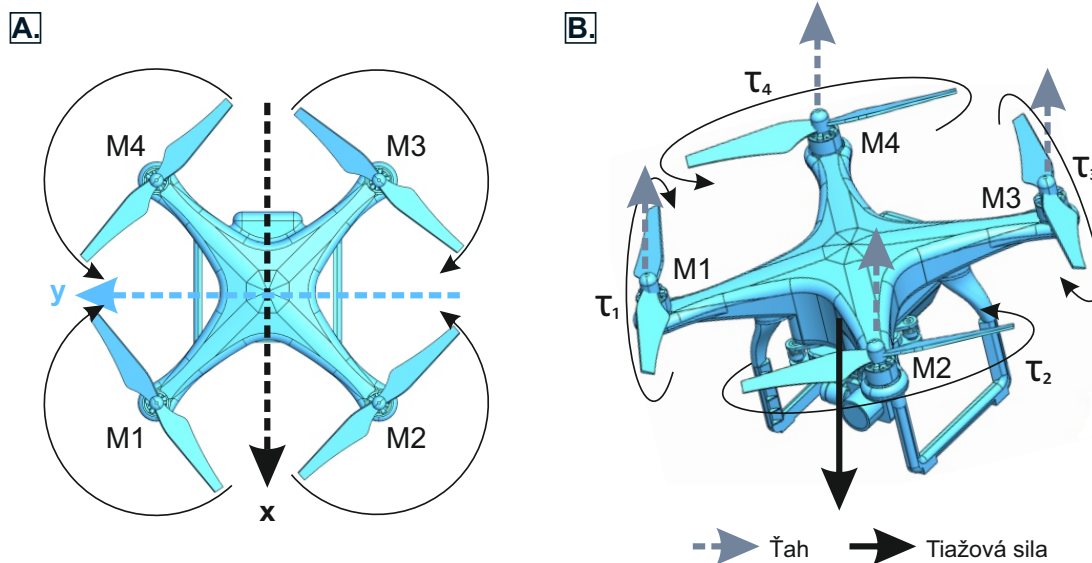
Obr. 1.8: Znázornenie točivých momentov  $\tau_1$  až  $\tau_4$  na motoroch M1 až M4 a pôsobiacich síl pri klonení (A, B) a klopení quadroptéry (C, D) pri pohľade zhora (A, C) a z boku (B, D)

### 1.5.4 Zatačanie

Podstata mechanického princípu manévra zatačania quadroptéry spočíva vo využití nerovnováhy momentov hybnosti skupín motorov s protichodným smerom otáčania. Aby bolo možné horizontálne pravotočivo zatočiť resp. zabočiť bez klopenia alebo klonenia a straty výšky, letový ovládač musí zvýšiť otáčky všetkých motorov, ktoré sa otáčajú v pravotočivom smere a zároveň znížiť otáčky motorov, ktoré sa otáčajú v ľavotočivom smere. Výsledný súčet všetkých krútiacich momentov bude rovný  $\Psi = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4$  (obr. 1.9 - A).



Z hľadiska udržania výšky manéver zatáčania je podobný viseniu, kedy súčet všetkých axiálnych ťahov motorov je rovný tiažovej sile (obr. 1.9 - B) (Alexis et al., 2012; Quan, 2017).



Obr. 1.9: Znázornenie točivých momentov  $\tau_1$  až  $\tau_4$  na motoroch M1 až M4 a pôsobiacich síl pri zatáčaní quadrokopty pri pohľade zhora (A) a dimetrickom natočení (B).

## 1.6 Technické charakteristiky quadrokopty

Prevádzkové limity quadrokopty a ich letové charakteristiky korešpondujú s technickými charakteristikami lietadla. Technické charakteristiky quadrokopty (nie celého UAS systému) možno kategorizovať do štyroch hlavných skupín a to na:

- konštrukčné charakteristiky,
- aerodynamické charakteristiky,
- výkonové charakteristiky pohonných jednotiek,
- elektrické charakteristiky.

Konštrukčné charakteristiky pojednávajú o fyzikálnych vlastnostiach quadrokopty vrátane jej rozmerov, type konfigurácie draka, či mechanických parametroch konštrukčných materiálov. Kľúčovým konštrukčným parametrom z hľadiska ďalšieho návrhu quadrokopty je jej maximálna vzletová hmotnosť (Quan, 2017; Zhu et al., 2020).

Aerodynamické parametre spočívajú v definovaní aerodynamických síl a momentov, pôsobiacich na quadrokoptéru počas letu vo vzduchu. Základnými parametrami sú aerodynamická vztlaková a odporová sila, resp. v prípade konštrukcie draka a mechaniky letu multikoptér ich prítlačná sila (Quan, 2017; Zhu et al., 2020).

Výkonové charakteristiky pohonnej jednotky sú definované priamo merateľnými parametrami ako sú ťah, točivý moment, napätie, elektrický prúd alebo otáčky motora. Ďalšie, nepriamo dopočítané charakteristické hodnoty pohonnej jednotky sú vyjadrené veličinami ako mechanický výkon či účinnosť propulzného systému. Dôležitú informáciu o schopnosti pohonnej jednotky udáva aj pomer ťahu k hmotnosti (Hale, 2002; Quan, 2017).

Elektrické charakteristiky súvisia s elektrickým systémom quadrokoptéry ako sú napríklad životnosť batérie, čas jej nabíjania, výstupným napätím alebo spotrebou energie. Spotreba energie je ďalej priamo závislá na type náročnosti manévrov, ktoré sa počas letu vykonávajú (Quan, 2017; Jenkins, 2018).

Ďalšie technické charakteristiky definujúce systém UAS zahŕňajú charakteristiky riadiacich, navigačných a komunikačných systémov.

### 1.6.1 Maximálna vzletová hmotnosť

Maximálna vzletová hmotnosť quadrokoptéry ( $W_{TO}$ ) je definovaná rovnicou:

$$W_{TO} = W_E + W_{PL} + W_B \quad (1.1)$$

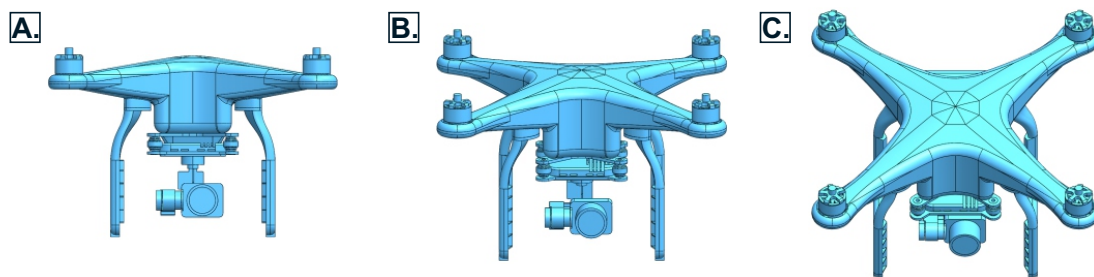
kde  $W_E$  je prázdna hmotnosť quadrokoptéry,  $W_{PL}$  hmotnosť užitočného zaťaženia a  $W_B$  hmotnosť batérie. Prázdna hmotnosť quadrokoptéry zahŕňa hmotnosť konštrukcie/drak quadrokoptéry, pohonné jednotky, podvozok a elektrické či riadiace systémy. Užitočné zaťaženie je nosnosť quadrokoptéry, čo predstavuje množstvo nákladu, ktoré je môže prepraviť. Do nákladu sú zahrnuté aj kamery a iné duplikované senzory. Hmotnosť batérie je počas celého letu konštantná. Pri návrhu propulzného systému quadrokoptéry musí platiť, že jej celkový ťah musí byť väčší ako je jej maximálna vzletová hmotnosť multiplikovaná o výrobcom stanovenú bezpečnostnú konštantu (Quan, 2017).

### 1.6.2 Aerodynamická odporová sila quadrokoptéry

Aerodynamická odporová sila draka je definovaná ako sila, ktorá pôsobí proti pohybu quadrokoptéry pohybujúcej sa v danom prostredí. Veľkosť sily odporu je možné matematicky zapísať ako

$$F_D = \frac{1}{2}\rho v^2 AC_D \quad (1.2)$$

kde  $C_D$  je koeficient aerodynamického odporu,  $A$  je projektovaná plocha quadrokoptéry otočená smerom k prúdeniu vzduchu,  $\rho$  je hustota prostredia a  $v$  je rýchlosť pohybu quadrokoptéry. Z mechaniky letu quadrokoptéry pri doprednom lete je jasné, že pre zmenu rýchlosti letu je nutná zmena jej náklonu. Vo všeobecnosti platí, že pri vysokých rýchlostiach sa quadrokoptéra dostáva do veľkých uhlov klonenia, pričom projektovaná / účinná plocha jeho prednej časti generujúca aerodynamický odpor sa zväčšuje (obr. 1.10) (Bangura et al., 2016; Nguyen et al., 2017; Yang et al., 2020).



Obr. 1.10: Vplyv uhla klonenia quadrokoptéry na nárast projektovanej plochy pri uhloch A - 0°, B - 22.5° a C - 45°

### 1.6.3 Aerodynamická vztlaková sila draka quadrokoptéry

V mechanike letu quadrokoptér sú hlavným zdrojom generovania vztlakových síl jeho rotorové listy. Tieto listy sú konštruované tak, aby vytvárali vztlakovú silu smerujúcu nahor pri otáčaní. Táto vytvorená vztlaková sila pôsobí proti gravitačnej sile na quadrokoptére, umožňujúc mu vzlietnuť a udržať sa vo vzduchu. Keď rotor rotuje, každý list prechádza cez vzduch, vytvárajúc rozdiel v tlaku medzi svojou hornou a spodnou stranou, čím generuje vztlakovú silu.

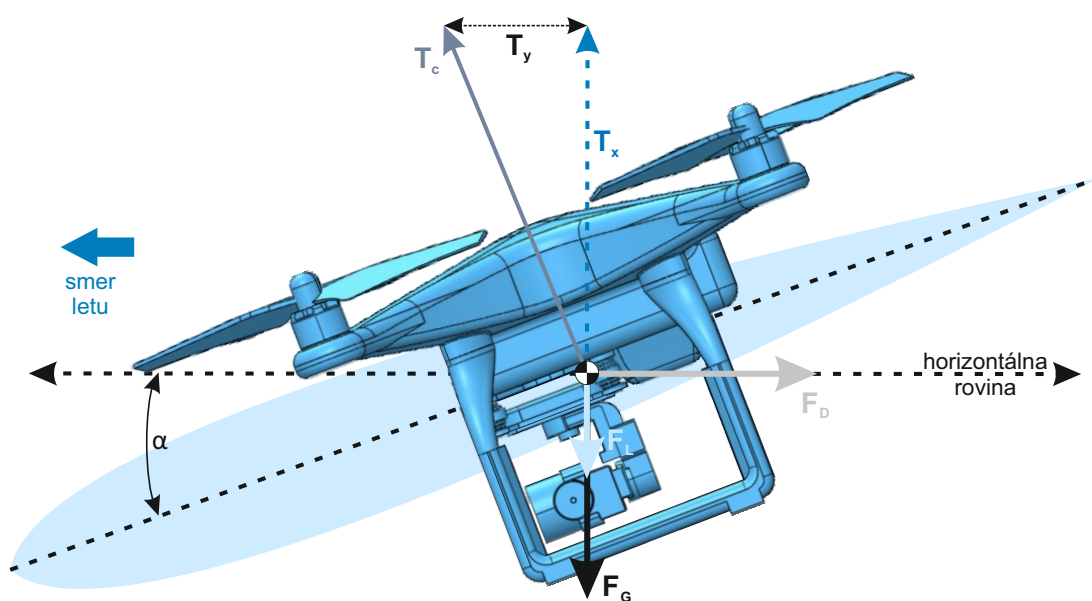
Táto podkapitola pojednáva ale o aerodynamickej vztlakovej sile, ktorá je generovaná drakom quadrokoptéry. Táto sila vzniká, keď sa quadrokoptéra sa pohybuje prostredím s akoukoľvek rýchlosťou vyššou ako nula. Vztlaková sila draka a jej dynamika sú vyjadrené nasledujúcou rovnicou:

$$F_L = \frac{1}{2}\rho v^2 AC_L \quad (1.3)$$

kde  $C_L$  je koeficient vztlakovej sily,  $A$  je hodnota projektovanej plochy orientovanej smerom k prúdeniu vzduchu,  $\rho$  je hustota prostredia a  $v$  je rýchlosť

pohybu quadrokoptéry voči prostrediu (Bangura et al., 2016; Nguyen et al., 2017; Yang et al., 2020).

Pri analýze mechaniky letu quadrokoptéry je zásadné zohľadniť orientáciu vztlakovej sily draka. Aerodynamická vztlaková sila, ktorá je generovaná týmto typom UA, je pri horizontálnom doprednom lete orientovaná v totožnom smere ako tiažová sila, a to v dôsledku relatívne plochého geometrického tvaru tela quadrokoptéry (obr. 1.11). Z tohto dôvodu sa niekedy vztlaková sila označuje aj ako prítlačná sila. Orientácia vztlakovej sily draka zohráva dôležitú úlohu pri riadení a stabilizácii quadrokoptéry (Cooper et al., 2014; Yang et al., 2020). Pri horizontálnom doprednom lete zabezpečuje prítlačná sila potrebnú vertikálnu stabilitu a odolnosť voči vplyvom vetra či iným vonkajším faktorom.



Obr. 1.11: Vplyv uhla klopenia na smer vztlakovej sily generovanej geometrickym tvarom quadrokoptéry.  $T_C$  - celkový ťah motorov;  $T_Y$  - horizontálna zložka celkového ťahu;  $T_X$  - vertikálna zložka celkového ťahu rovná vztlakovej sile generovanej rotormi quadrokoptéry;  $F_D$  - aerodynamická odporová sila;  $F_L$  - aerodynamická vztlaková sila draka;  $F_G$  - tiažová sila.

#### 1.6.4 Účinnosť propulzného systému

Propulzná účinnosť quadrokoptéry je definovaná ako schopnosť pohonnej jednotky tvorenej motorom a vrtulou premeniť dodaný elektrický výkon na užitočný ťah, resp. vektorovú silu, ktorá zabezpečuje pohyb quadrokoptéry vo vzduchu (Hale, 2002; Jenkinson & Marchman, 2003). Propulzná účinnosť  $\eta_{prop}$  je daná vzťahom:

$$\eta_{prop} = \frac{N_T}{N_{mech}} \quad (1.4)$$

pričom  $N_T$  predstavuje ťahový výkon a  $N_{mech}$  energiu, ktorá bola vložená do prostredia prostredníctvom propulzného mechanizmu. Pri konštantnej rýchlosti letu je možné ťahový výkon vyjadriť násobkom ťahu a rýchlosti. Substitúciou ťahového výkonu a energie propulzného mechanizmu za elektrický príkon definovaný pomocou elektrického napätia  $U$  a prúdu  $I$  platí vzťah:

$$\eta_{prop} = \frac{Tv}{UI} \quad (1.5)$$

kde  $T$  je ťah, ktorý je rovný sile odporu pri rýchlosti letu  $v$ . Čím vyššia je účinnosť pohonných jednotiek, tým účinnejšie motor a systém vrtule premieňa elektrickú energiu na užitočnú mechanickú prácu (Jenkinson & Marchman, 2003). Je však potrebné poznamenať, že celkovú účinnosť quadrokoptéry ovplyvňuje niekoľko ďalších faktorov, ako je hmotnosť a aerodynamický dizajn UA, ako aj prevádzkové podmienky a faktory prostredia.

### 1.6.5 Pomer ťahu k hmotnosti

Kľúčovým parametrom pri určovaní výkonu quadrokoptéry je pomer ťahu k jej hmotnosti. Túto bezrozmernú veličinu je možné vypočítať ako podiel ťahu  $T$ , ktorý je generovaný všetkými motormi, ku celkovej hmotnosti  $W$  quadrokoptéry. Čím je vyšší pomer  $T/W$ , tým je quadrokoptéra schopná generovať väčší ťah v porovnaní s jej hmotnosťou, čo priamo ovplyvňuje jej schopnosť dosiahnuť vyššie vertikálne a horizontálne zrýchlenie či lepšiu manévrovateľnosť. Naopak, nízky pomer  $T/W$  môže naznačovať problémy s udržiavaním požadovaných parametrov letu alebo stability quadrokoptéry počas zložitých manévrov (Quan, 2017).

## 1.7 Letové charakteristiky quadrokoptér

V kontexte UA možno definovať letové charakteristiky quadrokoptér na základe ich výkonových parametrov a konštrukcie. Tieto charakteristiky zahŕňajú rýchlosť, dosah, výdrž, nosnosť, stabilitu, manévrovateľnosť či presnosť udržania polohy, pričom každá z týchto charakteristík je ovplyvnená celkovým výkonom motorov, hmotnosťou či kapacitou batérie. V porovnaní s lietadlami a helikoptérmi, quadrokoptéry nemajú pevné vztlakové plochy, čo znamená, že niektoré letové charakteristiky vyjadrené letovými obáľkami alebo výškovo-rýchlostnými diagramami (H-W diagram), nie sú pre quadrokoptery relevantné. Nespornou výhodou pri zisťovaní letových vlastností quadrokoptér je

ich elektrický zdroj, ktorý počas celého trvania letu má konštantnú hmotnosť.

### **Rýchlosť a nadmorská výška**

Nadmorská výška použitia quadrokoptéry má vplyv na stanovenie jej maximálnej rýchlosti a dosiahnutie maximálnej výšky letu v závislosti na celkovom výkone motorov, aerodynamickom dizajne vrtúľ, či jej celkovej hmotnosti. Ako bolo spomenuté, existujú aj legislatívne obmedzenia týkajúce sa maximálnej rýchlosti a výšky, ktoré môžu quadrokoptéry dosiahnuť (European Union, 2019a). Napríklad, v krajinách Európskej Únie je maximálna povolená rýchlosť civilných UA stanovená na  $20 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  a maximálna výška letu obmedzená na hodnotu 120 m. Dané limitácie majú za cieľ minimalizovať riziko ohrozenia zdravia a bezpečnosti obyvateľstva. Z praktického hľadiska tieto obmedzenia zvyšujú dosah či výdrž letu quadrokoptéry.

Grafické znázornenia parametru rýchlosti letu a nadmorskej výšky pre stanovenie optimálnych podmienok letu quadrokoptéry sú zobrazované vo vzťahu k výkonu alebo efektívnosti použitia pohonných jednotiek. Graf závislosti výkonu motora na rýchlosti a nadmorskej výške sa spravidla označuje ako krivka požadovaného výkonu (Power Required Curve) alebo tabuľka výkonu a nadmorskej výšky (Power vs. Altitude Chart). Krivky ukazujú aký je potrebný výkon pohonných jednotiek pre udržanie požadovanej rýchlosti a výšky letu. Graf závislosti efektivity pohonnej jednotky na rýchlosti a nadmorskej výške sa zvyčajne označuje ako krivka požadovaného ťahu (Thrust Required Curve) alebo tabuľka účinnosti a nadmorskej výšky (Efficiency vs. Altitude Chart) (Niemi et al., 2018). V tomto prípade krivky poukazujú na optimálne rýchlosti a nadmorské výšky, ktoré treba udržať pre dosiahnutie najlepšej efektivity pohonnej jednotky.

### **Dosah**

Dosah predstavuje ďalší významný letový parameter, ktorý určuje maximálnu vzdialenosť letu quadrokoptéry od pilota - operátora bez toho, že by došlo ku strate kontroly riadenia. Pri využívaní RC vysielača je dosah najviac limitujúci práve telemetrickým transceiverom (Jenkins, 2018). Pri zanedbaní dosahu vysielača, parameter dosahu / doletu má priamy vzťah k optimálnej rýchlosti letu, resp. k hodnotám účinnosti pohonnej jednotky pri konkrétnej rýchlosti letu. Medzi faktory, ktoré môžu ovplyvniť dosah patrí napríklad nadmorská výška letu a aktuálne poveternostné podmienky. Typickým grafickým znázornením dosahu pre quadrokoptéry sú grafické diagramy resp. tabuľky, ktoré môžu zobrazovať závislosť dosahu quadrokoptéry na rýchlosti letu, nadmorskej výške alebo intenzite vetra vo vzťahu k jej hmotnosti a

konfigurácii letu. Pilot - operátor môže využívať tieto údaje pre efektívne plnenie úloh, kedy potrebuje poznať operačný dosah quadrokoptéry v konkrétnych podmienkach jej použitia (Quan, 2017).

## **Výdrž**

Výdrž quadrokoptéry je definovaná ako maximálna doba, počas ktorej môže zostať quadrokoptéra v prevádzkovom režime bez potreby výmeny batérie. Podobne ako pri dosahu, aj na parameter výdrže má vplyv viacero faktorov vrátane kapacity batérie, účinnosti pohonných jednotiek a hmotnosti quadrokoptéry. Graficky je možné znázorniť parameter výdrže diagramom doby letu v závislosti na hmotnosti a kapacity batérie. Tak, ako pri dosahu letu quadrokoptéry, existuje množstvo spôsobov zobrazenia maximálnej doby letu quadrokoptéry - výdrže, pričom voľba vhodnej metódy závisí od konkrétnej aplikácie (Quan, 2017).

## **Parameter letovej nosnosti**

Parameter letovej nosnosti je definovaný ako maximálna váha, ktorú môže quadrokoptéra uniešť. Tento parameter je kritický pre úspešné vykonávanie úloh, ktoré si vyžadujú prenášanie rôznych nákladov alebo senzorov. Letová nosnosť je priamo ovplyvnená celkovým výkonom motorov a aerodynamikou vrtúľ, ktoré zabezpečujú potrebnú ťahovú silu na zdvihnutie quadrokoptéry s danou hmotnosťou. Grafické znázornenie letovej nosnosti je obvykle formou diagramu vykresľujúceho závislosti hmotnosti, výkonu pohonných jednotiek alebo nadmorskej výšky, resp. v podobe tabuliek letovej hmotnosti vztiahnutej na kapacitu batérie.

## **Stabilita**

Stabilita je letový parameter, ktorý ovplyvňuje schopnosť quadrokoptéry udržiavať stabilnú polohu a orientáciu v priestore. Parametre, ktoré ovplyvňujú stabilitu quadrokoptéry, zahŕňajú konštrukciu quadrokoptéry a procesy v riadiacej jednotke. Napríklad, vyváženie hmotnosti či vrtúľ sú kľúčové pre udržanie stability letu. Vonkajšie faktory, ktoré môžu ovplyvniť stabilitu quadrokoptéry sú napr. vplyv vetra alebo turbulencia. Parameter stability je kritický pre úspešné plánovanie a vykonávanie letových úloh, pretože akékoľvek odchýlky od požadovaných parametrov letu môžu viesť k ohrozeniu bezpečnosti alebo nehodám. Znázornenie stability letu sa zvyčajne realizuje graficky pomocou tzv. tabuľky stability (Stability Chart), ktorá zobrazuje závislosť stability letu na rôznych parametroch quadrokoptéry, ako sú napríklad konštrukcia vrtúľ, poloha a orientácia quadrokoptéry, hmotnosť, poloha ťažiska

a podobne (Tennakoon & Munasinghe, 2008).

### **Manévrovatelnosť**

Manévrovatelnosť je kľúčovou letovou charakteristikou quadrokoptér, ktorá určuje schopnosť quadrokoptéry meniť svoju polohu a smer v priestore. Jednou z hlavných výhod quadrokoptér je možnosť vertikálneho vzletu a pristátia či možnosť udržiavania stabilnej polohy v priestore. Manévrovatelnosť je ovplyvnená niekoľkými faktormi, vrátane hmotnosti a vyváženia lietadla, veľkosti a konštrukcie rotorov a odozvy systému riadenia letu (Tennakoon & Munasinghe, 2008).

Manévrovatelnosť quadrokoptér sa znázorňuje pomocou manévrovateľných obálok (Maneuverability Envelopes) alebo grafov nazývaných ako manévrovacie diagramy (Stick Plot alebo aj Maneuver Plot). Manévrovacía obálka zobrazuje maximálnu kombináciu rýchlosti a zrýchlenia, ktorú quadrokoptéra môže dosiahnuť v určitých podmienkach a s určitou bezpečnostnou rezervou. Manévrovací diagram zase zobrazuje závislosť zvislého ťahu na momenty okolo osi X a Y, ktoré ovplyvňujú náklon a otočenie quadrokoptéry. Obvykle sa týmto spôsobom znázorňuje niekoľko typických manévrov akými sú kruhové zatáčky, stúpania a klesania (Tennakoon & Munasinghe, 2008; Yoon et al., 2017).

### **Presnosť udržania polohy**

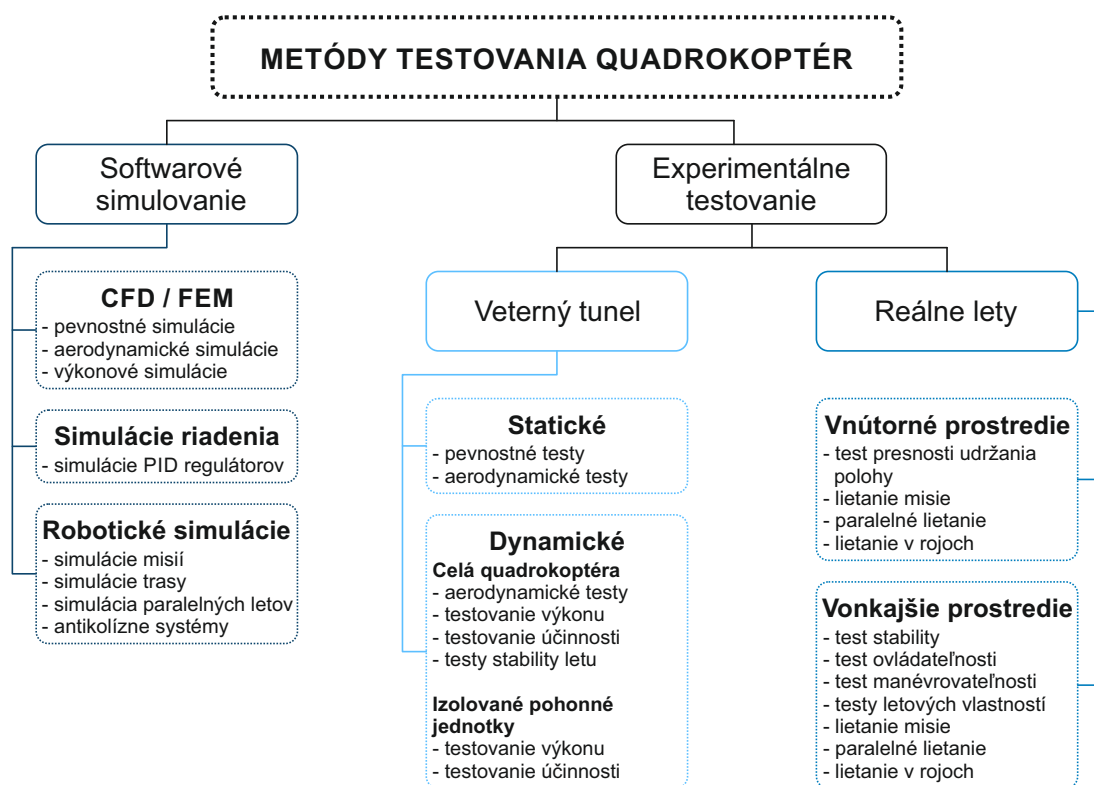
Presnosť udržania polohy sa vzťahuje na schopnosť quadrokoptéry udržiavať zvolenú polohu v priestore s vysokou presnosťou. Podobne ako pri stabilite, aj letový parameter presnosti udržania polohy je ovplyvnený konštrukciou riadiacej jednotky a vonkajšími faktormi. Táto vlastnosť je rozhodujúca pre efektívnu a bezpečnú prevádzku quadrokoptéry, pretože zabezpečuje, že zariadenie je schopné udržať svoju polohu s minimálnou odchýlkou. Presnosť udržania polohy je dosiahnutá použitím pokročilých senzorov a riadiacich algoritmov, ktoré monitorujú polohu quadrokoptéry v reálnom čase a vykonávajú potrebné úpravy na udržanie jej stability (Yoon et al., 2017).

Grafické znázornenie letového parametru presnosti udržania polohy u quadrokoptéry sa realizuje zobrazovaním závislosti tohto parametru napríklad na pozícii, orientácii, rýchlosti a akcelerácii quadrokoptéry. Typickým príkladom je diagram kruhu zmätania (circle of confusion), ktorý vizualizuje kruhovú oblasť v blízkosti cieľovej polohy, ktorú by mala quadrokoptéra udržiavať.



## 1.8 Súčasný stav testovania technických a letových charakteristík quadrokoptér

Testovanie je jedným zo základných úkonov v procese vývoja a optimalizácie produktu. Znalosť technických a výkonových charakteristík quadrokoptér je preto esenciálnou podmienkou pri určení vhodnosti ich použitia a zabezpečenia požadovanej bezpečnosti v procese ich integrácie do spoločného vzdušného priestoru. V súčasnosti neexistujú žiadne stanovené komplexné štandardy a postupy na testovanie UA systémov podkategórie quadrokoptér, a preto testovací inžinieri a výskumníci často aplikujú už zavedené metódy verifikácie bežne používané vo veľkom letectve. Testovania sa realizujú s jasným cieľom, špecificky skúmať určené parametre. Nezahŕňajú však komplexnú analýzu všetkých aspektov. Analýza aerodynamických a výkonnostných charakteristík quadrokoptér môže byť dosiahnutá buď pomocou softvérových simulácií (Jung & Tsiotras, 2007; Hentati et al., 2018; Christodoulou et al., 2019; Meyer et al., 2012), experimentálnym meraním v aerodynamickom tuneli (Russell et al., 2016; Baris et al., 2019) alebo prostredníctvom reálne vykonaných letov na plne funkčných quadrokoptéroch (obr. 1.12) (Su et al., 2023).



Obr. 1.12: Schématické znázornenie metód testovania quadrokoptér.

Softvérové simulácie využívané v leteckom priemysle sa zakladajú na komplexných nástrojoch matematickej analýzy. Jej využitie je najmä v

hodnotení aerodynamických a výkonových charakteristík quadrokoptér alebo jej častí za pomoci CFD (Christodoulou et al., 2019), cez simulácie činnosti riadiacich regulátorov (Praveen et al., 2016) až po robotické simulácie zamerané na paralelné lety (Schmittle et al., 2018) či verifikáciu antikolíznych systémov (Shahoud et al., 2022).

Kľúčovou výhodou softvérového testovania oproti hardvérovému testovaniu je možnosť rýchleho a efektívneho vyladenia rôznych skúmaných konfigurácií a parametrov bez potreby fyzickej prítomnosti testovanej quadrokoptéry, čo výrazne znižuje náklady vynaložené na testovanie. Hlavnou nevýhodou softvérového testovania je, že nemôže plne simulovať reálne letové podmienky. To znamená, že výsledky softvérového testovania môžu poskytnúť len určitú predstavu o letových vlastnostiach a výkone quadrokoptéry, ktoré môžu byť odlišné od skutočných výsledkov meraní v reálnom prostredí.

Metóda testovania quadrokoptér vo veternom tuneli je bežne používaný prístup na testovanie aerodynamických, výkonnostných alebo účinnostných letových a výkonových charakteristík (Theys et al., 2014; Russell et al., 2016; Baris et al., 2019). Testovanie aerodynamických vlastností, vrátane vztlakových a odporových síl, prebieha vo veternom tuneli buď v statickom stave quadrokoptéry, keď sa integrita konštrukcie testuje prostredníctvom jej interakcii s obtekajúcim prúdom vzduchu v režime bez zapnutých motorov UA; alebo v dynamickom stave, kedy obtekajúci prúd vzduchu pri testovaní vytvára interakciu so zapnutými pohonnými jednotkami quadrokoptéry. Pri testoch sa udržiava konštantná hodnota rýchlosti prúdenia vzduchu v tuneli pri zmene náklonu UA, alebo naopak, test je vykonávaný pre jednu hodnotu náklonu UA pri rôznych rýchlostiach prúdenia vzduchu.

Testovanie výkonu a účinnosti UA vo veternom tuneli sa vykonáva aj ako dynamický test celej quadrokoptéry, nie je však nezvyčajné, že testovanie prebieha samostatne len na pohonných jednotkách quadrokoptéry (Theys et al., 2014). Medzi výsledky takýchto testov patrí napríklad stanovenie máp ťahu, ktoré zobrazujú vplyv rýchlosti prietoku vzduchu a uhla náklonu quadrokoptéry, resp. len jej pohonných jednotiek na celkový mechanický ťah, alebo vytvorenie diagramov mechanickej účinnosti motorov v závislosti na rýchlosti prietoku vzduchu (Theys et al., 2014). Kým dosiaľ spomínané metódy vyhodnocovali výsledky testovania na základe zaznamenaných hodnôt ťahu a osovej sily, ktoré sa prenášali na testovaciu stolicu. Pri týchto testoch sa udržiavali konštantné otáčky motorov pre každý experiment. Stabilita letu vo veternom tuneli sa teraz hodnotí na základe odchýlok v hodnotách otáčok motorov, ktoré sa snažia udržiavať sily na testovacej stoličke na nule. Túto stabilitu letu skúmame pre rôzne režimy klonenia, natočenia a kombinácie týchto pohybov u quadrokoptéry.

V aerodynamických tuneloch sa quadrokoptéra vždy pevne viaže na testovaciu stoličku, čo je motivované bezpečnostnými dôvodmi a vysokými finančnými nákladmi na takéto testovacie zariadenia.

Testovanie vykonávané prostredníctvom reálnych letov možno rozdeliť na letové testy vo vnútornom prostredí (Bhandari et al., 2017) a letové testy vo vonkajšom prostredí (Theys & De Schutter, 2020). Typickým testom vo vnútornom prostredí je test presnosti udržania polohy vistenia, pri ktorom sa autonómny riadiaci systém, resp. jeho regulátor, snaží klopením a klonením udržať stanovený referenčný bod (Kusmirek et al., 2020).

## Príloha A

**Kušmírek, S.**, Socha, V., Hanáková, L., Hylmar, K., Matyáš, R., & Kubový, P. (2020). Validation of the Manual Indoor UAV Flying Characteristics Methodology. In *2020 New Trends in Civil Aviation (NTCA)* (pp. 129-133). IEEE. DOI: 10.23919/NTCA50409.2020.9291204

Ďalším príkladom vnútorného testovania pri reálnych letoch je lietanie podľa misie, alebo paralelné lietanie či lietanie v skupine. Tieto testy verifikujú správnosť algoritmov kontrolných systémov quadrokoptér a ich vzájomné komunikačné kanály. Vo všeobecnosti platí, že pri vnútornom prostredí je problém s GPS signálom, nutným na udržanie pozície, ako aj kontrolnej slučky regulátora, a preto sa pri týchto testoch musí substituovať satelitný za iný pozičný systém, najčastejšie kamerový Motion Capture.

Letové testovanie quadrokoptéry vo vonkajšom prostredí je nevyhnutným krokom pri overení jej letových a výkonových charakteristikách (Theys & De Schutter, 2020). Tieto dynamické testy vo vonkajšom prostredí zahŕňajú rôznorodé typy testov, ako napríklad skúšky stability, ovládateľnosti, manévrovateľnosti, dosahu či výdrže. Limitácie tejto formy testovania spočívajú ako v neriadenom prostredí s možnosťou výskytu rôznych poryvov vetra tak v spôsobe zberu dát nutných na vyhodnocovanie požadovaných letových charakteristík. Letové dáta môžu byť zhromažďované prostredníctvom riadiacej jednotky, dataloggera, zachytávajúceho dáta vo forme Mavlink správ z riadiacej jednotky, alebo sensorovej siete, zaznamenávajúcej požadované výkonové charakteristiky quadrokoptéry.

## 1.9 Zhrnutie kapitoly

Z vyššie uvedeného vyplýva, že pre komplexné pochopenie letových a výkonových charakteristík quadrokoptéry je kľúčová kombinácia softvérovej

simulácie a fyzického testovania. V rámci tejto integrácie by sa malo zamyslieť nad novým typom výstupu, ktorý by efektívne zohľadňoval závislosť medzi rôznymi premennými, ako sú ťah, uhol náklonu a rýchlosť, a reflektoval tak komplexnosť quadrokoptérov.

Podľa súčasných štandardov testovania vo veternom tuneli, kedy sa počas testov udržiava konštantná rýchlosť prúdenia vzduchu s variabilnou zložkou náklonu, alebo naopak, rovnakým náklonom a variabilnou rýchlosťou, je potrebné zvážiť, či daný stav odpovedá reálnej mechanike letu quadrokoptér. Aj napriek tomu, že vo veľkom letectve je testovanie pri reálnych letoch bežné, u UA systémov nižších váhových tried (napr. C1), určených pre širokú verejnosť, je obmedzený prístup ku zbere letových dát, čo je značnou limitáciou pri ďalšom konštrukčnom alebo legislatívnom prograse.

Cielom tejto práce je stanoviť metodiku testovania vybraných letových charakteristík quadrokoptéry pomocou softvérových a hardvérových prístupov. Ako referenčná metóda bude zvolené experimentálne testovanie vo veternom tuneli, ktoré bude založené na parametroch získaných z robotického simulácie, konkrétne na závislosti zmeny náklonu od rýchlosti letu. Verifikácia týchto testov sa uskutoční prostredníctvom dynamického testovania počas reálnych letov quadrokoptéry. Pri tomto testovaní sa budú zbierať relevantné letové parametre nielen na riadiacej jednotke, ale aj na prototypovom modulárnom systéme Dronbox, ktorý bol vyvinutý špeciálne na zber letových a výkonových parametrov quadrokoptéry.

## 2. Projekt práce

Pri stanovení cieľov práce boli zohľadnené existujúce obmedzenia štandardných testovacích metód a zistenia z dostupných štúdií. Naplnenie cieľa práce spočívalo v analýze presnosti dynamického testovania vybraných letových charakteristík bezpilotných lietadlov (UA) počas reálnych vonkajších letov s použitím navrhnutého záznamového systému. Aby bolo možné dosiahnuť čo možno najlepšie výsledky pri naplnení hlavného cieľa práce, boli stanovené aj sekundárne ciele. Týmto spôsobom bol definovaný problém rozčlenený na menšie časti. Výskumné otázky a hypotézy boli formulované na základe týchto stanovených cieľov.

### Ciele

**Návrh metodológie testovania:** Na základe analýzy súčasných testovacích prístupov a metód bude navrhnutý postup pre referenčné a experimentálne dynamické testovanie quadrokoptér, vrátane metodiky zberu dát vybraných výkonových a letových charakteristík UA. Testovacie aktivity budú realizované v softvérovom prostredí robotického simulátora, veternom tuneli a v priebehu reálnych letov.

**Návrh meracieho systému:** V súlade s vybranými letovými parametrami, reprezentujúcimi výkonové a letové charakteristiky quadrokoptéry, bude navrhnuté odnímateľné modulárne senzorické zariadenie, aplikovateľné na UA kategórie C1, schopné zaznamenávať požadované letové údaje. Za účelom porovnania presnosti navrhnutého senzorického zariadenia s reálnymi letovými dátami budú získané parametre porovnávané s údajmi získanými z riadiacej jednotky quadrokoptéry.

**Vyhodnotenie navrhnutej metódy:** Na základe analýzy zvolených výkonových a letových charakteristík bude určená vhodnosť navrhnutého dynamického testovania a meracieho systému pre aplikáciu v oblasti testovania UA podkategórie quadrokoptér.

## Výskumné otázky

Na dosiahnutie hlavného a sekundárnych cieľov dizertačnej práce boli definované tieto výskumné otázky:

- Otázka 1:** Je možné navrhnutým meracím systémom nahradiť, pre účely testovania, dáta z riadiacej jednotky quadrokoptéry?
- Otázka 2:** Aký vplyv majú rôzne testovacie prostredia (simulované prostredie, veterný tunel, reálne lety) na presnosť a spoľahlivosť získaných letových dát quadrokoptéry?
- Otázka 3:** Je navrhnutá metóda dynamického testovania prostredníctvom reálnych letov vhodná na určenie aerodynamických parametrov?

## Hypotézy

Na základe výskumných otázok boli formulované nasledujúce hypotézy:

- H1** Dáta získané z meracieho systému a riadiacej jednotky quadrokoptéry nebudú štatisticky odlišné.
- H2** Z dát získaných počas simulovaných a reálnych letov bude možné vytvoriť prevádzkovú obálku, ktorá charakterizuje letové vlastnosti quadrokoptéry. Táto prevádzková obálka bude opisovať vzťahy medzi výkonovými a letovými parametrami quadrokoptéry a jej hmotnosťou pri horizontálnom priamočiaram lete.
- H3** Na základe údajov získaných z realizovaných letov bude možné aproximovať aerodynamické parametre quadrokoptéry.

### 3. Metodika

V zmysle naplnenia definovaných cieľov a výskumných otázok, ako aj overenia pravdivosti stanovených hypotéz dizertačnej práce, bol vytvorený nasledovný súhrn pracovných postupov a testovacích protokolov. Dizertačná práca vychádza z poznatkov súčasného stavu metodiky testovania aerodynamických charakteristík VTOL UA vo veternom tuneli. Novo navrhnuté metódy boli založené na nepriamom určení aerodynamických a výkonových charakteristík UA z letových dát, buď softvérovo simulovaného letu alebo reálnych letoch vo vonkajšom prostredí. Základným parametrom pre vzájomné porovnávanie výsledkov testovania aerodynamických charakteristík bol typ testovaného UA, ktorého voľba musela byť v súlade so špecifikáciami navrhovaných metodík testovania. S ohľadom na legislatívne požiadavky kladené na pilota - operátora a priestorové obmedzenia mernej cely veterného tunela, boli pri výbere testovaného UA kľúčovými hardvérovými špecifikáciami maximálna vzletová hmotnosť a celkové rozmery lietadla. Ako výkonnostná požiadavka bola definovaná schopnosť letu UA s užitočným zaťažením o minimálnej hmotnosti 200 g, reprezentujúcej približne 75% hmotnosti externého testovacieho systému, slúžiaceho ako súčasť meracieho vybavenia pri reálnych letoch vo vonkajšom prostredí. Softvérové požiadavky pri výbere UA boli zamerané na možnosť vykonávania autonómne riadených letov prostredníctvom vhodne zvolenej pozemnej riadiacej stanice a dátovej architektúre riadiacej jednotky, umožňujúcej prístup k letovým dátam prostredníctvom MavLink dátového toku. V neposlednom rade vybraný prostriedok musel byť dostupný ako 3D model v prístupnom robotickom simulátore. Voľba testovaného UA musela brať do úvahy okrem sady konštrukčných a softvérových požiadaviek, ktoré boli potrebné na dodržanie metodických postupov, aj praktické možnosti výberu. Vybrané UA muselo byť cenovo dostupné, ľahko opraviteľné z hľadiska hardvéru a najlepšie aj s dostupnou knižnicou 3D modelov náhradných súčiastok pre 3D tlač.

V rámci kapitoly *Metodika* sú prezentované hardvérové špecifikácie vybranej testovanej quadrokoptéry a použitej riadiacej jednotky, ako aj systematický prehľad všeobecných nástrojov a sledovaných parametrov nevyhnutných pre výpočet požadovaných aerodynamických a letových charakteristík UA. Následne sa kapitola detailne venuje každému metodickému kroku prípravy testovacích protokolov vrátane definovania experimentu až po vytvorenie konečného dátového súboru pred jeho štatistickým vyhodnotením.

## 3.1 Definovanie letového prostriedku a jeho technicko - výkonových parametrov

Okrem hardvérových a softvérových charakteristík testovanej quadrokoptéry bolo dôležité si určiť aj sekundárne technické a výkonové parametre, ktoré neskôr vstupujú do výpočtu aerodynamických a letových charakteristík UA. Pre ďalšie spracovanie dát nameraných či už vo veternom tuneli alebo pri simulovaných a reálnych letoch, bolo podstatné zohľadniť meniacu sa plochu prierezu UA. Podľa teórie mechaniky horizontálneho letu multikoptér je plocha prierezu UA závislá od uhla náklonu, resp. uhla medzi horizontálnou rovinou obtekajúceho prúdu vzduchu a predozadnou rovinou UA.

V prípade simulovaných a reálnych letov, kedy senzorické vybavenie neumožňuje priame merania vztlakových síl, je nutné ich hodnoty zistiť nepriamo, prostredníctvom výkonových charakteristík pohonných jednotiek. Sledované parametre v tomto prípade sú otáčky každého motora. K určeniu mechanického prevodu je potrebné poznať výkonovú charakteristiku vrtule. Alternatívna možnosť je pracovať s konštantou celkového ťahu pohonných jednotiek (konštanta v rozmedzí 0 - 1), ktorá zohľadní celkový ťah všetkých motorov. Pre prevod takto definovanej konštanty na mechanickú silu, resp. ťah, je nutné poznať maximálny ťah jednej pohonnej jednotky. Preto pri roboticky simulovanom lete a aj pri reálnom lete, bol použitý rovnaký typ a geometria vrtule.

### 3.1.1 Charakteristika quadrokoptéry IRIS+ a autopilota Pixhawk

Ako testovaný VTOL UA s maximálnou vzletovou hmotnosťou v rozmedzí 1 kg až 2.5 kg vyhovujúci všetkým stanoveným požiadavkám práce bol zvolený komerčne dostupný UA typu multikoptéra s konvenčným usporiadaním štyroch motorov značky IRIS+. Quadrokoptéra bola vyvinutá spoločnosťou 3DRobotics (Kalifornia, USA) a disponuje štyrmi bezkartáčovými jednosmernými motormi typu MN2213 s rýchlostnou konštantou 950 kV. Motory sú usporiadané v asymetrickej konfigurácii typu „X“ (obr. 3.1). Na každej z hriadeľov elektromotorov je štandardne upevnená samouťahovacia dvojlistá APC Slow Flyer vrtuľa o priemere 254 mm a stúpaní 119 mm (10"×4.7"). Vrtule používané v rámci riešenia dizertačnej práce boli nahradené za typ 3D Robotics Solo o rovnakom priemere 254 mm so stúpaním 114 mm (10"×4.5"). Hlavným dôvodom výberu tohto typu vrtule bola ich dostupnosť a výkonostné parametre. Rozmery quadrokoptéry bez vrtúľ na dlhých nohách sú 490 × 320 × 195 mm.



Vzletová hmotnosť quadrokoptéry bez batérie je 1000 g. Udávaná nosná kapacita užitočného zataženia sa pohybuje na hodnote 400 g. Priemerná doba letu na jednu 11.1 V 3500 mAh lithium-polymérovú batériu je výrobcom odhadovaná na 10 až 15 min v závislosti na zatažení, poveternostných podmienkach, režime letu a vykonávaných manévroch (3D Robotics, Inc., 2014). S úmyslom zvýšiť možný počet letov vykonaných na jednu batériu boli pri reálnych letoch vo vonkajšom prostredí použité 11.1 V lithium-polymérové batérie s kapacitou až 6100 mAh.



Obr. 3.1: Quadrokoptéra 3DR IRIS+ na dlhých nohách.

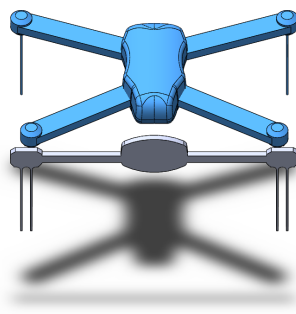
Quadrokoptéra IRIS+ je vybavená taktiež 32-bitovou riadiacou jednotkou Pixhawk 2.4.8 s QGroundControl firmwarom, umožňujúcim lietať autonómne misie. V riadiacej jednotke je integrovaný barometer, magnetometer, 3-osý akcelerometer a gyroskop. Periférnym senzorom, pripojeným k riadiacej jednotke, je uBlox GPS modul s magnetometrom. Súčasťou vybavenia je telemetrický rádiový set, zabezpečujúci obojstrannú komunikáciu medzi UA a pozemnou riadiacou stanicou či ovládačom operátora, prostredníctvom dátového protokolu MAVLink. Interná pamäť riadiacej jednotky dovoľuje zápis a zálohovanie všetkých prenášaných a generovaných dát. Manuálne riadenie letu operátorom je zabezpečené diaľkovým ovládačom 3DRobotics s dosahom definovaným výrobcom až 1 km (PX4 Development Team and Community, 2023). V reálnych letových podmienkach je dosah rádiového ovládania rádovo nižší, v rozmedzí 100 až 150 m. Firmvér riadiacej jednotky umožňuje naprogramovanie misie UA s presne definovanými letovými parametrami, akými je výška letu, rýchlosť letu, čas vysenia nad bodom, či podmienky otáčania okolo osi  $z$ . Program sa z GCS, s využitím telemetrického systému, nahraje do

riadiacej jednotky UA a po prepnutí do módu „mision flight“ vykoná plne autonómny let.

### 3.1.2 Prierezová plocha quadrokoptéry

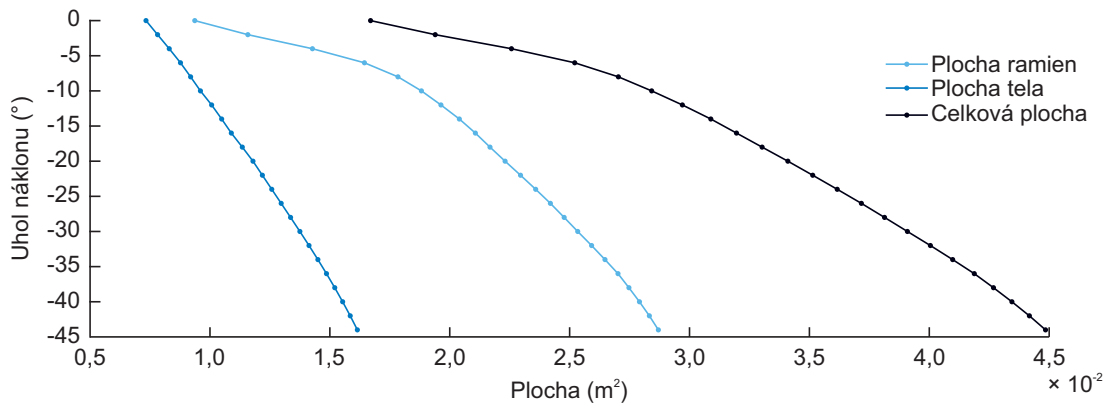
Koeficienty vztlaku draka a odporu sú podľa vzorcov (1.3) a (1.2) nepriamo závislé na veľkosti prierezovej plochy  $A$ . Pri lete quadrokoptér nastáva vyššie popísané špecifikum, kedy pre zvýšenie doprednej rýchlosti musí quadrokoptéra vykonať klopenie, čím výrazne mení veľkosť svojej prierezovej plochy. Pre určenie závislosti uhla nábehu na veľkosti prierezovej plochy neexistuje žiadna unifikovaný vzorec a preto je nevyhnutné pre každý typ quadrokoptéry túto závislosť vypočítať, resp. namodelovať a odmerať.

Pre určenie prierezovej plochy bol v softvéri SolidWorks 2021 (Dassault Systemes, Vélizy-Villacoublay, Francúzsko) vytvorený zjednodušený model testovaného UA IRIS+ s dlhými nohami bez vrtúl, pričom zjednodušenie spočívalo vo vynechaní odľahčujúcej geometrie na ramenách quadrokoptéry a odstránení rádiusov z hrán krytu tela quadrokoptéry. Zvolenými úpravami modelu sa docielila možnosť použitia funkcie siluety, vytvárajúcej rovinný obrys UA ako celku (obr. 3.2). Vyplnením vzniknutej skice bola následne merateľná hodnota plochy uzatvorenej obrysom, reprezentujúca prierezovú plochu prostriedku.



Obr. 3.2: Zjednodušený model IRIS+ 3DR bez vrtúl pri premietaní siluety.

Celkovo bolo namodelovaných a analyzovaných 24 profilov prierezových plach, pričom uhol náklonu quadrokoptéry bol sledovaný s krokom  $2^\circ$  v rozsahu od  $0^\circ$  do  $46^\circ$  (obr. 3.3). Pre výpočet koeficientu aerodynamického odporu vo vertikálnom smere bola zaznamenaná aj prierezová plocha quadrokoptéry, ktorá dosahovala hodnotu  $0.047 \text{ m}^2$ .



Obr. 3.3: Graf diskretných bodov určujúcich závislosť uhla dopredného náklonu na prierezovú plochu celej quadrokoptéry.

### 3.1.3 Výkonová charakteristika pohonnej jednotky

Testovanie výkonových charakteristík pohonnej jednotky bolo realizované formou statického testovania v režime visenia, teda pri nulovej rýchlosti prúdu vzduchu proti smeru „letu“. Testovaná pohonná jednotka ako jej všetky komponenty (zdroj, elektrický kontrolér rychlosti, riadiaca jednotka, motor a vrtuľa) pochádzali z vyššie popísanej quadrokoptéry 3DR IRIS+. Z plastového ramena quadrokoptéry bol odňatý motor bez prerušenia napájania a ovládania, a pre účely ďalšieho testovania bol pripevnený k testovaciemu stojanu RC Benchmark Series 1580 (Tyto Robotics, 2023). Zaznamenávané parametre pri statickom testovaní meracím stojanom bol ťah, elektrické napätie, elektrický prúd a opticky merané otáčky motora. Elektricky merané otáčky s PWM signálom boli zaznamenávané na strane riadiacej jednotky Pixhawk 2.4.8.

Pre meranie ťahu používa testovacie zariadenie RC Benchmark piezoelektrické snímače zaťaženia s ohybným nosníkom. Snímače sú rozmiestnené v konfigurácii jeden snímač vo vertikálnom a dva snímače v horizontálnom smere. Paralelne vedľa seba horizontálne umiestnené snímače sú určené k meraniu točivého momentu. Rozsah meraného ťahu bol od - 5 do + 5 kgf s presnosťou 0,5 % ± 0,005. Optické meranie otáčok bolo možné vykonávať v rozsahu od 0 do 30 000 ot./min. Presná tolerancia snímača sa neuvádza (tab. 3.1) (Tyto Robotics, 2023). Softvérové rozhranie testovacieho stojanu bolo využívané iba na exportovanie nameraných dát. Ovládanie pohonnej jednotky bolo vykonávané RC ovládačom quadrokoptéry IRIS+, prípadne jeho riadiacou jednotkou.

Výkonová charakteristika samouťahovacej dvojlistej vrtule 3D Robotics Solo 10"×4.5" bola určená z dvanástich meraní, kedy na riadiacej jednotke quadrokoptéry bol naprogramovaný jeden režim, v ktorom pohonná jednotka pracovala po dobu 20 sekúnd. Po uplynutí stanoveného času bolo meranie

Tabuľka 3.1: Presnosť testovacieho stojanu RC Benchmark Series 1580

| Parameter          | Rozsah merania | Presnosť           | Jednotky | Vzorkovacia frekvencia |
|--------------------|----------------|--------------------|----------|------------------------|
| Ťah                | $\pm 5$        | $0,5 \% \pm 0,005$ | kgf      | 8 Hz                   |
| Točivý moment      | $\pm 2$        | $0,5 \% \pm 0,005$ | Nm       | 8 Hz                   |
| Elektrické napätie | 0–35           | $0,5 \% \pm 0,05$  | V        | 50 Hz                  |
| Elektrický prúd    | 0–40           | $1,0 \% \pm 0,1$   | A        | 50 Hz                  |
| Otáčky             | 0–30 000       | –                  | ot/min   | 50 Hz                  |

ukončené. Z mediánových hodnôt elektrického napätia a elektrického prúdu sa vypočítal výkon pohonnej jednotky podľa vzťahu:

$$P = IU \quad (3.1)$$

Okrem elektrického výkonu boli nepriamo dopyčítané bezrozmerové koeficienty ťahu, krútiaceho momentu a výkonu vyplývajúce zo vzťahov:

$$T = C_T(J)\rho n^2 D^4 \quad (3.2)$$

$$P = C_P(J)\rho n^3 D^5 \quad (3.3)$$

kde koeficienty ťahu  $C_T$  a výkonu  $C_P$  sú závislé od ťahu  $T$  v  $N$ , elektrického výkonu  $P$  vo  $W$ , hustoty vzduchu  $\rho$  v  $kg \cdot m^{-3}$ , rýchlosti otáčania vrtule  $n$  v  $s^{-1}$  a priemeru rotora  $D$  v  $m$  (Deters et al., 2017). Keďže RC Benchmark nezaznamenával krútiaci moment generovaný vrtulou, koeficient krútiaceho momentu  $C_Q$  bol vypočítaný podľa vzťahu:

$$C_Q = \frac{C_P}{2\pi} \quad (3.4)$$

Výsledky statickej výkonovej charakteristiky dvojlistej vrtule 3D Robotics Solo 10"×4,5" boli sumarizované v tabuľke 3.2. Pri porovnaní vypočítaných hodnôt s výsledkami dosiahnutými pri testovaní totožnej vrtule na University of Illinois at Urban-Champaign boli preukázané odchýlky pri jednotlivých konštantách v desatinom čísle Dantsker et al. (2022); Deters et al. (2017). Odchýlky mohli byť spôsobené geometriou stojanu RC Benchmark, ktorá z časti bránila plynulému odtokaniu vzduchu od vrtule, použitím iného typu motora alebo iného elektronického ovládania otáčok pohonnej jednotky ako v spomínaných štúdiách. Pre ďalšie výpočty motorových konštánt alebo momentových konštánt v kapitole *Metóda letového testovania pomocou 3D*

Tabuľka 3.2: Koeficienty ťahu ( $C_t$ ), výkonu ( $C_p$ ) a krútiaceho momentu vrtule ( $C_q$ ) 3D Robotics Solo 10"×4,5" závislé od otáčok a príkonu pohonnej jednotky.

| Otáčky ( $\text{min}^{-1}$ ) | Ťah (kgf) | Príkon (W) | $C_t$ | $C_p$ | $C_q$ |
|------------------------------|-----------|------------|-------|-------|-------|
| 4090                         | 0,18      | 21,1       | 0,075 | 0,053 | 0,084 |
| 4400                         | 0,21      | 25,14      | 0,075 | 0,049 | 0,078 |
| 4690                         | 0,24      | 29,42      | 0,076 | 0,048 | 0,075 |
| 4960                         | 0,27      | 33,65      | 0,076 | 0,046 | 0,073 |
| 5220                         | 0,30      | 37,85      | 0,077 | 0,045 | 0,070 |
| 5710                         | 0,35      | 46,85      | 0,075 | 0,042 | 0,066 |
| 6150                         | 0,40      | 55,28      | 0,074 | 0,040 | 0,063 |
| 6580                         | 0,47      | 66,37      | 0,075 | 0,039 | 0,061 |
| 6970                         | 0,54      | 78,3       | 0,077 | 0,039 | 0,061 |
| 7350                         | 0,60      | 89,98      | 0,077 | 0,038 | 0,060 |
| 7730                         | 0,65      | 101,38     | 0,076 | 0,037 | 0,058 |
| 8080                         | 0,72      | 114,69     | 0,077 | 0,036 | 0,057 |

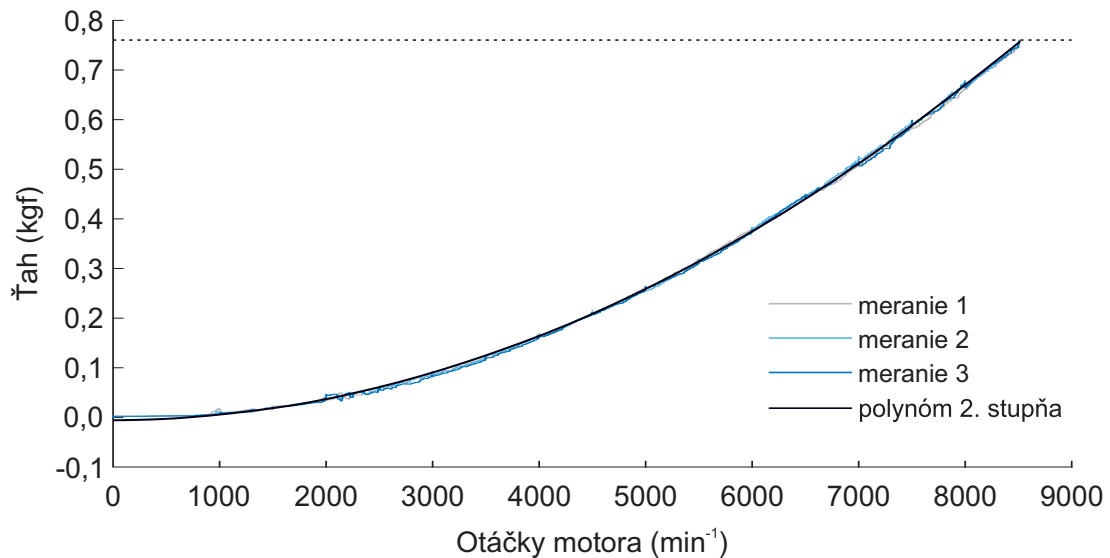
*robotického simulátora* bude ďalej dizertačná práca používať hodnoty uvedené v tabuľke 3.2.

Okrem diskretných meraní výkonovej charakteristiky pohonnej jednotky boli vykonané taktiež tri kontinuálne merania formou statického testovania, zamerané na vykreslenie krivky závislosti ťahu pohonnej jednotky na rýchlosti otáčania vrtule. Testovanie prebiehalo ako v predchádzajúcom prípade na testovacom stojane RC Benchmark Series 1580, pričom pokyny k ovládaniu motoru ako aj jeho napájanie bolo použité z Quadrokopty 3DR IRIS+. Po odfiltrovaní jednotlivých meraní mediánovým filtrom so šírkou okna 200 vzorkou bol všetkými vzniknutými krivkami preložený polynóm druhého stupňa (obr. 3.4). Získaná krivka bola ďalej využitá pri simulovaných aj reálnych letoch ako funkcia závislosti rýchlosti otáčok motorov na ťahu pohonnej jednotky.

Posledným meraním výkonovej charakteristiky pohonnej jednotky quadrokopty IRIS+ bolo určenie hodnoty maximálneho ťahu pohonnej jednotky. Hodnoty ťahu boli zaznamenávané testovacím stojanom po dobu 90 sekúnd. Ovládanie pohonnej jednotky pri tomto experimente bolo manuálne, pomocou diaľkového ovládača 3DRobotics. Pozície riadiacich pák ovládača boli v maximálnom vychýlení ťahu a doprednom sklone. Z nameraných dát bola vyhodnotená priemerná maximálna hodnota ťahu 0.773 kgf ( $\pm 0.015$  kgf).

## 3.2 Testovanie UA vo veternom tuneli

Veterný tunel, ako experimentálny prostriedok, bol využitý na analýzu referenčných aerodynamických síl vztlaku a odporu draka quadrokopty



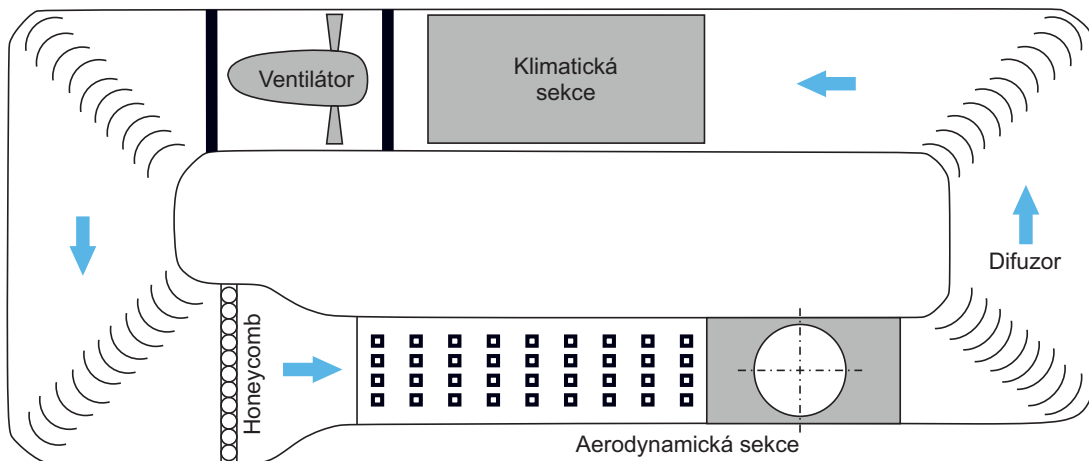
Obr. 3.4: Závislosť ťahu vrtule 3D Robotics Solo 10"×4,5" na otáčkach motora typu MN2213.

IRIS+, generovaných počas dopredného horizontálneho letu. Dôraz pri testovaní quadrokoptéry bol kladený na presne definovaný experimentálny set, ktorý zahŕňal vopred definované uhly náklonu korešpondujúce s rôznymi rýchlosťami letu. V kontexte veterného tunela boli rýchlosti letu quadrokoptéry reprezentované rýchlosťami prúdenia vzduchu vo vnútri tunela. Hodnoty kombinácií uhla náklonu a rýchlosti prúdenia vzduchu boli získané z predchádzajúcich počítačových simulácií reálneho letu v prostredí Gazebo. Testovanie prebiehalo bez rotujúcich častí, teda bez vrtúl.

Ako súčasť dynamického testovania, zameraného na zhodnotenie výkonu a účinnosti quadrokoptéry počas dopredného letu, bol opäť využitý veterný tunel. Hardvérové úpravy quadrokoptéry zahŕňali nahradenie riadiacej jednotky štyrmi elektrickými kontrolérmi rýchlosti, ktoré vytvárali kontrolnú slučku s Hallovými snímačmi otáčok každého motora. Softvérová príprava experimentu obsahovala vytvorenie PID (proporcionálno-integračno-derivačného) regulátora otáčok elektromotorov. Hodnoty otáčok pre konkrétne rýchlosti letu boli opäť simulované v programe Gazebo. Napájanie motorov quadrokoptéry bolo realizované cez externý zdroj. Napriek pokročilej hardvérovo-softvérovej príprave sa nepodarilo uskutočniť uspokojivé dynamické merania výkonnostných parametrov v celom rozsahu rýchlostí a uhlov. Dôvodom bol jav autorotácie vrtúl vznikajúci pri testovaných rýchlostiach prúdenia vzduchu nad  $12 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ , čo znemožňovalo spustenie vrtúl počas prúdenia a tým aj správne fungovanie softvérových regulátorov otáčok motorov quadrokoptéry.

### 3.2.1 Konfigurácia a parametre veterného tunela

Laboratórne experimenty sa uskutočnili v klimatickom veternom tuneli Ústavu teoretickej a aplikovanej mechaniky Akadémie vied Českej republiky (ITAM AV ČR) v Telči. Podzvukový klimatický veterný tunel disponuje uzavretým okruhom a ponúka možnosť riadenia rýchlosti vetra, ako aj jeho teplotných podmienok. Tunel sa skladá z aerodynamickej a klimatickej sekcie (obr. 3.5). Pre experimentálne testovanie bola využitá aerodynamická sekcia, ktorá je schopná simulovať účinok vetra na konštrukciu v rozmedzí rýchlosti toku  $1,5$  až  $33 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ . Prúd vzduchu je generovaný axiálnym ventilátorom s priemerom  $2 \text{ m}$  a výkonom  $200 \text{ kW}$ . Merná cela aerodynamickej sekcie má obdĺžnikovitý tvar o výške  $1,8 \text{ m}$  a šírke  $1,9 \text{ m}$  s celkovou dĺžkou prúdovodu  $11 \text{ m}$ . Konfigurácia veterného tunela umožňuje simuláciu medznej vrstvy atmosféry prostredníctvom Counihanového generátora, bariér, mriežok a podlahových dosiek s rôznou drsnosťou povrchu.

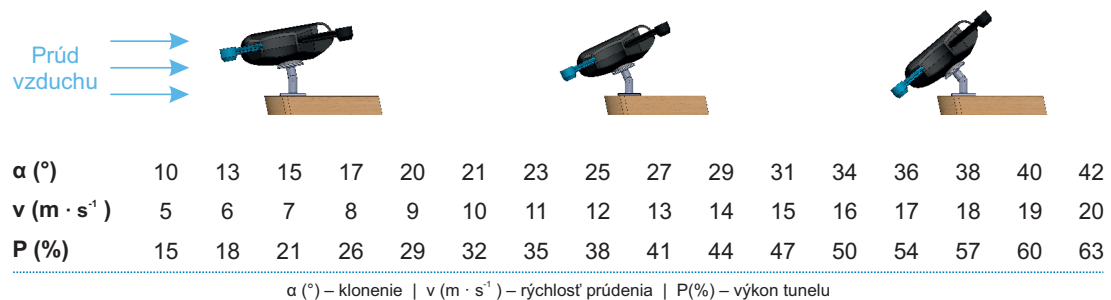


Obr. 3.5: Horizontálny pôdorys klimatického veterného tunela.

### 3.2.2 Experimentálny set

Quadrokoptéra IRIS+ bola umiestnená na drevenom stojane so streamlinovým tvarom vo výške  $900 \text{ mm}$  nad podlahovou doskou meracej cely veterného tunela. Stojan bol ukončený rotačným kĺbom. Na druhej strane kĺbu bola kovová platforma, ktorá umožnila uchytenie spodnej časti 6-osového silového snímača ATI MINI 40 (ATI Industrial Automation, USA). Snímač ATI MINI 40 umožňuje súčasne merať tri sily a tri ohybové momenty v základni konštrukčného modelu. Vrchná časť snímača bola priamo uchytená na vnútornú karbónovú platňu tvoriacu kostru quadrokoptéry, na ktorú boli v pevnej väzbe fixované všetky ramená a kryty quadrokoptéry. Rozsah meraní síl v osiach  $F_x$  a

$F_y$  bol kalibráciou pri rozlíšení 0,01 N definovaný na 40 N. V prípade osi  $F_z$  bol rozsah merania až do 120 N s rozlíšením 0,02 N. (ATI Industrial Automation, 2023)

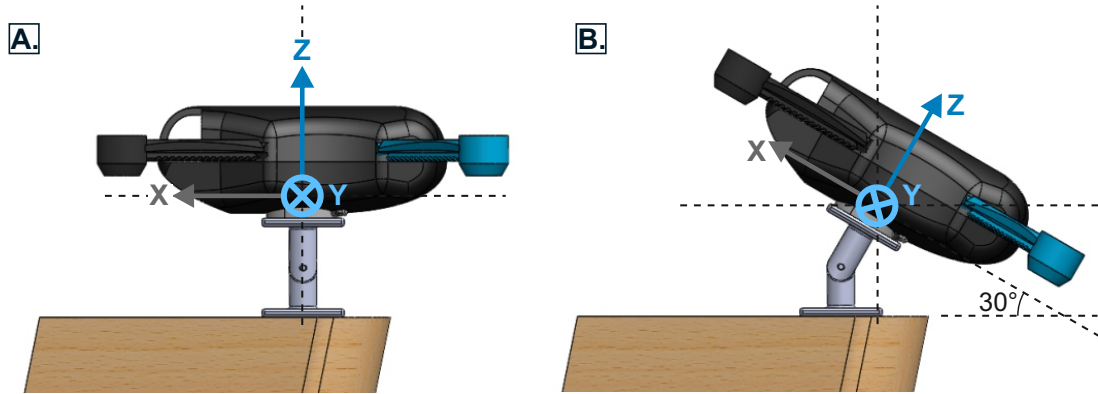


Obr. 3.6: Experimentálny set hodnôt meraných uhlov sklonu s prislúchajúcou rýchlosťou vzduchu vo veternom tuneli.

Experimentálny cyklus začínal manuálnym nastavením požadovanej hodnoty sklonu quadroptéry v smere prúdenia vzduchu s následnou kontrolou nastaveného uhla laserovým uhlomerom Bosch PAM 220. Po nastavení uhla bola uzatvorená merná cela veterného tunela a vykonaná kalibrácia silového snímača. Kalibrácia snímača bola vykonaná po každom meraní. Dôvod re-kalibrácie pri zmene uhla sklonu súvisel s odstránením chyby merania ohybového momentu, resp. so zmenou dĺžky ramena medzi novou pozíciou ťažiska quadroptéry a osou rotačného kĺbu stojana. Po kalibrácii bol spustený axiálny ventiátor veterného tunela. Keď sa dosiahla vo veternom tuneli požadovaná rýchlosť prúdenia vzduchu, začal plynúť minútový časový interval, kým sa vstupný prúd vzduchu neustálil a prúdenie stalo laminárne, s nízkou intenzitou turbulencie  $I_u = 1 - 2$  percent. Rýchlosť prúdenia bola meraná nad quadroptérou pomocou Prandtl - Pitotovej trubice pripojenej k tlakovému systému Scanivalve. Zber dát prebiehal po dobu 1 minúty. Vzorkovacia frekvencia meraného záznamu bola 3200 Hz ( $F_x, F_y, T_z$ ) resp. 4900 Hz ( $F_z, T_x, T_y$ ) v závislosti od osi a meranej veličiny (ATI Industrial Automation, 2023). Po ukončení merania bol agregát veterného tunela vypnutý a po znížení rýchlosti prúdenia vzduchu v tuneli na 3 až 4  $m \cdot s^{-1}$  bola merná cela otvorená. Nasledoval ďalší experimentálny cyklus. Celkovo tak bolo vykonaných 16 meraní, každé pri rozdielnom uhle sklonu a rýchlosti prúdenia vzduchu (obr. 3.6). Z dôvodu udržania nízkej hladiny intenzity turbulencie, merania boli uskutočňované od rýchlosti 5  $m \cdot s^{-1}$ . Obdobný priebeh meraní bol vykonaný aj v prípade dynamických testov. Rozdiel bol v prítomnosti vrtúľ na motoroch quadroptéry aj s možnosťou ich ovládania. Pri spustení prietoku vzduchu boli pohonné jednotky vypnuté a až pri dosiahnutí požadovanej rýchlosti prúdenia vzduchu boli zapnuté na požadované rýchlosti otáčok.



Dôvodom oneskoreného zapínania pohonných jednotiek bola obava o prehrievanie ESC regulátorov v trupe quadrokoptéry.



Obr. 3.7: Znázornenie orientácie osí silového senzoru Mini40 IP65/IP68 umiestneného na UA pri  $0^\circ$  (A) a náklone  $30^\circ$  (B).

Výpočet koeficientov vztlaku a odporu vychádza z vektorového rozloženia síl vztlaku a odporu, ako aj síl  $Z$  a  $X$  (obr. 3.7) v osiach  $x$  a  $y$  nasledovne:

$$0 = L + X_y + Z_y \quad (3.5)$$

$$0 = D + X_x - Z_x \quad (3.6)$$

Po vyjadrení vektorov jednotlivých síl na základe goniometrických funkcií sa sila vztlaku  $L$  a sila odporu  $D$  dá zapísať ako:

$$L = -X \sin(\alpha) - Z \cos(\alpha) \quad (3.7)$$

$$D = -X \cos(\alpha) + Z \sin(\alpha) \quad (3.8)$$

kde uhol  $\alpha$  reprezentuje uhol sklonu quadrokoptéry voči rovine prúdenia vzduchu vo veternom tuneli. Po dosadení vztlakovej sily do rovnice (1.3), resp. odporovej sily do rovnice (1.2) sú koeficienty vztlaku a odporu vyjadrené vztahmi

$$-X \sin(\alpha) - Z \cos(\alpha) = \frac{c_L \rho v^2 A}{2} \quad (3.9)$$

$$-X \cos(\alpha) + Z \sin(\alpha) = \frac{c_D \rho v^2 A}{2} \quad (3.10)$$

$$c_L = \frac{2(-X \sin(\alpha) - Z \cos(\alpha))}{\rho v^2 A} \quad (3.11)$$

$$c_D = \frac{2(-X \cos(\alpha) + Z \sin(\alpha))}{\rho v^2 A} \quad (3.12)$$

Hodnota hustoty vzduchu  $\rho$  bola počas merania udržiavaná na hodnote stanovenej medzinárodnou štandardnou atmosférou MSA ( $\rho = 1,22 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$ ).

### 3.3 Metóda letového testovania pomocou 3D robotického simulátora

Robotický simulátor je nástroj na simuláciu správania sa robotov – objektov vo virtuálnom prostredí, ktorý umožňuje testovanie a vývoj robotov bez potreby fyzického hardvéru. Možno povedať, že fyzické objekty ako senzory, akčné členy či kompletne robotické systémy sú takto softvérovo nahradené. Uplatnenie robotických simulátorov zahŕňa dizajn a prototypovanie virtuálnych robotov, vývoj a overovanie pokročilých ovládacích algoritmov, bezpečné testovanie použiteľnosti robotov vo vnútornom alebo vonkajšom interaktívnom prostredí, či školenie operátorov a programátorov (Koubâa et al., 2017; Nguyen & Nguyen, 2019).

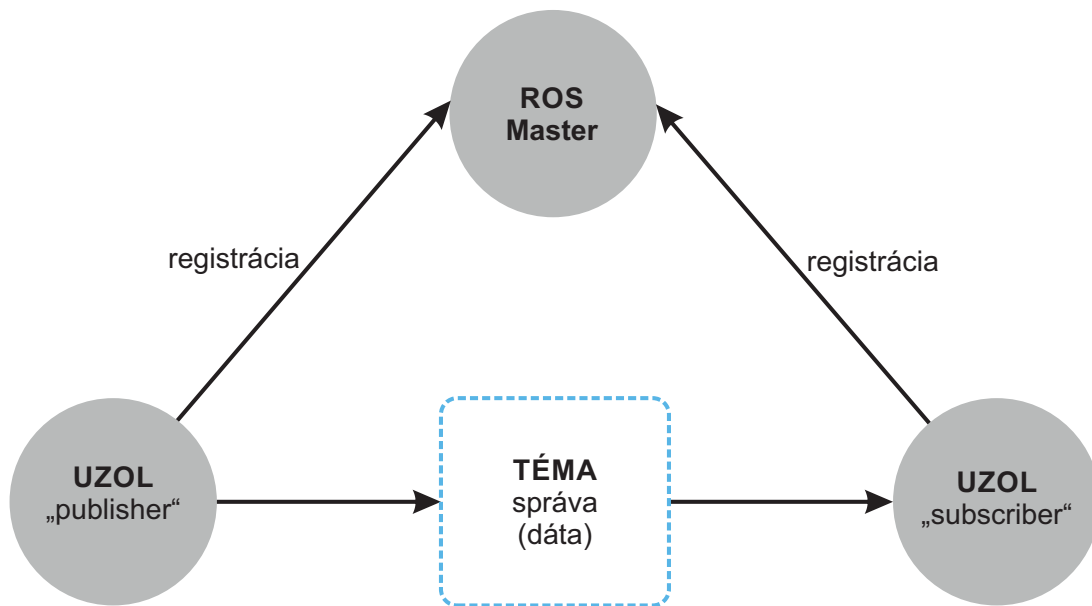
Pre poskytnutie komplexného a realistického simulačného prostredia na testovanie a vývoj robotov je nutná spolupráca niekoľkých softvérových komponentov súčasne. Primárnym komponentom je fyzikálny engine simulačného programu. Fyzikálny engine modeluje fyzikálne vlastnosti a interakcie objektov s prostredím. Medzi základné modelované fyzikálne vlastnosti možno zaradiť gravitáciu, trenie alebo kolízie objektov. Za vykreslenie virtuálneho prostredia a objektov v simulácii je zodpovedný 3D vykresľovací engine. Tento softvérový komponent vytvára vizuálnu podobu simulácie, čo umožňuje operátorovi sledovať a interagovať so vzniknutou situáciou v rámci simulačného procesu. Informácie o objektoch, ich algoritmoch nutných pre plnenie robotických úloh ako plánovanie pohybu, vnímanie či riadenie, poskytujú robotické knižnice. V niektorých robotických simulátoroch môže byť robotická knižnica integrovaná do viacerých komponentov simulátora, ako napríklad do spomínaného fyzikálneho engine alebo komponentu simulovanej riadiacej jednotky. Ďalším komponentom vytvárajúcim komplexné simulačné prostredie je používateľské rozhranie. Jeho úlohou je poskytnúť používateľsky prijateľné rozhranie na interakciu so simuláciou, vrátane nástrojov na ovládanie objektu, či modifikovanie algoritmov pohybu až do úrovne zmeny prírastkov samotných kontrolérov. Posledným nevyhnutným softvérovým komponentom je osobitý metaoperačný systém, zodpovedný za správu údajov a súborov

generovaných simuláciou, vrátane údajov snímačov a kontrolérov, modelu robota či výsledku simulácie (Koubâa et al., 2017; Nguyen & Nguyen, 2019; Bernardeschi et al., 2019).

### 3.3.1 Príprava simulačnej platformy

Výber UA ako aj jeho integrovaná riadiaca jednotka - autopilot rady Pixhawk - vo svojej podstate predurčili voľbu simulačného programu ako aj jeho komponentov. Pre účely robotického simulovania letu metódou softvéru v slučke (SITL – software in the loop) bol ako komponent metaoperačného systému použitý systém ROS Melodic (Robot Operating System). Centrálna časť architektúry ROS sa delí na jadro a sadu knižníc. Sada knižníc ROS pozostáva z aplikačných rámcov – frameworkov, ktoré sú určené na vytváranie a správu robotických systémov. Jadro, alebo aj middleware, zabezpečuje základnú funkcionálnosť systému ROS. Táto softvérová vrstva poskytuje infraštruktúru pre koordináciu a komunikáciu medzi jednotlivými komponentami, inak nazývanými „uzlami“ v distribuovanom systéme. Každý uzol predstavuje samostatný proces, ktorý vykonáva špecifickú úlohu (zber dát zo senzorov, výpočet frekvencie signálu pre akčný člen a pod.). Uzly medzi sebou ďalej komunikujú pomocou tém, ktoré sa nazývajú toky správ (obr. 3.8). Jeden uzol môže odoberať (subscriber) a publikovať (publisher) viaceré uzly súčasne, čo umožňuje koordinovať svoje aktivity flexibilným a synchronným spôsobom s ostatnými uzlami v systéme. Jadro ROS okrem spomenutého obsahuje aj hlavný uzol a ROS Master komponent. Hlavný uzol zodpovedá za koordináciu aktivít ostatných uzlov v systéme, pričom paralelne sleduje aktuálne uzly spustené v systéme a témy, ktoré sú nimi zverejňované alebo odoberané. ROS Master komponent je proces pracujúci na hlavnom uzle, pričom mu poskytuje potrebné služby na koordináciu aktivít ostatných uzlov. Systém ROS plne podporuje programovacie jazyky Python, C++ a Lisp (Serrano, 2011; Koubâa et al., 2017; Nguyen & Nguyen, 2019).

S ohľadom na kompatibilitu jednotlivých komponentov robotického simulátora bol ako fyzikálny a vykreslovací simulačný nástroj pre letové testovanie zvolený program Gazebo (verzia 9.0.0). Vo svojej podstate ide o knižnicu metaoperačného systému ROS, ktorá vytvára virtuálne prostredie s možnosťou testovať a overovať funkčnosť robotov. Komponent robotického simulátora Gazebo sa skladá z dvoch hlavných častí a to gzserver a gzclient (Serrano, 2011). Časť gzserver tvorí jadro simulátora. Ide o vysokovýkonný viacúrovňový simulačný server, ktorý poskytuje základnú funkčnosť pre spustenie fyzikálnych a sensorových simulácií. Gazebo podporuje



Obr. 3.8: Príklad komunikácie medzi dvoma uzlami. Po inicializácii uzla „publisher“ ROS Master registruje, že uzol chce publikovať správy na určitú tému. Po spustení uzla „subscriber“ a overení kompetentnosti daného uzla prijímať tému, nadriadený ROS Master uzol zariadi komunikáciu peer-to-peer z uzla „publisher“ do uzla „subscriber“.

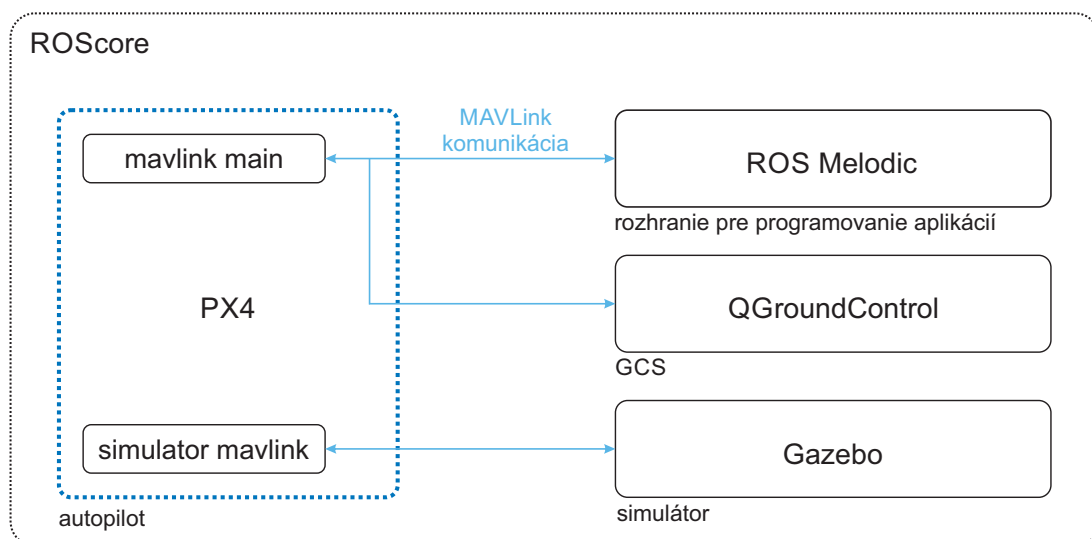
až štyri fyzikálne enginy, pričom pre potreby dizertačnej práce bol použitý defaultný fyzikálny engine ODE. Druhá časť programu, gzclient, tvorí grafické používateľské rozhranie, ktoré vytvára vizuálnu povahu virtuálneho prostredia, pričom umožňuje používateľovi interakciu so svetom či modelom.

Ďalším použitým komponentom v robotickom simulátore bol autopilot PX4 (Pixhawk). Autopilot PX4 je plne integrovaný so systémom ROS, pričom poskytuje flexibilné riešenie pre ovládanie a navigáciu UA. PX4 ďalej umožňuje letovému kódu autopilotov rady Pixhawk ovládať počítačovo modelované letové prostriedky v simulovanom svete. Autopilot podporuje simulácie typu SITL, kedy sa softvér, ktorý beží na UA spúšťa priamo na počítači namiesto skutočného hardvéru (Nguyen & Nguyen, 2019). V koreňovom adresári autopilota sa nachádzajú konfigurácie jednotlivých základných UA s prislúchajúcimi kontrolnými algoritmami konkrétneho typu. Hardvérová konfigurácia je popísaná vo formáte .sdf (Simulation Description Format), ktorý obsahuje detaily o fyzikálnych vlastnostiach, vizuálnom vyobrazení, senzoch a ďalších aspektoch simulačného modelu. Systém umožňuje jednoduché prispôsobenie kontrolných algoritmov a pridávanie, úpravu alebo import sensorov, ktoré nie sú priamo zviazané so základnou doskou UA. Modularita PX4 spája hardvérové komponenty so softvérovým rozhraním, čo umožňuje autopilotovi zbierať dáta zo sensorov s deterministickými intervalmi

prostredníctvom riadiacej slučky. Dáta o stave prostriedku počas letu sa nahrávajú vo formáte .ulog.

Pre potreby ovládania simulácie bolo nutné zabezpečiť bezproblémovú spoluprácu robotického simulátora aj s komponentom pracovného prostredia. Úlohu pracovného prostredia plnila pozemná riadiaca stanica QGroundControl. Volená GCS bola vytvorená ako súčasť projektu DroneCode, rovnako ako autopilotný systém PX4, čo predurčilo ich plnú kompatibilitu. QGroundControl poskytovalo operatérovi príjemné pracovné prostredie pri ovládaní a monitorovaní UA a modifikovaní a plnení letového plánu.

Vzájomná integrácia ROS/Gazebo s PX4 a QGroundControl v rámci robotického simulátora je znázornená na obrázku 3.9) (Foundation, 2022). Spôsob komunikácie medzi jednotlivými komponentmi robotického simulátora zabezpečoval komunikačný protokol MAVLink (Micro Air Vehicle Link). Proces komunikácie začína medzi autopilotom PX4 a simulátorom Gazebo. Simulátor Gazebo následne odosiela údaje o simulovanom prostredí do uzlov ROS (systém ROS je rozšírený o knižnicu MAVROS), ktoré môžu tieto údaje použiť na ovládanie UA. Uzly ROS paralelne komunikujú aj s pracovným prostredím QGroundControl, pričom prijímajú dáta sensorov z UA a naspäť odosielaajú príkazy autopilotovi PX4.



Obr. 3.9: Architektúra integrácie ROS/Gazebo s autopilotom PX4 a GCS. PX4 komunikuje s robotickým simulátorom za účelom prijímať sensorové dáta zo simulovaného sveta a spätoväzobne odosielať hodnoty akčným členom - motorom. Komunikácia medzi PX4 a GCS je založená na odosielaní telemetrických dát zo simulovaného prostredia a prijímania príkazov. Komunikácia medzi komponentami prebieha na základe MAVLink protokolu.

Proces spúšťania robotického simulátora na operačnom programe Linux (Bionic Beaver), ktorý je plne kompatibilný s ROS Melodic, prebieha v štyroch

krokoch. Prvý krok si vyžaduje spustenie správcu údajov ako aj metaoperačného systému ROS, resp. jeho jadra. Jadro systému ROS automaticky spúšťa aj knižnicu MAVROS. Druhým krokom je spustenie simulačného programu Gazebo – taktiež knižnice systému ROS. Tretí spúšťaný komponent, simulovaná riadiaca jednotka doplní robotický simulátor o zvyšné knižnice. Posledným krokom je spustenie GCS, ako ovládača modelu UAV a zdroja výstupných letových dát.

### 3.3.2 Realizácia simulovaných letov

V rámci simulovaných letov v robotickom prostredí Gazebo boli zaznamenávané letové parametre pre hmotnosti quadrokoptéry IRIS+ od 1.5 lb do 5.5 lb s intervalom 0.5 lb. Keďže Gazebo využíva jednoduchý model lineárnej aerodynamiky a ako defaultnú vrtuľu pre robotickú simuláciu UA typu IRIS+ práve APC SF 10"×4.7"vrtuľu, bolo nutné pri každej simulácii zasahovať do hardvérovej konfigurácie *iris.sdf* modelu. Upravovanými veličinami boli okrem hmotnosti UA (v lb) aj dáta pluginu *motor*; konkrétne parametre *motor\_constant* a *moment\_constant*. Zmeny hodnôt parametrov *rolling\_moment* a *rotor\_drag\_coefficient* vychádzajúcich z „*H – sily*“ boli vzhľadom na nezmenený priemer vrtule zanedbané.

Podľa zdrojového kódu (Furrer et al., 2015) je ťah motora definovaný ako

$$\text{force} = \text{real\_motor\_velocity}^2 \times \text{motor\_constant} \quad (3.13)$$

čo znamená,

$$T = \omega^2 \times \text{motor\_constant} \quad (3.14)$$

Prevodom do štandardného zápisu je *motor\_constant* možné vypočítať

$$\text{motor\_constant} = \frac{T}{(2\pi n)^2} \quad (3.15)$$

kde  $T$  je ťah v  $N$  a  $n$  sú otáčky motora v  $s^{-1}$  (Bangura et al., 2016; Martin & Salaun, 2010). Model Gazebo vypočítava veľkosť krútiaceho momentu rotora ako

$$\text{rotor\_torque} = \text{force} \times \text{moment\_constant} \quad (3.16)$$

Podľa štandardnej teórie vrtule je momentová konštanta zapísaná ako

$$\text{moment\_constant} = \frac{Q}{T} = \frac{C_Q \rho n^2 D^5}{C_T \rho n^2 D^4} \quad (3.17)$$

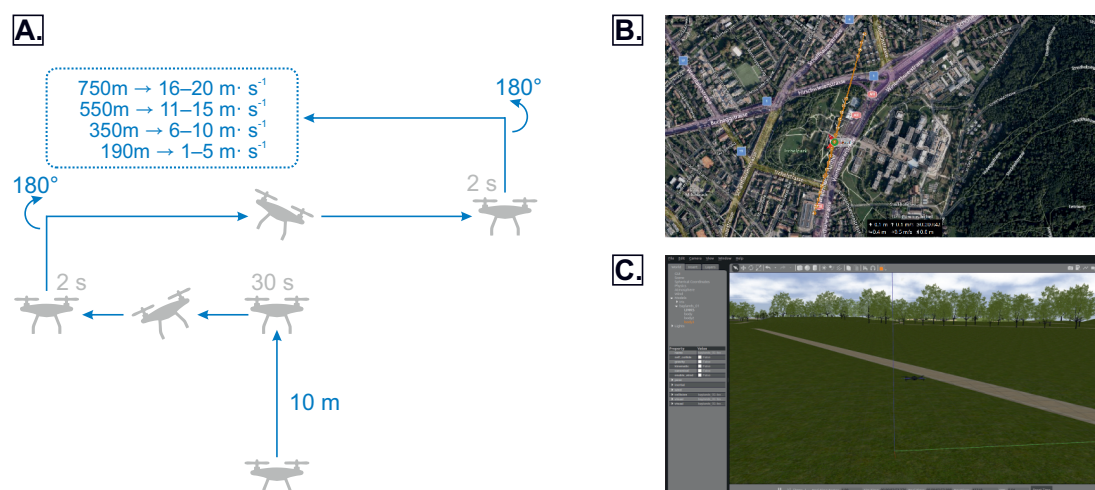
z čoho vyplýva

$$\text{moment\_constant} = \frac{C_Q}{C_T} \times D \quad (3.18)$$

kde  $C_Q$  je momentový koeficient,  $C_T$  ťahový koeficient a  $D$  je priemer vrtule v  $m$ . Hodnoty ťahu a otáčok pre výpočet  $motor\_constant$  a hodnoty koeficientov pre výpočet  $moment\_constant$  boli použité z tabuľky 3.2, pričom použitý riadok tabuľky bol vybraný na základe štvornásobku ťahu jednej pohonnej vrtule rovnej simulovanej hmotnosti UA.

Simulovaný let bol vykonaný v štandardne nastavenom prostredí pozemnej riadiacej stanice v intraviláne mesta. Voľba prostredia nemá žiaden priamy vplyv na kvalitu výsledkov simulácie. Letové testovanie prebiehalo v presne definovanom prostredí, bez žiadnych meteorologických vplyvov. Časová dĺžka letu nebola závislá od kapacity batérie. Maximálna telemetrická vzdialenosť od GCS závislá od signálu vysielateľa, bola určená pre rádus 375 m.

Celkovo bolo simulovaných 9 autonómnych letov s rôznou hmotnosťou UA a zachovanou trajektóriou. Každý let začínal stúpaním quadrokoptéry do výšky 10 m a manévrom vysenia trvajúcim 30 s. Let pokračoval manévrom horizontálneho dopredného priamočiareho letu v rozsahu rýchlosti od  $1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  do  $20 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ . Každý horizontálny bol ukončený 2 s vysením a otočením o  $180^\circ$  do smeru vykonania ďalšieho horizontálneho letu s navýšenou hodnotou letovej rýchlosti (obr. 3.10 - A). Po vykonaní všetkých letov sa quadrokoptéra vrátila na pôvodný bod vzletu a pristála. Celková dĺžka jedného simulovaného letu bola približne 9650 m. Celý let bol sledovaný na obrazovke GCS QGroundControl (obr. 3.10 - B) a na okne Gazebo grafického simulátora (obr. 3.10 - C).



Obr. 3.10: A: Schéma manévrov simulovaného letu vykonávané v letovej výške 10 m. B: Zobrazenie roboticky simulovaného letu v pozemnej riadiacej stanici QGround Control. C: Grafické vykreslenie prostredia a UA v grafickom rozhraní Gazebo.

Po dokončení simulovaného letu boli z GCS stiahnuté letové dáta vo formáte .ulg a konvertované na .csv formát, ako súčasť každej MavLink správy autopilota quadrokoptéry. Pre ďalšie vyhodnocovanie správ bola z quaternionov nachádzajúcich sa v „vehicle attitude setpoint“ správe vypočítaná orientácia UA v priestore a jej ťahový koeficient; z „vehicle gps position“ správ GPS letová výška a traťová rýchlosť; z „vehicle air data“ správ barometrická výška a hustota vzduchu; z „esc status“ správ boli vyjadrené rýchlosti a výkon každého jedného motora osobitne.

### 3.4 Metóda testovania reálnych letov vo vonkajšom prostredí

Testovania UA na základe reálnych letov vo vonkajšom prostredí poskytuje konštruktívny holistický pohľad na UA. V porovnaní s laboratórnym testovaním, kde sú parametre často izolované, reálne lety umožňujú sledovať interakcie konštrukčných a riadiacich prvkov v skutočnej realite, čím poskytujú cenné poznatky o výkone a letových vlastnostiach prostriedku. Aby boli eliminované faktory ovplyvňujúce merania, boli striktne dodržiavané stanovené metodické postupy.

Osobitý dôraz je preto kladený na dodržiavanie požiadaviek presného nastavenia riadiaceho systému a kalibrácie meracích senzorov, sledovanie prostredia, v ktorom je experiment vykonávaný (meteorologické podmienky) a monitorovanie parametrov letu. Monitorovanie parametrov letu musí byť dostatočne široké, aby umožnilo post-analýzu správania sa UA v reálnom prostredí a zároveň identifikáciu dôležitých parametrov pomocou výpočtov či substitúcií.

Významným aspektom experimentu v rámci realizácie letov bolo zabezpečenie redundantného záznamu letových dát. Letový záznam bol nahrávaný prostredníctvom riadiacej jednotky UA ako aj špeciálne navrhnutého senzorického zariadenia. Ďalším dôležitým aspektom bolo dosiahnutie uniformity trajektórie letov za pomoci autonómneho riadenia. Aby bolo možné maximalizovať relevantnosť výsledkov experimentu, boli merania vykonávané za vhodných meteorologických podmienok. To znamená pri vetre do  $5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ , bez zrážok a dobrej viditeľnosti.



### 3.4.1 Vývoj a aplikácia redundantného zariadenia DroneBox

Značná časť úsilia pri vytvorení dizertačnej práce spočívala vo vývoji samotného palubného záznamového zariadenia, ako hlavného komponentu pre zber dát pri dynamickom letovom testovaní VTOL UA vo vonkajšom prostredí. Vývoj zariadenia prebiehal v troch iteračných cykloch s funkčnými prototypmi, pričom každý z nich odhalil špecifický hardvérový, softvérový alebo systémový problém zariadenia. Základnou požiadavkou kladenou na zariadenie bolo poskytnúť užívateľovi letový záznam s časovo synchronizovanými dátami, vypovedajúcimi o lineárnom a uhlovom zrýchlení quadrokoptéry počas letu, pozičných uhloch vo všetkých troch osiach, letovej výške, magnetickom kurze, rýchlosti UA voči okolitému prostrediu (rýchlosti vzduchu) a rýchlosti otáčok každej pohonnej jednotky samostatne. V neskorších návrhoch zariadenia bol vytvorený prototyp zariadenia, ktorý zaznamenával okrem rýchlosti vzduchu aj hodnotu traťovej rýchlosti quadrokoptéry získanej z GPS modulu. Navrhnuté technické riešenie kladlo dôraz na čo najnižšiu hmotnosť sensorovej siete ako celku, s možnosťou aplikovania záznamového zariadenia aj na UA triedy C1.

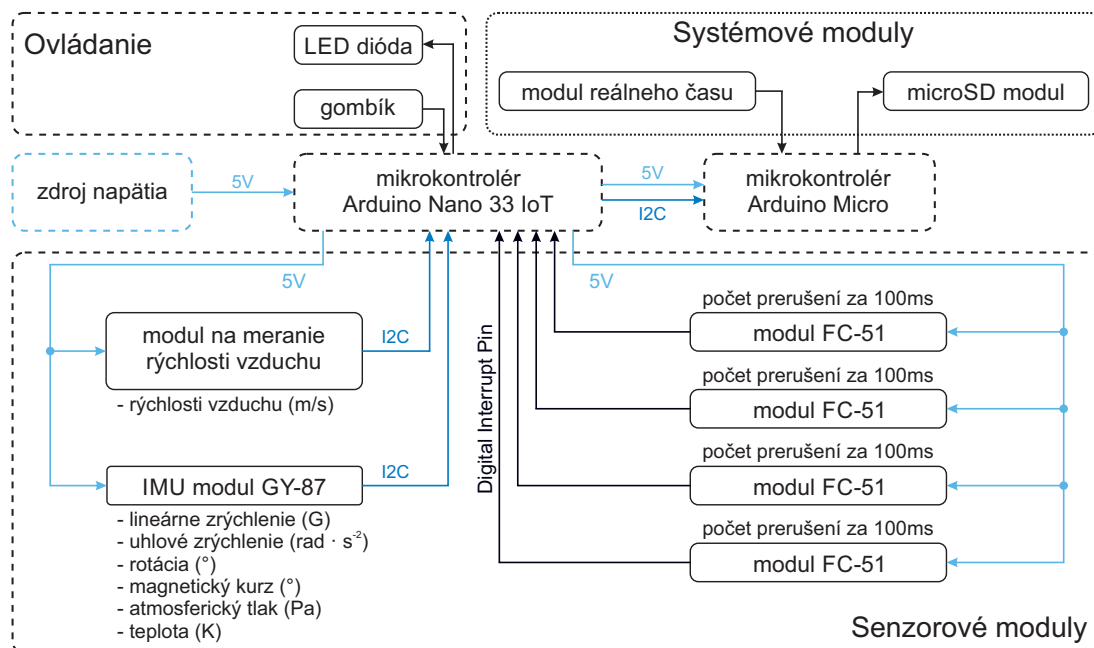
#### Prototyp I

Prvý funkčný prototyp zariadenia nazvaného DroneBox, chránený patentom „Zařízení pro měření výkonových parametrů multikoptér“ - PV 2020-724, inštalovaný na vonkajší kryt UA Phantom 3 Standard od spoločnosti DJI, pozostával z dvoch mikrokontrolérov typu Arduino Nano 33IoT a Arduino Micro, vlastného zdroja napätia a dvoch typov modulov. Prvý použitý typ modulov zastupovali systémové moduly ako modul reálneho času a microSD modul. Funkcia týchto modulov bola rozhodujúca pre časové označenie nameranej dátovej vzorky a následné zaznamenanie vzorky na SD kartu. Druhý typ modulov reprezentovali sensorové moduly (obr. 3.11). Voľba sensorového modulu závisela od fyzikálneho princípu fungovania sensorového chipu modulu ako aj predchádzajúceho využitia daného senzoru v obdobnej praxi.

#### Príloha C

**Kušmírek, S.,** Socha, V., Malich, T., & Hanáková, L. (2022). Zařízení pro měření výkonových parametrů multikoptér. *Czechia. Patent CZ 309292..* 022-06-23.

Senzorová sieť prvého prototypu pozostávala z inerciálnej meracej jednotky (IMU - Inertial Measurement Unit) GY-87, modulu na meranie rýchlosti vzduchu s digitálnym prevodníkom celkového a statického tlaku MS4525DO a

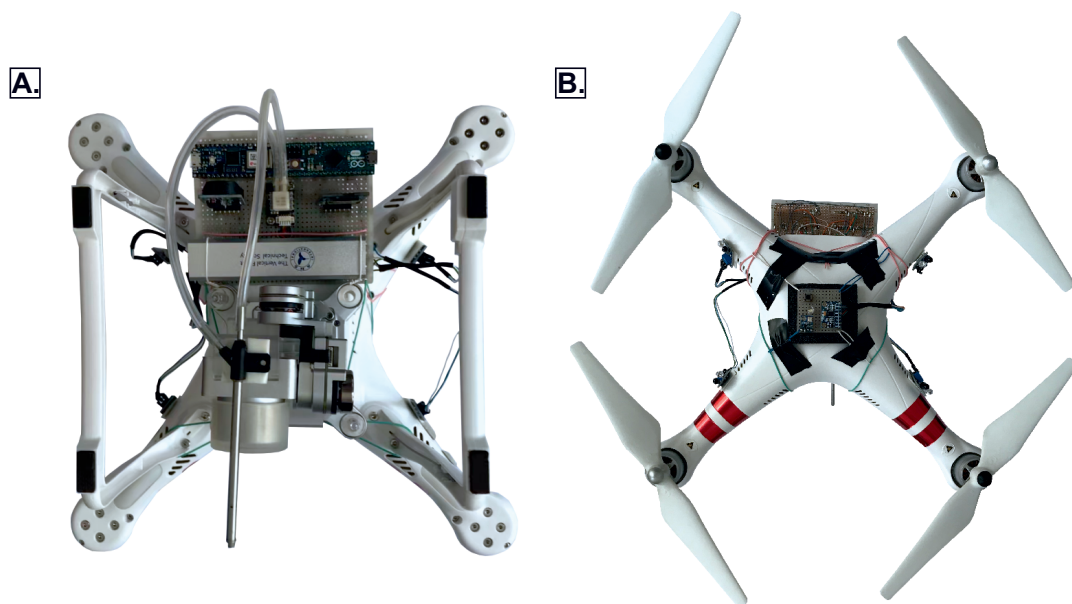


Obr. 3.11: Architektúra palubného záznamového zariadenia - Prototyp I. Zobrazené typy modulov, toku informácií v rámci merania systému a napájania.

štyroch optických infračervených snímačov FC-51. IMU modul GY-87 je kombináciou 3 senzorov; trojosého gyroskopu a akcelerometra MPU6050; trojosého magnetometra HMC5883L a barometrického snímača teploty a tlaku BMP180. Merané údaje senzorejho vybavenia prvého prototypu záznamového zariadenia boli - lineárne ( $g$ ) a uhlové ( $rad \cdot s^{-1}$ ) zrýchlenia vo všetkých troch osiach, atmosférický tlak ( $Pa$ ), teplota prostredia ( $K$ ) a tachometrické údaje ( $s^{-1}$ ) jednotlivých motorov. Odvođenými parametrami boli hodnoty rotácií ( $^{\circ}$ ), nadmorská výška ( $m$ ) a rýchlosti quadrokoptéry voči okolitému prostrediu ( $m \cdot s^{-1}$ ). Ovládanie spúšťania nahrávania dát a zobrazovanie aktuálneho procesu bol zabezpečený doskou plošných spojov s gombíkom a LED diódou. Celková hmotnosť prvého prototypu bola 162 g.

Softvér prototypu záznamového zariadenia bol vytvorený na open-source platforme Arduino od spoločnosti Atmel. Technický návrh požadoval unikátne softvérové riešenie pre každý mikrokontrolér osobitne s využitím multiparadigmového programovacieho jazyku C++. Prvý program inštalovaný na Arduino IoT33 slúžil na čítanie údajov zo senzorej siete. Časť kódu riešila aj užívateľský vstup pomocou gombíka a signalizačný výstup cez LED diódu. Údaje z modulu GY-87 a digitálneho prevodníku MS4525DO sa zbierali komunikačným protokolom I2C. Moduly FC-51 poskytujúce tachometrické údaje fungovali prostredníctvom prerušenia na jednotlivých digitálnych vstupoch. Po spustení mikrokontroléra prebehla kalibrácia sprevádzaná rozsvietením LED indikátora. Po úspešnej kalibrácii LED dióda zhasla a slučka

programu aktivovala čítanie údajov zo senzorickej siete. Vzorkovacia frekvencie bola pevne stanovená na 10 Hz. Po stlačení gombíka program aktivoval nahrávanie dát na SD kartu. Program zodpovedný za záznam dát pracoval na druhom mikrokontroléry Arduino Micro. Komunikácia a výmena dát medzi jednotlivými mikrokontrolérmi prebiehala opäť cez I2C zbernicu. Po spustení zapisovania sa inicializovalo pripojenie SD karty, pričom sa na karte vytvoril nový textový súbor vo formáte csv. Pri každom prijatí údajov so znakom označujúcim koniec riadku ( $\backslash n$ ) program zapísal ďalší riadok do pripraveného csv súboru. Údaje sa z internej pamäte vyprázdnili pri každom zapísaní časovej línie. Zvolený postup mal zabrániť strate údajov v prípade náhleho výpadku napájania.



Obr. 3.12: Pripojenie prototypu I na vonkajší kryt quadrokoptéry DJI Phantom 3 Standard. A: pohľad zdola; dva mikrokontroléry, napájací zdroj, systémové moduly a modul snímača rýchlosti vzduchu. B: pohľad zhora; ovládanie, modul GY-87 a štyri moduly FC-51.

Umiestnenie senzorických modulov je závislé od charakteru zaznamenávaných parametrov UA (obr. 3.12). Modul GY-87 zaznamenávajúci lineárne a uhlové zrýchlenia, magnetický kurz a atmosférický tlak bol pri prvom prototypovom riešení pripevnený k hornej časti rámu quadrokoptéry, čo najbližšie ku riadiacej jednotke quadrokoptéry tak, aby vertikálna os ( $z$ ) senzoru MPU6050 bola kolineárna s osou riadiacej jednotky. Pozdĺžna ( $x$ ) a priečna ( $y$ ) os modulového snímača bola orientovaná rovnobežne a smerovo, identicky s osami riadiacej jednotky quadrokoptéry. Moduly FC-51 používané na meranie tachometrických údajov boli umiestnené na bočnej strane ramien quadrokoptéry, pričom vzdialenosť spodnej časti lopatky vrtule od detekčnej

diódy zodpovedala 8mm. Modul na meranie rýchlosti vzduchu pozostával z dvoch častí, digitálneho prevodníka a pitot - statickej trubice. Digitálny prevodník bol umiestnený na doske plošných spojov v spodnej časti quadrokoptéry. Keďže meranie rýchlosti letu VTOL letového prostriedku podlieha uhlovej chybe spojenej zo zmenou uhlu sklonu pri horizontálnom priamočiarom lete, pitot - statická trubica bola umiestnená na gyroskopický stabilizačný systém kamery v doprednom smere. Najťažšie komponenty, akými sú batéria, mikrokontroléry či systémové moduly, ktorých pozícia je irelevantná pre meranie letových parametrov, boli umiestnené na spoločnú dosku plošných spojov v spodnej časti rámu quadrokoptéry čo najbližšie k ťažisku UA. Všetky spojenia boli pájkované a prepojené káblovým vodičom.

## Príloha B

**Kušmírek, S.**, Malich, T., Socha, V., Hanáková, L., Gavura, T. & Hylmar, K. (2021). Device for Measuring Multicopters Performance Parameters. In *2021 International Conference on Military Technologies (ICMT)*. IEEE. DOI: 10.1109/ICMT52455.2021.9502763

Technické nedostatky prototypu I vychádzali predovšetkým z koncepčného riešenia rozloženia hmotnosti a chybovosti funkcionality vybraných modulov v špecifickom pracovnom prostredí (tab. 3.3). Z hardvérového hľadiska išlo o zariadenie s vysokou hmotnosťou (162 g), pričom najťažšími komponentami bol zdroj napätia (cca. 55 g) a doska plošných spojov (cca. 45 g). S doskou plošných spojov boli spojené aj ďalšie nedostatky návrhu a to koncentrovanie hmotnosti takmer celého palubného zariadenia do jednej časti quadrokoptéry a výrazné zväčšenie hodnoty prierezovej plochy testovaného VTOL bezpilotného prostriedku. To malo priamy vplyv na jeho aerodynamické vlastnosti. Testovanie návrhu zariadenia pri letoch vo vonkajšom prostredí odhalilo výraznú citlivosť ovládacích prvkov a systémových modulov na vibrácie. Prejavila sa nízka odolnosť spájkovaných káblových spojov, ktorých jadrá sa niektorých prípadoch, vplyvom vibrácií v bode spojenia samovoľne odlamovali. Bolo zhodnotené, že chybovosť modulu FC-51 mohla byť spôsobená prirodzeným spektrom infračerveného svetla pri vysokej intenzite slnečného žiarenia v rámci experimentálnych letov vo vonkajšom prostredí.

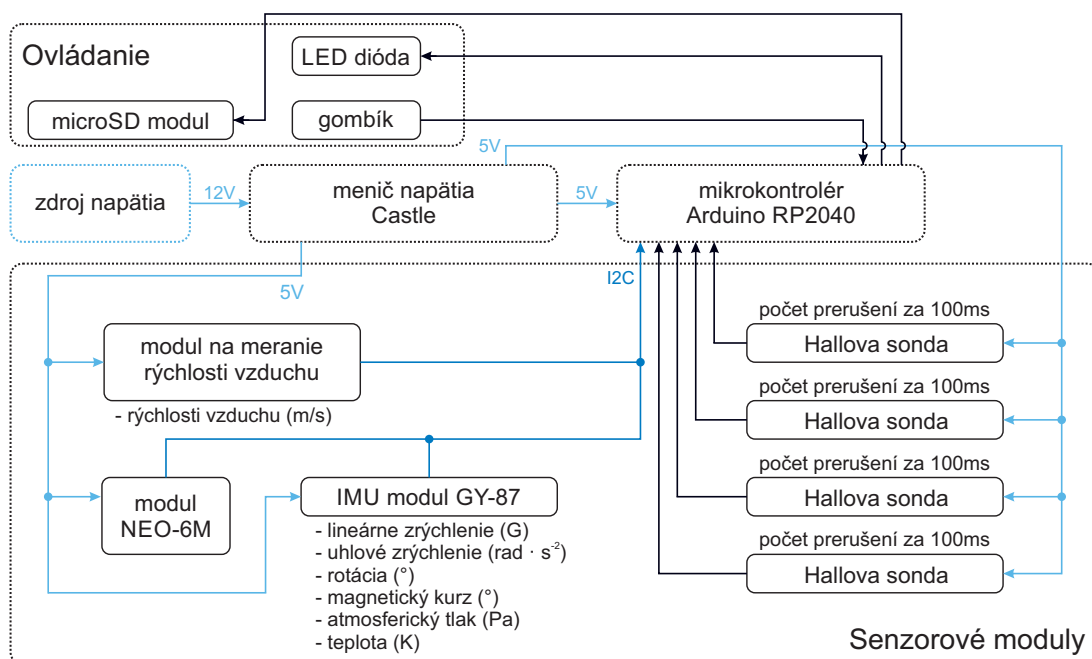
## Prototyp II

Druhý prototyp zariadenia DroneBox reagoval na diagnostikované technické nedostatky prototypu I primárne úpravou umiestnenia meracieho zariadenia pod kryt UA (obr.3.13). Prvá výrazná zmena v architektúre zariadenia sa

Tabuľka 3.3: Diagnostika limitujúcich faktorov zariadenia DroneBox - prototyp I, so zisteniami a návrhmi možného riešenia problému.

| <b>Limitujúce faktory</b> | <b>Zistenia</b>                                  | <b>Riešenie</b>                                    |
|---------------------------|--|--|
| hmotnosť                  | obmedzenie testovania UA triedy C1+              | náhrada zdroja napätia za napájanie z batérie UA   |
| hmotnosť                  | obmedzenie testovania UA triedy C1+              | náhrada dosky plošných spojov za káblové svorky    |
| doska plošných spojov     | narušenie vyváženia UA                           | distribúovanie modulov rovnomerne po celom UA      |
| doska plošných spojov     | narušenie aerodynamiky UA                        | inštalácia zariadenia pod kryt UA                  |
| vibrácie UA               | odtrhnutie spájkovaných spojov drôtovej kabeláže | nahradenie drôtovej kabeláže za lícňovanú          |
| vibrácie UA               | samovolné vypnutie – zapnutie zariadenia         | vstup signálu gombíka do portu s prerušením        |
| vibrácie UA               | samovolné vypnutie zapisovania dát               | nahradenie microSD modulu za menší                 |
| radiačné pozadie          | výpadky tachometrických dát                      | náhrada optických IR senzorov za magnetické moduly |
| dva mikrokontroléry       | zvýšená hmotnosť a narušenie aerodynamiky UA     | náhrada dvoch mikrokontrolérov jedným dvojjadrovým |

týkala systémových modulov. Modul reálneho času bol nahradený systémovým časom ako funkciou časového ovládača nového mikrokontroléra Arduino RP2040. Aby sa obmedzili negatívne vplyvy vibrácií na meracie zariadenie, bol modul microSD karty priradený k plošnému spoju zodpovednému za ovládanie zariadenia. Ďalšou výraznou zmenou, ktorá pozitívne ovplyvnila hmotnosť zariadenia, bolo využitie interného zdroja energie. Na tento účel bol použitý programovateľný regulátor meniča napätia Castle, ktorý redukoval napätie z pôvodných 12 V batérie Phantom 3 na 5 V. V oblasti voľby sensorových modulov došlo k dvom zmenám. Infra moduly FC-51 boli nahradené magnetickými senzormi 3144E s Hallovou sondou a bol pridaný GPS modulu NEO-6M s keramikovou anténou. Celková hmotnosť druhého prototypu bola 87 g.



Obr. 3.13: Architektúra palubného záznamového zariadenia - Prototyp II. Zobrazené typy modulov, toku informácií v rámci merania systému a napájania.

Softvér druhého prototypu záznamového zariadenia bol opätovne vytvorený na open-source platforme Arduino. Technický návrh zariadenia bol limitovaný voľbou mikrokontroléra Arduino RP2040 s absenciou vstupov s funkciou vlastného prerušovania. Vstupy s prerušovaním preto boli simulované pomocou „polling“ metódy. Táto metóda spočíva v pravidelnom overovaní stavu vstupného pinu v kóde programu hlavnej slučky. Touto metódou boli ošetrené všetky vstupy z magnetických sensorov s Hallovou sondou, ako aj vstup signálu od gombíka ovládania. Dáta z modulu na meranie rýchlosti vzduchu a modulu GY-87 boli ponechané na I2C komunikačnom kanáli. Komunikácia medzi modulom NEO-6M a Arduino platformou sa uskutočnila pomocou sériovej komunikácie, čo znamená, že boli využité piny TX (pre odosielanie) a RX (pre

prijímanie) dát. Kód zaoberajúci sa užívateľským rozhraním, kalibráciu senzorov a záznamom dát bol ponechaný v pôvodnom stave.

Umiestnenie senzorických modulov zostalo naďalej závislé od charakteru zaznamenávaných údajov, no tentokrát sa kládol dôraz na čo najmenšie ovplyvnenie aerodynamických vlastností UA ako aj na vyváženie quadrokoptéry ako celku (obr. 3.14). Modul GY-87 bol pri druhom prototype prichytený priamo na hornej časti riadiacej jednotky DJI Phantom. Smer osí bol orientovaný identicky s osami riadiacej jednotky quadrokoptéry. Magnetické moduly 3144E používané na meranie tachometrických údajov boli umiestnené na vrchnej strane ramien quadrokoptéry, ako v predchádzajúcom prípade. Aby senzory merali otáčky správne, na motory boli prilepené malé magnety. Vzdialenosť medzi magnetom a hlavou Hallovej sondy magnetického senzoru bola v ráde jednotiek milimetrov. Modul na meranie rýchlosti vzduchu bol umiestnený pod krytom UA, pričom pitot - statická trubica bola umiestnená na gyroskopický stabilizačný systém kamery v doprednom smere ako v predošlom prípade. GPS modul ako aj menič napätia bol umiestnený vo vnútri UA čo najbližšie k ťažisku. Ovládacie prvky boli upevnené na kaučukovom lôžku na boku quadrokoptéry tak, aby nenavyšovali plochu prierezu UA pri doprednom sklone. Všetky spojenia medzi modulmi boli priame, prepojené líčňovaným vodičom.



Obr. 3.14: Zabudovanie prototypu II pod kryt quadrokoptéry DJI Phantom 3 Standard. A: pohľad zprava; ovládací systém, modul snímača rýchlosti vzduchu a dva moduly s Hallovou sondou. B: pohľad zľava; mikrokontrolér Arduino RP2040, pitot - statická trubica na gimbele a dva moduly s Hallovou sondou. C: pohľad zhora; modul GY-87, modul NEO-6M s anténou a menič napätia pod hlavnou doskou plošných spojov quadrokoptéry.

Nedostatky I. prototypu boli do veľkej miery eliminované odstránením veľkých plošných spojov či dislokáciou modulov v rámci UA. Bohužiaľ navrhnuté riešenie prinieslo iné technické výzvy spojené najmä so zvoleným mikroprocesorom (tab. 3.4). V tomto kontexte bol problém s použitou „polling“ metódou riešený ako substitúcia hardvérového prerušovania vstupov.

Tabuľka 3.4: Diagnostika limitujúcich faktorov zariadenia Dronebox - prototyp II so zisteniami a návrhom možného riešenia problému.

| <b>Limitujúci faktor</b> | <b>Zistenia</b>                       | <b>Riešenie</b>                                 |
|--------------------------|---------------------------------------|---|
| vibrácie UA              | samovoľne vypnutie - zapnutie gombíka | digitálne zapnutie                              |
| vibrácie UA              | samovoľne vypnutie zapisovania dát    | nahradenie microSD modulu za pevnú pamäť        |
| tachometrické dáta       | výpadky tachometrických dát           | mikrokontrolér len pre zber tachometrických dát |

Pri letovom testovaní návrhu zariadenia sa vyskytli problémy so samovoľným spínaním gombíka riadenia a občasnou absenciou tachometrických dát. V tejto fáze nebolo priamo možné povedať, že či chyba tachometrických dát je spojená s chybnou pozíciou magnetického modulu alebo softvérovým problémom kódu. Odolnosť riešenia na vibrácie sa výrazne zvýšila. Počas testovaných letov neboli odhalené žiadne poruchy v spojení. Problémom bolo aj rušenie magnetického kompasu pôvodného UA. Mohlo to byť spôsobené pozíciou GY-87 modulu umiestneného nad riadiacou jednotkou quadrokoptéry alebo elektromagnetickou indukciou vznikajúcou na vodičoch pri vnútornom vedení spojov.

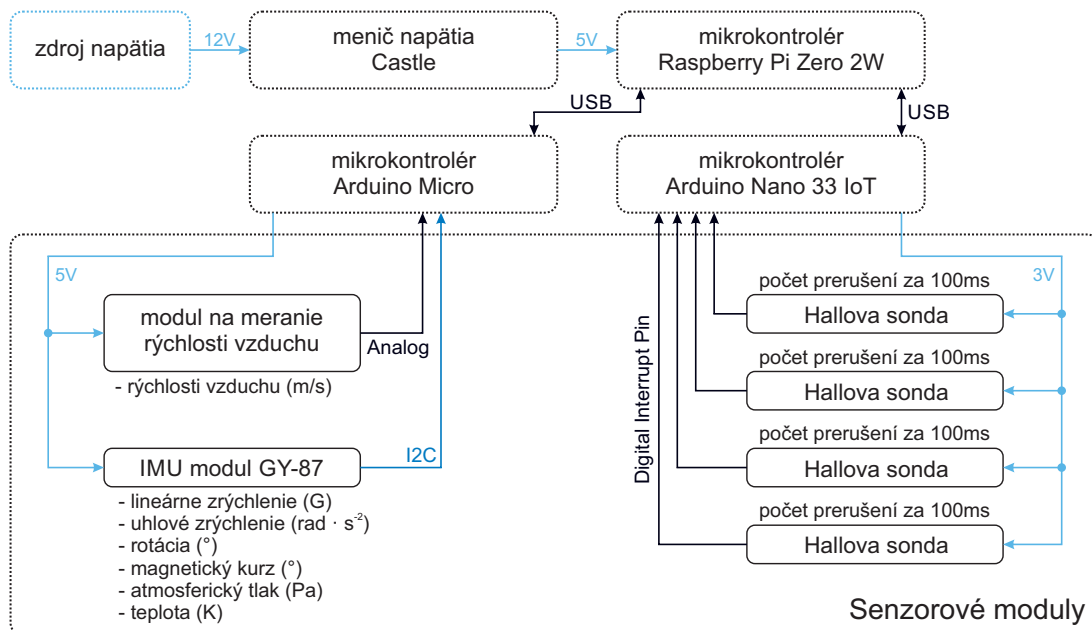
### **Finálne riešenie záznamového zariadenia**

Konečná architektúra zariadenia DroneBox, ďalej používaná na redundantné meranie letových charakteristík UA, vychádzala z poznatkov získaných z predchádzajúcich testov (obr. 3.15). Pre odstránenie problému vplyvu vibrácií na ovládací prvok gombíka riadenia, ktorý zabezpečoval spustenie softvéru na ukladanie dát bol tento zamenený za mikrokontrolér Raspberry Pi Zero 2W. Riadiaci kontrolér bol ďalej kombinovaný s dvoma mikrokontrolérmi rady Arduino, konkrétne Arduino Nano 33IoT a Arduino Micro, pracujúcimi v pozícii „slave’s“.

Napájanie zariadenia, resp. kontrolérov, bolo prebraté z druhého prototypového riešenia, teda interného zdroja energie a úpravou napätia na vhodné napätie. Senzorové moduly boli rozdelené na dve časti. Prvá časť posielala namerané dáta do mikrokontroléra Arduino Micro a druhá časť posielala tachometrické dáta do mikrokontroléra Arduino Nano 33IoT. Dvôvodom rozdelenia bolo zabezpečenie dostatočnej výpočetnej sily, požadovanej na prijímanie a pred-spracovanie dát a zabezpečenie dostatočného napätia pre senzory - špeciálne pre modul merajúci vzdušnú rýchlosť. Samotný modul na meranie vzdušnej rýchlosti bol zmenený z digitálneho prevodníka celkového a statického tlaku MS4525DO na analógový prevodník



MPXV7002DP. Dáta z oboch mikrokontrolérov ďalej boli posielané do hlavného mikrokontroléru cez USB sériovú komunikáciu. Celková hmotnosť finálneho riešenia záznamového zariadenia bola približne 110 g.



Obr. 3.15: Architektúra konečného riešenia palubného záznamového zariadenia. Zobrazené typy modulov, toku informácií v rámci merania systému a napájania.

Napriek opätovnému navýšeniu počtu mikrokontrolérov, a to až na tri, konečné softvérové riešenie meracieho zariadenia DroneBox bolo simplexne vytvorené v dvoch programovacích jazykoch - C++ a Python. Na mikrokontroléroch Arduino bola využívaná buď I2C komunikácia s modulom (GY-87) alebo meranie signálu cez analógový 5V vstup, alebo digitálne vstupy s prerušovaním (všetky vstupy z magnetických sensorov s Hallovou sondou). Komunikácia medzi Arduinami a mikrokontrolérom Raspberry Pi bola pôvodne cez UART a SPI komunikáciu, lenže pri používaní v reálnom zatažení bola dátová komunikácia nepostačujúca. Komunikácia medzi užívateľom a zariadením bola zabezpečená cez aplikáciu PuTTY po zistení IP adresy Raspberry Pi cez VNC Viewer. Užívateľ pre zapnutie merania spustil kód v jazuku Python, ktorý začal zapisovať namerané dáta na internú pamäť mikrokontroléra. Záznam bol uzavretý buď príkazom na ukončenie v príkazovom okne kontroléra alebo vypnutím zdroja energie.

Vzhľadom na zmenu UA a zohľadnenie možnosti aplikovania zariadenia DroneBox na rôzne typy quadrokoptér či multikoptér, umiestnenie mikrokontrolérov a senzorov bolo navrhované čo možno najviac univerzálne. Pre podkrytové umiestnenie zariadenia, je vhodné modul GY-87 orientovať rovnobežne s pozdĺžnou osou  $x$  a priečnou osou  $y$  riadiacej jednotky

quadrokopty. Neodporúča sa umiestňovať IMU modul do tesnej blízkosti alebo kontaktu s riadiacou jednotkou UA z dôvodu možného vzájomného ovplyvňovania magnetických kompasov.

Odporúčana pozícia magnetických modulov s Hallovou sondou, určených na tachometrické meranie otáčok vrtule, je na ramenách quadrokopty vo vzdialenosti minimálne 10 cm od osi elektromotora. V prípade nedodržania odporúčanej vzdialenosti je vysoký predpoklad, že hallova sonda bude zachytávať taktiež magnetické víry, generované elektromotorom UA. Pre správne meranie je nevyhnutné, aby na spodnú časť oboch listov vrtule boli nalepené malé (do priemeru 3 mm) neodymové magnety slúžiace na signalizovanie polotáčky vrtule magnetickému senzoru. Vzdialenosť medzi halovou sondou a magnetom vzhľadom na kubický úbytok intenzity magnetického poľa by nemal dosahovať vzdialenosť väčšiu ako 10 mm. Riešenie správneho merania rýchlosti vzduchu aj v prípadoch, kedy pitot - statická trubica nebude umiestnená na gyroskopickom stabilizačnom systéme kamery, vyžaduje zmenu geometrie tesnenia, resp. hrotu trubice. Trubica by mala byť umiestnená v podvese UA na pozícii, kde je čo najmenej ovplyvnená vzdušnými prúdmi od vrtule.

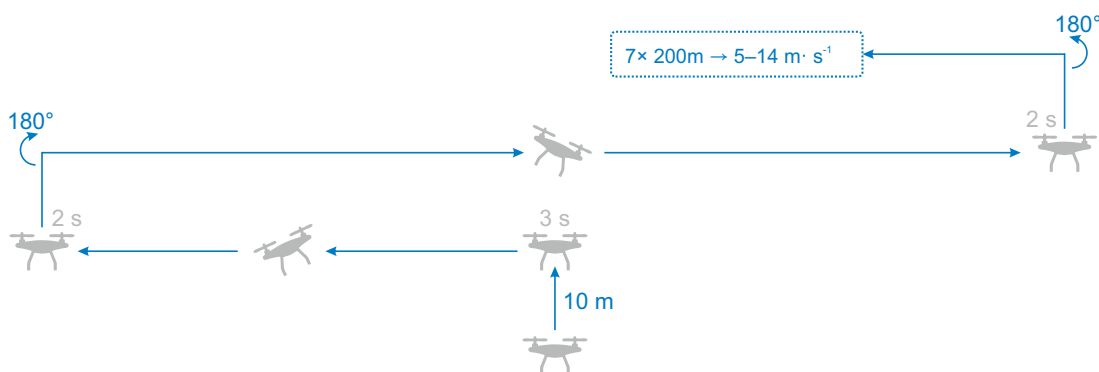
Konečné konštrukčné riešenie DroneBox meracieho zariadenia nevykazovalo problémy s vibráciami vznikajúcimi počas reálnych letov UA, minimálne ovplyvňovalo aerodynamiku testovacej quadrokopty a zvýšilo hmotnosť UA ako celku. Uživatelské prostredie sa voľbou spúšťania zariadenia cez mikrokontrolér Raspberry Pi a VNC Viewer a s možnosťou detekcie okamžitej chyby pri meraní tak stalo komfortnejším. Nevýhodou DroneBox zariadenia zabudovaného pod krytom quadrokopty je jeho zdĺhavá inštalácia na UA, spojená s nutnosťou kompletného rozobratia krytovania.

### **3.4.2 Realizácia reálnych letov a záznam dát**

Záznam letových dát pri testovacích letoch bol vytvorený duplicitne. Prebiehal na riadiacej jednotke quadrokopty (autopilot Pixhawk 2.4.8) a zariadení DroneBox, integrovanom do UA. Reálne lety boli vykonávané nad pristávacou dráhou modelárskeho letiska LMK Velká Lomnica, Slovenská republika. Letová činnosť bola nahlasovaná letovej informačnej službe. Letové testy prebiehali pri veterných podmienkach do  $5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ , pričom vietor bol meraný kontinuálne anemometrom UNI-T UT363S umiestneným pri GCS. Maximálna telemetrická vzdialenosť od GCS bola obmedzená na 100 m.

Celkovo bolo absolvovaných 94 autonómnych letov s identickou trajektóriou, pričom celková dĺžka jedného letu predstavovala približne 1600 m. Predletová

príprava spočívala v kalibrácii senzorov riadiacej jednotky quadrokoptéry vykonanej softvérom GCS QGroundControler. UA bol následne umiestnený na štartovaciu pozíciu na letiskovej dráhe tak, aby orientácia prednej strany quadrokoptéry smerovala na prvý bod predprogramovanej trajektórie letovej misie. Prostredníctvom WiFi komunikácie bol nadviazaný vzdialený prístup so zariadením DroneBox, pričom cez rozhranie VCN Viewer bolo spustené nahrávanie letového záznamu. Ďalším krokom bola kontrola pozície páčok na ovládači IRIS+, ktoré sú zodpovedné za voľbu letového módu. Potvrdením, že páčky sú v polohe „manual flight“ a „altitude flight“ nasledovalo zapnutie ovládača. Po overení vytvoreného spojenia medzi UA, GCS a ovládačom bol ovládač prepnutý do módu „mission flight“ čím bo zahájený autonómny let.



Obr. 3.16: Schéma manévrov vykonávaných v rámci jedného letu pri letovej výške 10m v rámci reálnych letov.

Testovací let začal vystúpaním quadrokoptéry do výšky 10 m a manévrom vistenia po dobu 3 s. Nasledovali horizontálne dopredné manévry pri rýchlostiach podľa programu pripraveného pre autonómny let. Po prilete na koncovú pozíciu quadrokoptéra zostala vo vise po dobu 2 s, otočila sa o  $180^\circ$  a pokračovala ďalej v plnení misie. Rozsah meraných rýchlostí bol od 5 do  $14 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  (obr. 3.16). Rýchlostný rozsah bol stanovený z dôvodu obmedzeného dosahu rádiovkej kontroly, čo malo priamy vplyv na dobu letu požadovanou ustálenou rýchlosťou. Z hľadiska bezpečnosti prevádzky limitovanie dosahu GCS na hodnotu 100 m umožňovalo operátorovi v prípade potreby zasiahnuť do riadenia (nad 100 m nie je možné rozlíšiť u symetrických quadrokoptér, kde je predná časť UA). Celý simulovaný let bol sledovaný na pracovnom okne QGroundControl a súčasne aj operátorom, pripraveným zasiahnuť v prípade letových anomálií (nedovolená zmena trajektórie, zmena letovej výšky a pod). Počas meraných letov operátor zasahoval do riadenia až v piatich prípadoch.

Po vykonaní všetkých manévrov v rámci programu autonómneho letu sa quadrokoptéra vrátila do východzieho bodu a pristála. Po pristátí a zastavení motorov bol mód na ovládači prepnutý na „manual flight“ a vysielacia

vypnutá. Nahrávanie dát DroneBox zariadením bolo vypnuté buď cez vzdialený prístup, alebo vypnutím napájania (batérie) UA. Zmena programu v riadiacej jednotke, definujúca letovú rýchlosť pre ďalší let, bola vykonaná v prípade, ak kapacita batérie bola vyššia ako 45 percent. V rámci jedného nabitia batérie bolo možné vykonať maximálne 3 lety.

Po dokončení testovania boli každý letový deň z pozemnej riadiacej stanice stiahnuté letové dáta vo formáte .ulg a konvertované na .csv formát, ako súčasť každej MavLink správy autopilota quadrokoptéry. Z internej pamäte DroneBoxu boli stiahnuté letové dáta priamo vo formáte .csv. Pre ďalšie vyhodnocovanie správ bola z quaternionov nachádzajúcich sa v „vehicle attitude setpoint“ správe vypočítaná orientácia UA v priestore a jej ťahový koeficient. Z „vehicle gps position“ správ GPS bola stanovená letová výška a traťová rýchlosť. Z „vehicle air data“ správ bola vypočítaná barometrická výška a hustota vzduchu. Záznam DroneBoxu obsahoval informácie o lineárnom a uhlovom zrýchlení v každej osi, magnetometrické dáta, barometrické dáta, hodnoty vzdušnej rýchlosti a tachometrické hodnoty každého jedného motora osobitne.

### 3.5 Zhrnutie kapitoly

Metodiky testovania a voľba experimentov boli navrhnuté tak, aby poskytli dôležité dáta potrebné na dosiahnutie stanovených cieľov a overenie hypotéz. S ohľadom na zložitosť a komplexnosť problematiky letu quadrokoptér sa použili rôzne prístupy: od statického testovania izolovaných pohonných jednotiek, cez skúmanie quadrokoptér pri reálnych letových podmienkach, až po simulácie v robotickom prostredí a experimenty vo veternom tuneli. Každá z týchto metód poskytla unikátne dátové balíky, ktoré vyžadovali individuálne prístupy, ako v predspracovaní, tak aj vo finálnom spracovaní. Aby sa zachovala prehľadnosť, v rámci dizertačnej práce, je každý typ dát analyzovaný a interpretovaný samostatne v príslušných podkapitolách výsledkov. Všetky dátové súbory majú spoločné to, že ich analytické vyhodnocovanie bolo realizované pomocou softvéru MatLab (MathWorks, Natick, MA, US).

## 4. Výsledky

Spracovanie a vyhodnocovanie získaných dát v rámci dizertačnej práce sa sústredilo na porozumenie dynamickým stavom bezpilotných letových prostriedkov počas letu. Výsledky boli systematicky rozdelené do viacerých podkapitol, ktoré sa venujú rôznym aspektom skúmaného fenoménu. Kľúčovými výstupmi boli verifikácia navrhnutého meracieho systému a vytvorenie prevádzkovej obálky UA, ktorá reflektuje hlavné letové a výkonové charakteristiky, ako sú ťah, uhol náklonu a rýchlosť letu, a to v súvislosti s hmotnosťou quadrokoptéry, čo je nevyhnutné pre jej udržanie v horizontálnom lete.

Dôležitým prvkom práce bolo spracovanie letových dát, ktoré umožnilo nielen vytvorenie, ale aj detailné analyzovanie prevádzkovej obálky. Porovnávanie pozícií jednotlivých letových stavov na prevádzkovej obálke poskytlo hlbší vhľad do výkonnostných parametrov UA. V rámci experimentov vo veternom tuneli bolo spracovanie dát orientované na ich potenciálne uplatnenie pri kalibrácii prevádzkovej obálky, zvlášť vo vzťahu k aerodynamickým silám vztlaku a odporu.

### 4.1 Validácia zariadenia DroneBox

Validácia zariadenia DroneBox bola vykonaná na základe reálnych letových dát, získaných z autopilota Pixhawk. Graficky prezentované výsledky ilustrujú jeden skrátený autonómny let, pri ktorom riadaica jednotka mala udržiavať hodnotu rýchlosti quadrokoptéry  $5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ . Špecificky vybraný let je bez otočenia UA na konci letovej dráhy (UA tak letelo konzistentne prednou aj zadnou stranou quadrokoptéry voči smeru letu). Aplikovaná metodika prípravy a synchronizácie dát pre každý vyhodnocovaný parameter bola jednotná. Podrobné vysvetlenie tejto metodiky je demonštrované na príklade hodnotenia údajov o nadmorskej výške, čo poskytuje model pre spracovanie a analýzu ďalších meraných parametrov.

Prístup pre porovnanie údajov o nadmorskej výške zo snímačov PX4 a DroneBox pozostával z prevzorkovania a interpolácie dát poskytnutých DroneBoxom a následným porovnaním nadmorských výšok zapísaných oboma zariadeniami. Konkrétne sa jednalo o výpočet priemerného rozdielu medzi výškou poskytovanou PX4 a DroneBoxom, výpočet štandardnej odchýlky rozdielov a korelačného koeficientu.

Berúc do úvahy rozdielnu vzorkovaciu frekvenciu poskytovaných časových rád, prvým krokom bolo zosúladienie týchto záznamov v čase. Pre tieto účely bola použitá interpolácia, pričom bol vytvorený spoločný časový vektor  $t_s$  zahrnujúci časový rad záznamu z PX4 ( $t_{PX4}$ ) a z DroneBox ( $t_{DB}$ ), i.e:

$$t_c = \{t_{min}, \dots, t_{max}\} \quad (4.1)$$

kde  $t_{min} = \min(\min(t_{PX4}), \min(t_{DB}))$  a  $t_{max} = \max(\max(t_{PX4}), \max(t_{DB}))$ . Po tomto kroku nasledovala samotná interpolácia, a teda:

$$A_{PX4,int}(t) = \text{interp}(t, t_{PX4}, A_{PX4}) \quad (4.2)$$

a

$$A_{DB,int}(t) = \text{interp}(t, t_{DB}, A_{DB}) \quad (4.3)$$

kde  $t \in t_c$  a  $\text{interp}(t, t_Z, A)$  označuje interpolovanú nadmorskú výšku v čase  $t$  na základe časovej rady poskytnutej zariadením  $Z$ , ktorú je možné interpretovať ako  $(t_Z, A)$ .

Pre výpočet samotných „podobnostných“ metrik sa vychádzalo z výpočtu rezidií, i.e.:

$$D(t) = A_{PX4,int}(t) - A_{DB,int}(t) \quad (4.4)$$

z čoho bola vypočítaná priemerná odchýlka (viď rovnicu 4.5), štandardná odchýlka rozdielov (viď rovnicu 4.6) a korelačný koeficient (viď rovnicu 4.7), a to nasledovným spôsobom:

$$\mu_D = \frac{1}{N} \sum_{t \in t_c} D(t) \quad (4.5)$$

$$\sigma_D = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{t \in t_c} (D(t) - \mu_D)^2} \quad (4.6)$$

$$\rho = \frac{\sum_{t \in t_c} (A_{PX4,int}(t) - \mu_{PX4}) \cdot (A_{DB,int}(t) - \mu_{DB})}{\sqrt{\sum_{t \in t_c} (A_{PX4,int}(t) - \mu_{PX4})^2 \sum_{t \in t_c} (A_{DB,int}(t) - \mu_{DB})^2}} \quad (4.7)$$

kde  $\mu_{PX4}$  a  $\mu_{DB}$  predstavujú priemerné hodnoty  $A_{PX4,int}(t)$  a  $A_{DB,int}(t)$ .

Vizualizácia príkladu zaznamenaných kriviek nadmorskej výšky v priebehu testovacieho letu je znázornená na obrázku 4.1. Priemerný rozdiel medzi údajmi o nadmorskej výške je približne 0,683 metra, pričom snímač PX4 poskytuje, vo všeobecnosti, vyššie hodnoty ako DroneBox. Pokles presnosti na základe prezentovaných dát nie je možné jednoznačne prisúdiť ani DroneBox zariadeniu, ani PX4. V oboch prípadoch môže byť presnosť merania ovplyvnená teplotnými

zmenami pôsobiacimi na senzory. Senzor BMP180, ako integrálna súčasť modulu GY - 87, je prichytený priamo na nosný rám draka nad batériou quadrokoptéry. Na druhej strane, barometrický senzor MS5611, ktorý je súčasťou dosky plošného spoja PX4, je zakrytovaný druhým krytom v blízkosti mikroprocesora riadiacej jednotky. Zvýšenie teploty quadrokoptéry počas prevádzky a následne aj senzora môže spôsobiť zvýšenie tlaku s následným zaznamenaním nižšej nadmorskej výšky. Do výpočtu nadmorskej výšky samozrejme vstupujú aj iné veličiny, tieto je však možné aproximovať, prípadne sa jedná o konštanty. Z barometrickej rovnice (Awadalla et al., 2020) vyjadrenej pre výšku  $h$

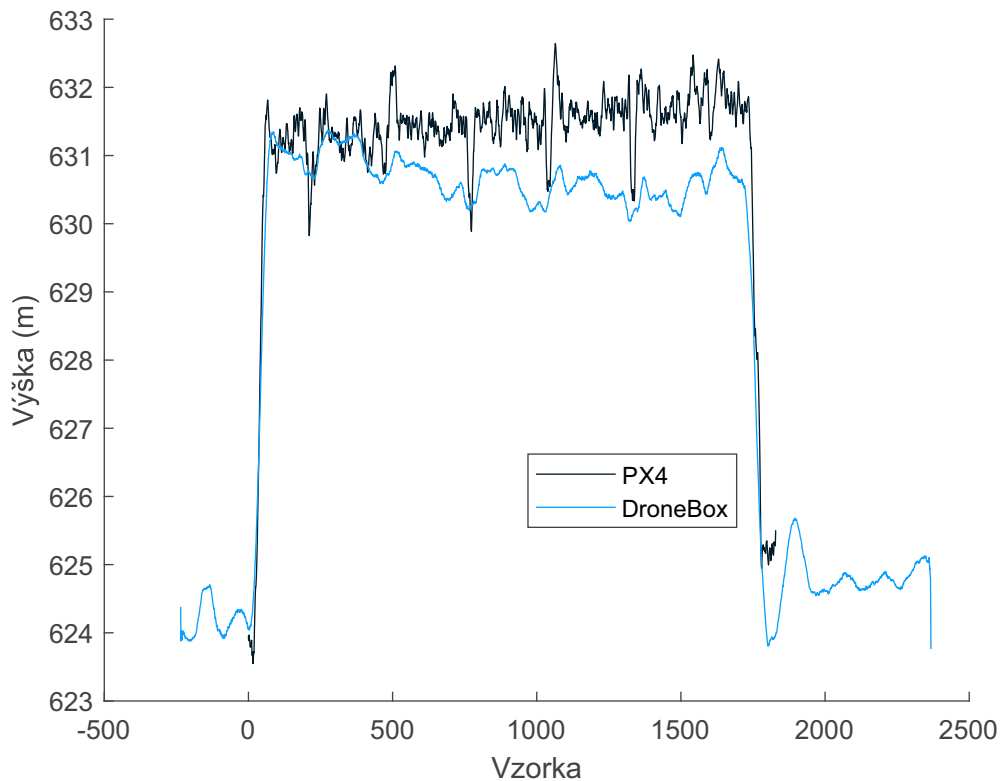
$$h = \frac{T_0}{L} \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_0} \right)^{\frac{RL}{gM}} \right] \quad (4.8)$$

je zrejmé, že výpočet je závislý na absolútnej teplote, na referenčnej úrovni  $T_0$  a teplotnom gradiente  $L$ . Hodnota  $L$  nie je univerzálna a môže sa líšiť v závislosti od geografickej polohy, času v roku a aktuálnych meteorologických podmienok. V štandardnom atmosférickom modeli, sa však predpokladá lineárny teplotný gradient. Tak ako už diskutovaná teplota, môže aj meranie tlaku  $P$  zavádzať nepresnosť vo výpočte výšky, a to v závislosti na senzorickom vybavení. Hodnoty referenčného tlaku  $P_0$  (na úrovni mora), gravitačného zrýchlenia  $g$ , molárnej hustoty vzduchu  $M$  a univerzálnej tlakovej konštanty  $R$  sú buď konštantné, tabelované alebo aproximovateľné.

Štandardná odchýlka rozdielov nadmorskej výšky PX4 a DroneBoxom je približne 0,561 metra, čo poukazuje na variabilitu rozdielov medzi zaznamenanými / dopočítavanými údajmi týchto zariadení. Korelačný koeficient je približne 0,985, čo poukazuje na veľmi vysoký stupeň lineárnej závislosti medzi údajmi o nadmorskej výške oboch zariadení.

Tieto metriky naznačujú, že hoci sú údaje z oboch zariadení vysoko korelované, v údajoch o nadmorskej výške existuje stály, aj keď malý rozdiel, pričom PX4 ukazuje v priemere o niečo vyššie hodnoty. Po dôkladnom skúmaní literatúry sa nepodarilo zistiť presný postup alebo vzorec, ktorým PX4 zariadenie vypočítava hodnoty nadmorskej výšky. Okrem toho nie sú k dispozícii informácie o prípadnej teplotnej kompenzácii vstupných údajov, ktoré by mohli ovplyvniť presnosť výsledkov.

Pre pochopenie rozdielov vzniknutých v súvislosti s nadmorskou výškou bolo nevyhnutné analyzovať odchýlky medzi ďalšími priamo meranými veličinami oboch zariadení. Rozbor sa najprv zaoberal meraným atmosférickým tlakom. Priemerný rozdiel medzi nameranými hodnotami atmosférického tlaku je približne -0,079 Pa, čo naznačuje miernu odchýlku v hodnotách z oboch zariadení. Z toho vyplýva, že v priemere sú údaje snímača PX4 mierne nižšie



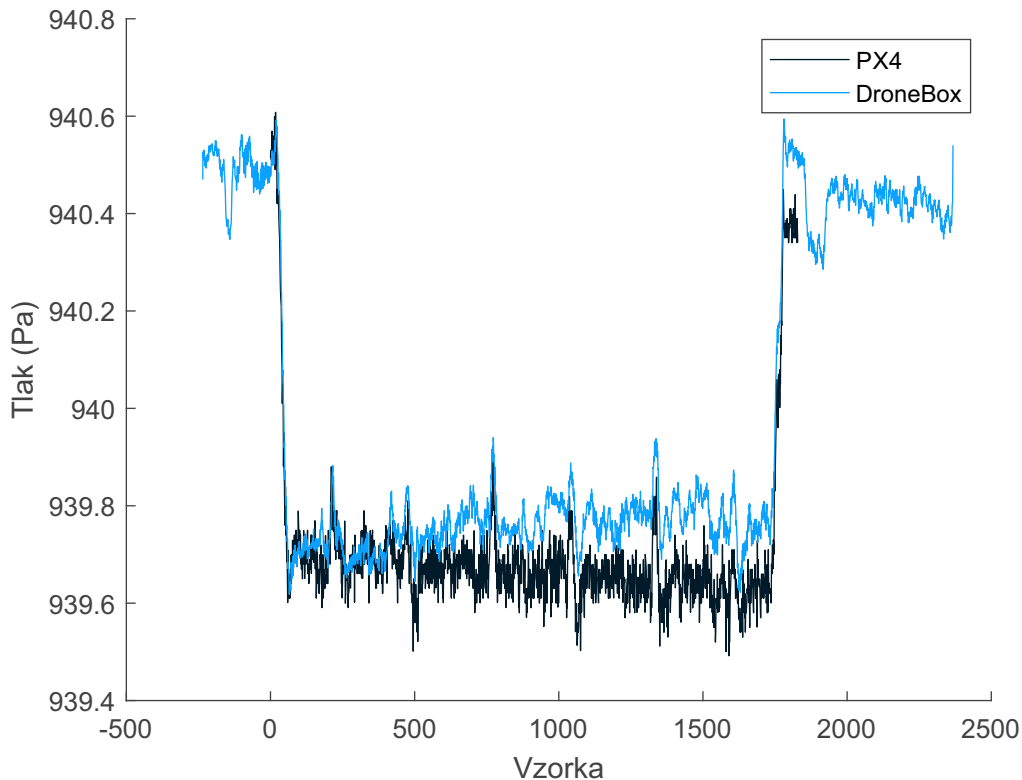
Obr. 4.1: Validácia parametra nadmorskej výšky snímanej DroneBox zariadením podľa dát autopilota Pixhawk (PX4).

ako údaje snímača DB. Štandardná odchýlka rozdielov je približne 0,066 Pa, čo poukazuje na relatívne nízku variabilitu rozdielov medzi zariadeniami. Korelačný koeficient na úrovni 0,983 naznačuje veľmi vysoký stupeň lineárnej korelácie medzi údajmi atmosférického tlaku oboch zariadení. Obrázok 4.2 vizuálne znázorňuje tieto zistenia a zobrazuje údaje o atmosférickom tlaku z oboch zariadení. Vysoký korelačný koeficient a nízky priemerný rozdiel a štandardná odchýlka naznačujú, že oba snímače poskytujú podobné a konzistentné údaje o atmosférickom tlaku.

Druhý zdroj odchýlky môže byť v hodnote meranej teploty. Analýza teplotných dát z PX a DB senzorov odhalila zaujímavé zistenia. Priemerný rozdiel medzi teplotnými čítaniami je približne 5,53 °C, čo poukazuje na významnú odchýlku v hodnotách z týchto dvoch senzorov. To naznačuje, že priemerné hodnoty teploty zaznamenané senzorom PX sú vyššie v porovnaní so senzorom DB. Ďalej, štandardná odchýlka rozdielov je približne 3,00 °C, čo poukazuje na strednú variabilitu v rozdieloch medzi teplotnými čítaniami oboch senzorov.

Čo sa týka korelačného koeficientu, ten je približne 0,035, čo indikuje veľmi nízku mieru lineárnej korelácie medzi teplotnými čítaniami z oboch senzorov. Tento nízky korelačný koeficient spolu s relatívne vysokým priemerným rozdielom



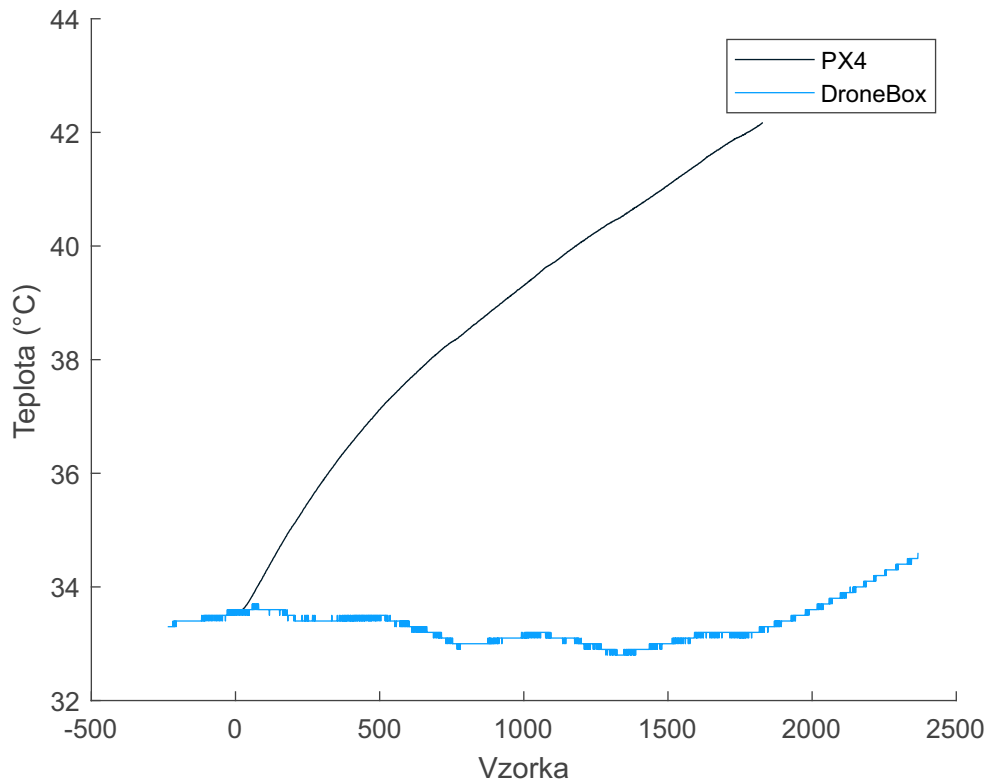


Obr. 4.2: Validácia parametra atmosférického tlaku snímaného DroneBox zariadením podľa dát autopilota Pixhawk (PX4).

a štandardnou odchýlkou naznačujú, že senzory majú výrazne rozdielne teplotné čítania a nezachytávajú vzájomné zmeny teploty veľmi presne.

Vizualizácia týchto zistení prostredníctvom obrázku 4.3 ukazuje zápis teploty oboch sensorov vzhľadom na zaznamenanú vzorku.

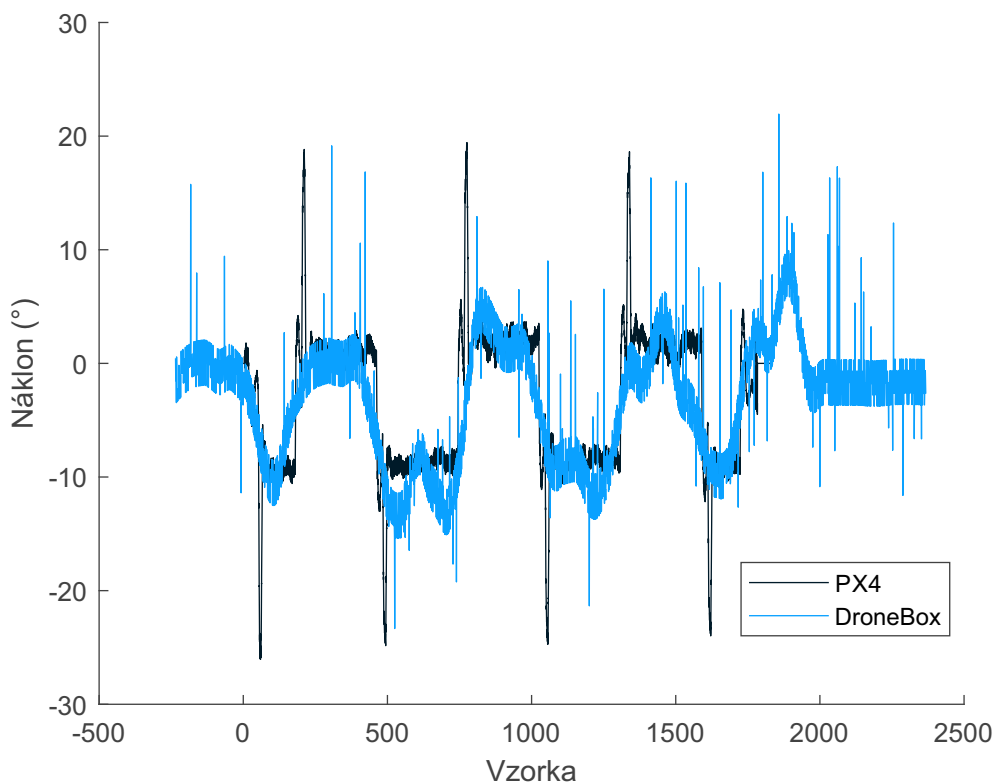
Podobne ako v prípade predchádzajúcich údajov o nadmorskej výške, aj v prípade údajov o uhle náklonu boli tieto dáta najprv predspracované a následne vyhodnotené pomocou podobných metrík. Priemerný rozdiel medzi údajmi uhla náklonu je približne  $0,735^\circ$ , čo naznačuje miernu odchýlku v údajoch z oboch zariadení. Štandardná odchýlka rozdielov je približne  $4,246^\circ$ , čo poukazuje na miernu variabilitu rozdielov medzi údajmi uhla sklonu oboch snímačov. Korelačný koeficient je približne  $0,697$ , čo naznačuje stredný stupeň lineárnej korelácie medzi údajmi uhla náklonu oboch sensorických zariadení. Príklad vizuálneho znázornenia priebehu hodnôt uhlov náklonu je znázornený na obrázku 4.4. Hoci existuje určitá korelácia, variabilita a rozdiely v hodnotách náklonu, a v porovnaní s údajmi o nadmorskej výške je chyba náklonu relatívne vyššia, stále je možné pokladať tento výsledok za uspokojivý. Avšak, je potrebné zohľadniť možné faktory, ktoré pravdepodobne prispievajú k tejto chybe. Jedným z možných vysvetlení môže byť použitie sensorov s rôznymi



Obr. 4.3: Validácia parametra teploty snímanej DroneBox zariadením podľa dát autopilota Pixhawk (PX4).

kalibráciami nulového náklonu, čo môže viesť k miernym odchýlkam v nameraných hodnotách. Okrem toho, vplyv vibrácií, najmä ak je používaný autopilot PX4 na antivibračnej plošine, môže ovplyvniť presnosť meraní. V kontexte chybovosti je vhodné zohľadniť aj technické obmedzenia zariadenia DroneBox, konkrétne obmedzenú vzorkovaciu frekvenciu, ktorá pri nízkych hodnotách môže obmedziť schopnosť zachytiť rýchle vykonávané zmeny v uhle náklonu.

Obrázok 4.5 prezentuje merania traťovej rýchlosti pomocou GPS modulu autopilota Pixhawk a indikovanej vzdušnej rýchlosti, snímané upravenou pitot - statickou trubicou zariadenia DroneBox. Z obrázka je zrejmé, že indikovaná vzdušná rýchlosť sa pohybovala medzi dvomi, výrazne odlišnými, hodnotami: približne  $5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  a menej ako  $2 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ . Tieto rozdiely hodnôt sú zreteľné pri lete s prednou stranou quadrokoptéry smerom dopredu, keď vzduch prúdi do pitot-statickej trubice a umožňuje tak presné meranie vzdušnej rýchlosti. Naproti tomu, v prípade letu vzad, keď je trubica otočená zadnou stranou quadrokoptéry smerom k letu, meranie indikovanej vzdušnej rýchlosti nebolo relevantné, pretože priame prúdenie vzduchu do trubice bolo obmedzené. Takto vykonané meranie poukazuje na nutnosť správnej orientácie

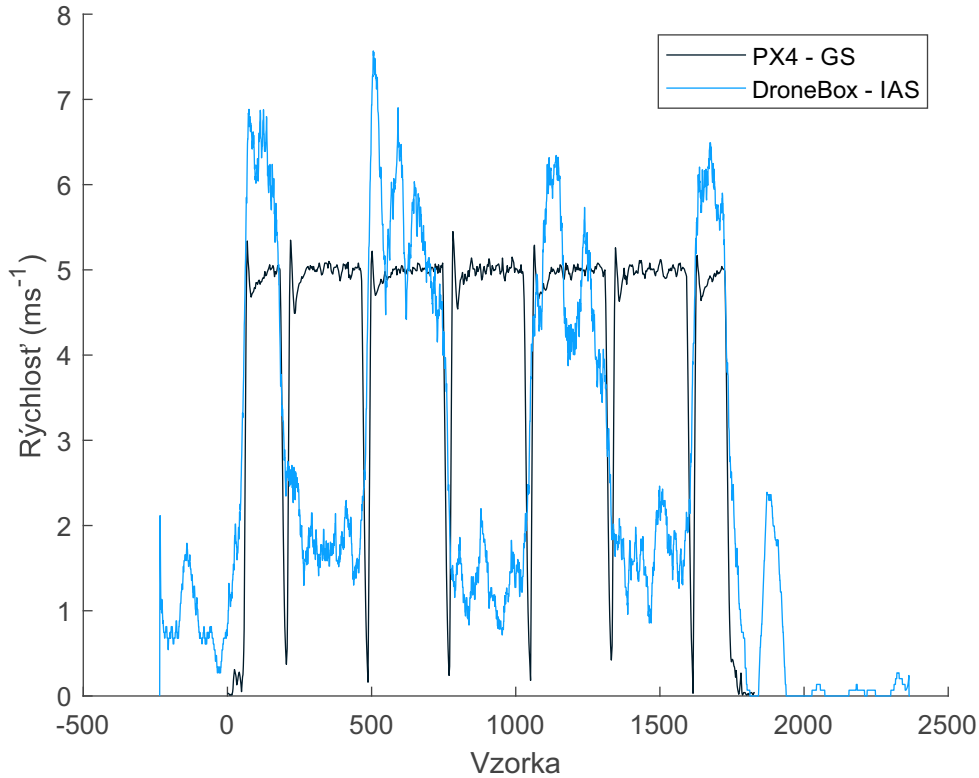


Obr. 4.4: Validácia parametra uhlu náklonu snímanej DroneBox zariadením podľa dát autopilota Pixhawk (PX4).

quadrokoptéry pre spoľahlivé meranie indikovanej vzdušnej rýchlosti. Zaznamenané oscilácie v jednotlivých fázach letu v správnej orientácii sú pravdepodobne spôsobené vplyvom poryvov vetra.

V kontexte komplexného vyhodnotenia funkčnosti zariadenia DroneBox zostáva kľúčovým elementom validácie analýza otáčok jednotlivých vrtúľ quadrokoptéry, ako je ilustrované na obrázku 4.6. Tento parameter má zásadný význam pre posúdenie výkonnostných atribútov quadrokoptéry v reálnych letových podmienkach, pričom poskytuje dôležité informácie o dynamike pohonnej jednotky a jej interakcií s okolitým prostredím.

Pred samotnou interpretáciou týchto výsledkov je však dôležité popísať prístup k spracovaniu dát, a to preto, lebo PX4 neposkytuje informácie o otáčkach tak ako DroneBox neposkytuje napr. informácie o ťahu. Preto bolo potrebné pre tento typ hodnotenia, otáčky na jednotke PX4 aproximovať. Jednotka PX4 reguluje otáčky nepriamo (tzn., že otáčky nie sú merané priamo), na základe modulácie šírky pulzu (*PWM*) cez elektronický regulátor rýchlosti (*ESC*), čím sa určuje rýchlosť každej motorovej jednotky. Tým je možná kontrola ťahu, ktorý je vytváraný jej rotorom. Pre určenie proporcie ťahu generovaného všetkými rotormi, sa v tomto kontexte využíva súčiniteľ ťahu (*Tc*), ktorý je odvodený zo znalosti maximálneho ťahu pri maximálnom el.



Obr. 4.5: Porovnanie trafovej rýchlosti (GS) podľa dát autopilota Pixhawk (PX4) a indikovanej vzdušnej rýchlosti (IAS) pri horizontálnom priamočiaram lete rýchlosti  $5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ .

napätí.  $T_c$  je potom určené ako pomer aktuálneho napätia na všetkých motoroch voči napätiu maximálnemu, a teda nadobúda hodnoty 0 až 1.  $T_c$  je v podstate percentuálne vyjadrenie celkového maximálneho ťahu. Tento parameter je potom možné využiť pre výpočet ťahu generovaného jednotlivými rotormi. Na to je však potrebné poznať aj rozdistribuovanie napätí na jednotlivých motoroch, ktoré nebolo k dispozícii. Jednotka PX4 však priamo poskytuje informácie o  $PWM$ , ktoré je možné využiť pre výpočet ťahu. Konkrétne potom výpočet ťahu pre jednotlivé rotory vychádzal z nasledujúceho vzťahu:

$$T_i = T_{max} \frac{(PWM_i - PWM_{MIN})}{(PWM_{MAX} - PWM_{MIN})}, \quad (4.9)$$

kde  $T_i$  je výsledný ťah generovaný  $i$ -tou vrtulou,  $PWM_i$  je šírka pulzu v  $\mu\text{s}$  na  $i$ -tom motore a  $PWM_{MIN}$  a  $PWM_{MAX}$  predstavujú minimálne a maximálne hodnoty šírky pulzu (v tomto prípade  $900\mu\text{s}$  a  $2000\mu\text{s}$ ). Zlomok vo vzťahu vyššie predstavuje normalizáciu  $PWM_i$  na interval  $0 \dots 1$ . Hodnoty  $PWM_{MAX}$ ,  $PWM_{MIN}$  a  $T_{max}$  je možné zistiť experimentálne. Následne boli otáčky vyjadrené pomocou funkcie znázornenej na obrázku 3.4, ktorú však bolo

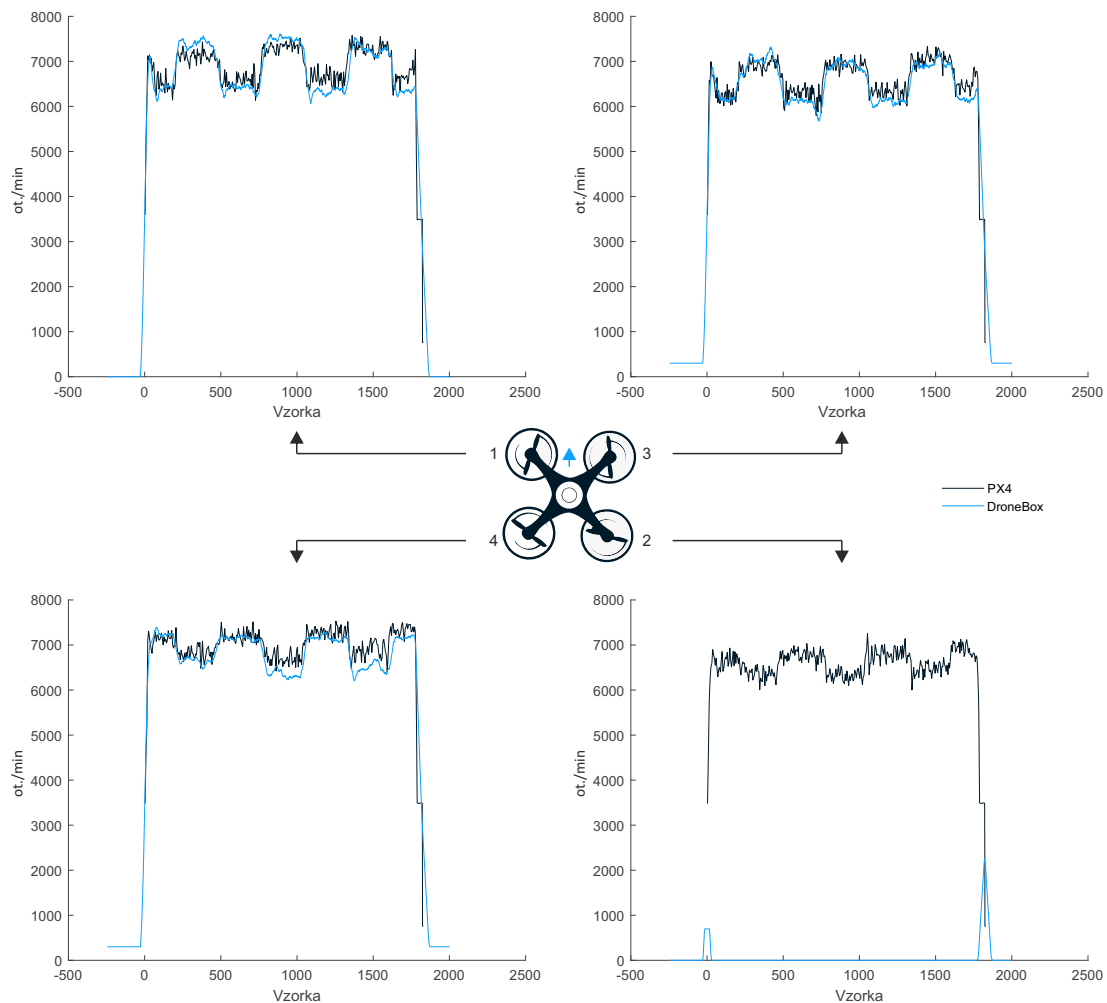
potrebné upraviť pre výpočet otáčok. Výsledné otáčky na jednom rotore  $ot_i$  boli teda približne rovné:

$$ot_i = \frac{\sqrt{4p_1(T_i - p_3) + p_2^2} - p_2}{(2 * p_1)}, \quad (4.10)$$

kde koeficienty  $p$  boli pre prípad konkrétne využitých motorov a vrtulí odvodené nasledovne:  $p_1 \approx 1.049 \times 10^{-8}$ ,  $p_2 \approx 4.044 \times 10^{-7}$  a  $p_3 \approx -5.806 \times 10^3$ . Takto vypočítané hodnoty boli následne porovnané s reálne odčítanými hodnotami otáčok zo zariadenia DroneBox.

Vrtuľa 1 ukazuje relatívne malý priemerný rozdiel (48,51 ot./min) a strednú štandardnú odchýlku (232,08 ot./min). Vysoký koeficient korelácie (0,91) naznačuje silnú lineárnu závislosť medzi otáčkami zaznamenanými PX4 a DroneBoxom. U Vrtule 2 sa v priebehu tohto ukážkového merania nepodarilo zosnímať hodnoty prostredníctvom systému DroneBox. Vrtuľa 3 vykazuje vyšší priemerný rozdiel (103,94 ot./min) v porovnaní s Vrtulou 1, ale s nižšou štandardnou odchýlkou (162,87 ot./min). Koeficient korelácie (0,93) je tiež vysoký, čo naznačuje silnú lineárnu závislosť, podobne ako u Vrtule 1. Vrtuľa 4 prezentuje najväčší priemerný rozdiel (176,08 ot./min) medzi tromi sledovanými, so strednou štandardnou odchýlkou (186,98 ot./min) s korelačným koeficientom 0,85.

Výsledky naznačujú, že hoci senzory PX4 a DB majú tendenciu sledovať podobné trendy v otáčkach (ako dokazujú vysoké koeficienty korelácie), existujú zreteľné rozdiely v meraniach otáčok naprieč rôznymi vrtulami. Priemerné rozdiely a štandardné odchýlky sa líšia, čo naznačuje, že tieto rozdiely nie sú konzistentné naprieč všetkými vrtulami. Táto variabilita by mohla byť spôsobená faktormi ako kalibrácia senzorov, rušivé magnetické interferencie, environmentálne podmienky alebo operačné rozdiely medzi vrtulami. Každopádne, v prípade PX4 boli otáčky aproximované z *PWM*. Následne bol ťah prevedený na otáčky podľa závislosti popísanej na obrázku 3.4. V takomto prípade je možné, že už do vyjadrenia otáčok pre PX4 bola zanesená chyba, napríklad linearizovaním závislosti ťahu na *PWM*. Je nutné dodať, že väčšina riadiacich jednotiek a najmä ich softvérových ovládačov, tak ako je to aj v prípade PX4 (Pixhawk 2.4.8), nezaznamenáva hodnoty otáčok. U DroneBoxu je opäť nevýhodou neschopnosť záznamu, resp. aproximovania ťahu, napríklad zo znalosti napätia na motoroch atp. Na druhej strane toto zariadenie poskytuje informáciu o otáčkach, z ktorých môže byť aproximovaný ťah. Jedná sa teda o kompromis, v kontexte ktorého sú prezentované výsledky pomerne uspokojivé, aj keď sa kumulatívna variabilita merania zdanlivo pohybuje medzi cca 100 – 200 ot./min a pri absolútnych chybách v rozmedzí cca 0 - 170 ot./min.

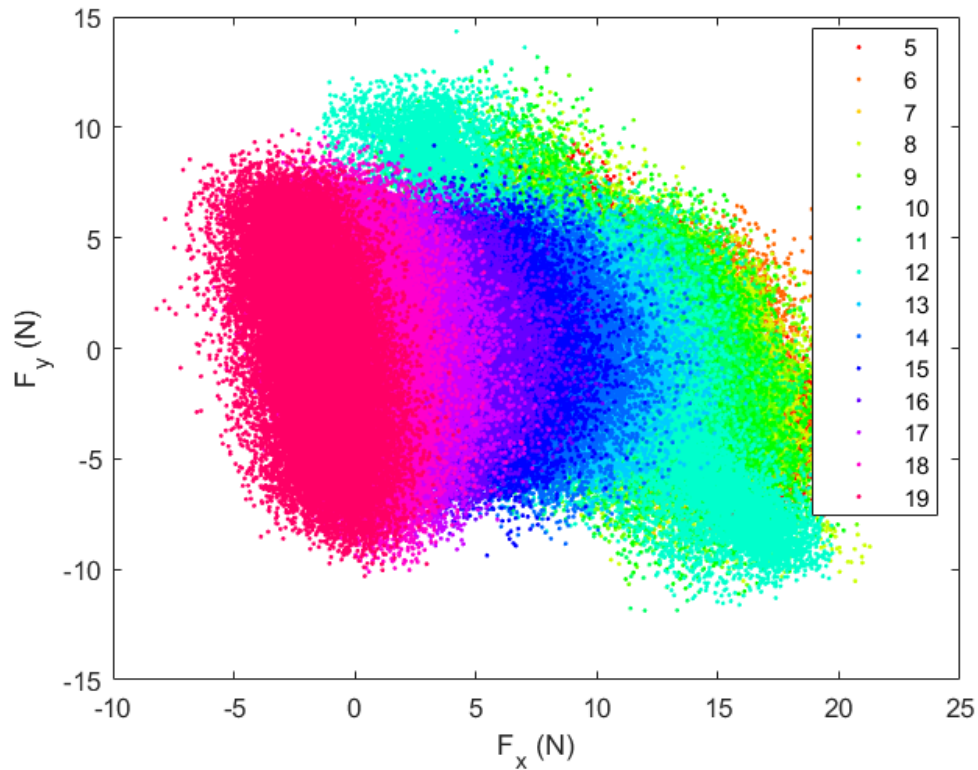


Obr. 4.6: Porovnanie záznamu otáčok motorov 1 až 4 quadrokoptéry podľa dopyčítaných dát autopilota Pixhawk (PX4) a priamo meraných Hallovou sondou systému DroneBox.

## 4.2 Aerodynamické charakteristiky

Aerodynamické charakteristiky quadrokoptéry IRIS+ boli analyzované prostredníctvom statických aj dynamických testov vo veternom tuneli. Ako ilustruje Obrázok 4.7, výsledky statického testovania ukazujú rozsiahly rozptyl hodnôt sil  $F_x$  a  $F_z$ . Bol zaznamenaný trend, že s rastúcou rýchlosťou prúdenia vzduchu dochádzalo k zväčšovaniu rozptylu týchto hodnôt. Použité štatistické metódy však neposkytli dostatočnú úroveň istoty pre presné určenie aerodynamických síl, potrebných na výpočet aerodynamických koeficientov. Obdobný charakter rozptylu bol pozorovaný aj pri dátach získaných z dynamického testovania, kde taktiež nedošlo k jednoznačnému určeniu aerodynamických charakteristík testovanej UA. Značný rozptyl hodnôt a nedostatočná presnosť meraní implikujú, že na základe týchto vykonaných

testoch nie je možné spoľahlivo určiť vztlakové a odporové sily quadrokoptéry IRIS+.



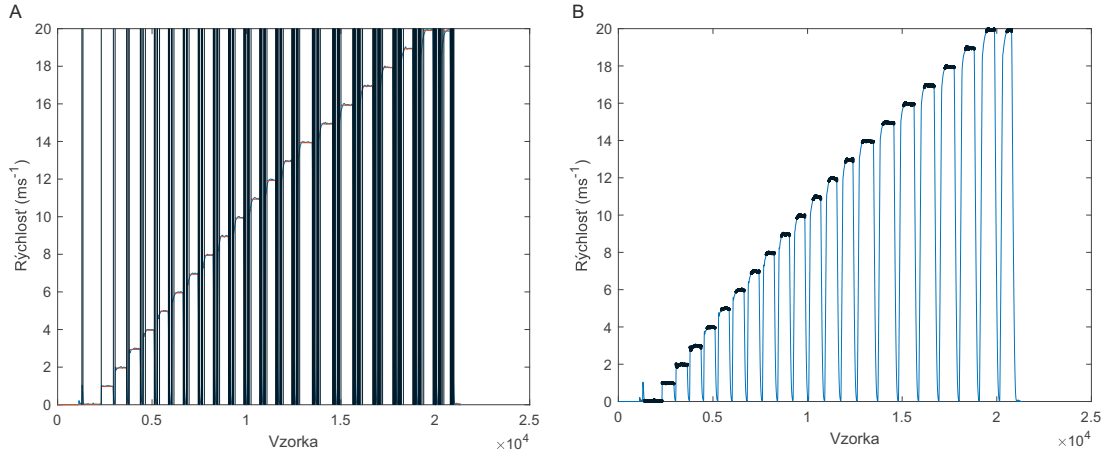
Obr. 4.7: Sily  $F_x$  a  $F_z$  merané silomerom ATI MINI 40 pri statickom testovaní quadrokoptéry IRIS+ vo veternom tuneli. Farebná mapa reprezentuje hodnoty rýchlosti prúdenia vzduchu od 5 do 19  $m \cdot s^{-1}$

### 4.3 Prevádzková obálka

Pre zostrojenie obálky boli využité simulované dáta. Pred samotnou prácou s dátami bolo najprv potrebné dáta zo simulovaných letov rozdeliť na charakteristické úseky. Tieto úseky sú charakterizované konštantnou rýchlosťou letu. Tento proces sa skladal, z troch častí, t.j. identifikácie charakteristických sekcií v dátach (Obr. 4.8A), vybraním sekcií s charakteristickou rýchlosťou (Obr. 4.8B) a následnou úpravou týchto subdatasetov. Zadeinovaním celkového záznamu rýchlosti v jednom lete ako  $\epsilon$ , je potom tento zložený z  $\xi$  sekcií s charakteristickou rýchlosťou, ktoré bolo potrebné identifikovať.

Prvým krokom bolo teda identifikovať také časti letu, ktoré sú charakteristické svojou výškou. Uvedené je možné vykonať s použitím rôznych kritérií.

V rámci tejto práce bol zvolený prístup založený na identifikácii náhlych zmien v signále (Killick et al., 2012; Lavielle, 2005). Pomocou tohto algoritmu je



Obr. 4.8: Identifikácia charakteristických úsekov letu podľa ustálenej rýchlosti so znázornením všetkých nájdených úsekov pomocou algoritmu určeného pre vyhľadávanie náhlych zmien v signále (A) a zobrazením výsledných, identifikovaných, úsekov letu (B).

možné nájsť náhle zmeny v signále na základe zmeny reziduálnej chyby pri zmene lineárneho priebehu, prímeru, smerodajnej odchýlky alebo strednej kvadratickej chyby. Konkrétne bol využitý prístup zahŕňajúci využitie sledovania zmeny lineárneho priebehu v dátach. Pre tieto účely bol z vektoru rýchlosti  $\epsilon$  vytvorený diferenciál  $d\epsilon$  definovaný ako:

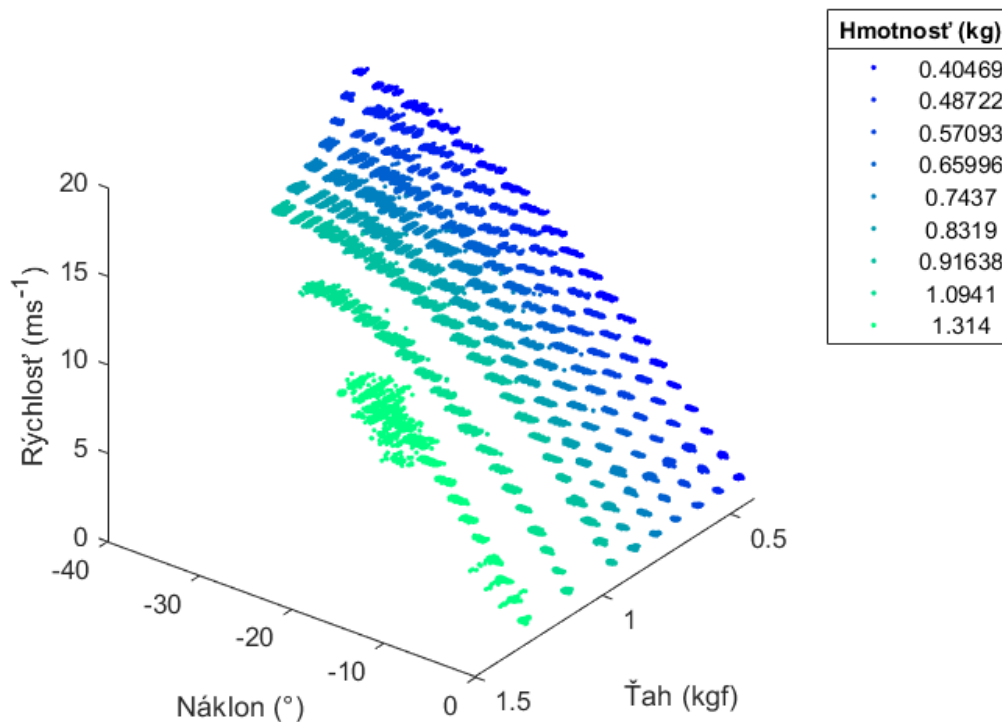
$$d\epsilon_i = \epsilon_{i+1} - \epsilon_i, \text{ kde } i = 1 \dots n - 1. \quad (4.11)$$

Vektor  $d\epsilon$  bol následne rozdelený na  $\tau$  častí, z ktorých niektoré definovali hľadané úseky letu, viď Obrázok 4.8A. Rozhodnutie o tom, ktoré  $\tau$  predstavujú hľadané  $\xi$ , bolo vykonané zo znalosti dĺžky časovej rady, konkrétne  $\tau$  s dĺžkou vektora  $>270$  dátových bodov (45 sekúnd). Z jednotlivých  $\xi$  boli ešte odstránené extrémne hodnoty, t.j. tie hodnoty, ktoré nespádajú do prirodzenej distribúcie dát. Keďže týmto procesom mohli byť odstránené aj hodnoty, ktoré spôsobili nespojitost časovej rady, prebehla nad dátami ešte dodatočná lineárna interpolácia. Výsledne detekované úseky sú potom zobrazené na obrázku 4.8B.

Takýmto spôsobom bolo rozdelených celkom 9 simulovaných letov ktoré sú charakteristické pre celkovú hmotnosť dronu, konkrétne pre 0.9 lb ( $\approx 0.404$  kg), 1.1 lb ( $\approx 0.487$  kg), 1.3 lb ( $\approx 0.570$  kg), 1.5 lb ( $\approx 0.659$  kg), 1.7 lb ( $\approx 0.743$  kg), 1.9 lb ( $\approx 0.831$  kg), 2.1 lb ( $\approx 0.916$  kg), 2.5 lb ( $\approx 1.094$  kg) a 2.9 lb ( $\approx 1.314$  kg). Tieto hmotnosti budú dôležitým faktorom pri odvodzovaní prevádzkovej obálky dronu. Každopádne, rozdelením týchto datasetov vznikli subdatasety  $D$  definované podľa hmotnosti  $m$  a rýchlosti letu  $v$ , a teda  $D_{m,v}$ , pričom rýchlosti boli simulované v rozsahu  $1 \dots 20 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ . Týchto subdatasetov



bolo vytvorených celkom 194 a dáta v nich obsiahnuté popisujú horizontálny priamočiary let dronu.



Obr. 4.9: Vizualizácia závislosti ťahu na nákolne a rýchlosti pre rôzne simulované hmotnosti

Následne boli tieto subdatasety spracované iteratívnym spôsobom v prostredí Matlab. Účelom tohto spracovania bolo nájdenie závislosti ťahu na rýchlosti a uhle náklonu pre jednotlivé hmotnosti. Vizualizácia týchto dát je zobrazená na obrázku 4.9 a cieľom bolo nájsť matematický zápis, ktorý by aproximoval línie tohto grafu v 3D priestore. Pre tieto účely boli postupne načítané všetky datasety jednej hmotnosti, teda  $D_m$ , a došlo k aproximáciám týchto dát v dvoch úrovniach. Prvou úrovňou bolo fitovanie ťahu na rýchlosti. Vzhľadom k tomu, že závislosť bola vo všetkých prípadoch nelineárna, bolo otestovaných viacero numerických metód fitovania týchto kriviek, od viacradovej polynomiálnej aproximácie, cez exponenciálne fitovania až po fitovanie mocninové. Najlepšie výsledky a v podstate najintuitívnejšiu interpretáciu poskytlo práve fitovanie pomocou dvojčlennej mocninnej rady, teda:

$$T_m = c_1 \cdot v_m^{c_2} + c_3, \quad (4.12)$$

Tabuľka 4.1: Výsledky fitovania ťahu a náklonu v závislosti na rýchlosti

| m (kg) | Aproximácia ťahu |                |       |       | Aproximácia náklonu |                |       |       |
|--------|------------------|----------------|-------|-------|---------------------|----------------|-------|-------|
|        | SSE              | R <sup>2</sup> | df    | RMSE  | SSE                 | R <sup>2</sup> | df    | RMSE  |
| 0.404  | 0.197            | 0.996          | 8791  | 0.004 | 2994                | 0.996          | 8792  | 0.583 |
| 0.487  | 0.267            | 0.996          | 9440  | 0.005 | 3461                | 0.996          | 9441  | 0.605 |
| 0.570  | 0.296            | 0.996          | 9431  | 0.005 | 3651                | 0.995          | 9432  | 0.622 |
| 0.659  | 0.680            | 0.993          | 9415  | 0.008 | 5313                | 0.992          | 9416  | 0.751 |
| 0.743  | 0.790            | 0.993          | 9743  | 0.009 | 5433                | 0.992          | 9744  | 0.746 |
| 0.831  | 0.909            | 0.993          | 9720  | 0.009 | 5240                | 0.991          | 9721  | 0.734 |
| 0.916  | 0.813            | 0.994          | 9950  | 0.009 | 5590                | 0.990          | 9951  | 0.749 |
| 1.094  | 0.527            | 0.995          | 10258 | 0.007 | 3997                | 0.991          | 10259 | 0.624 |
| 1.314  | 1.464            | 0.912          | 6237  | 0.015 | 2176                | 0.977          | 6238  | 0.590 |

kde  $T$  je ťah a  $v$  rýchlosť letu pre danú hmotnosť  $m$ . Z daného zápisu boli následne vypočítané koeficienty  $c_1 \dots c_3$ . Druhou úrovňou bola aproximácia náklonu pomocou rýchlosti. V tomto prípade sa zdanlivo jednalo o lineárnu závislosť, a aj kvôli jednoduchosti, bol použitý práve tento prístup. Tým pádom:

$$N_m = c_4 \cdot v_m + c_5, \quad (4.13)$$

kde  $N$  predstavuje náklon pre danú hmotnosť  $m$  a  $c_4$  a  $c_5$  hľadané koeficienty.

Kvalita jednotlivých aproximácií je vyjadrená pomocou sumy štvorcov odchýlok (SSE), koeficientu determinácie  $R^2$  a druhou odmocninou zo strednej hodnoty rozdielov štvorcov medzi aproximovanými a skutočnými hodnotami (RMSE) pre stupne volnosti (df), ktoré charakterizujú počet dát tvoriacich jednotlivé krivky závislé na hmotnosti  $m$ . Tieto údaje sú uvedené v tabuľke 4.1. V tomto kontexte je SSE miera používaná na kvantifikáciu variácie alebo odchýlky sady hodnôt od skutočných pozorovaných hodnôt. SSE sa vypočíta sčítaním štvorcov rozdielov medzi pozorovanými (skutočnými) hodnotami a príslušnými predpovedanými hodnotami. Táto miera sa bežne používa v regresnej analýze na posúdenie vhodnosti modelu k dátam. Nižšia hodnota SSE indikuje lepšiu vhodnosť, pretože to znamená, že predpovedané hodnoty sú bližšie k skutočným pozorovaným hodnotám. Koeficient determinácie, je štatistická miera používaná v kontexte regresnej analýzy na kvantifikáciu toho, ako dobre regresný model vysvetľuje variabilitu závislej premennej. RMSE, ako vyplýva z vyššie uvedeného popisu, teda poskytuje meranie priemernej veľkosti chýb v predikciách modelu, pričom väčšiu váhu priraduje väčším chybám (vdaka štvorcovaniu rozdielov). Na základe informácií poskytnutých v tabuľke 4.1 je možné tvrdiť, že fitované hodnoty vykazujú pomerne malú chybu v porovnaní s hodnotami reálnymi.

Ďalším predpokladom bolo, že nájdené koeficienty budú závislé na hmotnosti a bude možné ich aproximovať. To by umožnilo vyjadrenie priebehu ťahu a náklonu v závislosti na predpokladanej rýchlosti a stanovenej hmotnosti. Inými slovami, vytvorenie obálky by bolo užívateľsky závislé len na vstupných parametroch rýchlosti a hmotností. Preto bola sada koeficientov  $c_1 \dots c_5$  vyjadrených pre jednotlivé hmotnosti podrobená analýze, ktorej výsledkom bolo následné aproximovanie týchto koeficientov:

$$c_{a1} = 1.4e - 5 \cdot e^{0.0085 \cdot m}, \quad (4.14)$$

$$c_{a2} = 3.205 - 0.0019 \cdot m, \quad (4.15)$$

$$c_{a3} = 0.02 + 0.0044 \cdot m, \quad (4.16)$$

$$c_{a4} = 0.0035 - 2 \cdot m, \quad (4.17)$$

a

$$c_{a5} = 0. \quad (4.18)$$

Vyššie uvedené teda využíva jednoduchý exponenciálny model pre aproximáciu  $c_1$  a vo zvyšných prípadoch model lineárny. Koeficient  $c_5$  nebol braný do úvahy vzhľadom k jeho nesignifikantnému vplyvu na výsledky fitovania a taktiež pre zamedzenie posuvu krivky na "yose.

Výsledkom tohto spracovania je teda možnosť odhadu náklonu a ťahu, pre definovanú rýchlosť letu a hmotnosť, pri predpokladanom horizontálnom priamočiarom lete. Pre príklad definovania vektoru rýchlosti  $v = 0.001, 0.002, \dots, 30 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  a hmotnosti  $m = 90, 100, \dots, 1000 \text{ lb}$  bude ťah definovaný ako

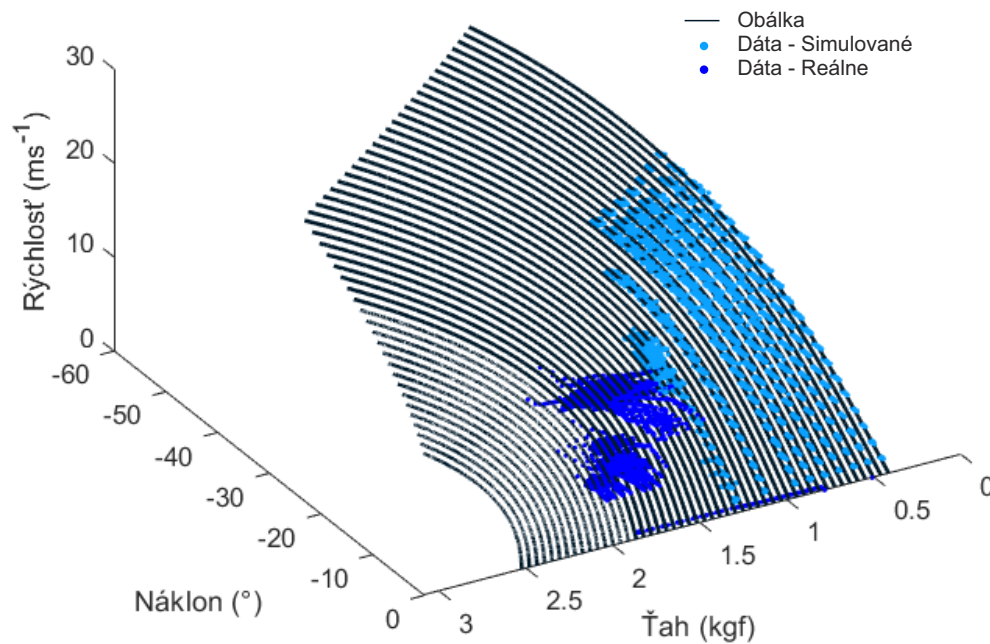
$$T_{m,v} = 1.4e - 5 \cdot e^{0.0085 \cdot m_i \cdot v_j^{3.205 - 0.0019 \cdot m_i}} + 0.02 + 0.0044 \cdot m_i, \quad (4.19)$$

a

$$N_{m,v} = 0.0035 - 2 \cdot m_i \cdot v_j + 0 \quad (4.20)$$

kde  $i$  je index hodnôt hmotností vektoru  $m$  a  $j$  je index hodnôt vektoru rýchlosti  $v$ . Tento konkrétny prípad je prezentovaný na obrázku 4.10. Na tomto

obrázku sú vykreslené hodnoty pre hodnoty ťahu menšie ako 3.09 kgf, čo je maximálny dosiahnuteľný ťah reálneho UA. Na prezentovanom grafe sú ďalej vynesené horizontálne časti letov realizovaných v reálnom prostredí. Reálne dáta vynesené v grafe pochádzajú z meraní pre rýchlosti 5, 6, 10 a 11  $m \cdot s^{-1}$ .



Obr. 4.10: Vizualizácia výslednej obálky pre rýchlosť  $<30 m \cdot s^{-1}$  a hmotnosti v rozmedzí 90 až 1000 lb.

Línie v prezentovanom grafe predstavujú ideálne letové parametre pre dodržanie dopredného horizontálneho letu pre celkovú hmotnosť UA. Príklad reálnych dát vynesných na obálku tvorí síce rozptýlené zhľuky dát ktoré sa nachádzajú pod / nad stanovenou obálkou, každopádne poskytujú dostatočne dobrú reprezentáciu funkčnosti tohto riešenia. Hmotnosť použitého UA pre reálne lety je 1.6 kg (3.52 lb). Na grafe je vidieť, že udržanie letu v doprednom horizontálnom lete spadá do oblasti, ktorá platí pre túto hmotnosť. Nulové hodnoty náklonu a rýchlosti na osi ťahu predstavujú stav visenia a taktiež definujú počiatok hmotnostnej krivky. Pri odchýlení sa od ideálnej "hmotnostnej"krivky k nižším ťahovým hodnotám bude UA klesať. Smerom k vyšším hodnotám ťahu je operačná oblasť, ktorá je ohraničená hmotnostnou krivkou. Tzn. že dron môže operovať pri vyšších ťahoch s kompromisom uhlu náklonu.

Rozptyl dát pre reálne lety môže byť spôsobený viacerými faktormi. Jedným z hlavných môže predstavovať šum, ktorý je viditeľný aj v prezentácii dát v kapitole 4.1. Okrem toho, lety realizované v reálnom prostredí môžu byť ovplyvnené meteorologickými faktormi, ako rýchlosť a smer vetra. Aj keď je obálka zostavená pre ideálne meteorologické podmienky, definuje minimálne požiadavky pre realizáciu letu pri dodržaní konštantnej výšky.

## 5. Diskusia

V kontexte dynamického testovania bezpilotných prostriedkov v reálnych prevádzkových podmienkach vzniká kritická potreba presného monitorovania ich letových a výkonových charakteristík. Prístup k týmto údajom však nie je pri UAS jednoduchým procesom. Dostupnosť letových dát závisí od mnohých faktorov, vrátane od typu kontrolnej riadiacej jednotky (autopilota), pozemnej riadiacej stanice a použitého softvérového firmvéru.

Pri množstve lacných UAS v kategórii C1, ktoré disponujú obmedzenými autonómnymi schopnosťami letu, nie sú letové dáta systematicky nahrávané, ale sú používané len v reálnom čase. Situácia je komplikovanejšia aj u komerčných UA, napríklad značky DJI, kde prístup k reálnym letovým dátam pre vedecký výskum je obmedzený, čo bráni implementácii nových riadiacich algoritmov alebo predprogramovaným zmenám v nastaveniach. Riadiace jednotky ako ArduPilot alebo Pixhawk sú naopak dátovo otvorené a umožňujú komunikáciu cez MavLink správy, čo ich robí populárnymi, pre skúmanie kontrolných procesov UA pri reálnych letoch. Problémom však môže byť, že niektoré letové parametre nie sú automaticky ukladané na pamäťovú kartu riadiacej jednotky bez predchádzajúceho nastavenia.

Vzhľadom na tieto rozdiely v prístupe k letovým dátam bola nevyhnutná potreba tvorby univerzálneho meracieho systému integrovateľného do rôznych typov UA. Takýto systém by umožnil získavanie dát nezávisle na značke UA, jej stupni autonómie, type riadiacej jednotky, riadiacej stanice alebo ich softvérovom firmvéru. DroneBox, chránený vlastným patentom, predstavuje takýto unikátny merací systém, vytvorený ako sieť jednotlivých hardvérových modulov. Jeho návrh bol optimalizovaný pre získavanie časovo synchronizovaných dát potrebných na sledovanie a vyhodnocovanie letových charakteristík UA. Vývoj prototypov DroneBoxu prešiel niekoľkými iteráciami, pričom finálna verzia bola úspešne aplikovaná a overená na bezpilotnom prostriedku typu 3DR IRIS+. Okrem skúmania vplyvu rôznych faktorov, ako je zvýšenie hmotnosti, vplyv nárazového vetra na pohonné jednotky alebo funkcia autopilotného systému, umožňuje DroneBox aj vytvorenie prevádzkových obálok UA, ktoré poskytujú detailný pohľad na ich letové charakteristiky a správanie sa v reálnych podmienkach.

Rozšírením DroneBoxu o LTE modul a GPS by sa mohol stať nielen alternatívou letového odpovedača UA, ale aj poskytnúť redundantné telemetrické zariadenie pre letového operátora. Toto by umožnilo efektívnejšie

sledovanie polohy UA a zlepšilo by to celkovú bezpečnosť a efektivitu letových operácií.

Proces dynamického testovania quadrokoptéry vo veternom tuneli predstavuje komplexnú úlohu, pri ktorej je nevyhnutná precízna koordinácia rôznych parametrov – rýchlosti vetra, otáčok rotorov či uhla náklonu. Tieto faktory ovplyvňujú sily a momenty, ktoré sa generujú na quadrokoptére a ktoré sú ďalej prenášané na senzory meracieho zariadenia. Kvalita meraných dát v takomto prostredí závisí na viacerých faktoroch, vrátane turbulencií prúdiaceho vzduchu a zdrojov vibrácií, prenášaných na UA od vrtúl, ktoré interagujú s prostredím. Použitie sensorov s vysokým rozlíšením môže viesť k extrémnemu zašumeniu signálu, čo znemožňuje jeho odfiltrovanie a ďalšie spracovanie dát.

Štúdia dynamického testovania quadrokoptéry vo veternom tuneli ukázala, že namerané dáta boli poznačené výrazným rozptylom, čo znemožnilo presné určenie aerodynamických parametrov. Jednou z možných príčin môže byť nesprávne zvolený senzor, ktorý bol príliš citlivý na UA kategórie C1, alebo vibrácie, ktoré boli pre tak citlivý senzor s vysokou vzorkovacou frekvenciou príliš intenzívne. Tento problém naznačuje potrebu kalibračných meraní pred reprezentatívnym dynamickým testovaním quadrokoptér s možnosťou použitia sensorov s nižším rozlíšením alebo nižšou vzorkovacou frekvenciou za účelom minimalizovania rušivých efektov a zlepšenia kvality meraní.

Vytvorená prevádzková obálka quadrokoptéry IRIS+ definuje oblasť, kde môže tento UA operovať bez straty letovej výšky. Obálka bola stanovená unilaterálne, pričom zohľadňuje len záporné uhly náklonu. Avšak za predpokladu uniformity geometrie quadrokoptéry - resp. symetrických UA, by mohla byť platná zrkadlovo aj pre kladné uhly nábehu. Takéto riešenie, ktoré umožňuje rýchlu orientáciu v základných stavoch letu a základných parametroch, ako sú ťah, uhol náklonu a rýchlosť, nie je podľa súčasnej literatúry bežne využívané, hoci má významný potenciál. Implementácia prevádzkovej obálky môže poskytnúť operátorom UA dôležité informácie pre rýchlu orientáciu a pochopenie dynamického stavu, v ktorom sa UA nachádza.

Zahrnutie bodov energetickej účinnosti do prevádzkovej obálky by mohlo prispieť k určaniu hraničných bodov prevádzky schopnosti UA alebo maximálnej rýchlosti UA. Takýto prístup by mohol byť významne vylepšený dátami z veterného tunela, ktoré by umožnili optimalizáciu prevádzkovej obálky. Keďže dáta boli získané pri nízkych výškach letu, je pravdepodobné, že v iných výškach by prevádzková obálka mohla vykazovať odlišné charakteristiky. Budúci výskum by preto mohol rozšíriť obálku o ďalšiu dimenziu - výšku letu, čo by viedlo ku komplexnejším a presnejším modelom prevádzkových obálok.

Systém DroneBox, využitý na zber letových dát, sa ukázal byť efektívnym nástrojom pre vytváranie prevádzkových obálok a na základe aktuálnych prevádzkových podmienok a výkonnosti UA na ich dynamické prispôbovanie. Jeho schopnosť zaznamenávať a analyzovať detailné letové údaje otvára nové možnosti pre vývoj pokročilých systémov na monitorovanie letových operácií UA.



# Záver

Predložená dizertačná práca, zameraná na vytvorenie a validáciu systému určeného pre sledovanie a vyhodnocovanie letových a výkonových charakteristík bezpilotných letových prostriedkov, predstavuje významný prínos v oblasti testovania a analýzy quadrokoptér. Cieľom práce bolo vyvinúť a overiť nové metódy a nástroje, ktoré by umožnili presnejšie pochopenie a optimalizáciu letových vlastností multikoptér.

V rámci letových testov v reálnom prostredí bola úspešne validovaná funkčnosť navrhnutého meracieho systému, známeho ako DroneBox. Tento systém preukázal svoju schopnosť presne zaznamenávať a analyzovať letové parametre quadrokoptéry, čím potvrdil svoju spoľahlivosť a význam pre budúce aplikácie. Výsledky získané z DroneBox vykázali vysokú koreláciu s údajmi z riadiacej jednotky Pixhawk. Nespornou výhodou systému je aplikácia pitot - statickej trubice s upravenou vstupnou geometriou. Tá umožňuje kompenzovanie chyby uhla nábehu, čím je vhodná na meranie indikovanej vzdušnej rýchlosti, ktorá je potrebná pre správne posúdenie výkonových parametrov quadrokoptéry pri letoch v reálnom prostredí. Na druhej strane limitáciou zariadenia je pomerne nízka hodnota vzorkovacej frekvencie a vysoká citlivosť na elektromagnetickú indukciu, ktorá vzniká jednak v blízkosti motorov UA a taktiež pri silových vodičoch. Elektromagnetická indukcia spôsobovala chyby alebo výpadky v meraní magnetometra a prerušenie na Hallových sondách.

Séria simulovaných letov v robotickom simulačnom programe Gazebo poskytli základ pre vytvorenie prevádzkovej obálky quadrokoptéry. Táto obálka, reprezentujúca vzťah medzi uhlovými náklonmi, rýchlosťou letu a otáčkami pohonných jednotiek, je kľúčovým prínosom tejto práce. Prevádzková obálka vznikla ako nástroj na predpovedanie výkonových parametrov quadrokoptéry, ktoré sú nutné pre let v horizonte pri špecifických hmotnostiach quadrokoptéry. Vytvorenie prevádzkovej obálky bolo založené na simulovaných dátach a následne s ich porovnaním s dátami z reálnych letov zaznamenaných na riadiacej jednotky Pixhawk. Tento integrovaný prístup ponúka nové možnosti pre pochopenie a optimalizáciu letových vlastností týchto zariadení.

Napriek dosiahnutým priaznivým výsledkom, experimenty vo veternom tuneli čelili významným problémom. Problémy s nastavením meracieho zariadenia zabránili získaniu požadovaných silových dát v dostatočnej kvalite, čo znemožnilo presný výpočet referenčných aerodynamických vlastností UA.

Vyhodnotenie hypotéz je nasledujúce:

**H1 Dáta získané z meracieho systému a riadiacej jednotky quadrokoptéry nebudú štatisticky odlišné.**

Hypotéza H1 bola prijatá. Korelačná analýza preukázala signifikantnú lineárnu závislosť medzi dátami zaznamenanými systémom DroneBox a riadiacou jednotkou Pixhawk. Výsledky naznačujú, že merací systém DroneBox môže efektívne nahradiť štandardné metódy získavania letových dát v situáciách, kedy quadrokoptéra nedisponuje príslušnou riadiacou jednotkou.

**H2 Z dát získaných počas simulovaných a reálnych letov bude možné vytvoriť prevádzkovú obálku, ktorá charakterizuje letové vlastnosti quadrokoptéry. Táto prevádzková obálka bude opisovať vzťahy medzi výkonovými a letovými parametrami quadrokoptéry a jej hmotnosťou pri horizontálnom priamočiarom lete.**

Hypotéza H2 bola prijatá. Výsledky experimentov potvrdili možnosť vytvorenia prevádzkovej obálky, ktorá komplexne charakterizuje dynamický stav quadrokoptéry v horizontálnom priamočiarom lete. Táto obálka, zahrnujúca údaje ako celkový ťah, uhol náklonu a traťová rýchlosť, bola úspešne vytvorená s využitím dát zo simulovaných scenárov a potvrdená údajmi z reálnych letov. Tým poskytuje základ pre lepšie pochopenie a optimalizáciu letových charakteristík UA.

**H3 Na základe údajov získaných z realizovaných letov bude možné aproximovať aerodynamické parametre quadrokoptéry.**

Hypotéza H3 bola odmietnutá. Testy ukázali, že priame meranie aerodynamických síl je nevyhnutné pre presné určenie aerodynamických parametrov quadrokoptéry. Aproximácia týchto parametrov z mechanického prevodu počtu otáčok na ťah sa ukázala ako nedostatočná, čo naznačuje potrebu ďalších výskumných prác v oblasti presného merania aerodynamických síl metódami reálnych letov UA.

Je dôležité zdôrazniť, že napriek niektorým výsledkom, vykonaný výskum poskytol nový nástroj na testovanie multikoptér a quadrokoptér a zároveň vytvoril koncept prevádzkových obálok pre bezpilotné letové prostriedky. Zvolený prístup, ktorý nebol doteraz použitý, predstavuje významný posun v oblasti testovania a analýzy bezpilotných prostriedkov.

# Zoznam použitej literatúry

3D Robotics, Inc. (2014). *3DR IRIS+ Operation Manual*.

URL <https://www.manualslib.com/manual/855670/3dr-IrisPlus.html>

Alexis, K., Nikolakopoulos, G., & Tzes, A. (2012). Model predictive quadrotor control: attitude, altitude and position experimental studies. *IET Control Theory & Applications*, 6(12), 1812–1827.

Allouch, A., Cheikhrouhou, O., Koubâa, A., Khalgui, M., & Abbes, T. (2019). Mavsec: Securing the mavlink protocol for ardupilot/px4 unmanned aerial systems. In *2019 15th International Wireless Communications & Mobile Computing Conference (IWCMC)*, (pp. 621–628). IEEE.

ATI Industrial Automation (2023). Mini40 ip65/ip68 datasheet.

URL [https://www.ati-ia.com/products/ft/ft\\_models.aspx?id=Mini40+IP65%2fIP68](https://www.ati-ia.com/products/ft/ft_models.aspx?id=Mini40+IP65%2fIP68)

Awadalla, M., Yannick, Y. Y. N., & Asbeh, K. A. (2020). Modeling the dependence of barometric pressure with altitude using caputo and caputo–fabrizio fractional derivatives. *Journal of Mathematics*, 2020, 1–9.

URL <http://dx.doi.org/10.1155/2020/2417681>

Bangura, M., Melega, M., Naldi, R., & Mahony, R. (2016). Aerodynamics of rotor blades for quadrotors. *arXiv preprint arXiv:1601.00733*.

Baris, E., Britcher, C. P., & Altamirano, G. (2019). Wind tunnel testing of static and dynamic aerodynamic characteristics of a quadcopter. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, (p. 2973).

Bashi, O. I. D., Hasan, W., Azis, N., Shafie, S., & Wagatsuma, H. (2017). Unmanned aerial vehicle quadcopter: A review. *Journal of Computational and Theoretical Nanoscience*, 14(12), 5663–5675.

Batkiewicz, T., Dohse, K., Kalivarapu, V., Dohse, T., Walter, B., Knutzon, J., Parkhurst, D., Winer, E., & Oliver, J. (2006). Multimodal uav ground control system. In *11th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference*, (p. 6963).

Bernardeschi, C., Fagiolini, A., Palmieri, M., Scrima, G., & Sofia, F. (2019). Ros/gazebo based simulation of co-operative uavs. In *Modelling and Simulation for Autonomous Systems: 5th International Conference, MESAS 2018, Prague*,

*Czech Republic, October 17–19, 2018, Revised Selected papers 5*, (pp. 321–334). Springer.

Bhandari, S., Navarro, P., & Ruiz, A. (2017). Flight testing, data collection, and system identification of a multicopter uav. In *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, (p. 1558).

Christodoulou, K., Vozinidis, M., Karanatsios, A., Karipidis, E., Katsanevakis, F., & Vlahostergios, Z. (2019). Aerodynamic analysis of a quadcopter drone propeller with the use of computational fluid dynamics. *CET Journal-Chemical Engineering Transactions*, 76.

Coombes, M., Chen, W.-H., & Liu, C. (2018). Fixed wing uav survey coverage path planning in wind for improving existing ground control station software. In *2018 37th Chinese Control Conference (CCC)*, (pp. 9820–9825).

Cooper, Y. N., Ganesh Ram, R., Kalaichelvi, V., & Bhatia, V. (2014). Stabilization and control of an autonomous quadcopter. *Applied Mechanics and Materials*, 666, 161–165.

Dantsker, O. D., Caccamo, M., Deters, R. W., & Selig, M. S. (2022). Performance testing of apc electric fixed-blade uav propellers. In *AIAA AVIATION 2022 Forum*, Article AIAA 2022-4020. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA.

URL <https://doi.org/10.2514/6.2022-4020>

Deters, R. W., Kleinke, S., & Selig, M. S. (2017). Static testing of propulsion elements for small multirotor unmanned aerial vehicles. In *35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, (p. 3743).

European Union (2019a). Commission Delegated Regulation (EU) 2019/945. *Official Journal of the European Union*, L 137(59), 1–53.

URL <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=CELEX:32019R0945>

European Union (2019b). Commission Delegated Regulation (EU) 2019/947. *Official Journal of the European Union*, L 137(59), 53–97.

URL <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=CELEX:32019R0947>

Federal Aviation Administration (2016). Code of Federal Regulations, Title 14, Part 107. Electronic Code of Federal Regulations.

URL <https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?rgn=div5;node=14%3A2.0.1.3.10>

- Filatenkov, P. A., Sergun, T. A., Vinokurov, A. A., & Morozova, E. V. (2019). The main technical problems of unmanned aerial vehicles on the example of multicopters. In *2019 IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (EIConRus)*, (pp. 500–504).
- Foundation, D. (2022). Px4 ros interface documentation. [https://dev.px4.io/v1.11\\_noredirect/en/simulation/ros\\_interface.html](https://dev.px4.io/v1.11_noredirect/en/simulation/ros_interface.html).
- Furrer, F., Burri, M., Kamel, M., Nikolic, J., & Achtelik, M. (2015). Px4-sitl\_gazebo-classic/src/gazebo\_motor\_model.cpp.
- Gusterson, H. (2016). *Drone: Remote control warfare*. mit Press.
- Hale, F. J. (2002). Aircraft performance and design. In *Encyclopedia of Physical Science and Technology (Third Edition)*, (pp. 365–397). Academic Press.
- Hentati, A. I., Krichen, L., Fourati, M., & Fourati, L. C. (2018). Simulation tools, environments and frameworks for uav systems performance analysis. In *2018 14th International Wireless Communications & Mobile Computing Conference (IWCMC)*, (pp. 1495–1500). IEEE.
- International Civil Aviation Organization (2011). *ICAO Unmanned Aircraft Systems (UAS), Circular 328*. INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION.  
URL [https://www.icao.int/meetings/uas/documents/circular%20328\\_en.pdf](https://www.icao.int/meetings/uas/documents/circular%20328_en.pdf)
- International Organization for Standardization (2022). Unmanned aircraft systems.
- Jenkins, K. (2018). *The Droner's Manual: A Guide to the Responsible Operation of Small Unmanned Aircraft*. Aviation Supplies & Academics, Inc.
- Jenkinson, L. R., & Marchman, J. F. (2003). Propeller efficiency. In *Aircraft Design Projects*. Oxford: Butterworth-Heinemann.
- Jung, D., & Tsiotras, P. (2007). Modeling and hardware-in-the-loop simulation for a small unmanned aerial vehicle. In *AIAA Infotech@ Aerospace 2007 Conference and Exhibit*, (p. 2768).
- Kaparos, P. E., Bliamis, C. D., & Yakinthos, K. (2019). Conceptual design of a uav with vtol characteristics. In *AIAA Aviation 2019 Forum*, (p. 3137).

- Killick, R., Fearnhead, P., & Eckley, I. A. (2012). Optimal detection of changepoints with a linear computational cost. *Journal of the American Statistical Association*, 107(500), 1590–1598.
- Koubâa, A., et al. (2017). *Robot Operating System (ROS)*, vol. 1. Springer.
- Kusmirek, S., Socha, V., Hanakova, L., Hylmar, K., Matyas, R., & Kubovy, P. (2020). Validation of the manual indoor uav flying characteristics methodology. In *2020 New Trends in Civil Aviation (NTCA)*, (pp. 129–133). IEEE.
- Lavielle, M. (2005). Using penalized contrasts for the change-point problem. *Signal Processing*, 85, 1501–1510.
- Lee, C., Kim, S., & Chu, B. (2021). A survey: Flight mechanism and mechanical structure of the uav. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, 22(4), 719–743.
- Magnussen, O., Hovland, G., & Ottestad, M. (2014). Multicopter uav design optimization. In *2014 IEEE/ASME 10th International Conference on Mechatronic and Embedded Systems and Applications (MESA)*, (pp. 1–6).
- Martin, P., & Salaun, E. (2010). The true role of accelerometer feedback in quadrotor control. Tech. rep., Centre Automatique et Systèmes, Mines Paris - PSL, Université Paris sciences et lettres, Decision and Control Laboratory, Georgia Institute of Technology, 35 rue Saint-Honoré, 77305 Fontainebleau cedex, France.
- Meyer, J., Sendobry, A., Kohlbrecher, S., Klingauf, U., & Von Stryk, O. (2012). Comprehensive simulation of quadrotor uavs using ros and gazebo. In *Simulation, Modeling, and Programming for Autonomous Robots: Third International Conference, SIMPAR 2012, Tsukuba, Japan, November 5-8, 2012. Proceedings 3*, (pp. 400–411). Springer.
- Nguyen, H. D., Yu, L., & Mori, K. (2017). Aerodynamic characteristics of quadrotor helicopter. In *AIAA flight testing conference*, (p. 3141).
- Nguyen, K. D., & Nguyen, T.-T. (2019). Vision-based software-in-the-loop-simulation for unmanned aerial vehicles using gazebo and px4 open source. In *2019 International Conference on System Science and Engineering (ICSSE)*, (pp. 429–432). IEEE.
- Niemiec, R., Gandhi, F., & Singh, R. (2018). Control and performance of a reconfigurable multicopter. *Journal of Aircraft*, 55(5), 1855–1866.

- Praveen, V., Pillai, S., et al. (2016). Modeling and simulation of quadcopter using pid controller. *International Journal of Control Theory and Applications*, 9(15), 7151–7158.
- PX4 Development Team and Community (2023). *PX4 User Guide: Pixhawk Series Manual*.  
 URL [https://docs.px4.io/main/en/flight\\_controller/pixhawk\\_series.html](https://docs.px4.io/main/en/flight_controller/pixhawk_series.html)
- Quan, Q. (2017). *Introduction to multicopter design and control*. Springer.
- Russell, C. R., Jung, J., Willink, G., & Glasner, B. (2016). Wind tunnel and hover performance test results for multicopter uas vehicles. In *American Helicopter Society (AHS) International Annual Forum and Technology Display*, ARC-E-DAA-TN31096.
- Sahingoz, O. K. (2013). Mobile networking with uavs: Opportunities and challenges. In *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, (pp. 933–941). IEEE.
- Schmittle, M., Lukina, A., Vacek, L., Das, J., Buskirk, C. P., Rees, S., Sztipanovits, J., Grosu, R., & Kumar, V. (2018). Openuav: A uav testbed for the cps and robotics community. In *2018 ACM/IEEE 9th International Conference on Cyber-Physical Systems (ICCPS)*, (pp. 130–139). IEEE.
- Serrano, D. (2011). Introduction to ros-robot operating system.
- Shahoud, A., Shashev, D., & Shidlovskiy, S. (2022). Visual navigation and path tracking using street geometry information for image alignment and servoing. *Drones*, 6(5), 107.
- Shi, L., Marcano, N. J. H., & Jacobsen, R. H. (2021). A review on communication protocols for autonomous unmanned aerial vehicles for inspection application. *Microprocessors and Microsystems*, 86, 104340.
- Shi, Y., Alsusa, E., & Baidas, M. W. (2020). Downlink-uplink decoupled access in heterogeneous cellular networks with uavs. In *2020 IEEE 31st Annual International Symposium on Personal, Indoor and Mobile Radio Communications*, (pp. 1–6). IEEE.
- Skinemoen, H. (2014). Uav & satellite communications live mission-critical visual data. In *2014 IEEE International Conference on Aerospace Electronics and Remote Sensing Technology*, (pp. 12–19). IEEE.

- Su, S., Mei, Y., Zhou, Y., Shan, X., Yu, P., & Wang, H. (2023). Flight performance characteristics of a modified quadcopter with and without a wing based on flight test. In *AIAA SCITECH 2023 Forum*, (p. 2103).
- Tatale, O., Anekar, N., Phatak, S., & Sarkale, S. (2018). Quadcopter: design, construction and testing. *International Journal for Research in Engineering Application & Management*, 4, 1–7.
- Tennakoon, W., & Munasinghe, S. (2008). Design and simulation of a uav controller system with high maneuverability. In *2008 4th International conference on information and automation for sustainability*, (pp. 431–436). IEEE.
- Theys, B., & De Schutter, J. (2020). Forward flight tests of a quadcopter unmanned aerial vehicle with various spherical body diameters. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 12, 1756829320923565.
- Theys, B., Dimitriadis, G., Andrianne, T., Hendrick, P., & De Schutter, J. (2014). Wind tunnel testing of a vtol mav propeller in tilted operating mode. In *2014 International conference on unmanned aircraft systems (ICUAS)*, (pp. 1064–1072). IEEE.
- Tyto Robotics (2023). Series 1580 thrust stand datasheet. Document ID: AFU3XH, V2.3, 2023-03-20.  
URL <https://www.tytorobotics.com/pages/series-1580-1585>
- Valavanis, K. P., & Vachtsevanos, G. J. (2015). *Handbook of unmanned aerial vehicles*, vol. 1. Springer.
- World, M. R. (2022). Global uav market 2022-2026 report. 120 Pages.
- Yang, Y., Liu, Y., Li, Y., Arcondoulis, E., & Wang, Y. (2020). Aerodynamic and aeroacoustic performance of an isolated multicopter rotor during forward flight. *AIAA Journal*, 58(3), 1171–1181.
- Yoon, S., Diaz, P. V., Boyd Jr, D. D., Chan, W. M., & Theodore, C. R. (2017). Computational aerodynamic modeling of small quadcopter vehicles. In *American Helicopter Society (AHS) 73rd Annual Forum Fort Worth, Texas*.
- Zhu, H., Nie, H., Zhang, L., Wei, X., & Zhang, M. (2020). Design and assessment of octocopter drones with improved aerodynamic efficiency and performance. *Aerospace Science and Technology*, 106, 106206.



# Prílohy

|          |                       |       |     |
|----------|-----------------------|-------|-----|
| <b>A</b> | <b>Publikácia 1</b>   | ..... | 106 |
| <b>B</b> | <b>Publikácia 2</b>   | ..... | 112 |
| <b>C</b> | <b>Patentový spis</b> | ..... | 120 |

## A Publikácia 1

Kusmirek, S., Socha, V., Hanakova, L., Hylmar, K., Matyáš, R., & Kubovy, P.  
(2020).

**Validation of the Manual Indoor UAV Flying Characteristics  
Methodology.**

2020 New Trends in Civil Aviation (NTCA). (pp. 129-133). IEEE.

# Validation of the Manual Indoor UAV Flying Characteristics Methodology

Stanislav Kušmírek

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
kumista@fd.cvut.cz*

Vladimír Socha

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
sochavla@fd.cvut.cz*

Lenka Hanáková

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
hanakle1@fd.cvut.cz*

Karel Hylmar

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
hylmakar@fd.cvut.cz*

Roman Matyáš

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
matyas@fd.cvut.cz*

Petr Kubový

*Faculty of Physical Education and Sport  
Charles University  
Prague, Czech Republic  
kubovy@ftvs.cuni.cz*

**Abstract**—In recent years, drones have experienced rapid technological development. The new EU regulations, therefore, apply to both users as well as manufacturers of unmanned aerial vehicles. The mentioned legislation does not yet precisely define the testing methodology and methods of required parameters of each individual category of unmanned aerial vehicles. This study pays special attention to the possibility of dynamic indoor testing of multicopters. It raises the research question of the possibility of experimental determination of the pitch angle as a partial characterisation of a vehicle in flight with manual control of a multicopter against continuous airflow. A simplified wind tunnel generated the airflow with a lamella regulator. Three 10 minute experimental flights were performed against an airflow rate of 1.45 / 2.43 / 3.42 m/s. The task of an experienced pilot was to keep the multicopter in the middle of the airflow during hover manoeuvre. The flight data of the multicopter were recorded by an inertial motion capture (MoCap) system Inertia ProMove in the form of a quaternion and linear accelerations. The results of the study do not show an increase in the median value of the pitch angle of the quadcopter when manually maintaining the hover against the airflow rate in the wind tunnels. On the contrary, as expected, the correlation of the pitch quadcopter and forward linear acceleration was demonstrated. This pilot study presents a possible methodology for indoor testing of a partial aspect of the flight characteristics while drawing attention to the problem of such dynamic testing.

**Index Terms**—flight characteristic, indoor flight test, manual flying, multicopter, unmanned aerial vehicles

## I. INTRODUCTION

In 2020, the new Commission Delegated Regulation (EU) 2019/945 concerning unmanned systems and operators of unmanned systems from third countries is entering into force. The regulation applies to commercial unmanned aerial vehicle manufacturers, ordering the unmanned aerial vehicle to be categorised into one of five classes, from C0 to C4, based on flight characteristics and other important aspects. [1], [2] Each of the classes has defined basic parameters such as takeoff weight, including payload, maximum speed in horizontal flight

or maximum flight altitude. For some classes (e.g. class C1) the impact energy on a fall with a final velocity is also defined. Furthermore, Commission Regulation (EU) 2019/945 does not precisely define the exact methodology for testing the flight characteristics of an unmanned aerial vehicle. [1]–[3] Thus, the question arises, how to set up the testing correctly and uniformly. The regulation also does not individually define the flight characteristics for different types of airframe of an unmanned aerial vehicle.

Several studies have been carried out to support the development and research of multicopters. The vast majority of publications deal with modifications of control systems resp. PID controllers (Proportional-Integral-Derivative Controller) [4], [5], indoor or outdoor testing of autonomous missions [6], [7], parallel flying [8], [9] or structural modification of the propulsion or design of the airframe [10], [11]. Only a small group of publications deals with the issue of describing the behaviour of multicopters and testing of their flight characteristics. A possible reason for the absence of this type of studies is the high variability for multicopter types conditioned not only by the geometric shape of the arm distribution but also by the possibility of technically simple replacement of power units or change of propeller type. One of the unique studies describing the performance characteristics of an unmanned aerial vehicle or propeller was developed by a research group at the University of Liège [12]. Using an army wind tunnel, the researchers modelled different airflow velocities in order to determine the impact of the airflow velocity on the exact values of the applied forces and moments on selected commercial drones and the propellers. The variable factor in the experiment was also the angle of attack of the propeller at different speeds of electric motors of unmanned aerial vehicles. During the experiment, unmanned aerial vehicles were attached to a special platform recording the applied forces, lift and drag. As a result of the testing, it was possible to demonstrate the interaction between

the individual electric motors and between the electric motors and the body of the multicopter, thus proving the dependence of thrust and moment on the angle of attack and RPM values. The study itself does not directly define the limiting values of selected commercial drones but works with a premise stating that the modulated airflow generated by the wind tunnel corresponds to the speed of movement of the drone in the environment [12].

As mentioned above, the form of indoor multicopter testing is prevalent in autonomous mission and parallel flying studies. In both types of studies, the maintenance of consistent meteorological conditions and the high position accuracy of the multicopter, resp. multicopters throughout the swarm is required. High position accuracy is targeted by either optoelectric or inertial MoCap positioning systems. Unlike the position obtained from the GPS module, the accuracy of optoelectric MoCap systems is in the millimetre range. [13], [14] Inertial positioning systems are rarely used in parallel flying due to the increase in position inaccuracy based on their mechanical-physical principle of operation. Nevertheless, inertial systems still provide autonomous systems with accurate information on spatial rotation angles or accelerations of multicopter [15]. Currently, there is an absent group of studies that deal with dynamic testing of drones during manual flight. Especially with multicopters, there is no consistent form of device flight characteristics. For the needs of the forthcoming legislative regulations and measures applicable to the manufacturers of these drones, there is a necessity for the scientific community to develop a uniform methodology and test standard. This study does not comprehensively address any of the flight characteristics of multicopters or the qualification standards of EU regulations. The work deals with the possibility of dynamic testing of flight characteristics as one of the research trends, combining knowledge from indoor aviation studies and the premise of the static form of testing. It is the primary research dealing with the methodology of testing quadcopters with a possible connection to the study of limit values of flight characteristics, the knowledge of which is necessary for the correct legislative categorisation of the aerial vehicle.

## II. MATERIAL AND METHODS

An indoor flight testing concept was proposed based on the premise of study Theys et al. dealing with the influence of the modulated airflow corresponding to the speed of movement of the unmanned vehicle [12]. The purpose of the testing was to confirm or refute the theory of the possibility of investigating the effect of air velocity on the multicopter tilt angle as one of the partial aspects of the flight characteristics of multicopters. Testing was performed while the multicopter was moving dynamically without restricting any of its six degrees of freedom. The flight was performed in the manual mode of control of the multicopter. Flight characteristic analysis was performed post-hoc from a recording of flight data recorded by an inertial MoCap system placed on the body of the tested multicopter.

### A. Equipment

For the purpose of the experiment, it was necessary to select a suitable type of multicopter depending on the weight and size of the selected inertial MoCap system. The drone chosen for testing was an Iris + quadcopter made by 3DRobotics company (Berkley, CA, US). The fundamental building element forming the quadcopter is a four-arm X-shaped frame. At the end of the arms are mounted four electric motors with an output of 920 kV. The mutual spacing between the motors is 550 mm. Each of the shafts of the electric motors was fitted with a self-propelled double-bladed propeller with a diameter of 241.3 mm and a propeller pitch of 114.3mm. The total weight of the quadcopter, including a lithium-polymer battery, is 1282 g, while the stated maximum takeoff weight is 1682 g. The stated flight time is 16-22 minutes while the performance characteristics of the motors are homogeneous in the range 100 - 25% of the battery capacity. The quadcopter had a control unit Pixhawk 2.4.8. through which a 3DR telemetry radio set operating in the 915MHz band was connected. Manual flight control by the pilot was performed via the FS-TH9X controller supplied originally with the Iris+ quadcopter.

The inertial MoCap system used was a ProMove MINI (Inertia Technology B.V., Enschede, NL) wireless sensor made by Inertia Technology company. It is a sensor unit weighing 28 g, i.e. less than 15 % of the payload of the selected Iris+ quadcopter. The sensor unit has a complete set of digital sensors, providing output data with 10 degrees of freedom, including accelerations, angular velocity, magnetic field strength, gravitational acceleration and barometric pressure. The position and orientation of an object in space are represented by mathematical coordinates in the form of quaternions. The system continuously records a log with a sampling frequency of 100Hz to the internal memory. The inertial sensor was placed on the top cover of the body of the Iris+ quadcopter so that the orientation of the sensor corresponded to the orientation axes of the Pixhawk 2.4.8 control unit. In order to dampen the transmission of vibrations from the motors and the body of the quadcopter, the foam was inserted between the plastic cover of the quadcopter and the cover of the sensor unit.

Modelling of different airflow rates was performed by a TRISTAT industrial fan. The industrial fan with blade diameters of 40 cm has the ability to select the speed of rotation variably. The generated airflow was directed by means of a regulator formed by vertically oriented consecutive lamellas placed one next to each other. The ventilator was placed in a laboratory room measuring 5m x 3m x 10m (wxhxd) at 1.5m height of the vertical axis of rotation (Fig. 1). During testing, the entrances to the laboratory were closed, without air currents other than those generated by the industrial fan. The airflow rate of the industrial fan was measured after the experiment with a calibrated anemometer DT-8894 with the possibility of continuous data measurement.

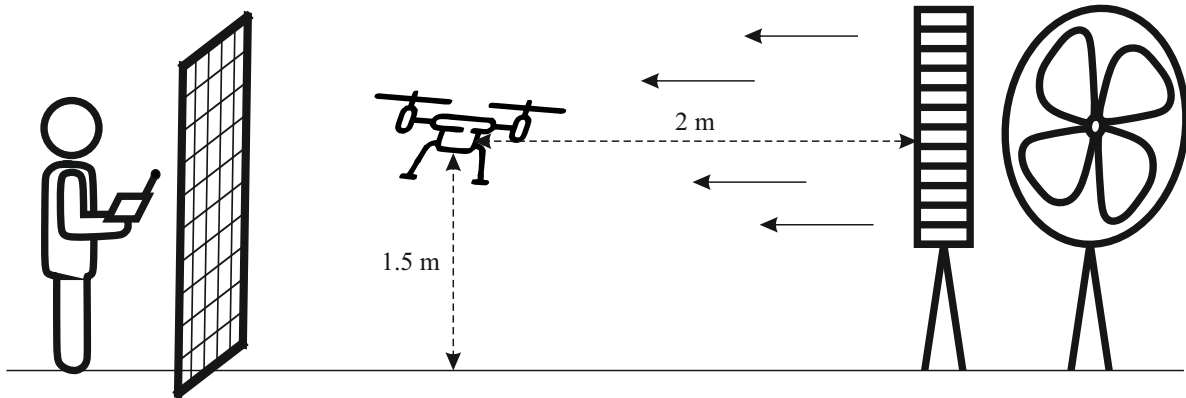


Fig. 1. Schematic experiment assembly. The pilot behind the protective net keeps the quadcopter in the axis of linear airflow.

### B. Experiment design

The methodology of the experiment consisted of performing three test flights of a quadcopter, each with a different airflow rate of an industrial fan directed by a laminar controller. Each flight lasted 10 minutes. An experienced pilot manually controlling the flight of the quadcopter was standing behind the aerial vehicle in the airflow axis of the industrial fan. A safety net was stretched between the flight zone of the quadcopter and the pilot. The pilot was instructed to stay on the ground with the motors idling for 30 seconds after disarming the quadcopter. After this time, he had to perform a hover manoeuvre at height 1.5m: in the middle of the directed airflow, respectively. The pilot's task was to keep the aerial vehicle at such an optimal pitch angle that the quadcopter did not perform forward or reverse movements in the air stream. If the pilot noticed a change in the position of the quadcopter in the fore-aft direction, he had to perform compensatory movements, which brought the aerial vehicle to the original distance from the industrial fan. The initial distance of the quadcopter from the industrial fan before takeoff was 2m. After the flight, the pilot landed on the floor and turned off the motors. After the test flights, the air velocities were measured at the takeoff distance using an anemometer. The whole experiment was performed in the Qualysis laboratory of FTVS Charles University in Prague.

### C. Data Collection & Data processing

The measured output data representing the position of the quadcopter in space were recorded in the form of quaternions together with linear accelerations on the microSD card of the ProMove MINI sensor. After the quadcopter landed, the flight data were uploaded to a computer. Conversion of quaternions to spatial rotation angles and subsequent statistical data processing was performed in MatLab software (MathWorks, Natick, MA, US). As mentioned above, the orientation of the inertial sensor was identical to the orientation of the control unit. It follows that the change in pitch angle represents the acceleration in the x-axis direction.

The calculation of the airflow rate corresponding to the variable speed selection of the industrial fan was calculated as the average measured value from 10 measurements.

## III. RESULTS

Post-calculation of the average air velocity showed that the first flight was performed at an airflow velocity  $v_1 = 1.45 \text{ m/s}$  ( $\pm 0.15 \text{ m/s}$ ); the second flight at airflow velocity  $v_2 = 2.43 \text{ m/s}$  ( $\pm 0.24 \text{ m/s}$ ) and the third flight at airflow velocity  $v_3 = 3.42 \text{ m/s}$  ( $\pm 0.22 \text{ m/s}$ ).

In Fig. 2 it is possible to see three 90 sec sections of change in pitch angle and  $Acc_x$ ; the axis of the corresponding pilot - multicopter - industrial fan. The scaling of individual graphs was chosen according to the local maxima and minima of the monitored section. During the flight at the speed  $v_1$  (Fig. 2A) a section of the flight can be seen when the pilot unknowingly maintained a constant acceleration in the direction of airflow. The median value of the pitch angle was  $5.7^\circ$ . The graph shows two large deviations from the mean value of both acceleration and pitch angle. These deviations represent the exit from the airflow resp. contact of the quadcopter with a turbulent layer at its edge. The detail (Fig. 3A) shows the sinusoidal character of the quadcopter movement, which is caused by the turbulent airflow. At speed  $v_2$  (Fig. 2B) the character of the flight similar to the first case can be seen. The median pitch angle throughout the flight was  $6.1^\circ$ . The graph again shows — constant acceleration in the direction of airflow maintained by the pilot. Two phenomena can be seen in the time window from 53s to 67s - the contact of the quadcopter with a turbulent layer of airflow and the compensating movements of the pilot (Fig. 3B). The first effect is again associated with sinusoidal pitching movements with the character of small amplitudes and high frequency. The second phenomenon, the pilot's compensation maneuver, is associated with high and short pitch angle differences with a dynamic change in acceleration in the corresponding  $Acc_x$  axis. During the last, third flight, in the airflow rate  $v_3$  (Fig. 2C) there are visible problems of the pilot to maintain the hover manoeuvre for a long time. From the measured 10

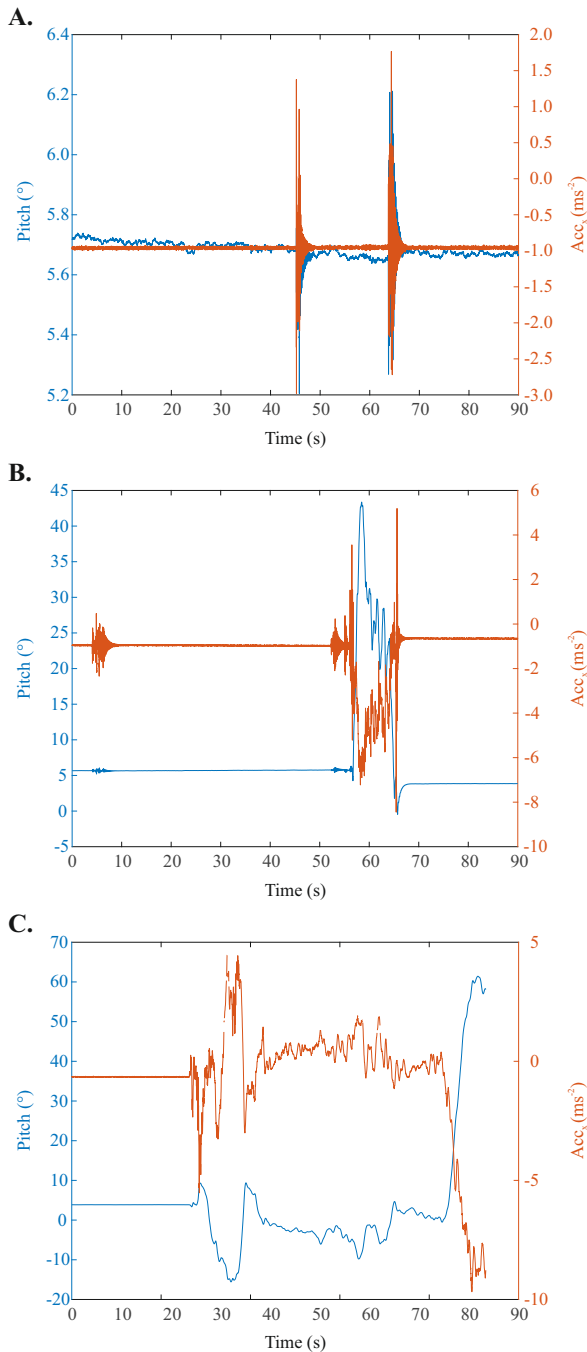


Fig. 2. Graphical interpretation of three flights outcomes at airflow velocities of 1.45 m/s (A), 2.43 m/s (B), 3.42 m/s (C).

min. the median value of the pitch angle during the entire flight reached  $5.9^\circ$ .

A correlation coefficient was calculated for the values of pitch angle and acceleration in the x-axis, its value was  $R = 0.893$ . The correlation coefficient indicates a direct linear relationship between the pitch angle and the acceleration along the X-axis. Boxplots also point to this fact, which shows a

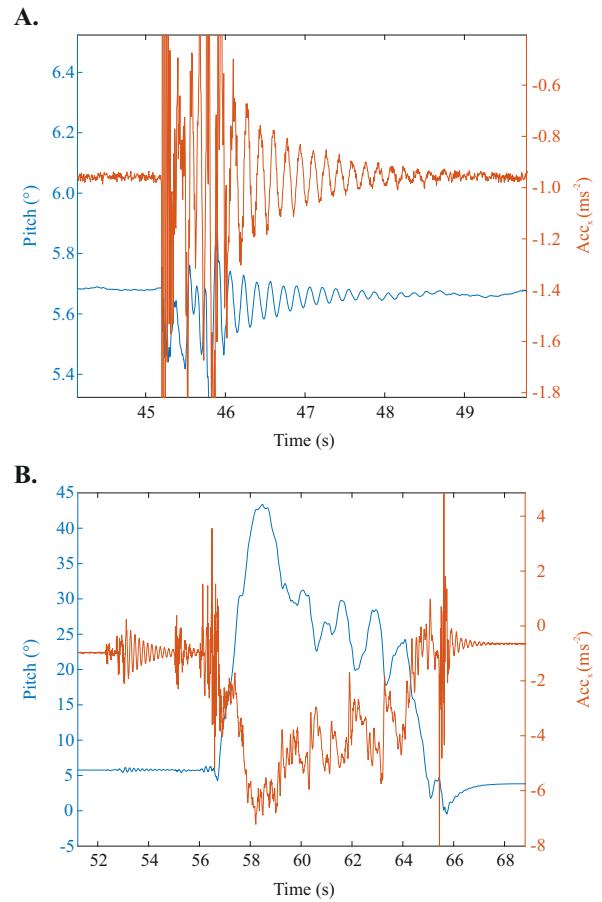


Fig. 3. Detail view of pitch angle and acceleration changes of sinusoidal character during the contact of the quadcopter with a turbulent layer of the airflow envelope at airflow velocities of 1.45 m/s (A), 2.43 m/s (B), 3.42 m/s (C).

more significant variance of  $Acc_x$  values than the pitch angle values for the particular speed.

#### IV. CONCLUSION & DISCUSSION

This pre-study presents the possibility of dynamic indoor testing of a partial aspect of the flight characteristics of multicopters such as pitch angle and the corresponding airspeed. To this end, it explores the option of using inertial sensors to record accelerations and spatial rotation angles. It uses the concept of testing unmanned aerial vehicles in wind tunnels with a proven premise of the interaction between airflow and flight equipment. It proposes a suitable manoeuvre for testing the dependence of the pitch angle on the airflow rate. It presents the idea of the possibility of examining a multicopter as a free-moving body during flight without limiting the number of its degrees of freedom. It attempts to prove the pilot's ability to test the flight characteristics of an unmanned aerial vehicle without auxiliary autopilot modes. Despite the relatively high-quality conditions created by an industrial fan with a lamella regulator, the results of the study do not fully reflect the partially investigated characteristic (only the

relationship between speed and pitch angle) of the multicopter. As the main limitation of the work, we can determine the human factor, i.e. the pilot of the multicopter. When we graphically display the time evolution of pitch and acceleration in the x-axis (Fig. 2), the continuous acceleration is visible during the entire flight, resp. presented part of the flight. If the experiment is performed correctly, the acceleration deviation value should only represent the appropriate gravity projection on the x-axis depending on the pitch angle. In the performed set of experiments, only at the first tested air velocity (1.45 m/s) the pilot managed to maintain the acceleration of the quadcopter corresponding to the given x-axis projection, that is, for the angle  $5.7^\circ$  corresponds to the acceleration of  $0.97 \text{ m/s}^2$ . This result points to the fact that to perform a straight horizontal flight at a velocity of 1.45 m/s, it is necessary to pitch the unmanned aerial vehicle to an angle of  $5.7^\circ$ . In the second and third set of experiments, the pilot did not perform the required maneuver with the necessary acceleration. The reasons for the error may be insufficient information about the current acceleration of the quadcopter and the required acceleration of the quadcopter corresponding to the given pitch angle. The position of the pilot - the axis of the pilot - the multicopter - the industrial fan - provides the pilot good 2D view of the situation. From a 2D point of view, the pilot seldom deviated from the airflow envelope. For a better additional evaluation of the sinusoidal movements of the quadcopter caused by the deviation from the airflow envelope, it would be useful to record a camera recording. The median values of the pitch angle do not represent the expected values, resp. increase in pitch angle values at air velocity. The reason is the previously mentioned introduction of an error in the form of  $Acc_x$ . However, the result of the pre-study confirmed a direct linear relationship between the pitch angle and the acceleration in the x-axis. Dynamic testing of flight characteristics during the manual flight of a multicopter in this pre-study also pointed to an insufficient number of measured parameters. Parameters such as pitch angle or acceleration cannot provide a good picture of the real state of the system as a whole, on the other hand, they could be sufficient for the evaluation of some partial characteristic parameters. The idea of dynamic testing in indoor flight conditions could be performed in another study with the help of an autopilot, thus removing the influence of the human factor from the study.

#### ACKNOWLEDGEMENT

This study was supported by the project No. SGS20/083/OHK2/1T/16 "Proposal of methodology and technical solution for dynamic testing of quadcopter for the purpose of drone categorization".

#### REFERENCES

- [1] J. Svoboda, "Návrh výcvikového programu pro piloty uav," 2019, České vysoké učení technické v Praze. Vypočetní a informační centrum.
- [2] V. Kříž, "Právní aspekty provozu bezpilotních letadel-dronů," *Automa: časopis pro automatizační techniku*, 2016.
- [3] K. Sekyrová, "Bezpečnostní aspekty provozu uav v okolí řízených letišť," 2018, České vysoké učení technické v Praze. Vypočetní a informační centrum.
- [4] E. Paiva, J. Soto, J. Salinas, and W. Ipanaque, "Modeling, simulation and implementation of a modified pid controller for stabilizing a quadcopter," in *2016 IEEE International Conference on Automatica (ICA-ACCA)*. IEEE, 2016, pp. 1–6.
- [5] H. L. N. N. Thanh and S. K. Hong, "Quadcopter robust adaptive second order sliding mode control based on pid sliding surface," *IEEE Access*, vol. 6, pp. 66 850–66 860, 2018.
- [6] G. Goh, G. Goh, and Z. Zhong, "Outdoor autonomous landing of a quadcopter on a moving platform using off-board computer vision," *Journal of Modeling and Optimization*, vol. 11, no. 2, pp. 86–96, 2019.
- [7] S. Jung, S. Hwang, H. Shin, and D. H. Shim, "Perception, guidance, and navigation for indoor autonomous drone racing using deep learning," *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 3, no. 3, pp. 2539–2544, 2018.
- [8] A. Bobtsov, A. Guirik, M. Budko, and M. Budko, "Hybrid parallel neuro-controller for multirotor unmanned aerial vehicle," in *2016 8th International Congress on Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops (ICUMT)*. IEEE, 2016, pp. 1–4.
- [9] C. Virágh, G. Vásárhelyi, N. Tarcai, T. Szörényi, G. Somorjai, T. Nepusz, and T. Vicssek, "Flocking algorithm for autonomous flying robots," *Bioinspiration & biomimetics*, vol. 9, no. 2, p. 025012, 2014.
- [10] S. Badr, O. Mehrez, and A. Kabeel, "A novel modification for a quadrotor design," in *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, 2016, pp. 702–710.
- [11] P. Eswaran, M. Guda, M. Priya, and Z. Khan, "Stabilization of uav quadcopter," in *Proceedings of the International Conference on Soft Computing Systems*. Springer, 2016, pp. 827–837.
- [12] B. Theys, G. Dimitriadis, T. Andrianne, P. Hendrick, and J. De Schutter, "Wind tunnel testing of a vtol mav propeller in tilted operating mode," in *2014 International conference on unmanned aircraft systems (ICUAS)*. IEEE, 2014, pp. 1064–1072.
- [13] M. Šenk and L. Cheze, "A new method for motion capture of the scapula using an optoelectronic tracking device: a feasibility study," *Computer methods in biomechanics and biomedical engineering*, vol. 13, no. 3, pp. 397–401, 2010.
- [14] C. Duc, P. Salvia, A. Lubansu, V. Feipel, and K. Aminian, "A wearable inertial system to assess the cervical spine mobility: Comparison with an optoelectronic-based motion capture evaluation," *Medical engineering & physics*, vol. 36, no. 1, pp. 49–56, 2014.
- [15] L. Meier, P. Tanskanen, F. Fraundorfer, and M. Pollefeys, "Pixhawk: A system for autonomous flight using onboard computer vision," in *2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. IEEE, 2011, pp. 2992–2997.

## B Publikácia 2

Kusmirek, S., Malich, T., Socha, V., Hanakova, L., Gavura, T., Matyas, R., & Hylmar, K. (2021).

**Device for Measuring Multicopters Performance Parameters.**

2021 International Conference on Military Technologies (ICMT). IEEE.



# Device for Measuring Multicopters Performance Parameters

Stanislav Kusmárek

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
kusmista@fd.cvut.cz*

Tomáš Malich

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
malictom@fd.cvut.cz*

Vladimír Socha

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
sochavla@fd.cvut.cz*

Lenka Hanáková

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
hanakle1@fd.cvut.cz*

Timotej Gavura

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
gavurtim@fd.cvut.cz*

Roman Matyáš

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
maty@fd.cvut.cz*

Karel Hylmar

*Department of Air Transport  
Czech Technical University in Prague  
Prague, Czech Republic  
hylmakar@fd.cvut.cz*

**Abstract**—New requirements for classifying unmanned aerial vehicles are forcing institutions as well as manufacturers to devise established procedures and methodologies for testing vehicles. A new possibility of dynamic testing of performance parameters of multicopters is offered in addition to conventional software modeling of flight characteristics and static tests in wind tunnels. This alternative is currently hampered by the problem of flight data collection. This work deals with the design of a complex measuring device specially designed for the testing of the flight characteristics of unmanned aerial vehicles. The proposed modular device provides the user with a flight record containing time-synchronized data showing the linear and angular accelerations achieved by the vehicle during flight, three-axis roll, flight altitude, magnetic course, multicopter speeds, and revolutions of each power unit separately. This work further defines the conditions imposed on the type of tested multicopter (load capacity) and the subsequent need for its balancing. The output of this work is to support the experimental research of dynamic quantification of multicopter performance properties during flight.

**Keywords**—UAV, multicopter, data collection, motion capture, flight characteristics

## I. INTRODUCTION

The use of unmanned aerial vehicles in a wide range of economic areas makes it possible to streamline the performance of various tasks. Their use in weather monitoring, rescue operations, perimeter protection, or property maintenance requires the installation of specialized transmitters, sensors or photographic equipment [1]. Due to the new modifications of

This study was supported by the project No. SGS20/083/OHK2/1T/16 “Proposal of methodology and technical solution for dynamic testing of quadcopter for drone categorization”

the design and equipment of unmanned aerial vehicles, their overall type diversity increases which indirectly causes a rise in the need for classification and regulation [2]. Safety is a key factor in classifying and determining the framework of the airworthiness for the global UAS industry. Confidence in the safety, security, and compliance with business operations increases of the unmanned aerial vehicles increases the interest of investors, enabling a massive expansion of the availability and use of drone technology in the global impact for years to come [3], [4].

In March 2019, the European Commission issued Delegated Regulation (EU) 2019/945, which is currently the only one to deal with requirements for unmanned aerial systems. The goal of the regulation was to create a conformity mark and monitor the market in terms of safety and interest in its competitiveness. Meeting these requirements requires designers, manufacturers and distributors to increase testing costs [3]. The current paradox of testing consists in the precise definition of the tested parameters and their values for the categorization of vehicles into individual classes, but without a specified test methodology. The International Organization for Standardization (ISO) has also taken over the problem of testing methodology. Organization ISO has issued to this date several additional standards dealing with safety, quality or terminology [5], [6]. The penetration of Delegated Regulation (EU) 2019/945 with ISO standards can be found in ISO 21895:2020, which directly specifies the requirements for the classification and classification of the civil drone system. The classification in the norm takes into account a total of ten parameters such as startup modes, type of power unit and en-

ergy source or identification mode [7]. This standard precedes the delegated regulation in some evaluation parameters from the air safety logic, but unfortunately, the characteristics in this document serve only as recommendations for the aviation authorities of individual countries.

Standard ISO 21895:2020 is not the only norm dealing with the safety of unmanned aerial vehicles. Additional standards are currently being prepared to address safety, terminology, and testing throughout this issue. Most scientific publications dealing with the issue of testing drones and their flight characteristics approach the issues of testing at the mathematical level through computer modeling or static testing in wind tunnels. To measure the flight characteristics of mathematical models of unmanned aerial vehicles using computer modeling tools available such as ROTORS, Gazebo, or V-REC, it is necessary to first determine the input constants in the form of resistances and thrust to create the model itself. Therefore, this test approach is not suitable for the widespread classification of a large variety of unmanned vehicle designs. Contrariwise, the tool of mathematical models of unmanned aerial vehicles is used for the development of automatic and autonomous modes of flight or parallel flight [8]–[10]. In the case of static testing using the environment of a wind tunnel, the measurement of flight characteristics takes place by means of fixed articulated joints. Special articulated joints can record moments and forces acting on the drone. The aim of these studies is to determine the influence of the model environment on the drone, the interactions between the frame and the propellers, measure the resistance and buoyancy at different air velocities, the propeller angles of attack, and their RPM values. It can be said that static testing provides necessary constants for the creation of a mathematical model, but it does not yet define the real flight characteristics of an unmanned vehicle necessary for its legislative classification [11], [12].

Direct acquisition of flight values from real flights needed to create the flight characteristics of an unmanned aerial vehicle offers the possibility of dynamic testing of the vehicle. A key aspect of dynamic testing is reliable/accurate measurement and recording of flight data [13], [14]. The basic legally defined flight parameters for classification into classes are the maximum horizontal speed, maximum flight level or maximum energy transferred in the event of an impact with an object [3], [4]. The control unit is responsible for collecting and processing the vehicle's flight data. The control unit consists of sensor peripherals, often ensuring redundancy of individual logs [15]. Although the control unit has all the necessary flight data to create a flight characteristic, there are two problems with their scientific and technical use. The first problem is that not every unmanned aircraft has such a sophisticated control unit, or more precisely control unit with the required sensors for further vehicle categorization. The second problem is the overall closure of the control unit system. The system of control units does not allow the export of raw data for further processing for scientific purposes [16].

On the basis of the mentioned above, in the case of recording flight data, dynamic testing could be used as a standard

protocol for UAS testing. This work presents a platform of a measuring device capable of collecting the performance parameters of a multicopter during dynamic flight, which are necessary for its legislative classification as well as determining the limit flight characteristics of the device.

## II. MATERIALS AND METHODS

The technical solution of the hardware concept of a removable device used for dynamic flight monitoring was built on the principle of a sensor network, enabling time-synchronized measurement of power parameters of multicopters. The device is able to continuously record a total of 6 flight parameters:

- Accelerometric data in three axis
- Gyroscopic data in three axis
- Magnetic course
- Atmospheric pressure
- Airspeed
- Speed of individual drive units

Thanks to the onboard digital motion processor (DMP) capable of processing complex 9-axis motion, the device allows the calculation of rotational angles (pitch, roll, and yaw) [17]. The technical solution of the device was designed so that it is possible to increase the number of required sensor units within the sensor network. In the hardware solution, the emphasis was placed on the reliability of selected sensors, their accuracy in terms of the physical nature of the measured quantity, high sampling frequency, and low weight.

### A. System Architecture Overview

Device for measuring power parameters consists of a microcontroller, own power supply and two types of modules (Fig. 1). The first type of modules are system modules. Time clock module and a memory shield module can be contained in the applied module system. The time clock module is a module that measures time independently of the power supply. The reason for using this module is to provide an accurate time record representative of when the experiment was performed. The memory shield module was used for the possibility of creating a data record of the measured flight data on to the disk. The location of the system modules within the drone is irrelevant.

The second type of modules are sensor modules. The choice of the sensor module itself depended on the physical nature of the operation of the embedded chip as well as on the empirically verified use of the chip in practice. Since the function of the device is to record the flight parameters of the vehicle, the logical model in the selection of chips and the sensor modules themselves were commercially used open-source autopilot flight controller system's such as Pixhawk or Ardupilot. The total number of sensor modules forming the sensor network of the device for measuring flight characteristics was 6; 10 degrees of freedom (DOF) sensor module, airspeed sensor module and four tachometric modules. The 10 DOF sensor module consisted of an accelerometer, a gyroscope, a magnetometer and a barometer. To measure accelerometric and gyroscopic data, a combined sensor was chosen consisting

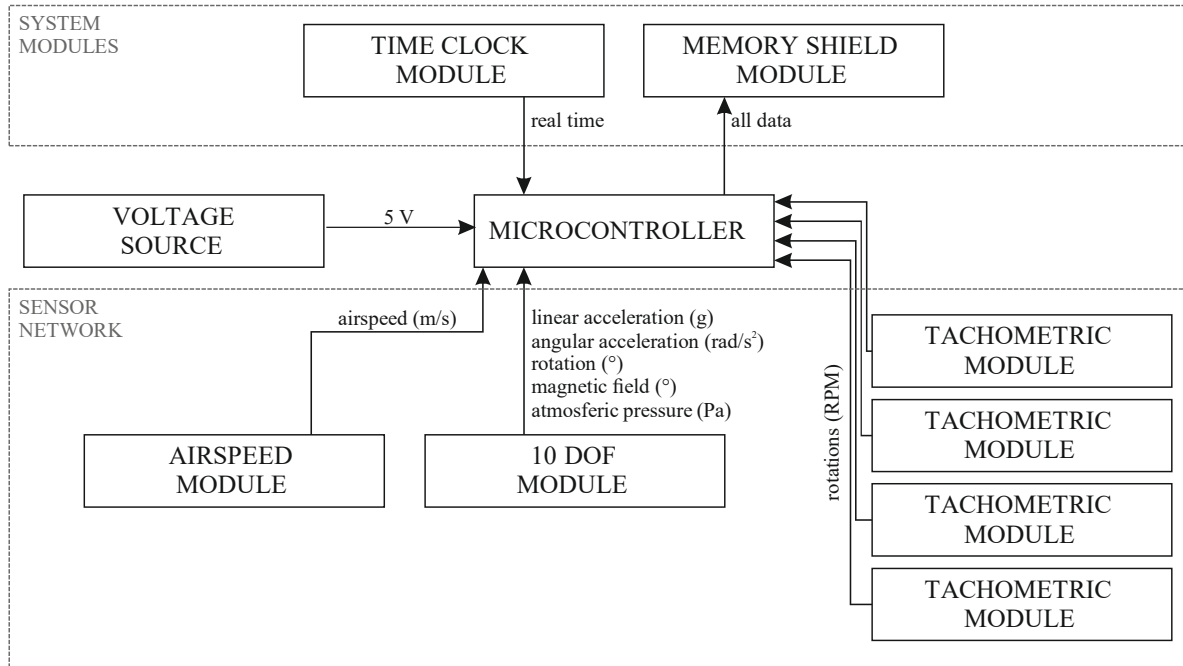


Fig. 1. Architecture of equipment for measuring power parameters of multicopters. Shown types of modules and flow of the information within the measuring system.

of a three-axis gyroscope and a three-axis accelerometer on the same silicon chip. The directly provided measured values were linear (g) and angular ( $\text{rad/s}^2$ ) accelerations; indirectly by calculation on the integrated DMP, the quantity of rotation angles ( $^\circ$ ). The measurement of the three-axis magnetic field was the task of a digital magneto-resistive chip. The digital magneto-resistive chip has automatic degaussing strap drivers enabling  $1^\circ$  to  $2^\circ$  compass heading accuracy. The last degree of freedom of the 10DOF sensor module was atmospheric pressure measured by a digital barometer. Although the data from the digital barometer for the flight controller function are irrelevant by themselves, subsequent mathematical processing and conversion to altitude often have a control/redundant character. The location of this type of sensor module within the proposed platform of the measuring device was solved individually depending on the unmanned vehicle.

Although that drivers for airspeed sensors are not present in ground control station programs (like QGroundController or Mission Planner) for UAVs with VTOL frames, airspeed is one of the vehicle's main performance parameters. The sensor module consists of a transducer and a pitot-static tube. The requirements for the transducer were a wide measuring range, low weight and temperature compensated of a total error. The location of the digital transducer within the drone is irrelevant. The choice of the position of the pitot-static tube, which must be connected by two silicone tubes to the transducer (for the transmission of total and static pressure) is very complicated in VTOL UASs, because with the change of the pitch angle the lead angle to the pitot-static tube changes. The optimal position of the tube is horizontal throughout the flight, in the

direction of flight. The last sensors forming the sensor network were tachometric sensors. To create an overall performance map of the multicopter, the number of tachometric sensors depends on the number of vehicle power units. The requirements placed on the tachometric unit were their low weight, high distinctiveness and especially the non-contact measurements. The condition of non-contact measurement puts tachometers with an optical sensor into the foreground. Proper operation depends on the location of the sensor. The proposed position of every sensor was under the propeller of each drive unit so that the optical diodes were parallel to the axis of rotation of the propeller.

### B. Equipment

Due to the large variation of commercial system and sensor modules or microcontrollers, the prototype recording device was created on the open-source Arduino platform from Atmel. The platform of the development team enabled to verify the ability of the microcontroller inputs to receive data from individual sensors or system modules before the final soldering every connection. The software development environment used was Arduino IDE. It is a cross-platform application programmed in Java. The software of the device for measuring performance parameters was created in the multi-paradigm programming language C++.

The selection of a multicopter to verify the functionality of the implemented technical solution in practice was governed by two conditions. The first, basal condition was the carrying capacity of the multicopter. Since the current technical solution of the device is in the experimental stage and none of the

used Arduino modules is designed, for this use case, the resulting device had the assumption of high weight. The developers' requirement for a test vehicle was that the carrying capacity of the multicopter should be at least 500g, which corresponds to approximately 3 times the estimated weight of the measuring device. The second condition was based on the use of an airspeed sensor, respectively placing a pitot-static tube on VTOL UAVs. As mentioned above, to avoid airspeed measurement error, it is necessary that the pitot-static tube would be in a horizontal direction throughout the whole flight. This requirement was taken into account by the choice of the vehicle that has to be equipped with three/axis stabiliser.

The chosen multi-helicopter to hold the prototype device was the Phantom 3 Standard from company called DJI. The Phantom 3 Standard quadcopter has an X-type airframe with four power units. The total weight with batteries, propellers and a camera system with a gimbal is 1216g. The safe maximum payload under ideal conditions is up to 700g [18]. The vehicle is equipped with a satellite GPS positioning system. Thanks to the camera system installed on the three-axis stabilizer and the DJI GO mobile application, it is also possible to perform FPV flights (First Person View). The vehicle also has a flight controller system with automatic balancing.

### C. Manual Vehicle Balancing

The placement of the individual modules, microprocessors and the batteries of the device is crucial for maintaining the balance of moments around the center of gravity of the unmanned vehicle. The automatic balancing system partially compensates for the misalignment of the center of gravity by changing the torques of the drive units, but these changes in power can have a negative effect on the response of the support systems to gusts of wind or falling and rising currents. The input values of the weights required for the manual balancing of the vehicle were obtained using two laboratory scales ME3002E. The unmanned vehicle was weighed in full commercial equipment with a fixed recording device. The contact points of the quadcopter with the scales were on the hub of the propellers, while the scales were in a transverse arrangement. Discrepancies in the frontal balance of the vehicle with the recording device were compensated by a small steel weight weighing 50g located at the end of the carbon tube. The calculation of the center of gravity of the system was defined by the formula

$$\vec{T} = \frac{m_j \vec{r}_j}{M}, \quad (1)$$

where  $M = \sum m_j$  is the total weight of the system and  $\vec{r}_j$  is the weighted average of the positions of the mass points.

## III. RESULTS

The device for measuring the performance parameters of a multicopter has a total weight of 162g, equipped with one Arduino UNO board, one Arduino Nano 33 IoT, GY-87 module, MS4525DO airspeed module and four IR detector sensor

modules. Using the MPU6050, HMC5883L and BMP180 chips, the GY-87 module records 10 degrees of freedom in the form of three accelerometric and three gyroscopic axis, three axis of the magnetic field and atmospheric pressure. The basic data of the sensors are defined in Table. I.

During UAS flight, device records linear acceleration in three axes, angular acceleration in three axes, angles of rotation of the multicopter (pitch, yaw, roll), magnetic course, atmospheric pressure and air velocity at a sampling frequency of 10Hz. Elimination of oscillation of the acceleration noises or vibration of motors in linear and angular accelerations will be solved in post-processing of data processing using Kalman Filter and Savitzky-Golay filter. The angular rotations calculated from the raw acceleration data in the performed test measurement did not show signs of oscillation of the acceleration noises. The number of revolutions of individual propellers of the tested multicopter is determined by the device via an IR detector sensor modules with a sampling frequency of 732 Hz. The selected sampling frequency is the limit PWM frequency for the selected development board (Nano 33 IoT), whereby the maximum recorded number of revolutions at a double-bladed propeller is theoretically around the level of 21960 RPM.

The heaviest components, such as battery and PCB micro-controllers and system modules, are located on the bottom of the multicopter frame as close as possible to the center of gravity of the drone (Fig. 2A). However, the location of the sensor modules is already dependent on the type of recorded data, with emphasis on the measured values reflecting the real flight values of the vehicle as accurately as possible. The GY-87 module recording linear and angular accelerations, magnetic course and atmospheric pressure is attached to the top of the multicopter frame so that the vertical axis (z) of the sensor is collinear and asymmetrically identical to the vehicle's vertical flight control axis (Fig. 2B). The longitudinal (x) and transversal (y) axes of the module sensor are oriented parallel and again directionally identical to the axes of the vehicle flight controller. The offset's distances between the longitudinal and transversal axis of the module located at the top of the frame relative to the axis of the vehicle's flight controller are further neglected. The IR detector modules used as tachometers are located on the lateral side of the multicopter's arm at the tip of the propeller parallel to its axis of rotation. The distance between detection diodes and the propeller is 8mm. The last of a series of sensor modules, the airspeed module, consists of two parts, the detector itself and the Pitot-static tube. The MS4525DO digital transducer is located on the PCB by the microcontrollers, on the bottom of the multicopter. The airspeed measurement of VTOL vehicles is subject to an error related to the change of the pitch angle of the vehicle during horizontal straight flight. To achieve the most accurate measurement of the total pressure, the pitot-static tube is attached with a plastic clamp on the chassis of the multicopter to the gyroscopic stabilization system of the camera in front direction.

Despite all the above measures, it was necessary to solve

TABLE I  
RANGES AND RESOLUTIONS OF USED SENSORS. FOR AIRSPEED SENSORS, THE MS4525DO MODULE AND THE IR MODULE DATASHEETS DO NOT SPECIFY THE OUTPUT DATA RATES.

| Sensor                | Parameter              | Value   |
|-----------------------|------------------------|---|
| MPU6050               | Range of Accelerometer | $\pm 2g, \pm 4g, \pm 8g,$ and $\pm 16g$                       |
|                       | Range of Gyroscope     | $\pm 250, \pm 500, \pm 1000,$ and $\pm 2000^\circ/\text{sec}$ |
|                       | Resolution             | 16 bits   |
|                       | Output Data Rate       | 1000 Hz   |
| HMC5883L              | Range                  | $\pm 8 \text{ Oe}$  |
|                       | Resolution             | 16 bits   |
|                       | Output Data Rate       | 8000 Hz   |
| BMP180                | Range                  | 300 - 1100 hPa  |
|                       | Resolution             | 16 bits   |
|                       | Low Noise              | 0.06 hPa  |
|                       | Output Data Rate       | Max. 3.4 MHz  |
| MS4525DO              | Range                  | 20 - 300 psi  |
|                       | Resolution             | 16 bits   |
|                       | Output Data Rate       | -   |
| IR - Module (FC - 51) | Output Type            | Digital Switcher Output                                       |
|                       | Resolution             | 16 bits   |
|                       | Output Data Rate       | -   |

the balance of moments around the center of gravity of the unmanned vehicle after attaching the device to the multicopter. In Fig. 3A are shown the measured transverse load values. The front of the vehicle is loaded with an average weight of 653.5g, the rear with an average weight of 724.5g, which puts the center of gravity in an asymmetric position, 10mm in the x-axis and 6mm in the y-axis from the ideal center of gravity. For an ideal symmetrical center of gravity, it was necessary to balance the Phantom 3 with a weight of 50 g, which had to be placed in a position 10 mm to the right and 355 mm from the center of the vehicle (Fig. 3B).

Another main result arising from the discussed technical proposal is a unique software solution. This solution consists of two programs written in C++ using the Arduino IDE. The complete solution had to be divided due to the hardware limitations. Each of these programs runs on its own Arduino unit. The first program called Data Collector is used for reading data from all available sensors. It also contains a code that handles user inputs and outputs via LEDs. Data from

the sensors are collected using the i2c bus. Only IR speed sensors provide information via interrupts on the individual digital pins. After starting the Arduino unit on which the Data Collector program is installed, the indicator LED lights up and calibration is performed. When the calibration is complete, the indicator LED switches off. Subsequently, the reading of data from all available sensors is activated by the loop function and this data is obtained with a preset sampling frequency. This frequency is fixed in the application code, but it is very easy to change. After pressing the hardware button, the program activates the data recording to the SD card. However, the data is not being uploaded to the same Arduino device where Data Collector is running.

The second program, called Data Writer, has the task of uploading data to the SD card. The Arduino on which the Data Writer program is running obtains data from the first Arduino device on which the Data Collector program is running. This communication occurs via the i2c bus. When started, Data Writer initializes connection of the SD card and prepares a new csv file. If no SD card is found, the initialization is repeated at regular intervals. After the initialization is complete, the program is ready to receive data. Each time the  $\backslash n$  (end of line) character is received, the program writes another line to the prepared csv file. Data is flushed each time line is written to prevent data loss in the event of power failure.

#### IV. CONCLUSION

This study aimed to design a technical solution for a device designed to measure the performance parameters of multicopters. Selected monitored parameters that the designed prototype of the device can record are linear and angular acceleration of the vehicle, angles of rotation of the vehicle (pitch, yaw, roll), magnetic course, atmospheric pressure, air speed and number of revolutions of individual multi-helicopter power units. The prototype platform was mounted on a commercial Phantom 3 Standard drone, balanced and ready for a test flight. The device is technically unique; it provides a

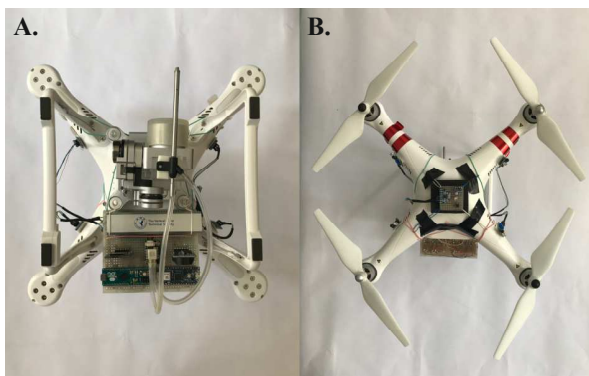


Fig. 2. Attachment of the device for measuring performance parameters. A: bottom view; two microcontrollers, a power supply, system modules and an airspeed sensor module. B: top view; GY-87 module and four IR detector sensor modules.

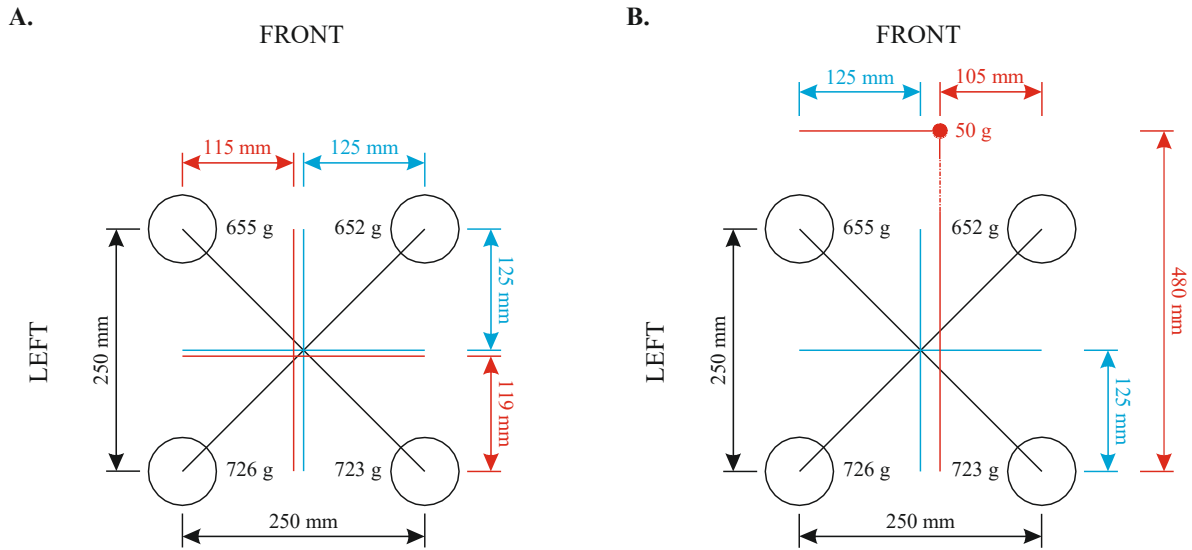


Fig. 3. Manual vehicle balancing. A: center of gravity in unbalanced state - red line; center of gravity in ideal condition - blue line. B: position of the balancing weight to reach the center of gravity in the center of the vehicle - red line; center of gravity in ideal condition - blue line.

full range of important performance evaluation parameters for unmanned aerial vehicles, which provides a starting point for further experimental research into the dynamic quantification of in-flight performance of multicopters.

For the purposes of this study, the proposed device was mounted, balanced on an unmanned vehicle and then launched into recording mode. All tests of the technical solution and placement of the sensors took place with the vehicle switched off.

The limitation of the current equipment lies in its high weight and the need to balance the unmanned aerial vehicle. In the case of optimizing the design of printed circuit boards, respectively, the size of the power supply, etc., it would be possible to reduce the weight of the equipment and use it to test a larger number of unmanned aerial vehicles (from class C1). Another indisputable limitation of the device can be found in the computational power of the microprocessors used in this scenario. Low computing power affects the relatively low sampling rate of the device. There is also an option of implementing GNSS system. An indisputable advantage of applying such a sensor would be the post-hoc localization of the measured flight. A future research question for this type of sensor would be to use the detected flight altitude from that sensor in comparison with barometric data. The planned verification of the device verifies the functionality of the entire system and the measurement errors of individual modules.

#### ACKNOWLEDGMENT

This work has been supported by the Czech Technical University in Prague, project No. SGS20/083/OHK2/1T/16 "Proposal of methodology and technical solution for dynamic testing of quadcopter for the purpose of drone categorisation".

#### REFERENCES

- [1] Q. F. Dupont, D. K. Chua, A. Tashrif, and E. L. Abbott, "Potential applications of uav along the construction's value chain," *Procedia Engineering*, vol. 182, pp. 165–173, 2017.
- [2] K. P. Valavanis and G. J. Vachtsevanos, *Handbook of unmanned aerial vehicles*. Springer, 2015, vol. 1.
- [3] "Commission delegated regulation (eu) 2019/945 of 12 march 2019 on unmanned aircraft systems and on third-country operators of unmanned aircraft systems c/2019/1821," *OJ*, vol. L 152, pp. 1–40, 2019-06-11.
- [4] "Commission implementing regulation (eu) 2019/947 of 24 may 2019 on the rules and procedures for the operation of unmanned aircraft (text with eea relevance.) c/2019/3824," *OJ*, vol. L 152, pp. 45–71, 2019-06-11.
- [5] ISO 21384-4:2020(E), "Unmanned Aircraft Systems—Part 4: Vocabulary," International Organization for Standardization, Vernier, Geneva, CH, Standard.
- [6] ISO 21384-3:2019(E), "Unmanned Aircraft Systems—Part 3: Operational Procedures," International Organization for Standardization, Vernier, Geneva, CH, Standard.
- [7] ISO 21895:2020(E), "Categorization and Classification of Civil Unmanned Aircraft Systems," International Organization for Standardization, Vernier, Geneva, CH, Standard.
- [8] M. Akcakoca, B. M. Atici, B. Gever, S. Oguz, U. Demirezen, M. Demir, E. Saldiran, B. Yuksek, E. Koyuncu, R. Yeniceri *et al.*, "A simulation-based development and verification architecture for micro uav teams and swarms," in *IAAA Scitech 2019 Forum*, 2019, p. 1979.
- [9] M. Sarkar, A. Homaifar, B. A. Erol, M. Behniapoor, and E. Tunstel, "Pie: a tool for data-driven autonomous uav flight testing," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, pp. 1–18, 2019.
- [10] F. M. Palacios, E. S. E. Quesada, G. Sanahuja, S. Salazar, O. G. Salazar, and L. R. G. Carrillo, "Test bed for applications of heterogeneous unmanned vehicles," *International Journal of Advanced Robotic Systems*, vol. 14, no. 1, p. 1729881416687111, 2017.
- [11] C. Russell, J. Jung, G. Willink, and B. Glasner, "Wind tunnel and hover performance test results for multicopter uas vehicles," in *AHS 72nd annual forum*, 2016, pp. 16–19.
- [12] B. Theys, G. Dimitriadis, T. Andrianne, P. Hendrick, and J. De Schutter, "Wind tunnel testing of a vtol mav propeller in tilted operating mode," in *2014 International conference on unmanned aircraft systems (ICUAS)*. IEEE, 2014, pp. 1064–1072.
- [13] F. Cappello, S. Ramasamy, R. Sabatini *et al.*, "Multi-sensor data fusion techniques for rpas navigation and guidance," in *Proceedings of the 16th Australian International Aerospace Congress (AIAC16), Melbourne, Australia*, 2015.

- [14] S. Kušmírek, V. Socha, L. Hanáková, K. Hylmar, R. Matyáš, and P. Kubový, "Validation of the manual indoor uav flying characteristics methodology," in *2020 New Trends in Civil Aviation (NTCA)*. IEEE, 2020, pp. 129–133.
- [15] E. Ebeid, M. Skriver, K. H. Terkildsen, K. Jensen, and U. P. Schultz, "A survey of open-source uav flight controllers and flight simulators," *Microprocessors and Microsystems*, vol. 61, pp. 11–20, 2018.
- [16] M. A. Mineev, "Outdoor testování letových charakteristik bezpilotního letadla iris+," B.S. thesis, České vysoké učení technické v Praze. Vypočetní a informační centrum., 2020.
- [17] Imimg Technology. Datasheet for GY-87 10DOF MPU6050 HMC5883L BMP180 sensor module. [Online]. Available: <https://5.imimg.com/data5/LF/FE/MY-1833510/gy-87-10dof-mpu6050-hmc5883l-bmp180-sensor-module.pdf>
- [18] DJI. (2015) Phantom 3 standard - user manual. V1.4. [Online]. Available: <https://www.dji.com/en/downloads?site=brandsite&from=nav>

## C Patentový spis

Kusmirek, S., Socha, V., Malich, T., & Hanakova, L. (2022).  
**Zařízení pro měření výkonových parametrů multikoptér.**  
Czechia. Patent CZ 309292. 2022-06-23.



**B64C 27/08** (2006.01)

**B64C 39/02** (2006.01)

**B64C 19/02** (2006.01)

(19)  
ČESKÁ  
REPUBLIKA



ÚŘAD  
PRŮMYSLOVÉHO  
VLASTNICTVÍ

(21) Číslo přihlášky: **2020-724**  
(22) Přihlášeno: **29.12.2020**  
(40) Zveřejněno: **03.08.2022**  
**(Věstník č. 31/2022)**  
(47) Uděleno: **23.06.2022**  
(24) Oznámení o udělení ve věstníku: **03.08.2022**  
**(Věstník č. 31/2022)**

(56) Relevantní dokumenty:  
US 2018370642; RU 195749; RU 164139.

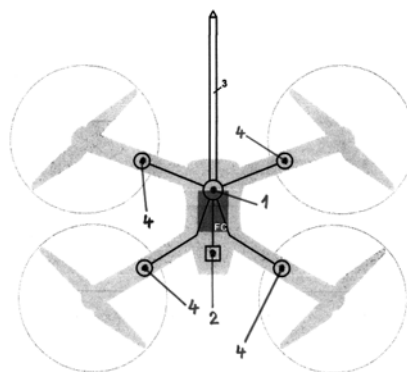
(73) Majitel patentu:  
České vysoké učení technické v Praze, Praha 6,  
Dejvice, CZ

(72) Původce:  
Ing. Stanislav Kušmírek, 060 01 Kežmarok, SK  
Ing. Vladimír Socha, Ph.D., 040 22 Košice, SK  
Ing. Tomáš Malich, Příbram, Příbram IV, CZ  
Ing. Lenka Hanáková, Prostějov, CZ

(74) Zástupce:  
Ing. Václav Kratochvíl, Husníkova 2086/22, 158 00  
Praha 5, Stodůlky

(54) Název vynálezu:  
**Zařízení pro měření výkonových parametrů  
multikoptér**

(57) Anotace:  
Zařízení pro měření výkonových parametrů multikoptér, zejména bezpilotních multikoptér, obsahujících alespoň čtyři pohonné jednotky s vrtulemi, obsahuje infračervené detekční snímače (4), z nichž vždy jeden je samostatně připojen k jednotlivé pohonné jednotce pro měření rychlosti každé pohonné jednotky samostatně. Tyto infračervené detekční snímače (4) jsou každý samostatně propojeny s mikrokontrolerem, tříosým akcelerometrem, tříosým gyroskopem, barometrem, kompasem a pitot-statickou trubicí (3) a napájecím zdrojem (2), přičemž vzdálenost mezi infračervenými detekčními snímači (4) a vrtulí je menší než 30 mm.



## Zařízení pro měření výkonových parametrů multikoptér

### Oblast techniky

5

Vynález se týká návrhu hardwarového konceptu odnímatelného zařízení na principu senzorové sítě, umožňující časově synchronizované měření výkonových parametrů multikoptér, zejména bezpilotních multikoptér, sloužících pro dynamické sledování letu a následné vyhodnocování testovaných letových charakteristik bezpilotních prostředků. Technické řešení zařízení je po  
10 hardwarové stránce modulární, systémově umožňující zvýšit počet požadovaných senzorových jednotek v rámci senzorické sítě v závislosti na počtu ramen sledované multikoptéry. Hardwarové řešení klade primární důraz na nízkou hmotnost při využití senzorů s co největší vzorkovací frekvencí.

15

### Dosavadní stav techniky

V posledních letech je možné sledovat rapidní technologický rozvoj v oblasti bezpilotních letových prostředků. Regulace legislativy vstupující v platnost od 1.1.2021 novelizuje nařízení, týkající se  
20 provozu bezpilotních letových prostředků na základě jejich letových charakteristik, avšak blíže nedefinuje metodiku testování požadovaných parametrů. Pro hodnocení letových parametrů je nutné mít časově synchronizovaná letová data, resp. záznam výkonových parametrů multikoptéry z testovacího letu.

25

Řídicí systémy multikoptér vyžadují množství letových dat získaných v reálném čase. Jako minimální vstupní informace do řídicího systému každé multikoptéry musí být informace o její vlastní poloze a orientaci v prostoru vzhledem k počátku souřadnicového systému. Za tímto účelem je každá multikoptéra vybavena tříosým gyro-akcelerometrem, který je integrován do plošného spoje řídicí jednotky. Senzor multikoptéry umožňuje na základě lineárního a úhlového  
30 zrychlení nepřímo dopočítat klopení, tj. úhlové změny, v jednotlivých osách. Klopení v jednotlivých osách je nezbytná informace pro řídicí systém a PID, složený z proporcionální, integrační a derivační části a kontroléru, ovládající výkon jednotlivých motorových jednotek. Dalšími letovými daty, kterými mohou disponovat řídicí systémy bezpilotních letových prostředků vyšších tříd, ať už z hlediska ceny nebo autonomního řízení, jsou GPS data, data o magnetickém  
35 kurzu, barometrická data, data o rychlosti vůči okolnímu prostředí nebo data o výkonu motorové jednotky. Všechna zmíněná letová data jsou nutná pro výpočet výkonových parametrů multikoptéry. Bepilotní letové prostředky buď nedisponují všemi požadovanými senzory, příp. jimi disponují, ale jejich letový počítač neumožňuje uživateli nebo výzkumnému pracovníkovi získat nezpracovaných surových výpisů letových dat za účelem určení letových charakteristik.

40

Jako vhodná substituce nebo duplikace senzorového vybavení bezpilotního letového prostředku za účelem zaznamenávání letových dat se logicky nabízí možnost využití dostupných systémů na snímání pohybu. Aktuálně dostupné systémy snímající pohyb lze rozdělit dle principu jejich fungování na optické, optoelektrické, magnetické, a inerciální. Každá ze zmíněných technologií  
45 má určité přednosti, které jsou vhodné na specifické snímání pohybu objektu. Při snímání a analýze pohybu běžně používanými inerciálními měřicími zařízeními sestává měřicí jednotka častokrát jen z 3-osého akcelerometru, 3-osého gyroskopu, barometru, kompasu a ve výjimečných případech standardního GPS modulu. Pro účely stanovení letových charakteristik pracuje standardní GPS modul s poměrně velkou mírou nepřesnosti měření jak nadmořské výšky, tak i rychlosti vůči zemi, neboť rychlost vůči zemi nekoresponduje s výše uvedenou rychlostí tělesa/multikoptéry vůči  
50 okolnímu prostředí. Úplná absence snímání dat reprezentujících výkon, resp. otáčky jednotlivých motorových jednotek multikoptéry, stejně jako rychlosti multikoptéry vůči okolnímu prostředí zdůrazňuje nevhodnost dostupných inerciálních zařízení na měření výkonových parametrů multikoptér. Žádné v současnosti existující zařízení nesplňuje funkci senzorové sítě s možností

modulové úpravy v podobě počtu a typu senzorů se specializací na zaznamenávání výkonových parametrů multikoptér.

## 5 Podstata vynálezu

Výše uvedené nedostatky jsou do značné míry odstraněny zařízením pro měření výkonových parametrů multikoptér, zejména bezpilotních multikoptér, obsahujících alespoň čtyři pohonné jednotky s vrtulemi, podle tohoto vynálezu. Jeho podstatou je to, že každá pohonná jednotka je opatřena infračerveným detekčním snímačem pro měření rychlosti každé pohonné jednotky samostatně, které jsou propojeny s mikrokontrolerem, tříosým akcelerometrem, tříosým gyroskopem, barometrem, kompasem a pitot-statickou trubicí a napájecím zdrojem, přičemž vzdálenost mezi infračervenými detekčními snímači a vrtulí je menší než 30 mm.

Mikrokontroler je s výhodou opatřen dalším modulem pro čtení mikro SD (Secure Digital) karet, tedy paměťových medií. Mikrokontroler, tříosý akcelerometr, tříosý gyroskop, barometr, kompas a pitot-statická trubice jsou ve výhodném provedení uloženy na vnějším krytu ramen multikoptéry.

Napájecí zdroj je ve výhodném provedení umístěn na spodní straně multikoptéry v jejím středu.

Podstata a novost vynálezu týkajícího se zařízení pro měření výkonových parametrů multikoptér spočívá ve vytvoření komplexního měřicího zařízení struktury senzorické sítě, speciálně určeného pro testování letových charakteristik bezpilotních letových prostředků konstrukce multikoptér. Navržené modulární zařízení poskytuje uživateli letový záznam s časově synchronizovanými daty vypovídajícími o lineárních a úhlových zrychleních dosažených multikoptérou v průběhu letu, klopení ve všech třech osách (Pitch/Yaw/Roll), letové výšce, magnetickém kurzu, rychlosti multikoptéry vůči okolnímu prostředí a rychlosti otáček každé pohonné jednotky samostatně. Technické řešení dbá na co nejnižší hmotnost senzorické sítě jako celku, což umožňuje navrženou senzorickou síť aplikovat i na bezpilotní letové prostředky třídy C0 (dle nařízení Komise v přenesené pravomoci (EU) 2019/945). Jednotlivé senzorové moduly zařízení jsou umístěny na vnější straně krytování multikoptéry. Nesporná výhoda zařízení spočívá v jeho využitelnosti pro celé spektrum multikoptér od kvadrokoptér se čtyřmi pohonnými jednotkami umístěnými na ramenech multikoptéry, přes hexakoptéry až po oktakoptéry.

## 35 Objasnění výkresů

Zařízení pro měření výkonových parametrů bezpilotních multikoptér podle tohoto vynálezu bude podrobněji popsáno na příkladu multikoptéry se čtyřmi pohonnými jednotkami za pomoci přiloženého výkresu, přičemž na obr. 1 je zobrazen schematický náčrt multikoptéry s místy používaných senzorových modulů zařízení pro měření výkonových charakteristik multikoptéry.

## 45 Příklady uskutečnění vynálezu

Příkladné zařízení pro měření výkonových parametrů bezpilotních multikoptér hardwarově sestává z mikrokontroleru, sady senzorů, modulu na čtení microSD karet a napájecího zdroje 2. Sada senzorů zahrnuje tříosý akcelerometr, tříosý gyroskop, barometr, kompas, pitot-statickou trubicí 3 a moduly s infračerveným detekčním snímačem 4. Rozložení senzorů na bezpilotním letovém prostředku je znázorněno na obr. 1. Mikrokontroler s modulem na čtení microSD karet, skupinou inerciálních senzorů, tj. tříosý akcelerometr, tříosý gyroskop, barometr, kompas, a modulem pitot-statické trubice 3 jsou umístěny na horním krytu multikoptéry v místě 1. Při výběru místa 1 je důležité brát v úvahu pozici jednotky řídicího systému (Flight Controller) testované multikoptéry. Pro docílení co nejvyšší přesnosti měření je požadováno, aby místo 1 bylo ve středu jednotky řídicího systému multikoptéry. Za účelem vyvážení mikrokontroleru a modulů umístěných na

místě 1 je na spodní straně krytu multikoptéry umístěn napájecí zdroj 2 napětí. Samotná pitot-statická trubice 3 směřuje dopředu tak, aby hrot na měření dynamického tlaku a otvory na měření statického tlaku nebyly v zóně turbulentního proudění vzduchu od vrtulí multikoptéry. Na každém ramenu multikoptéry jsou umístěny moduly s infračerveným detekčním snímačem 4 tak, aby vertikální vzdálenost mezi snímačem 4 a vrtulí v klidovém režimu nebyla větší než 30 mm.

Prototypové zařízení pro měření výkonových parametrů bylo naprogramováno v programovém jazyku C++. Komunikace 16MHz mikrokontroleru se všemi moduly s výjimkou infračervených detekčních snímačů 4 je zajištěna prostřednictvím I2C protokolu. Časově synchronizovaná letová data jsou se vzorkovací frekvencí 100 Hz zaznamenávána na microSD kartu. Data jsou předzpracovaná. Výpis dat má podobu lineárních (g) a úhlových (°/s) zrychlení dosažených multikoptérou v průběhu letu, úhlů klopení (°) ve všech třech osách (Pitch/Yaw/Roll), letových výšek (m), změně magnetického kurzu (°), rychlostí multikoptéry vůči okolnímu prostředí (m/s – bez úhlové korekce) a rychlostí otáček každé pohonné jednotky (ot/min). Navržený ovladač má předprogramovanou autokalibraci gyroskopu, akcelerometru a modulu pro pitot-statickou trubici 3. Bezpilotní letový prostředek musí být pro potřeby kalibrace kompasu manuálně otočen hrotem pitot-statické trubice 3 směrem na sever. Zaznamenaná letová data sensorové sítě pro měření výkonových parametrů multikoptér jsou nahrávána paralelně, uložena v podobě .txt formátu a připravena pro další softwarové zpracování.

#### Průmyslová využitelnost

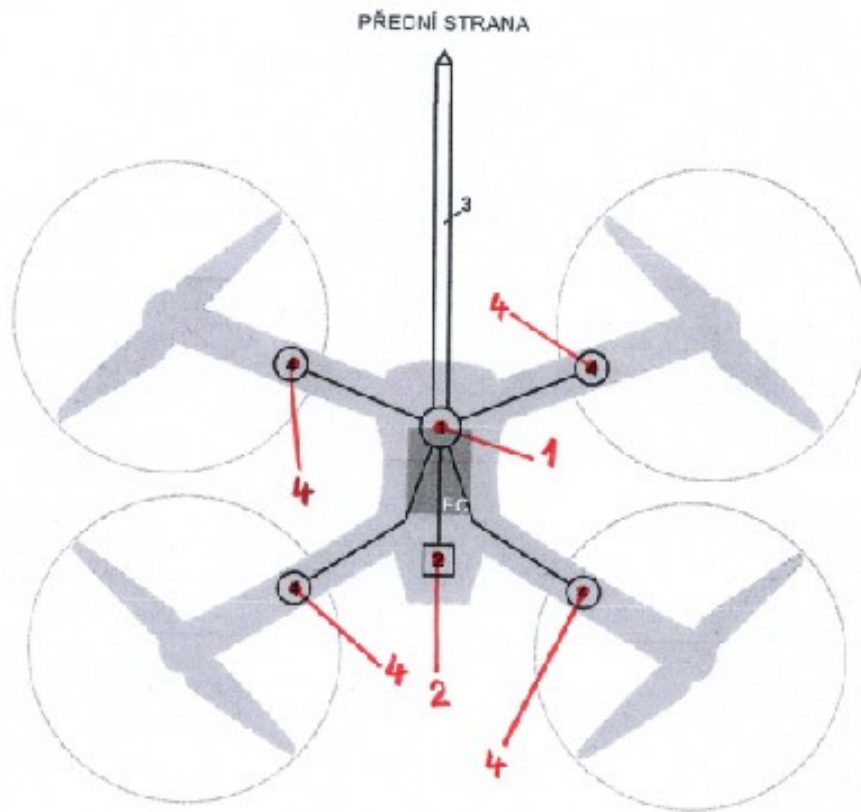
Zařízení pro měření výkonových parametrů multikoptér, zejména bezpilotních multikoptér, ve smyslu tohoto vynálezu je určeno pro specializovaná pracoviště v oblasti aviatiky s účelem outdoor (venkovního) dynamického kvantifikování výkonových vlastností multikoptér v průběhu letu, pro testovací pracoviště jako nástroj na experimentální získání dat pro potřeby kvalifikace bezpilotních letových prostředků do tříd a pro využití v rámci vědecko-výzkumné činnosti, např. pro zjištění vlivu závaží nebo nárazového větru na funkci autopilotního systému (PID kontroléru).

## PATENTOVÉ NÁROKY

- 5 1. Zařízení pro měření výkonových parametrů multikoptér, zejména bezpilotních multikoptér, obsahujících alespoň čtyři pohonné jednotky s vrtulemi, **vyznačující se tím**, že obsahuje infračervené detekční snímače (4), z nichž vždy jeden je samostatně připojen k jednotlivé pohonné jednotce pro měření rychlosti každé pohonné jednotky samostatně, přičemž tyto infračervené detekční snímače (4) jsou každý samostatně propojeny s mikrokontrolerem, tříosým akcelerometrem, tříosým gyroskopem, barometrem, kompasem a pitot-statickou trubicí (3) a napájecím zdrojem (2), přičemž vzdálenost mezi infračervenými detekčními snímači (4) a vrtulí je  
10 menší než 30 mm.
2. Zařízení podle nároku 1, **vyznačující se tím**, že mikrokontroler je opatřen dalším modulem pro čtení paměťových médií.
3. Zařízení podle nároku 1 nebo 2, **vyznačující se tím**, že mikrokontroler, tříosý akcelerometr, tříosý gyroskop, barometr, kompas a pitot-statická trubice (3) jsou uloženy na vnějším krytu  
15 ramen multikoptéry.
4. Zařízení podle kteréhokoliv z nároků 1 až 3, **vyznačující se tím**, že napájecí zdroj (2) je umístěn na spodní straně multikoptéry v jejím středu.

1 výkres

20



Obr. 1