



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní
Ústav letecké dopravy

**Testovací zařízení pro měření výkonnostních charakteristik
pohonných systémů UA**
**Testing Device for Measuring the Performance Characteristics of
UA Propulsion**

Diplomová práce

Studijní program: Technika a technologie v dopravě a spojích

Studijní obor: Provoz a řízení letecké dopravy

Vedoucí práce: Ing. Stanislav Kušmírek

Bc. Karel Hylmar

Praha 2022



K621.....Ústav letecké dopravy

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Bc. Karel Hylmar

Studijní program (obor/specializace) studenta:

navazující magisterské –PL– Provoz a řízení letecké dopravy

Název tématu (česky): **Testovací zařízení pro měření výkonnostních charakteristik pohonných systémů UA**

Název tématu (anglicky): **Testing Device for Measuring the Performance Characteristics of UA Propulsion**

Zásady pro vypracování

Při zpracování diplomové práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je navrhnout koncept testovacího zařízení pohonných jednotek bezpilotních prostředků, který umožní kvantifikovat vliv proměnných environmentálních podmínek (teplota, vlhkost) na výkonové charakteristiky testovaných pohonných systémů.
- Vypracujte analýzu současného stavu zaměřenou na testovací zařízení pohonných jednotek VTOL bezpilotních prostředků, testované parametry a metodiku jejich testování.
- Vytvořte prototyp měrné cely, zvolte senzorické vybavení vhodné k testování.
- Navrhněte adekvátní metodiku testování.
- Ověřte zařízení porovnáním výkonových charakteristik pohonné jednotky získaných experimentálně v měrné cele s dostupnými parametry.
- Stanovte limitace zařízení a formulujte závěry práce.

- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího diplomové práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 55 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Palacios, J.L. Icing environment rotor test stand liquid water content measurement procedures and ice shape correlation.
Overmeyer, A. (2011). Rotating testing of a low-power, non-thermal ultrasonic de-icing system for helicopter rotor blades.

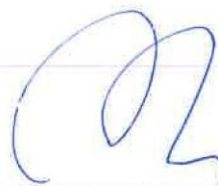
Vedoucí diplomové práce: **Ing. Stanislav Kušmírek**

Datum zadání diplomové práce: **16. července 2021**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

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



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



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

Polvrzuji převzetí zadání diplomové práce.



Bc. Karel Hylmar
jméno a podpis studenta

V Praze dne.....16. července 2021



Abstrakt

VTOL bezpilotní letadla jsou provozována v nízkých letových hladinách, blízko nad zemí, kde na ně působí špatně předvídatelné meteorologické podmínky, které mohou způsobit závažnou degradaci jejich aerodynamických, výkonnostních a letových charakteristik. Z těchto meteorologických podmínek je pro provoz VTOL bezpilotních letadel nejnebezpečnější výskyt námrazy. Přesto, že námraza představuje značná bezpečnostní a provozní rizika, není doposud při jejich provozu zohledňována a neexistují proti ní žádná certifikovaná a ověřená anti-icing či de-icing řešení. Cílem této práce je navrhnout koncept společně s metodikou testování, který by umožnil stanovit vliv jednotlivých meteorologických podmínek námrazy na vybrané výkonnostní charakteristiky propulzních systémů VTOL bezpilotních letadel. Testování a vystavení propulzních systémů podmínkám námrazy probíhalo v klimatické komoře FSv ČVUT v Praze. V klimatické komoře bylo provedeno několik sérií měření, při kterých byly propulzní systémy vystaveny teplotě 15, -5, -10 a -15 °C a objemovém průtoku přechlazených vodních kapek 1,43 g/s. Vzájemné porovnání provedených měření umožnilo stanovit vliv jednotlivých podmínek na pokles tahu, nárůst odebíraného elektrického proudu a vznik vibrací.

Klíčová slova: námraza, VTOL bezpilotní letadla, výkonnostní charakteristiky



Abstract

VTOL unmanned aircrafts are operated at low flight levels, close to the ground, where they are exposed to meteorological conditions, which are difficult to predict and can cause severe degradation of their aerodynamic, performance and flight characteristics. Of these meteorological conditions, icing is the most dangerous for the operation of VTOL unmanned aircrafts. Although icing poses significant safety and operational risks, it has not yet been taken into account in their operation and there are no certified and verified anti-icing and de-icing solutions against it. The aim of this work is to propose a concept together with testing methodology, which would allow to determine the influence of individual meteorological conditions of icing on selected performance characteristics of propulsion systems of VTOL unmanned aircrafts. Testing and exposure of propulsion systems to icing conditions took place in the climatic chamber of the Faculty of Civil Engineering CTU Prague. Several series of measurements were performed in the climatic chamber, in which the propulsion systems were exposed to a temperature of 15, -5, -10 and -15 ° C and a volume flow of supercooled water droplets of 1,43 g/s. The mutual comparison of the performed measurements made it possible to determine the influence of individual conditions on the decrease of the lift, the increase of the consumed electric current and the occurrence of vibrations.

Keywords: icing, VTOL unmanned aircrafts, performance characteristics



Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval vedoucímu své diplomové práce Ing. Stanislavovi Kušmírkovi, na kterého jsem se v průběhu studia a tvorby své práce mohl kdykoliv obrátit a který mě vždy nasměroval správným směrem. Touto cestou bych rád současně poděkoval doc. Ing. Bc. Vladimíru Sochovi, Ph.D. a Ing. Lence Hanákové, kteří mi vždy velmi ochotně pomohli se všemi záležitostmi, se kterými jsem se na ně obrátil. Osobní poděkování patří mé rodině a kamarádům, kteří mě v průběhu studia vždy podporovali a bez kterých by tato práce nemohla vzniknout.



Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem „Testovací zařízení pro měření výkonnostních charakteristik pohonných systémů UA“ vypracoval samostatně a použil k tomu úplný výčet citací použitých pramenů, které uvádím v seznamu přiloženém k diplomové práci.

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

V Praze dne 16. května 2022

Podpis



Obsah

Úvod	11
1 Teoretické základy práce	12
1.1 Námraza	12
1.1.1 Proces vzniku námrazy v průběhu letu	12
1.1.2 Odlamování námrazy	13
1.1.3 Podmínky vzniku námrazy.....	14
1.1.4 Druhy námrazy.....	16
1.1.5 Intenzita námrazy	19
1.1.6 Námraza v různé oblačnosti a frontách	20
1.1.7 Předpověď námrazy.....	21
1.2 Koncepce VTOL UA.....	22
1.2.1 Rozdělení a charakterizace VTOL UA.....	23
1.3 Konstrukce a mechanika letu multikoptér	26
1.3.1 Mechanika letu	29
1.3.2 Kritické části letadla.....	29
1.4 Porovnání bezpilotních a pilotovaných letadel.....	38
1.4.1 Velikost	39
1.4.2 Provozní rychlost.....	39
1.4.3 Reynoldsova čísla	40
1.4.4 Hmotnost.....	41
1.4.5 Materiály	41
1.5 Metody testování námrazy v letectví	42
1.5.1 Numerické simulace	43
1.5.2 Experimentální testování	45
1.5.3 Reálné lety	47
1.6 Vliv námrazy na propulzní systémy VTOL UA.....	48
1.6.1 Vliv jednotlivých druhů námrazy	49
1.7 Přehled současných technologických řešení námrazy	53
1.7.1 Koncepty anti-icing a de-icing systémů pro VTOL UA	53
1.8 Legislativní přístup k námraze u UA.....	55
1.9 Shrnutí teoretické části práce.....	57
2 Návrh konceptu a metodiky testování	58
2.1 Použité vybavení	58
2.1.1 RCBenchmark 1580	58



2.1.2	Klimatická komora	59
2.2	Testovaný propulzní systém	61
2.3	Návrh konceptu.....	63
2.3.1	Návrh rozprašovacího systému	63
2.3.2	Návrh upevnění testovacího zařízení a aerodynamické obálky	65
2.3.3	Návrh PID regulátoru.....	68
2.4	Metodika testování.....	69
2.5	Zpracování a analýza dat.....	71
2.5.1	Statistická analýza.....	71
2.5.2	Gramm.....	72
3	Prezentace výsledků	73
3.1	Porovnání přesnosti měření	73
3.2	Určení vlivu prostorového omezení klimatické komory	74
3.3	Stanovení vlivu námrazy na degradaci testovaných charakteristik	75
4	Diskuze výsledků	84
5	Závěr	86
	Seznam použité literatury	88



Seznam obrázků

Obrázek 1.1: Aerodynamické a odstředivé síly působící na ledovou vrstvu	13
Obrázek 1.2: Možné způsoby odlamování ledové vrstvy	14
Obrázek 1.3: Profil vztlakové plochy obtékaný vodními kapkami	16
Obrázek 1.4: Jinovatka na ocasních plochách	17
Obrázek 1.5: Zrnitá námraza	18
Obrázek 1.6: Ledovka	19
Obrázek 1.7: Pohyb frontální ploch studené a teplé fronty	21
Obrázek 1.8: Předpověď námrazy dle nadmořské výšky	22
Obrázek 1.9: Rozdělení VTOL UA	23
Obrázek 1.10: Rozdělení vrtulníků	24
Obrázek 1.11: Jednotlivé druhy vrtulníků	25
Obrázek 1.12: Konstrukce draku multikoptér	27
Obrázek 1.13: Rovina uložení propulzních systémů	27
Obrázek 1.14: Konfigurace s koaxiálně umístěnými motory	28
Obrázek 1.15: Konfigurace multikoptér	29
Obrázek 1.16: Princip funkce BLDC motoru	30
Obrázek 1.17: Porovnání typů BLDC motorů	31
Obrázek 1.18: Vrtule s rozdílnou geometrií a počtem listů	32
Obrázek 1.19: Stoupání vrtule v závislosti na úhlu náběhu	33
Obrázek 1.20: Síly vyvozované vrtulovými listy	34
Obrázek 1.21: Účinnost vrtule v závislosti na rychlostním poměru J	35



Obrázek 1.22: Princip funkce ESC.....	36
Obrázek 1.23: Výstup z Hallových sond a z měření zpětných elektromotorických sil	37
Obrázek 1.24: Různé variace zapojení Li-Pol článků akumulátoru.....	38
Obrázek 1.25: Hromadění ledové vrstvy v závislosti na velikosti vztlakové plochy	39
Obrázek 1.26: Intenzita námrazy v závislosti na provozní rychlosti	40
Obrázek 1.27: Porovnání tepelné vodivosti povrchů z termoplastu a hliníku	42
Obrázek 1.28: Jednotlivé fáze modelování námrazy	43
Obrázek 1.29: Aerodynamický tunel s uzavřeným okruhem cirkulace vzduchu.....	45
Obrázek 1.30: Umístění propulzního systému v aerodynamickém tunelu	47
Obrázek 1.31: Proces vzniku zrnité námrazy	49
Obrázek 1.32: Proces vzniku smíšené námrazy	50
Obrázek 1.33: Proces vzniku ledovky	51
Obrázek 1.34: Porovnání zvýšení elektrického odběru u jednotlivých typů námrazy	52
Obrázek 1.35: Vyhřívání náběžné hrany a vznik zpětné námrazy	54
Obrázek 1.36: Porovnání vlastností hydrofilních a hydrofobních povrchů	55
Obrázek 1.37: Námrazové obálky	56
Obrázek 2.1: RCBenchmark 1580	58
Obrázek 2.2: Klimatická komora FSv ČVUT	60
Obrázek 2.3: BLDC motor DJI 2312A	61
Obrázek 2.4: Vrtule 3DR Solo a geometrie profilu jejich listů	62
Obrázek 2.5: Součinitel tahu C_T a součinitel výkonu C_P vrtule 3DR Solo	63
Obrázek 2.6: Rozprašovací systém	64



Obrázek 2.7: Konstrukce k upevnění testovacího zařízení.....	65
Obrázek 2.8: Řez aerodynamickou obálkou.....	66
Obrázek 2.9: Rozložený pohled aerodynamické obálky	67
Obrázek 2.10: PID regulátor RPM.....	68
Obrázek 2.11: Umístění propulzního systému vůči trysce	70
Obrázek 2.12: Rozložení krabicového grafu	71
Obrázek 2.13: Příklad vizualizace dat prostřednictvím Grammu	72
Obrázek 3.1: C_T a C_P 3DRobotics Solo.....	73
Obrázek 3.2: Oscilace tahu při jednotlivých RPM pro měření s POK a měření bezPOK	74
Obrázek 3.3: Oscilace tahu při jednotlivých hodnotách RPM	75
Obrázek 3.4: Námraza vzniklá při -5 °C.....	77
Obrázek 3.5: Námraza vzniklá při -10 °C.....	78
Obrázek 3.6: Námraza vzniklá při -15 °C	79
Obrázek 3.7: Průběh degradace tahu	81
Obrázek 3.8: Průběh nárůstu elektrického proudu	82
Obrázek 3.9: Průběh vzniku vibrací	83



Seznam tabulek

Tabulka 1.1: Stupně intenzity námrazy	20
Tabulka 1.2: Parametry BLDC motorů	32
Tabulka 2.1: Přesnost senzorického vybavení	59
Tabulka 2.2: Teplotní parametry klimatické komory	60
Tabulka 2.3: Technické specifikace motoru DJI 2312A	61
Tabulka 2.4: Měření průtoku tryškou.....	64
Tabulka 2.5: Průběh měření výkonnosti propulzního systému	69
Tabulka 2.6: Podmínky udržované v komoře při testování	70
Tabulka 3.1: Množství vzniklé ledové vrstvy v závislosti na teplotě	76



Seznam symbolů a zkratk

BLDC	Brushless Direct Current
CFD	Computational Fluid Dynamics
EASA	European Union Aviation Safety Agency
ESC	Electronic Speed Controller
FAA	Federal Aviation Administration
GUI	Graphical User Interface
LWC	Liquid water content
MTOM	Maximum take-off mass
MVD	Median volume diameter
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PCB	Printed circuit board
PID	Proportional integral derivative
PLA	Polyactic acid
RPM	Revolutions per minute
TCCA	Transport Canada Civil Aviation
UA	Bezpilotní letadlo
UAS	Bezpilotní systémy
VTOL	Vertical Take-off and Landing



Úvod

VTOL bezpilotní letadla jsou provozována v nízkých letových hladinách, blízko nad zemí, kde jsou často vystavována proměnným a špatně předvídatelným meteorologickým podmínkám, které mohou nepříznivě ovlivnit jejich letové a výkonnostní charakteristiky. Z meteorologických jevů, se kterými se mohou VTOL bezpilotní letadla v průběhu letu setkat je nejnebezpečnější námraza, která může způsobit závažnou degradaci jejich letových a výkonnostních charakteristik. Problematice spojené s námrazou u VTOL bezpilotních letadel nebyla doposud věnována dostatečná pozornost, respektive neexistovaly důvody, proč se jí podrobně zabývat. S rostoucím počtem provozovaných bezpilotních letadel, jejich rychlým technologickým vývojem a novými možnostmi jejich využití se tato situace mění a námraza se stává jejich současnou provozní limitací.

V oblasti pilotovaného letectví je námraza známý a velmi dobře definovaný problém, který je zohledňován při certifikačních procesech v rámci testování letové způsobilosti letadel a proti kterému existuje řada technologických opatření v podobě anti-icing či de-icing systémů. Dosavadní znalosti o námraze a současná technologická řešení z oblasti pilotovaného letectví však nejsou u VTOL bezpilotních letadel typu multikoptér z důvodu jejich odlišné konstrukce, mechaniky letu a rozdílných letových vlastností zcela aplikovatelné.

Pochopení vlivu nepříznivých meteorologických podmínek námrazy na letové a výkonnostní charakteristiky VTOL bezpilotních letadel je tedy předpokladem k vytvoření jednotné metodiky testování a vývoji účinných technologických opatření a odpovídajících legislativních limitací. V současnosti však existuje pouze omezené množství kvalitních dat, která by podrobné stanovení vlivu námrazy na letové a výkonnostní charakteristiky VTOL bezpilotních letadel umožňovala.

Tato práce se zabývá testováním vlivu námrazy na degradaci letových a výkonnostních charakteristik VTOL bezpilotních letadel. Mezi hlavní cíle práce patří vytvoření konceptu, který umožní vystavit kritické části VTOL bezpilotních letadel podmínkám námrazy a navržení vhodné metodiky testování a vyhodnocování, jež umožní vytvořit podklad pro návrh nových technologických a legislativních řešení této problematiky.



1 Teoretické základy práce

1.1 Námraza

Námraza je v letectví považována za jeden z nejnebezpečnějších meteorologických jevů, který může v průběhu letu způsobit závažnou degradaci aerodynamických, výkonnostních a letových charakteristik letadla. Námraza může vést k významnému poškození letadla, ztrátě jeho stability či ovladatelnosti a v nejhorších případech k jeho zřícení. Z těchto důvodů představuje námraza značná bezpečnostní a provozní rizika, která je nutné v letectví zohledňovat.

Námrazou se rozumí usazování přechlazených vodních kapek a částic ve formě ledové vrstvy na povrchu letadla. [1] Usazování ledové vrstvy na povrchu letadla se na degradaci letových a výkonnostních vlastností projevuje v závislosti na zasažené části, provozovaném druhu letadla, vzniklém typu námrazy a její výsledné intenzitě. Obecně pro všechna letadla platí, že usazováním ledové vrstvy dochází k nárůstu aerodynamického odporu, zvýšení hmotnosti, výkonu a spotřeby a úbytku tahu či vztlaku. [2]

Dalším problémem spojeným s námrazou je její postupné odlamování od povrchu. Odlomené kusy ledu nabírají velkých rychlostí a mohou poškodit jiné důležité části letadla. K odlamování námrazy navíc nedochází rovnoměrně, což vede ke ztrátě stability a ovladatelnosti. [1] U pohonných jednotek může odlamování ledu způsobit nerovnoměrné zatížení, vznik vibrací a jejich úplné poškození. [3]

1.1.1 Proces vzniku námrazy v průběhu letu

Námraza vzniká při kontaktu přechlazených vodních kapek s povrchem exponovaných částí letadla. [2] Při kolizi přechlazených vodních kapek s povrchem letadla, dochází v závislosti na rychlosti uvolňování latentního tepla do okolí při procesu tuhnutí k jejich úplnému, postupnému či částečnému zamrznutí. [4] Zamrzající přechlazené kapky se postupně hromadí a v závislosti na meteorologických podmínkách vytváří různorodé tvary a struktury ledové vrstvy.

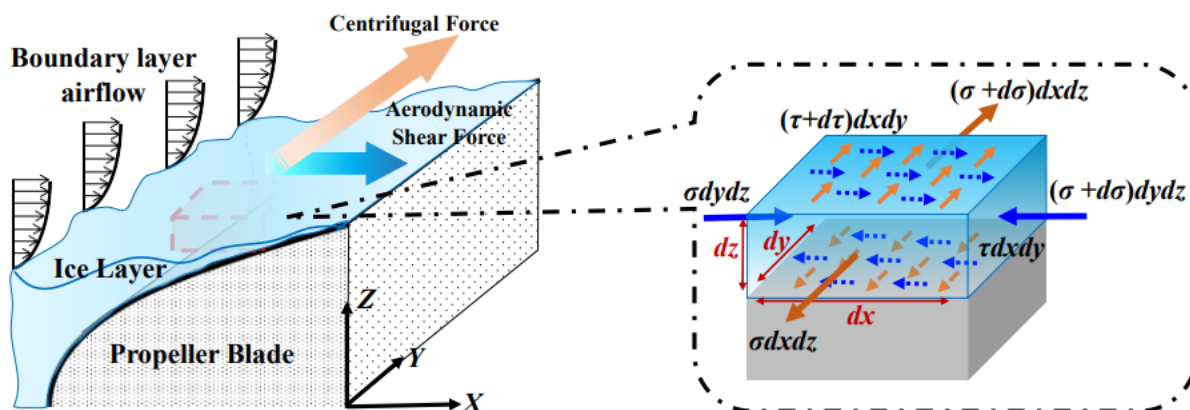
Ledová vrstva se vždy postupně hromadí v místech, kde dochází ke kolizi přechlazených vodních kapek s povrchem letadla, tedy v případě vztlakových ploch, na náběžné hraně. Hromadění námrazy na náběžné hraně vztlakové plochy nejčastěji začíná v tzv. stagnačním bodě, ve kterém na ledovou vrstvu působí nejmenší aerodynamické síly. Ve stagnačním bodě se proud nabíhajícího vzduchu dělí na část obtékající horní stranu profilu a část obtékající spodní stranu profilu. V tomto bodě je tak výsledná rychlost proudění vzduchu nulová a

výsledné aerodynamické síly jsou zanedbatelné. Stagnační bod se posouvá se změnou úhlu náběhu. [5]

Výsledný proces tvorby námrazy nejvíce závisí na meteorologických podmínkách, jako je typ oblačnosti, teplota a množství přechlazených vodních kapek v ovzduší. [1] Námraza však nemusí vznikat pouze při záporných teplotách ovzduší. Ke vzniku námrazy stačí, aby byl podchlazený povrch letadla. Dále se námraza častěji tvoří při nízkých letových rychlostech, kdy není povrch letadla dostatečně zahříván vlivem aerodynamického odporu, stlačování vzduchu a tření. [2] [5]

1.1.2 Odlamování námrazy

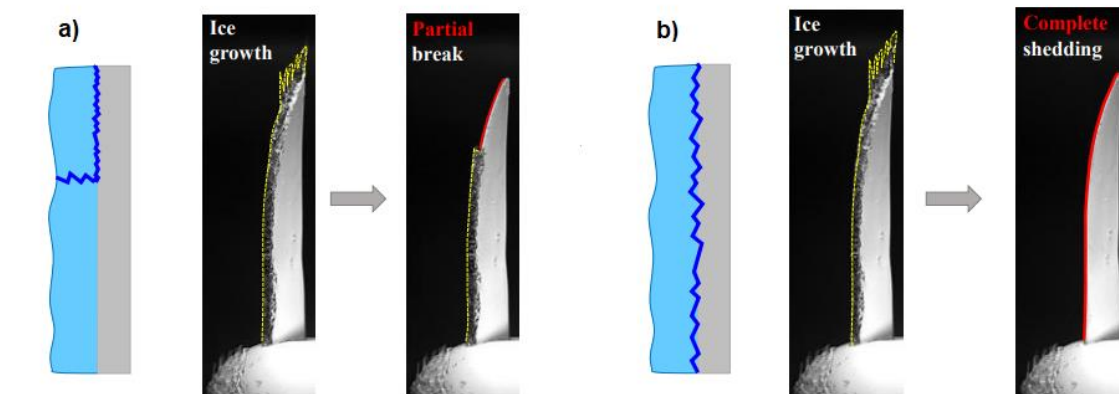
Vzniklá ledová vrstva se na povrchu náběžné hrany křídla či vrtule postupně hromadí, díky adhezním silám, působícím mezi povrchem a ledovou vrstvou a kohezním silám, působícím mezi jednotlivými molekulami ledu. Na vzniklou ledovou vrstvu hromadící se na náběžné hraně vrtule působí v průběhu letu současně i aerodynamické a odstředivé síly. Účinkem působení aerodynamických a odstředivých sil vzniká napětí, které působí proti adhezním a kohezním silám. Ve směru působení odstředivých sil (ve směru Y), vzniká tahové a smykové napětí a ve směru působení aerodynamických sil (ve směru X), vzniká normálové a smykové napětí (obr. 1.1). [5]



Obrázek 1.1: Aerodynamické a odstředivé síly působící na ledovou vrstvu [5]

V závislosti na povrchových vlastnostech profilu náběžné hrany vrtule, tedy v závislosti na převažujících adhezních či kohezních silách může docházet ke dvěma rozdílným způsobům odlamování námrazy. V případě, že převažují adhezní síly nad kohezními, dochází většinou k odlamování ve vnitřní struktuře ledové vrstvy (a). Popřípadě pokud převažují odstředivé síly nad aerodynamickými silami, tedy tahové napětí je menší než normálové napětí, dochází ke

stejnému odlamování (a). V opačném případě, kdy převažují kohezní síly nad adhezními silami, popřípadě kdy převažují aerodynamické síly nad odstředivými silami, dochází k odlamování mezi povrchem a ledovou vrstvou (b) (obr. 1.2). [5]



Obrázek 1.2: Možné způsoby odlamování ledové vrstvy [5]

1.1.3 Podmínky vzniku námrazy

Ke vzniku námrazy musí být splněny jisté předpoklady, tvořené aerodynamickými a meteorologickými podmínkami.

Aerodynamické podmínky

Do aerodynamických podmínek se řadí teplota povrchu letadla, která musí být ke vzniku námrazy nižší než $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. Dalším rozhodujícím faktorem je aerodynamická jemnost, poměr mezi součinitelem vztlaku a součinitelem odporu, respektive velikost a zakřivení ploch povrchu letadla. Jinými slovy, námraza se nejvíce tvoří na tenkých profilech, tedy na částech letadla s malým poměrem zakřivení. Těmito vlastnostmi se nejvíce vyznačují náběžné hrany křídel a listů vrtulí či rotorových listů, tedy nejkritičtější části letadla. [1] Na vzniklém množství námrazy se z velké části podílí i rychlost letu, popřípadě rychlost otáčení vrtule (RPM). Intenzita a množství vzniklé námrazy se zvětšuje s rostoucí rychlostí letu, avšak pouze do určité rychlosti. [2]

Meteorologické podmínky

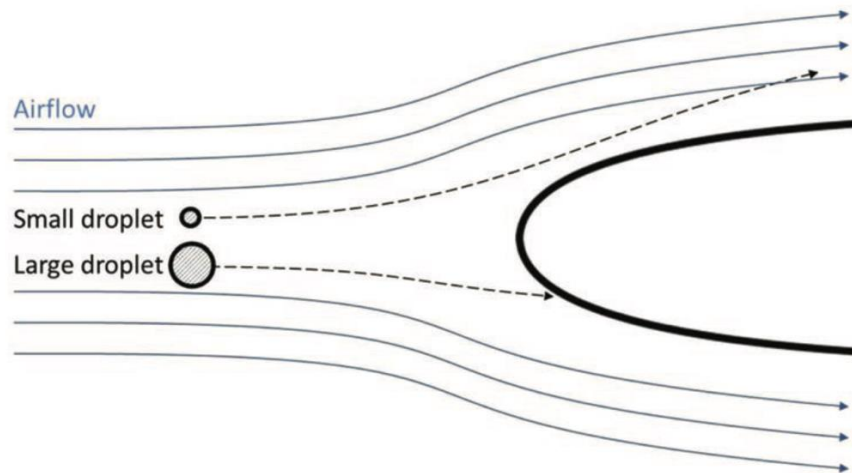
Z meteorologických podmínek je pro vznik námrazy zásadní výskyt přechlazených vodních kapek. Přechlazené vodní kapky nezamrzají v ovzduší okamžitě, ale setrvávají v kapalném stavu i při teplotách pod bodem tuhnutí, jelikož počáteční fáze tuhnutí vede ke zvyšování



energie vodní kapky a neprobíhá spontánně. Přechlazené vodní kapky většinou zamrzají až při teplotách v rozmezí od $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ do $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, v závislosti na přítomnosti jiných pevných částic či krystalků, které procesu tuhnutí napomáhají. Při velkém podchlazení a teplotách nižších než $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ již probíhá homogenní nukleace, tedy nastává samovolné tuhnutí či krystalizace přechlazených vodních kapek. [1]

V letectví je výskyt přechlazených vodních kapek v ovzduší vyjadřován pomocí veličiny zvané Liquid water content (LWC). [6] Veličina LWC stanovuje množství přechlazených vodních kapek, respektive jejich celkovou hmotnost, vztaženou na objem vzduchu v jednotkách g/m^3 . K měření hodnot LWC se v letectví nejčastěji využívá specifický senzor, jehož základním principem měření je změna teploty odporového drátu, na který přechlazené vodní kapky dopadají. Přechlazené vodní kapky se při dopadu vypařují, přičemž ochlazují a mění elektrický odpor odporového drátu. Ze změny elektrického odporu a celkové energie potřebné pro udržení původní teploty odporového drátu je následně získaná výsledná hodnota LWC. [7]

Mezi další meteorologické podmínky, které významně ovlivňují vznik námrazy, patří velikost přechlazených vodních kapek. Ve vztahu k letectví je průměrná velikost přechlazených vodních kapek označována jako Medium volume diameter (MVD). [6] MVD závisí na meteorologických podmínkách, především na typu oblačnosti a teplotě ovzduší. Obecně platí, že velikost přechlazených vodních kapek roste s nižší a teplejší základnou oblačnosti a naopak. [7] Velikost přechlazených vodních kapek určuje výslednou intenzitu vzniklé ledové vrstvy námrazy. Malé vodní kapky zamrzají okamžitě při nárazu a velké vodní kapky se po nárazu po povrchu nejprve přelévají a až následně zamrzají. [1] Intenzivněji se tedy námraza tvoří v prostředí s výskytem větších vodních kapek. Pro malé vodní kapky v porovnání s velkými vodními kapkami současně platí, že mají větší tendenci následovat proudnice vzduchu obtékaného profilu křídla či listu vrtule. U malých vodních kapek tedy nedochází k tak častým kolizím s povrchem letadla jako v případě velkých vodních kapek (obr. 1.3). [2]



Obrázek 1.3: Profil vztlakové plochy obtékaný vodními kapkami [2]

Z meteorologických podmínek má při tvorbě námrazy nezanedbatelný vliv také teplota ovzduší, která ovlivňuje vznik a typ oblačnosti, a tedy množství a velikost přechlazených vodních kapek v atmosféře.

1.1.4 Druhy námrazy

V letecké meteorologii se rozlišují celkem tři základní druhy námrazy, které vznikají v závislosti na výše zmíněných meteorologických podmínkách. Jedná se o jinovatku, zrnitou námrazu a ledovku.

Jinovatka

Jinovatka je tenká a souvislá ledová vrstva, tvořená jemnými jehličkami a šupinami. Jinovatka se většinou tvoří na povrchu zaparkovaných letadel, ale může vznikat i v průběhu letu. U zaparkovaných letadel se jinovatka nejčastěji tvoří při radičním ochlazení, zpravidla sublimací částic mlhy nebo kouřma při nasycení nebo přesycení vzduchu. Za letu jinovatka vzniká při ochlazení povrchu letadla a jeho následném stoupání nebo klesání do vrstev s teplejším a vlhčím vzduchem. Jinovatka nemá žádné zásadní dopady na degradaci aerodynamických, výkonnostních či letových vlastností, ale mění drsnost povrchu a může tvořit vhodný podklad pro vznik další vrstvy námrazy (obr. 1.4). [1]



Obrázek 1.4: Jinovatka na ocasních plochách [8]

Zrnitá námraza

Zrnitá námraza je drsná a neprůhledná ledová vrstva tvořená malými přechlazenými vodními kapkami, které zamrzají okamžitě při kolizi s povrchem letadla. Velká drsnost a bílá barva zrnité námrazy jsou způsobeny okamžitým zamrznáním přechlazených kapek, mezi kterými vznikají vzduchové bubliny (obr. 1.5). Tento druh námrazy vzniká při nízkých teplotách v rozmezí od 0 °C do -40 °C, nejčastěji se však tvoří v rozmezí teplot od -2 °C do -10 °C. Zrnitá námraza se nejčastěji tvoří v prostředí s výskytem malých a velmi přechlazených vodních kapek, tedy v prostředí vrstevnaté oblačnosti, především v teplé frontě v zimním období. Můžeme se s ní však setkat i v oblačnosti typu Cumulus (Cu), při teplotách pod -10 °C. [1]



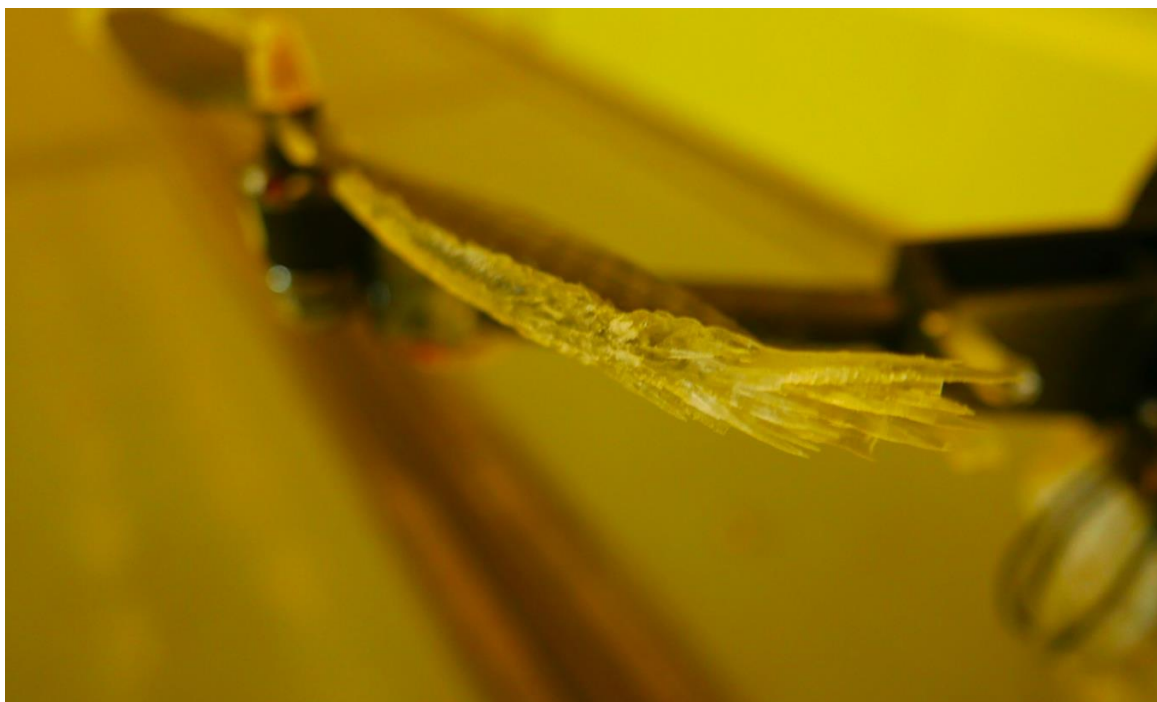
Obrázek 1.5: Zrnitá námraza [9]

Proces uvolňování latentního tepla do okolí při procesu tuhnutí je u zrnité námrazy díky nízkým teplotám a malým přechlazeným kapkám velmi rychlý. Tento druh námrazy tak do značné míry zachovává původní tvar zasažených částí povrchu letadla a nezpůsobuje příliš závažnou degradaci aerodynamických, výkonnostních a letových vlastností. Stále však s přibývajícím intenzitou zvyšuje hmotnost, zátěž, aerodynamický odpor a vede k redukci tahu či vztlaku. V neposlední řadě představuje riziko v podobě odlamování námrazy a poškození dalších částí letadla. [2]

Ledovka

Ledovka je hladká a průhledná ledová vrstva tvořená velkými přechlazenými kapkami, jejichž část při kontaktu s povrchem letadla zamrzá a zbylá část se nejprve přelévá a až následně postupně či částečně zamrzá. [1] Částečné a postupné zamrzání velkých přechlazených kapek je zapříčiněno jejich výskytem při vyšších teplotách a jejich velkým objemem. Z těchto důvodů neprobíhá uvolnění latentního tepla do okolí při změně skupenství tak rychle, jako například v případě zrnité námrazy, u které zamrzají kapky okamžitě při kontaktu s povrchem. [2] Ledovka nejčastěji vzniká v prostředí nižších nadmořských výšek, v nižších vrstvách oblačnosti s vysokým obsahem velkých přechlazených vodních kapek, při teplotách v rozmezí od bodu mrazu 0 °C do -10 °C. Ledovka se nejčastěji tvoří v oblačnosti typu Cumulus congestus (Cu con) a dešťových kupách (Cb), dále je možné se s ní setkat při mrholení a

výskytu mrznoucího deště. [1] Z důvodu přelévání a postupného zamrzání velkých přechlazených kapek, se vlivem působení aerodynamických a odstředivých sil ledovka tvoří i mimo zasažené části povrchu a formuje se do velmi komplexních tvarů (obr. 1.6). [3] Velká část zasažené plochy letadla ledovou vrstvou a výsledné komplexní tvary vzniklé ledovky, představují závažnou degradaci aerodynamických, výkonnostních a letových vlastností. Ledovka tak bezesporu patří mezi nejnebezpečnější druhy námrazy, které mohou v průběhu letu vzniknout.



Obrázek 1.6: Ledovka [9]

1.1.5 Intenzita námrazy

Intenzita námrazy popisuje tloušťku vzniklé ledové vrstvy, která se nahromadila na exponovaném povrchu letadla za jednu minutu. [1] Výsledná intenzita námrazy závisí na aerodynamických vlastnostech zasažených ploch a meteorologických podmínkách, čítajících obsah a velikost přechlazených vodních kapek, teplotu a vlhkost ovzduší. Mezi další faktory, které ovlivňují výslednou intenzitu, patří rychlost letu, popřípadě rychlost rotace vrtule a celkový čas vystavení námraze. Dohromady se rozlišují čtyři stupně intenzity námrazy (tab. 1.1).



Tabulka 1.1: Stupně intenzity námrazy [1]

Stupeň intenzity	Tloušťka přírůstku námrazy za čas (mm/min)	Riziko námrazy
Slabá	do 0,6	Nepředstavuje pro let velké nebezpečí, lze jí odstranit použitým běžných odmrazovacích prostředků
Mírná	0,6 - 1,0	Při jejím delším vystavení představuje větší nebezpečí, k jejímu odstranění je nutné použít odmrazovací prostředky a změnit letovou hladinu
Silná	1,0 - 2,0	Dochází k takové rychlosti narůstání ledu, že jí odmrazovací zařízení nestačí čelit a je nutné okamžitě změnit letovou hladinu
Velmi silná	nad 2,0	

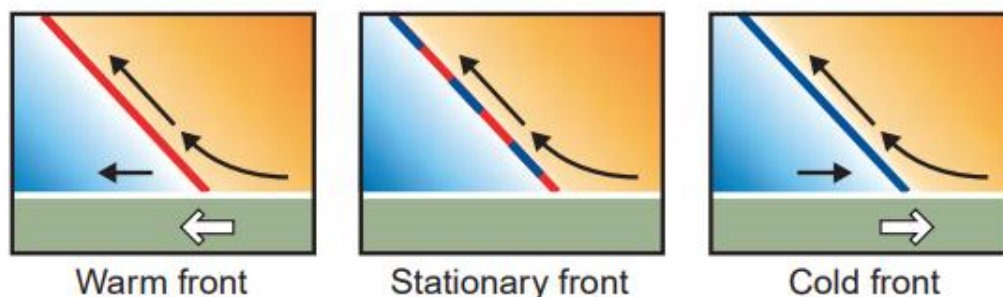
Uvedené stupně intenzity námrazy a s nimi spojená tloušťka a celkové riziko, které představují, odpovídají pilotovanému letectví, nikoliv však provozu bezpilotních letadel (UA). Zjištění příslušných hodnot intenzit námrazy a s nimi spojenými riziky je tedy předpokladem pro zajištění dostatečné provozní bezpečnosti bezpilotních systémů (UAS).

1.1.6 Námraza v různé oblačnosti a frontách

Jak vyplývá z meteorologických podmínek, vysoký obsah přechlazených vodních kapek je hlavní příčinou vzniku námrazy. Největší koncentrace přechlazených vodních kapek se vyskytuje ve vrstevnaté oblačnosti druhu Nimbostratus (Ns), Altostratus (As) a Stratus (St), při teplotě okolního vzduchu v rozmezí od 0 °C do -11 °C. [1] [7] Při nižších teplotách již vodní kapky krystalizují a celkový obsah přechlazených vodních kapek klesá a s ním i riziko tvorby námrazy. Vrstevnatá oblačnost představuje největší riziko tvorby námrazy kvůli jejímu velkému horizontálnímu rozsahu, kdy je letadlo vystaveno vzniku námrazy po delší dobu. Opačným případem je kupovitá oblačnost, ve které je letadlo vystaveno po delší dobu námraze ve vertikálním směru. Intenzita námrazy se v kupovité oblačnosti mění v závislosti na druhu kupy. Velmi slabá námraza vzniká v plochých kupách Cumulus (Cu), mírná ve věžovitých kupách Cumulus congestus (Cu con) a silná v dešťových kupách (Cb). [1]

V porovnání teplé a studené fronty, vzniká silnější námraza v oblačnostech teplé fronty, tedy ve vrstevnaté oblačnosti, což je kromě většího vertikálního rozsahu oblačnosti zapříčiněno oddělením teplých a studených vzduchových hmot frontální plochou. Silná ledovka se tedy

nejčastěji tvoří na hranici frontální plochy, v místech propadu srážek teplé fronty do studené fronty (obr. 1.7) a v místech výskytu nulové izotermy. [1] [7] V případě studené fronty je výskyt námrazy omezený malým horizontálním rozsahem a námraza nejčastěji vzniká v jejím čele. V čele studené fronty nejčastěji vzniká ledovka. [1]



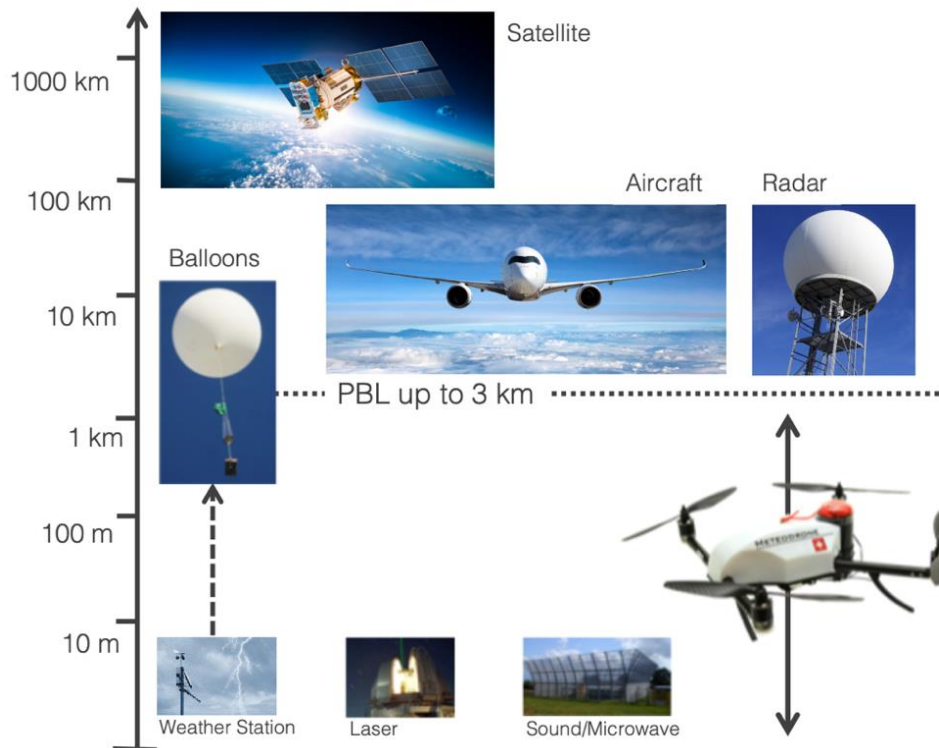
Obrázek 1.7: Pohyb frontální ploch studené a teplé fronty [7]

1.1.7 Předpověď námrazy

Aktuální meteorologická situace a její vývoj je v letectví klíčovým faktorem, který ovlivňuje plánování a provádění veškerých letů. Výskyt námrazy je společně s dalšími důležitými meteorologickými jevy součástí letecké meteorologické předpovědi a výstrah, které vydává zodpovědná meteorologická služba. [1] V České republice je za poskytování meteorologických předpovědí a informací v rámci civilního letectví zodpovědný Český hydrometeorologický ústav. [10]

Meteorologická předpověď je založena na komplikovaných numerických modelech a simulacích, jejichž přesnost predikce závisí na kvalitě a kvantitě získaných dat. [2] Jelikož je však výskyt a vznik námrazy podmíněn řadou různých podmínek, které často nejsou zcela dostupné a známé, je i její předpověď velmi komplikovaná a může být často nepřesná. [1]

Veškeré letecké meteorologické předpovědi, včetně předpovědi námrazy jsou zaměřené na civilní letectví. [2] Mnohé z nich jsou tak pro účely provozu UAS nedostatečné, zejména pro provoz UAS v nízkých nadmořských výškách. Nedostatečná meteorologická předpověď tak představuje značné omezení provozu a aplikací UAS. S ohledem na tyto skutečnosti je k zajištění požadované provozní bezpečnosti a možnosti uplatnění potenciálu UAS nutné vytvořit přesnou předpověď zohledňující jejich meteorologické limity a provozní omezení (obr. 1.8). [9] [11]



Obrázek 1.8: Předpověď námrazy dle nadmořské výšky [11]

1.2 Koncepce VTOL UA

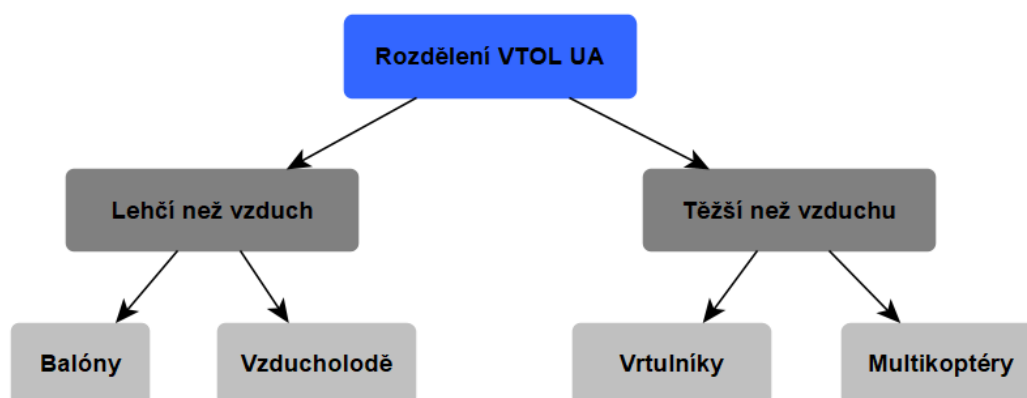
Na vzniku a procesu tvorby námrazy se včetně meteorologických podmínek, významně podílí aerodynamické a letové vlastnosti letadla, dané typem jeho konstrukce a mechanikou letu. Konstrukce a mechanika letu daného typu letadla zároveň přímo souvisí se závažností celkového vlivu námrazy na degradaci letových a výkonnostních charakteristik. Jinými slovy, konstrukce a mechanika letu daného typu letadla rozhoduje o jeho náchylnosti a zranitelnosti vůči námraze.

Pro všechna pilotovaná i bezpilotní letadla zpravidla platí, že vůči vlivům námrazy jsou nejnáchylnější a zároveň nejzranitelnější rotorová letadla. Náchylnost rotorových letadel je způsobena jejich aerodynamickými a letovými vlastnostmi, které zapříčiňují, že se námraza nejčastěji tvoří na jejich vztlakových plochách, tedy vrtulích či rotorových listech. [1] Větší zranitelnost rotorových letadel vůči námraze je pak způsobená tím, že jsou jejich propulzní systémy současně zodpovědné za vyvozování tahu a překonávání zemských sil. U rotorových letadel zasažených námrazou může dojít k závažné degradaci výkonnosti propulzních systémů nebo jejich poškození, což může následně zapříčinit zřícení letadla. Naopak u letadel s pevnými křídly námraza nepředstavuje tak závažný problém, jelikož je letadlo zasažené

námrazou i přes degradaci letových charakteristik stále schopné letu. [2] Stejná intenzita námrazy tak pro rotorová letadla představuje daleko větší bezpečnostní riziko než pro letadla s pevnými křídly. Z těchto důvodů je při posuzování vlivu námrazy na letové a výkonnostní charakteristiky VTOL bezpilotních letadel klíčové zohlednit jejich specifickou konstrukci a odlišnou mechaniku letu.

1.2.1 Rozdělení a charakterizace VTOL UA

VTOL bezpilotní letadla jsou schopná vertikálního vzletu, přistání a visení. Na jejich dělení lze hledět obdobně jako u pilotovaných letadel, tedy na základě způsobu překonávání zemských sil a vyvozování tahu. Rozlišujeme bezpilotní letadla lehčí než vzduch a bezpilotní letadla těžší než vzduch, která se dále dělí na základě jejich mechaniky letu (obr. 1.9). [12]



Obrázek 1.9: Rozdělení VTOL UA [13]

Každý z těchto druhů VTOL bezpilotních letadel má svojí specifickou konstrukci a mechaniku letu, která má své výhody a nevýhody a svými vlastnostmi se hodí pro jiné provozní aplikace a využití. [13]

VTOL UA lehčí než vzduch

Do kategorie VTOL bezpilotních letadel lehčích než vzduch patří balóny a vzducholodě. Balóny a vzducholodě využívají k překonávání zemských sil fyzikálních principů aerostatického vztlačku, který nadnáší jejich konstrukci. Konstrukci balónu tvoří těleso, plněné hořákem zahříváním vzduchem, který má menší hustotu, a tedy menší hmotnost než okolní chladnější vzduch a je nadnášen. V případě vzducholodě tvoří její konstrukci těleso, ve kterém se nachází několik balonetů, naplněných plynem lehčím než vzduch. Zásadním rozdílem mezi balónem a vzducholodí je kromě komplikovanější konstrukce nosného tělesa vzducholodě, že jsou

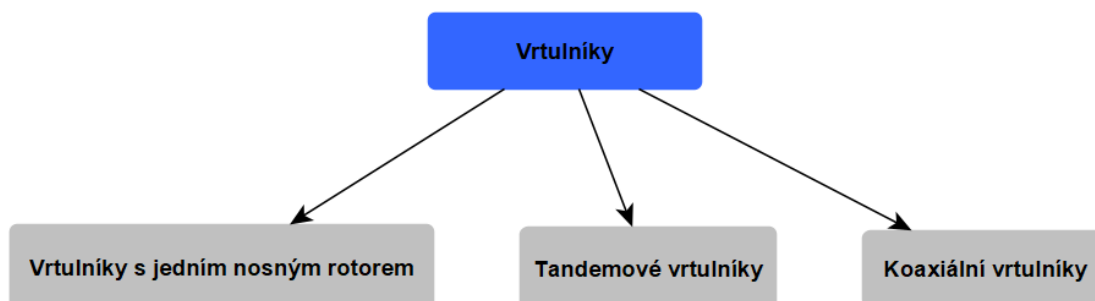
vzducholoďe vybaveny pohonnými jednotkami, které umožňují jejich řízení. Balón je ovládán pouze ohřevem vzduchu, který umožňuje řídit jeho stoupání či klesání. Pod nosným tělesem balónu či vzducholoďe bývá umístěno nosné těleso, ve kterém se nachází veškeré vybavení, tvořené řídicími systémy a senzory. [12] [13]

Díky své jednoduché konstrukci a letovým vlastnostem nachází balóny a vzducholoďe uplatnění například při meteorologických předpovědích. Při kterých umožňují zaznamenávat meteorologická data v různých letových hladinách a vyplňují tak velkou mezeru chybějících meteorologických dat v nízkých nadmořských výškách. [11]

VTOL UA těžší než vzduch

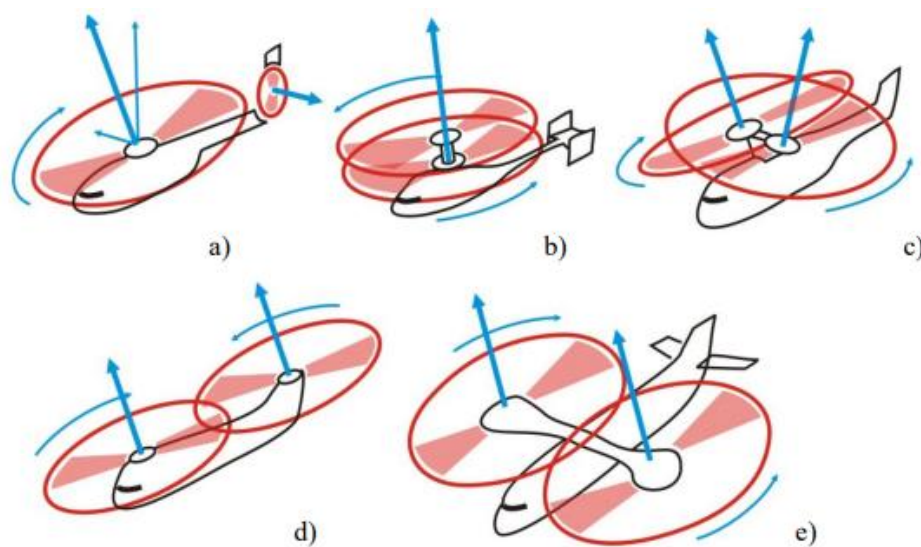
VTOL bezpilotní letadla těžší než vzduchu překonávají zemské síly vyvozováním tahu, využitím jednoho nebo více nosných rotorů či vrtulí, které rotují kolem své osy. Při rotaci rotorových listů nebo vrtule dochází k obtékání daného profilu vzduchem a pro vyvozování vztlaku tak není nutný dopředený pohyb jako v případě letadel s pevnými křídly. Profil nosného listu či vrtule má podobný aerodynamický tvar jako pevné křídlo, což zapříčiňuje, že vzduch, který obtéká horní část profilu musí, urazit větší vzdálenost za stejný čas a proudí přes profil rychleji, což vytváří na horní části profilu menší statický tlak. Na nosném rotoru či vrtuli tak vzniká tah, který působí ve vertikálním směru.

Mezi zástupce kategorie VTOL bezpilotních letadel těžších než vzduch se řadí vrtulníky a multikoptéry, které se od sebe dále vzájemně liší mechanikou letu. [13] Současně je možné do této kategorie zařadit i hybridní letadla, která kombinují vlastnosti VTOL letadel a letadel s pevnými křídly. V oblasti bezpilotních letadel se však jedná spíše o experimentální letadla, která nejsou komerčně dostupná široké veřejnosti. Vrtulníky se dělí na tandemové, koaxiální a vrtulníky s jedním nosným rotorem (obr. 1.10). [12]



Obrázek 1.10: Rozdělení vrtulníků [13]

Mechanika letu vrtulníků s jedním nosným rotorem je založena na rotorových listech, otáčejících se okolo své osy, vyvozujících tah nasáváním vzduchu nad rovinou listů a jeho vytlačováním pod jejich rovinou. [13] [12] Rotorové listy jsou uloženy na rotorové hlavě, která prostřednictvím složitého mechanismu kolektivního a cyklického řízení, umožňuje jejich přestavování, a tedy změnu úhlu náběhu. Systém kolektivního řízení umožňuje změnou úhlu nastavení všech listů regulovat tah a provádět manévry stoupání či klesání. Systém cyklického řízení následně umožňuje nezávislé přestavování úhlu náběhu jednotlivých listů, a tedy provádění manévrů klopení a klonění. [14] Při rotaci listů vzniká současně točivý moment, který u vrtulníků s jedním nosným rotorem vyrovnává vertikálně umístěný ocasní rotor pomocí regulace tahu. Stejnou mechaniku letu, založenou na kolektivním a cyklickém řízení využívají i tandemové a koaxiální vrtulníky. Tandemové vrtulníky tvoří dva nosné rotory, které vzájemně rotují opačným směrem a vyrušují vznikající momenty. Koaxiální vrtulníky tvoří dva nosné rotory, které jsou uloženy ve stejné ose otáčení a stejně jako u tandemových vrtulníků, jejich opačný směr rotace vyrušuje vznikající momenty. Tandemové a koaxiální vrtulníky tedy nepotřebují ocasní rotor k vyrovnávání vznikajících momentů (obr. 1.11). [13] [12]



Obrázek 1.11: Jednotlivé druhy vrtulníků [14]

Konstrukční vlastnosti a mechanika letu vrtulníků má za následek, že se na nich námraza tvoří častěji a má závažnější vliv, než je tomu i jiných typů letadel. Větší náchylnost vrtulníků je způsobena aerodynamickými vlastnostmi a geometrií rotorových listů, které mají velmi malé zakřivení, tedy ostré a tenké hrany, na kterých se námraza tvoří nejčastěji. Rotorové listy rotují při vysokých rychlostech a na námrazu kromě aerodynamických sil působí i odstředivé síly, které způsobují, že se námraza přelévá po profilu listu, tvoří se i mimo zasažená místa mimo



náběžnou hranu a formuje se do komplexnějších tvarů. Námraza na nosných listech vrtulníku vzniká nejčastěji v oblasti u kořenu listu, nikoliv na jeho konci. Konce listů rotují při vysokých rychlostech, při kterých vzniká velké kinetické tření, které tuto část profilu listu ohřívá a zabraňuje tvorbě námrazy. Komplexní tvary vzniklé námrazy způsobují závažný nárůst aerodynamického odporu a s ním spojeného točivého momentu. Narušení původní geometrie profilu rotorového listu ledovou vrstvou vede zároveň k závažné degradaci vyvozovaného tahu. [1]

Větší zranitelnost vrtulníků oproti jiným typům letadel je způsobena tím, že jsou nejčastěji zasaženy právě jejich rotorové listy, zodpovědné za vyvozování tahu a překonávání zemských sil. Další nebezpečí pro vrtulníky představuje odtrhávání námrazy, které může zapříčinit poškození jiných částí draku letadla či nerovnoměrné zatížení rotorových listů. Nerovnoměrné vyvážené listy mohou způsobit vznik velkých vibrací a závažné namáhání složitého mechanismu rotorové hlavy, pohonné jednotky a další zranitelných částí. [3] I zdánlivě tenká vrstva vzniklá na listu rotoru vrtulníku může způsobit závažné problémy s jeho ovládním. [1]

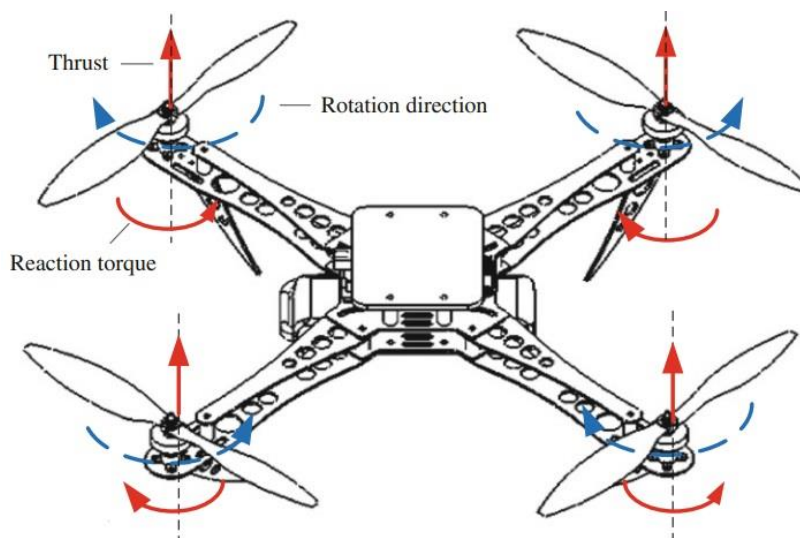
V kategorii bezpilotních letadel jsou vrtulníky nejčastěji provozovány v rámci klubů a sdružení leteckých modelářů na malých letištích a rozsáhlých plochách mimo osídlené prostory, kde jejich provoz nepředstavuje závažná bezpečnostní rizika. Tato letadla jsou současně také nejčastěji provozována v manuálním režimu a v přímém dohledu pilota.

Mezi nerozšířenější a nejčastěji provozované VTOL bezpilotní letadla patří v současnosti multikoptéry. Tato bezpilotní letadla vynikají svými letovými vlastnostmi, zahrnujícími výbornou manévrovatelnost, dostupnost, intuitivní ovládním, vyspělé funkce a režimy letu. [13] Multikoptéry jsou velmi často provozovány v osídlených a veřejných prostorech, kde jejich provoz představuje značná bezpečnostní rizika. Zároveň se objevují nové možnosti jejich využití, které zahrnují autonomní provoz, provoz mimo dohled pilota a provoz nezávisle na počasí. Konstrukce a mechanika letu multikoptér se však velmi výrazně liší od jiných typů pilotovaných a bezpilotních letadel a má své specifické provozní a meteorologické omezení, které nejsou v současnosti žádným způsobem stanoveny. [15] [16] Z těchto důvodů se tato práce zaměřuje především na vliv námrazy na tento druh bezpilotních letadel.

1.3 Konstrukce a mechanika letu multikoptér

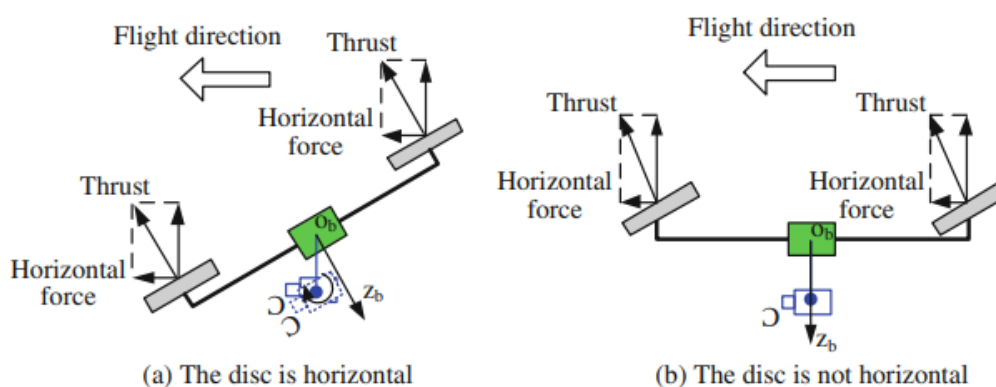
Základní částí multikoptéry je její tělo, které tvoří integritu celého draku letadla a spojuje ostatní dílčí části. V těle multikoptéry se nachází veškeré komponenty, čítající řídicí prvky, sensorické vybavení a baterie. Součástí těla jsou ramena, která jsou symetricky uspořádána po obvodu

k zachování těžiště v jeho středu (obr. 1.12). [17] Ramena mohou být polohovatelná s možností jejich složení a dosažení větší skladnosti celého letadla při potřebě jeho přesunu.



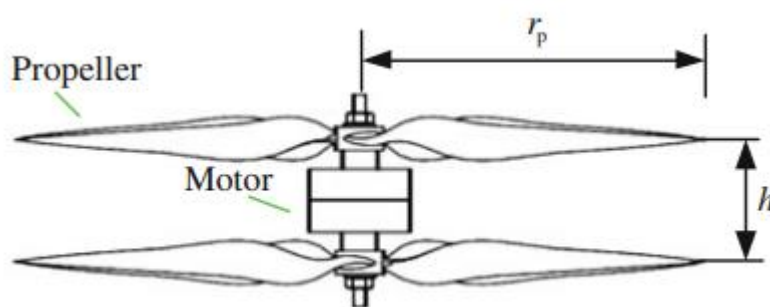
Obrázek 1.12: Konstrukce draku multikoptér [17]

Ramena jsou osazena pohonnými jednotkami, tvořenými bezkartáčovými stejnosměrnými elektromotory (BLDC) a vrtulemi s různým počtem listů a různými geometriemi jejich profilu. Pohonné jednotky jsou společně s vrtulemi obvykle umístěny v horizontální rovině vůči tělu letadla a vyvozují tah ve vertikálním směru. Tato konfigurace propulzních systémů je u multikoptér zastoupena nejčastěji a má nejlepší letové vlastnosti, zahrnující stabilitu a manévrovatelnost. Existují však i multikoptéry s propulzními systémy umístěným pod určitým úhlem, popřípadě experimentální multikoptéry, které umožňují přestavování roviny propulzních systémů a řízení vektoru tahu (obr. 1.13). [17]



Obrázek 1.13: Rovina uložení propulzních systémů [17]

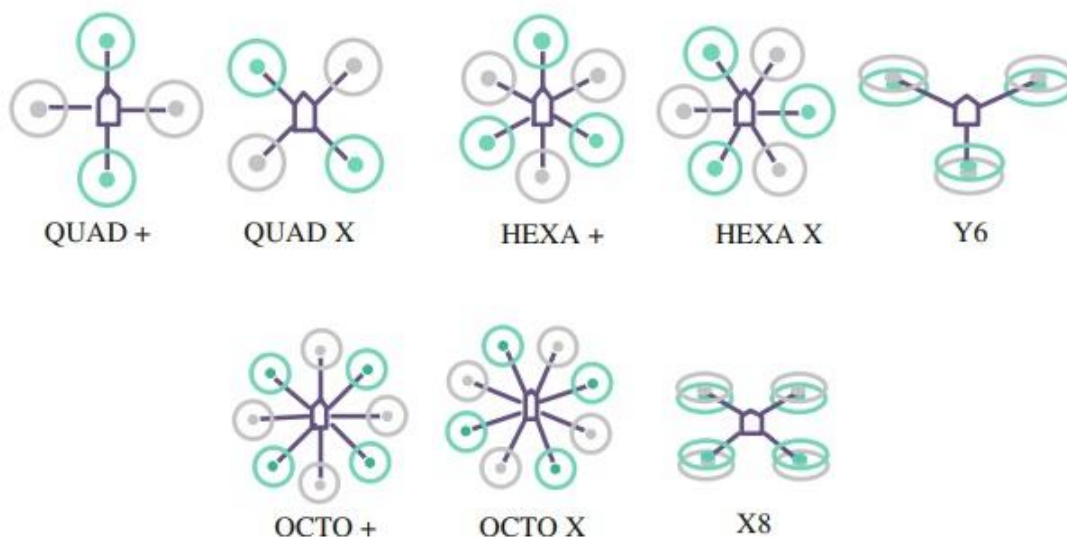
Propulzní systémy mohou být uloženy v horní nebo ve spodní části ramene. Každá z konfigurací má své výhody a nevýhody. V případě umístění propulzních systémů v horní části ramene jsou vrtule lépe chráněny při přistání a vzletu před nasátím cizího předmětu či kolizí s ním. Výhodou propulzních systémů umístěných ve spodní části ramene je menší rušení jejich proudění v úplavu samotnými rameny. Některé konfigurace multikoptér tvoří ke zvýšení jejich výkonnosti dva koaxiální motory umístěné proti sobě na jednom rameni. Jeden motor je umístěn na horní části ramena a druhý protiběžný motor na jeho spodní části (obr. 1.14). U koaxiální konfigurace však dochází vlivem vzájemného rušení proudění v úplavu ke snižování účinnosti jednotlivých vrtulí. V případě této konfigurace je tak důležitá vzájemná vzdálenost umístění obou rovin vrtulí v závislosti na jejich poloměru. [17]



Obrázek 1.14: Konfigurace s koaxiálně umístěnými motory [17]

Součástí těla multikoptér je vzletové a přistávací zařízení, které stabilizuje letadlo při jeho vzletu a přistání. Vzletové a přistávací zařízení tvoří pevné nohy, které vymezují světlou výšku pohonných jednotek od země a od cizích předmětů, které by mohly vážně poškodit zranitelné vrtule. [12] [13] Vzletové a přistávací zařízení současně dokáže vstřebat určitou míru kinetické energie při tvrdém přistání a chrání zbytek těla před jeho poškozením. [17]

Většina běžně dostupných multikoptér je tvořena třemi, čtyřmi, šesti nebo osmi rameny, osazenými stejným počtem pohonných jednotek. Počet ramen je rozlišovacím znakem jednotlivých druhů konfigurací a váže se k němu příslušné označení. Celkem se dle počtu ramen a pohonných jednotek rozlišují trikopty, kvadrokopty, hexakopty a oktakopty (obr. 1.15). Nejběžnějším a nejrozšířenějším zástupcem jsou kvadrokopty. [13] [18] Výhodou multikoptér s menším počtem pohonných jednotek je jejich dobrá manévrovatelnost. Naopak výhodou multikoptér s větším počtem pohonných jednotek je jejich stabilita a možnost kompenzace ztráty výkonu v případě selhání některé z pohonných jednotek.



Obrázek 1.15: Konfigurace multikoptér [17]

1.3.1 Mechanika letu

Mechanika letu multikoptér je do jisté míry podobná mechanice letu vrtulníků. Multikoptéry vyvozují tah rotací svých vrtulí. Jednotlivé vrtule se vždy otáčejí v opačném směru oproti přilehlým vrtulím. Opačný směr otáčení přilehlých vrtulí zároveň vyrušuje vznikající momenty a umožňuje provádění veškerých manévru. Mechanika letu multikoptér se tedy výrazně odlišuje při provádění manévru a je v porovnání s vrtulníky mnohem jednodušší. Stoupání a klesání je prováděno podobně jako u vrtulníků regulací tahu, tedy příbytkem či úbytkem otáček všech elektromotorů. Na rozdíl od vrtulníků však multikoptéry nedovolují kolektivní ani cyklické řízení, které by umožňovalo regulování tahu a provádění manévru změnou úhlu náběhu. [13] [18] Manévry klopení a klonění jsou u multikoptér prováděny regulací otáček jednotlivých motorů. Klopení při dopředeném letu či couvání je prováděno poklesem otáček dvojice předních či zadních motorů. Obdobným způsobem je prováděn manévr klonění, tedy poklesem otáček dvojice postranních motorů ve směru klonění. Zatáčení je u multikoptér dosaženo snížením otáček dvou protilehlých elektromotorů, otáčejících se ve stejném směru a převážení momentů protějšších elektromotorů, otáčejících se v opačném směru. [17]

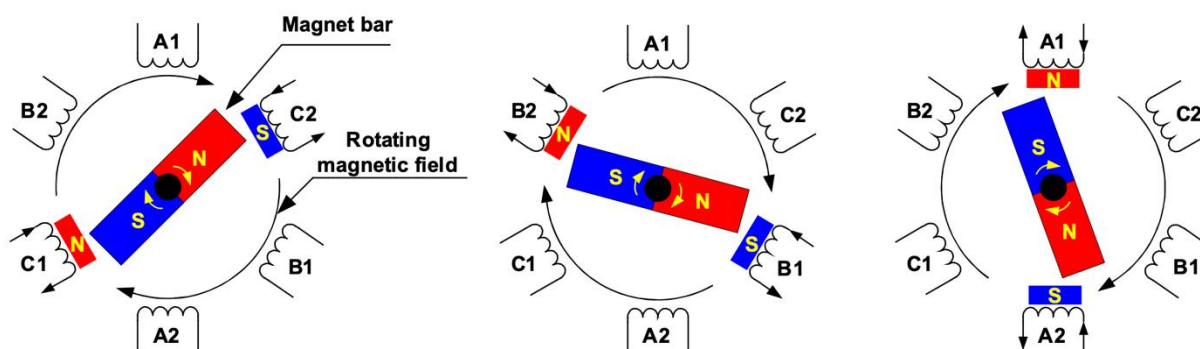
1.3.2 Kritické části letadla

Pro multikoptéry, jako pro všechna rotorová letadla platí, že jsou vůči námraze nejnáchylnější a zároveň nejzranitelnější jejich propulzní systémy. Propulzní systémy multikoptér tvoří

pohonné jednotky, tedy bezkartáčové stejnosměrné elektromotory (BLDC), vrtule, regulátory otáček (ESC) a baterie.

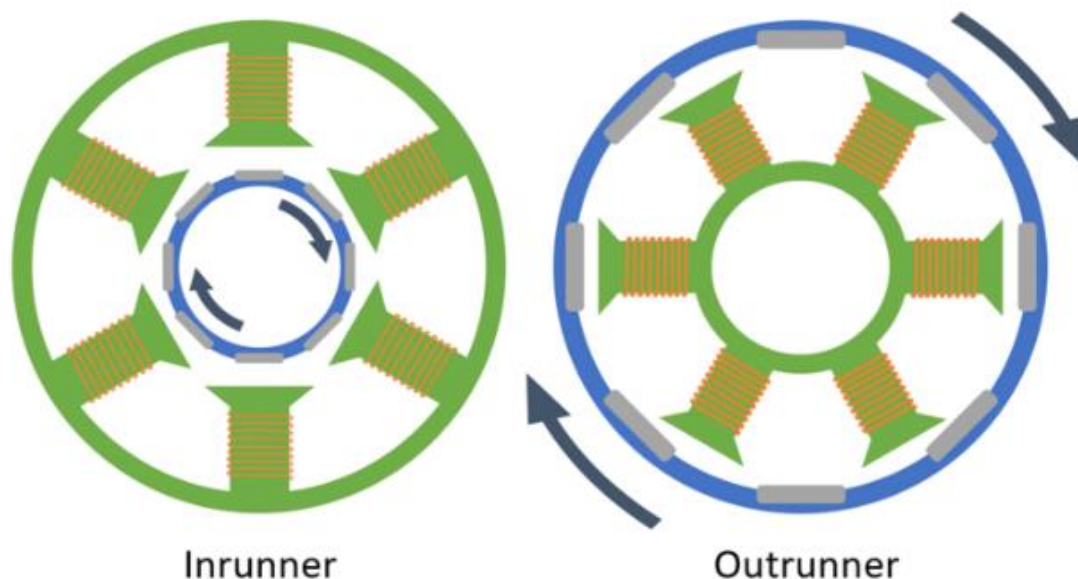
BLDC motory

BLDC motory jsou díky svým vlastnostem nejpoužívanějším typem elektromotorů v zastoupení bezpilotních letadel. Tyto motory mají dobrý poměr výkonu ke své hmotnosti a velikosti, dosahují vysoké účinnosti, mají dobré dynamické vlastnosti, dlouhou životnost a jsou schopné relativně tichého provozu. BLDC motory mění elektrickou energii, uloženou v bateriích na mechanickou energii vrtule, která vykonává rotační pohyb a vyvozuje tah. [17] BLDC Motor se skládá ze dvou základních částí, statoru a rotoru. Rotor je uložen v ložiscích a je spojen s hřídelí vrtule. Jedná se o pohyblivou část, tvořenou permanentními magnety. Stator je tvořen vinutými cívkami, jež při průchodu proudu generují magnetické pole, které působí na magnety rotoru a roztáčí je (obr. 1.16). [19]



Obrázek 1.16: Princip funkce BLDC motoru [19]

Existují dva druhy BLDC motorů se vzájemně rozdílným uspořádáním rotoru a statoru. Motory s rotorem na vnější straně vůči statoru a motory s rotorem uvnitř statoru (obr. 1.17). [17] Oba koncepty motorů mají své výhody a nevýhody a svými vlastnostmi se hodí pro jiné druhy multikoptér.



Obrázek 1.17: Porovnání typů BLDC motorů [20]

Motory s rotorem umístěným na vnější straně mají jednodušší konstrukci a dosahují většího točivého momentu. Více se tak hodí pro multikoptéry s vrtulemi větších rozměrů, které jsou provozovány při nižších otáčkách. Hlavní nevýhodou motorů s vnějším rotorem je horší odvádění tepla, produkovaného cívkami statoru. Horší odvod tepla je způsoben izolačními vlastnostmi samotných magnetů rotoru. Motory s vnějším rotorem mají současně kvůli větším rozměrům, větší moment setrvačnosti, a tedy horší dynamické vlastnosti.

Motory s rotorem uvnitř statoru lépe odvádí teplo, a tedy dosahují větších otáček a výkonů. Konstruktivní řešení motorů s vnitřním rotorem zároveň umožňuje zmenšení jejich rozměrů, což snižuje celkový moment setrvačnosti a zlepšuje jejich dynamické vlastnosti. Tento druh motoru se tak více hodí pro multikoptéry s menšími vrtulemi, které jsou provozovány při vysokých otáčkách. [21]

Charakteristiky BLDC motorů jsou dány celkovým počtem magnetů rotoru a cívek statoru. Motory s větším počtem magnetů a cívek dosahují většího točivého momentu, avšak nízkých otáček. Svými vlastnostmi se více hodí pro multikoptéry s většími vrtulemi. Naopak motory s nízkým počtem magnetů a cívek dosahují malého točivého momentu a vysokých otáček a hodí se pro multikoptéry s menším poloměrem vrtulí. [22] Výsledné charakteristiky motoru popisují následující parametry (tab. 1.2).

Tabulka 1.2: Parametry BLDC motorů [17]

Parametr	Jednotky	Význam
Otáčky na volt	Kv (RPM/volt)	Otáčky na volt, popisují hodnotu RPM, kterých dokáže motor bez zátěže (vrtule) dosáhnout při napětí 1 V (voltage)
Odebíraný proud (I)	A (ampér)	Proud, který motor bez zátěže odebírá při jeho jmenovitém napětí
Maximální stejnosměrný proud	A/s (ampéry za sekundu)	Maximální proud, při kterém je možné motor bez zátěže bezpečně provozovat po určitou dobu
Elektrický odpor (R)	Ω	Elektrický odpor, který vzniká při průchodu proud cívkami motoru
Účinnost motoru	Mechanický výkon (W) / Elektrický výkon (W) = %	Celkovou účinnost motoru definuje poměr mezi mechanickým a elektrickým výkonem motoru

BLDC motory jsou mechanicky poměrně jednoduché, avšak velmi náchylné na jakékoliv mechanické vibrace, teplotní změny, vlhkost a přepětí. Tyto faktory mohou způsobit závažné poškození statoru či rotoru a vést k selhání pohonné jednotky a zřícení letadla. [23]

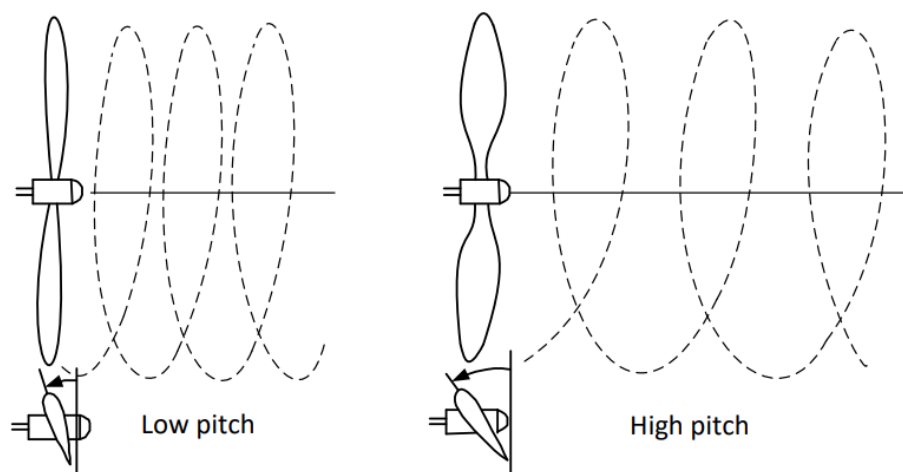
Vrtule

Vrtule využívá mechanickou energii motoru k urychlování vzduchu za účelem vyvozování tahu a překonávání zemských sil. Existuje velké množství různých druhů vrtulí, které se vzájemně liší svými aerodynamickými a výkonnostními vlastnostmi, danými počtem listů, geometrií profilu listu a jeho velikostí (obr. 1.18). [24] V případě multikoptér se nejčastěji používají dvoulisté nebo třílisté vrtule. [17]



Obrázek 1.18: Vrtule s rozdílnou geometrií a počtem listů [17]

Základní charakteristiky vrtule jsou definovány dvěma parametry, jejím průměrem a stoupáním. [17] Stoupání je vzdálenost, kterou vrtule urazí za jednu otáčku. V průběhu letu tedy vrtule vykonává rotační a současně posuvný pohyb, jehož výslednou trajektorií je tzv. šroubovice. Vzdálenost, kterou vrtule urazí za jednu otáčku, závisí na úhlu nastavení jejich listů a dráze, dané kružnicí s obvodem dle poloměru vrtule. (obr. 1.19). Aby všechny řezy listu vrtule opisovaly trajektorii stejné šroubovice, musí se úhel jejich nastavení postupně zvětšovat ve směru ke středu rotace. [24]



Obrázek 1.19: Stoupání vrtule v závislosti na úhlu náběhu [25]

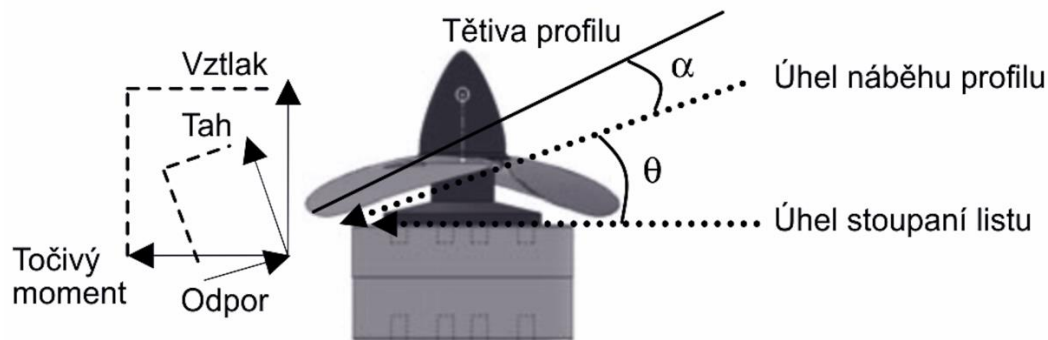
Aby bylo možné porovnávat jednotlivé vrtule s listy různých geometrií a velikostí, používá se bezrozměrná veličina, tzv. poměrný poloměr \bar{r} , daný rovnicí (1.1):

$$\bar{r} = \frac{r}{R} \quad (1.1)$$

Kde r je poloměr od středu po daný řez listu vrtule a R je poloměr od středu po špičku listu vrtule. Poměrný poloměr \bar{r} je tedy procentuální vzdálenost řezu profilu listu od středu vrtule. [24]

Aerodynamické a výkonnostní charakteristiky vrtule vycházejí ze sil, které vrtule při své rotaci vyvozuje a které na ni v průběhu její rotace působí. Při rotaci vrtule dochází k obtékání jejího profilu vzduchem. Profil vrtule má podobný aerodynamický tvar jako křídlo, což způsobuje, že vzduch, který obtéká horní část profilu, musí oproti vzduchu obtékajícímu spodní část profilu urazit větší vzdálenost za stejný čas. Vzduch obtékající horní část profilu proudí přes profil

rychleji, což vytváří na horní části profilu menší statický tlak než na spodní části profilu, díky čemuž vzniká aerodynamický vztlak a odpor. Výslednicí vektoru aerodynamického vztlaku a odporu je tah. Při rotaci současně vzniká i točivý moment, působící v protisměru otáčení (obr. 1.20). [26]



Obrázek 1.20: Síly vyvozované vrtulovými listy [26]

Aerodynamické a výkonnostní charakteristiky vrtule popisují bezrozměrné veličiny, čítající součinitel tahu C_T , součinitel výkonu C_P , součinitel točivého momentu C_Q a účinnost vrtule η . Tyto veličiny jsou dány následujícími vztahy (1.2), (1.3), (1.4) a (1.5). [25] [27]

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4} \quad (1.2)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} \quad (1.3)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho \cdot n^2 \cdot D^5} \quad (1.4)$$

Kde T je tah vrtule [N], P je příkon vrtule [W], Q je točivý moment [Nm], ρ je hustota vzduchu [kg/m^3], n jsou otáčky vrtule [ot/min] a D je průměr vrtule [m]. Účinnost vrtule η je následně dána poměrem součinitele tahu C_T a součinitele výkonu C_P (1.5).

$$\eta = \frac{C_T}{C_P} \quad (1.5)$$

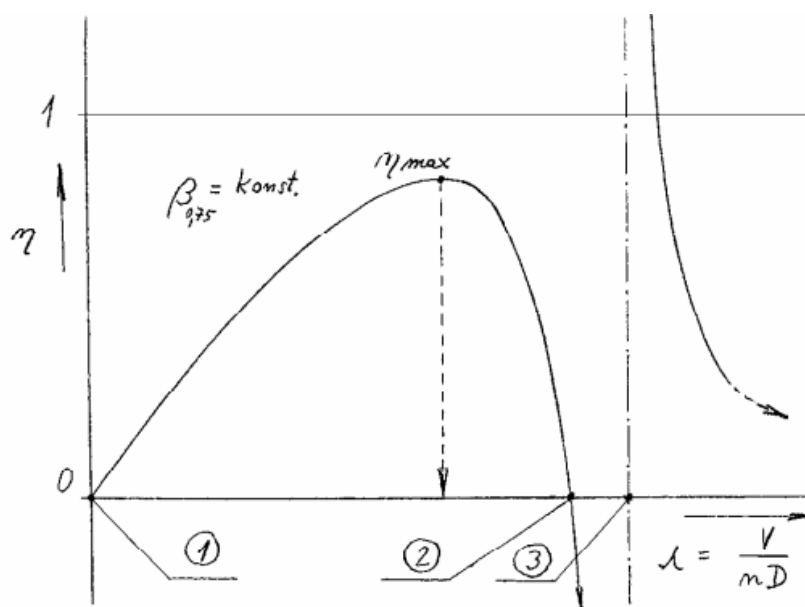
Účinnost vrtule η (1.5) není konstantní a je závislá na rychlosti let V [m/s] a na otáčkách vrtule n . Do vztahu (1.5) se tedy zavádí tzv. rychlostní poměr J (1.6). [24] [27]

$$J = \frac{V}{n \cdot D} \quad (1.6)$$

Výslednou účinnost vrtule η (1.7), lze vyjádřit ze vztahu (1.5) a (1.6).

$$\eta = J \cdot \frac{C_T}{C_p} \quad (1.7)$$

Z výše uvedených vztahu lze vyvodit, že vrtule při nulové rychlosti letu nekoná žádnou užitečnou práci a její účinnost je rovna nule. Pracuje v tzv. vrtulníkovém režimu. Současně je možné stanovit, že nelze dosáhnout maximální účinnosti vrtule při všech letových režimech. Vrtule s pevným úhlem nastavení listů tak dosahují maximální účinnosti pouze při jedné rychlosti letu. Po dosažení maximální hodnoty účinnosti vrtule, účinnost postupně klesá a s narůstající rychlostí letu je v určitém bodě opět rovna nule. Při dalším zvyšování rychlosti při udržování stejných otáček, vrtule vyvozuje záporný tah a její účinnost je záporná. (obr. 1.21). [24]

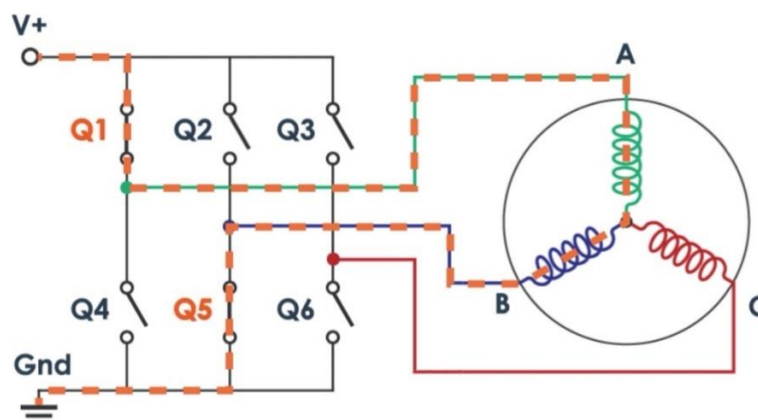


Obrázek 1.21: Účinnost vrtule v závislosti na rychlostním poměru J [24]

Dosavadní aerodynamické experimenty také ukazují, že účinnost vrtule s přibývajícím počtem listů klesá, zatímco maximální tah roste. [17] Výběr vhodné kombinace vrtule a BLDC motoru je tedy pro dosažení optimální účinnosti celého propulsního systému klíčový a rozhoduje o výkonnostních a letových charakteristikách celého letadla.

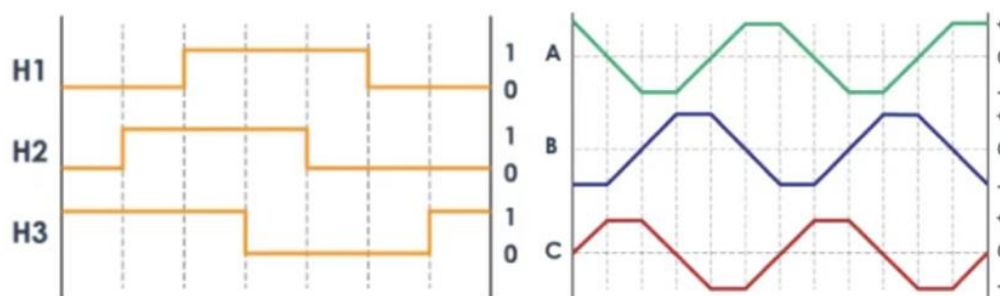
Elektronický regulátor otáček

Elektronický regulátor otáček neboli ESC umožňuje řízení chodu elektromotoru. Obecný princip funkce ESC spočívá ve spínání a rozpínání jednotlivých fází cívek, umístěných po obvodu statoru. Při postupném spínání cívek se po obvodu generuje magnetické pole, které působí na permanentní magnety usazené v těle rotoru a roztáčí je. K dosažení větší účinnosti elektromotoru prochází proud při sepnutí dané fáze vždy oběma protilehlými cívkami a současně ESC spíná i přilehlou dvojici cívek. Permanentní magnety rotoru jsou tak ve stejný moment jednou z dvojicí cívek přitahovány a druhou dvojicí cívek odpuzovány (obr. 1.22). [28] [29]



Obrázek 1.22: Princip funkce ESC [28]

Rychlost otáčení motoru řídí ESC regulací frekvence spínání a rozpínání jednotlivých cívek. Čím větší je frekvence, tím se motor točí rychleji. Pro správnou funkci motoru a přesné načasování spínání a rozpínání je pro ESC důležité znát pozici rotoru v reálném čase. Ke zjištění pozice rotoru vůči cívkám statoru jsou nejčastěji používány Hallovy sondy nebo zpětné elektromotorické síly (obr. 1.23). Hallovy sondy jsou umístěny mezi cívkami a snímají náboj generovaný magnetickými poli. Snímání pozice rotoru pomocí zpětných elektromotorických sil pracuje na principu měření napětí, generovaném otáčením rotoru, na neaktivní cívce. Podle těchto informací dokáže následně ESC určovat další sekvenci spínání a rozpínání cívek. [28] [30]



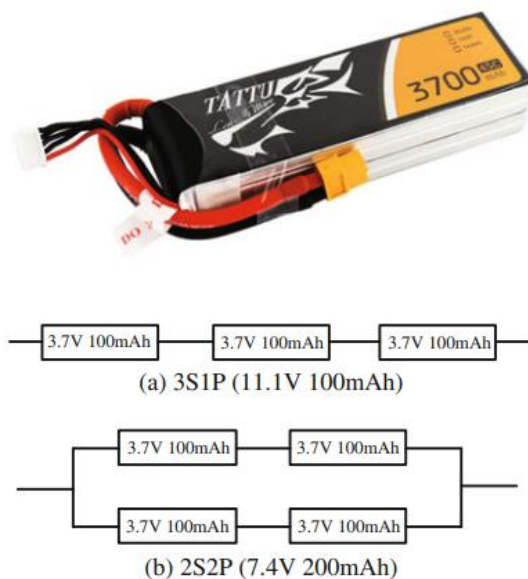
Obrázek 1.23: Výstup z Hallových sond a z měření zpětných elektromotorických sil [28]

Akumulátory

Akumulátory uchovávají elektrickou energii a dodávají jí pohonným jednotkám a dalším elektronickým komponentům letadla. V současnosti jsou díky svým vlastnostem nejpoužívanějším typem akumulátorů lithium polymerové články (Li-Pol). Hlavní předností tohoto typu akumulátoru je jeho nízká hmotnost při zachování vysoké kapacity a dobré výkonnosti. Články tvořící akumulátor mohou být zapojeny v různém počtu buď sériově, nebo paralelně, což umožňuje dobrou variabilitu napětí a celkové kapacity v závislosti na požadovaném výkonu a výdrži.

Jmenovité napětí jednotlivých článků Li-Pol akumulátorů je vždy 3,7 V. Nominální kapacita určuje výdrž akumulátoru v miliampérhodinách [mAh] při určitém vybíjecím proudu v miliampérech [mA]. Například v případě nominální kapacity 5000 mAh, při odběru 5000 mA, vydrží akumulátor hodinu, než klesne maximální napětí jeho článků ze 4,2 V při plně nabitém stavu na minimální napětí 3,0 V při úplném vybití. Napětí jednotlivých článků klesá v průběhu vybíjení lineárně, avšak v posledních fázích vybíjení, při téměř vybitém akumulátoru, klesá napětí velmi prudce, což může způsobit zřícení celého letadla.

Kombinací více článků zapojených sériově lze dosáhnout většího jmenovitého napětí, a naopak zapojením více článků paralelně lze docílit větší nominální kapacity akumulátoru. Sériové zapojení článků se značí písmenem S a paralelní zapojení se značí písmem P. Například v případě označení akumulátoru 3S1P jsou tři články zapojeny sériově a výsledné jmenovité napětí vzroste na 11,1 V a nominální kapacita zůstává 100 mAh. U označení akumulátoru 2S2P jsou dvě dvojice článků zapojených sériově vůči sobě zapojeny paralelně a výsledné jmenovité napětí vzroste na 7,4 V a nominální kapacita se zvětší na 200 mAh (obr. 1.24). [17]



Obrázek 1.24: Různé variace zapojení Li-Pol článků akumulátoru [17]

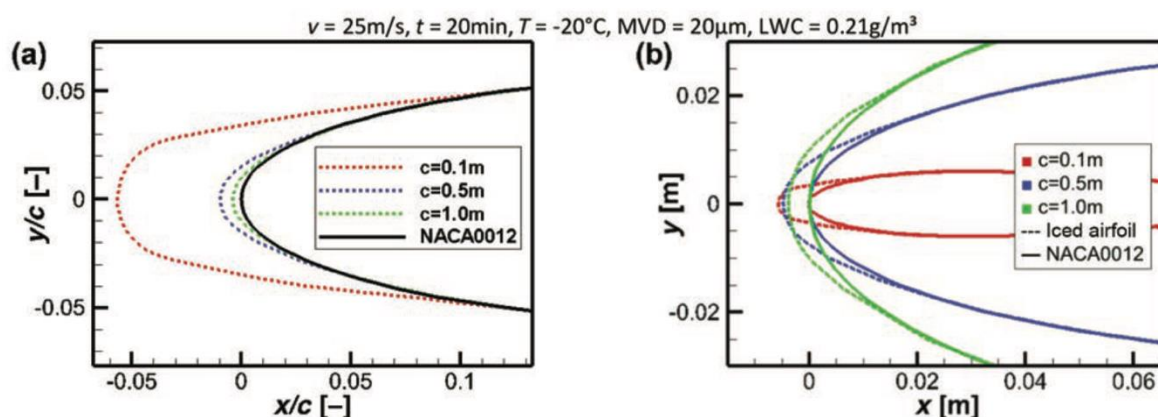
1.4 Porovnání bezpilotních a pilotovaných letadel

Námraza představuje v letectví značná bezpečnostní a provozní rizika a je považována za jeden z nejnebezpečnějších meteorologických jevů, který může v průběhu letu způsobit závažnou degradaci letových a výkonnostních charakteristik jakéhokoliv letadla. [1] V oblasti pilotovaného letectví je námraza známý a velmi dobře definovaný problém, který je zohledňován při certifikačním procesu v rámci testování letové způsobilosti letadel a proti kterému existuje řada technologických opatření v podobě anti-icing či de-icing systémů. Dosavadní znalosti o námraze a současná technologická řešení z oblasti pilotovaného letectví však nejsou u VTOL bezpilotní letadel typu multikoptér zcela aplikovatelná z důvodu jejich odlišné konstrukce, mechaniky letu a rozdílných letových vlastností. Na vliv námrazy na degradaci letových a výkonnostních charakteristik multikoptér, tedy nelze hledět stejným způsobem jako u pilotovaných letadel.

Při vzájemném porovnání bezpilotních a pilotovaných letadel, nehledě na specifickou mechaniku letu a typ konstrukce multikoptér, se bezpilotní letadla liší hned v několika směrech, a to svojí velikostí, hmotností, výkonem, provozní rychlostí, použitými konstrukčními materiály a druhem provozu v nízkých nadmořských výškách. [2]

1.4.1 Velikost

Obecně mají bezpilotní letadla v porovnání s pilotovanými letadly daleko menší velikost vztlakových ploch. Z tohoto důvodu je u bezpilotních letadel větší tendence tvorby silnější vrstvy a většího množství námrazy k celkovému poměru jejich velikosti. [31] [32] Tento jev lze vysvětlit pomocí trajektorie, kterou podchlazené vodní kapky opisují při obtékání profilu dané vztlakové plochy a pomocí aerodynamických sil, které na ně při obtékání působí. U pilotovaných letadel mají podchlazené vodní kapky, díky větším aerodynamickým silám, které na ně působí, větší tendenci následovat proudnice. Podchlazené vodní kapky tak danou vztlakovou plochu častěji opisují, aniž by docházelo ke kolizím s náběžnou hranou profilu. Naopak u bezpilotních letadel působí na podchlazené vodní kapky daleko menší aerodynamické síly a k jejich střetu s náběžnou hranou dochází častěji, díky čemuž se na jejich vztlakových plochách hromadí silnější ledová vrstva (obr. 1.25). [2] [33]

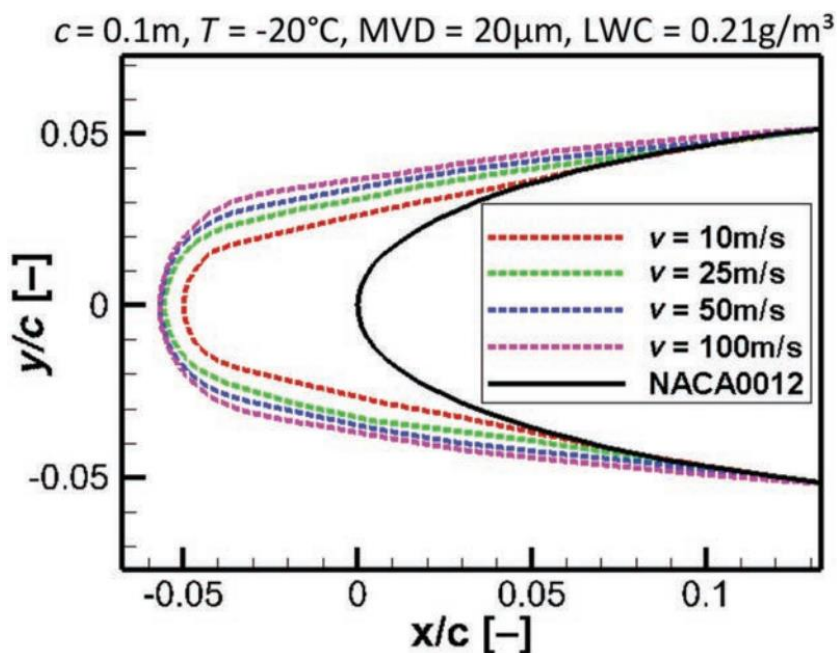


Obrázek 1.25: Hromadění ledové vrstvy v závislosti na velikosti vztlakové plochy [2]

1.4.2 Provozní rychlost

Stejným způsobem se na procesu tvorby námrazy a její výsledné vzniklé intenzitě podílí i rychlost letadla (obr. 1.26). Velikost, menší výkon, konstrukční vlastnosti a mechanika letu bezpilotních letadel do určité míry omezuje jejich maximální provozní rychlost. Bzpilotní letadla jsou tak v porovnání s pilotovanými letadly provozovány při daleko nižších rychlostech. [27] Při rychlostech, při kterých jsou provozovány pilotovaná letadla, především při vysokých rychlostech, kterých dosahují konce rotorových listů vrtulníků, dochází vlivem viskózního tření a stlačování vzduchu k ohřívání povrchu vztlakových ploch. Tento efekt je dostatečný k tomu, aby zabraňoval tvorbě námrazy při teplotách lehce pod nulou. Při těchto vysokých rychlostech zároveň působí na vzniklou ledovou vrstvu větší aerodynamické síly, které napomáhají jejímu

odlamování. Při provozních rychlostech bezpilotních letadel, popřípadě při rychlostech otáčení jejich vrtulí, je zahřívání povrchu vlivem viskózního tření zanedbatelně malé. Současně jsou u bezpilotních letadel výrazně menší i aerodynamické síly, které napomáhají odlamování ledové vrstvy. Z důvodu nižších provozních rychlostí jsou bezpilotní letadla zároveň vystavena vlivům námrazy delší dobu.



Obrázek 1.26: Intenzita námrazy v závislosti na provozní rychlosti [2]

1.4.3 Reynoldsova čísla

V kombinaci s nižšími letovými rychlostmi a odlišnými aerodynamickými vlastnostmi vztlačových ploch bezpilotních letadel se mění i charakteristiky proudění vzduchu při jejich obtékání. Tyto charakteristiky jsou definovány Reynoldsovými čísly. [2] Reynoldsovo číslo je bezrozměrná veličina, která popisuje poměr setrvačných sil a třecích sil proudícího média. Reynoldsovo číslo se v letectví využívá k rozlišení laminárního a turbulentního proudění a je dáno vztahem (1.8).

$$Re = \frac{V \cdot L}{\nu} \quad (1.8)$$



Kde V je rychlost obtékané tekutiny [m/s]. Tato rychlost je shodná s rychlostí letadla. L je charakteristický rozměr tělesa [m], v případě vrtule se jedná o hloubku profilu listu. ν je kinematická viskozita obtékané tekutiny [m²/s], která závisí na její hustotě a její dynamické viskozitě. [34]

Proudění charakteristické pro provoz pilotovaných letadel je spojeno s vysokými Re v rozmezí od 10^7 do 10^9 . Naopak charakteristika proudění při provozu bezpilotních letadel se vyznačuje nízkými Re v rozmezí od 10^5 do 10^7 . [2] [35] Nízké hodnoty Re definují laminární proudění, které se vyznačuje nízkým odporem a předčasným odtrháním mezní vrstvy na horní části profilu vrtule. Naopak vysoké hodnoty Re definují turbulentní proudění, které se projevuje vysokým odporem a velkou odolností k odtrhávání mezní vrstvy. [34] Profily vrtulí bezpilotních letadel, charakteristické nízkými Re jsou však velmi náchylné na jakoukoliv kontaminaci, tedy především na vznik námrazy. Přírůstek ledové vrstvy u těchto profilů vede k předčasnému odtrhání mezní vrstvy a velké degradaci letových a výkonnostních charakteristik. [36] [33]

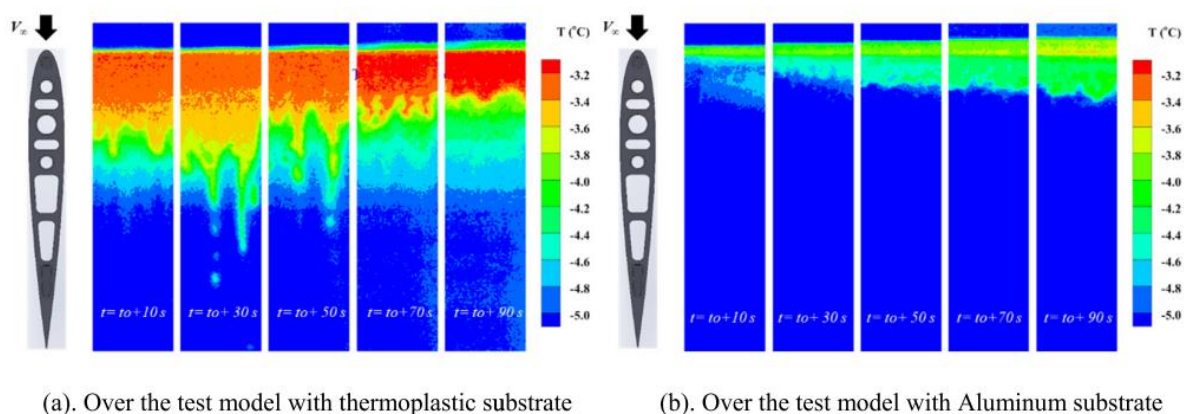
1.4.4 Hmotnost

Dalším zásadním rozdílem mezi bezpilotními a pilotovanými letadly je jejich hmotnost. Pro všechna letadla platí, že jakákoliv nadbytečná hmotnost je nežádoucí a je nutné jí kompenzovat dodatečným výkonem. Bepilotní letadla nejsou konstruována pro přepravu posádky či cestujících, díky čemuž je jejich hmotnost výrazně zredukována o jinak potřebné vybavení a prostory. Vybavení a prostory pro posádku a cestující významně navyšují celkovou hmotnost letadla, což vede k nutnosti celkového zesílení samotné konstrukce a dalšímu navýšení hmotnosti a výkonu. Bepilotní letadla a jejich letové charakteristiky tedy těží ze své velmi lehké konstrukce. Lehká konstrukce má své nesporné výhody, avšak každý hmotnostní přírůstek v podobě námrazy se na ní daleko více negativně projevuje. [5] Navýšení hmotnosti musí kompenzovat propulzní systémy, což vede ke zvýšení jejich pracovní zátěže a snížení celkového doletu. Propulzní systémy bezpilotních letadel mají v porovnání s pilotovanými letadly daleko menší výkonnostní rezervy přebytečného výkonu, které by nárůst hmotnosti a snížení výkonu lépe kompenzovaly. [4] [37]

1.4.5 Materiály

V neposlední řadě se bezpilotní letadla od pilotovaných letadel liší použitými konstrukčními materiály. [2] Použité materiály určují vlastnosti povrchu, které významně ovlivňují rychlost uvolňování latentního tepla do okolí při procesu tuhnutí podchlazených vodních kapek, tedy tvorbě námrazy. [4] Konstrukci pilotovaných letadel tvoří různé druhy materiálů v závislosti na

požadovaných vlastnostech. Nejčastěji se používají různé druhy slitin hliníků, hořčíku, titanu, oceli či niklu a kobaltu. Vrtule a rotorové listy se pak nejčastěji vyrábí z uhlíkového kompozitu. [38] Naopak konstrukci bezpilotních letadel a jejich vrtulí tvoří nejčastěji různé druhy polymerů, které mají nižší tepelnou vodivost (obr. 1.27). Nižší tepelná vodivost způsobuje pomalejší výměnu latentního tepla při procesu tuhnutí. Při pomalém procesu tuhnutí nezamrzají všechny vodní kapky současně a okamžitě při kontaktu s povrchem, ale rozlévají se a zamrzají postupně. Což má za následek, že vzniklá ledová vrstva tvoří komplikovanější tvary, které mají větší vliv na degradaci letových a výkonnostních charakteristik. [2] [39]



Obrázek 1.27: Porovnání tepelné vodivosti povrchů z termoplastu a hliníku [39]

Bezpilotní letadla jsou z výše zmíněných důvodů vůči námraze daleko náchylnější a zranitelnější než pilotovaná letadla. S rychlým technologickým vývojem a novými možnostmi využití VTOL UA se tak námraza stává jejich současnou provozní limitací. Bez dostatečného porozumění vlivu námrazy na letové a výkonnostní charakteristiky VTOL UA nelze zajistit požadovanou provozní bezpečnost, využít jejich plný potenciál a provozovat je nezávisle na počasí. Pochopení vlivů a dopadů nepříznivých meteorologických podmínek námrazy na jejich ovladatelnost, stabilitu a výkonnostních charakteristiky je předpokladem k vytvoření jednotné metodiky testování a následnému vývoji technologických opatření a odpovídajících legislativních limitací. V současnosti však existuje pouze malé množství kvalitních dat, které by podrobné stanovení vlivu námrazy na letové a výkonnostní charakteristiky VTOL bezpilotních letadla umožňovalo.

1.5 Metody testování námrazy v letectví

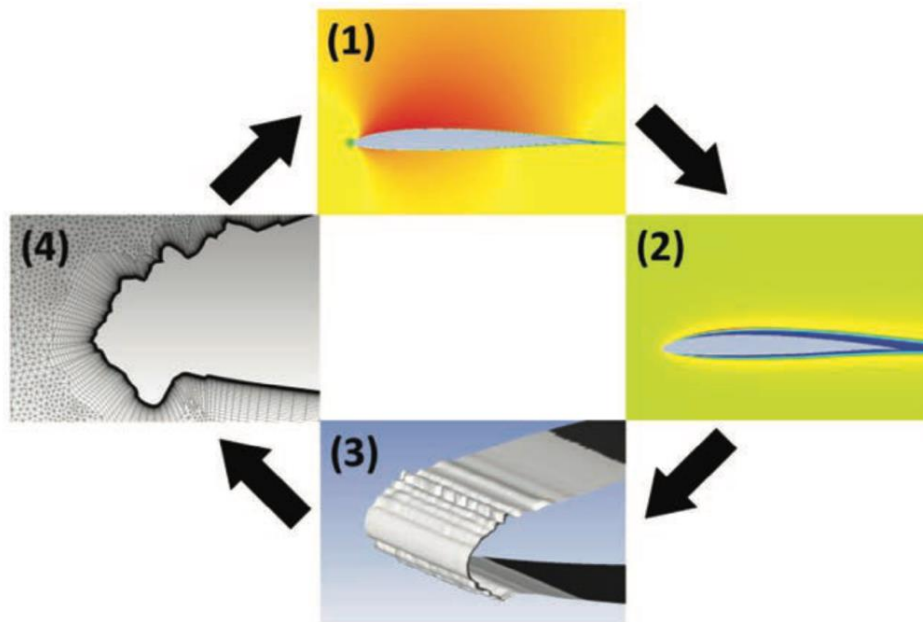
Návrh bezpilotních letadel, schopných bezpečného a spolehlivého provozu nezávisle na nepříznivých meteorologických podmínkách je podmíněn řadě testování. K testování vlivu

námrazy na degradaci letových a výkonnostních charakteristik bezpilotních letadel existuje mnoho metod a nástrojů, které jsou shodné s postupy při testování pilotovaných letadel.

Počáteční fází testování jsou simulace, které jsou v současnosti velmi pokročilým a přesným nástrojem. Simulace umožňují zohlednit mnoho vzorových situací a různých přístupů, bez nutnosti provádění experimentů či reálných letů. Po provedení simulací a stanovení základních limitací následuje experimentální fáze, která umožňuje vytvořit reálné a zároveň znovu reprodukovatelné podmínky. [40] [41] V experimentální fázi je možné potvrdit či naopak vyloučit původní předpoklady získané při simulacích. Poslední fází testování jsou reálné lety, které jsou však obvykle prováděny až při certifikačních procesech. [2]

1.5.1 Numerické simulace

Numerické simulace jsou v letectví v oblasti aerodynamiky klíčovým nástrojem, který se využívá k samotnému vývoji letadla a jakémukoliv dalšímu testování, bez nutnosti provádění reálných experimentů. Simulace využívané v letectví k modelování námrazy jsou založené na výpočetní dynamice tekutin (CFD). [3] [42] Modelování procesu tvorby námrazy patří mezi velmi náročné a komplexní simulace. Z těchto důvodů se simulace námrazy skládá hned z několika dílčích fází (obr. 1.28). [2]



Obrázek 1.28: Jednotlivé fáze modelování námrazy [2]



První fází simulace námrazy je modelování proudění tekutiny, tedy vzduchu, při jeho obtékání daného profilu křídla, listu rotoru či vrtule. Modelování proudění tekutin je založeno na zákonu zachování hybnosti a zákonu zachování hmoty. K jeho řešení a vizualizaci se nejčastěji používají Navier-Stokesovy rovnice. V druhé fázi simulace jsou modelovány přechlazené vodní kapky, dopadajících na povrch testované vztlačové plochy. Vodní kapky jsou modelovány, dopočítáváním jejich trajektorií vzhledem k proudění vzduchu, využitím Eulerových a Langrageových rovnic. V třetí fázi simulace se z energetické a hmotnostní bilance vodních kapek dopočítává jejich celkové zamrzací množství, které tvoří vzniklou ledovou vrstvu. Stanovení celkového množství zamrzajících vodních kapek je v případě velmi nízkých teplot a jejich okamžitým tuhnutí při kontaktu s povrchem, tedy při vzniku zrnité námrazy, poměrně jednoduché. Velmi se však komplikuje při vyšších teplotách, při kterých vodní kapky nezamrzají současně, ale postupně, přičemž se přelévají po povrchu a vzniká tzv. ledovka. Poslední fází modelování námrazy je dopočítání vzniklé geometrie ledové vrstvy, tedy nové struktury povrchu.

K modelování procesu tvorby námrazy v letectví existuje v současnosti omezené množství nástrojů. Většina současně využívaných nástrojů, schopných modelovat námrazu, vychází ze softwarového řešení, navrženém Národním úřadem pro letectví a vesmír (NASA). Jedná se o 2D simulace LEWICE a 3D simulace LEWICE3D. [43] Dalším softwarovým řešením, které umožňuje modelování námrazy je FENSAP-ICE. V současnosti se jedná o nejmodernější komerčně dostupný software k modelování námrazy. [44] [45]

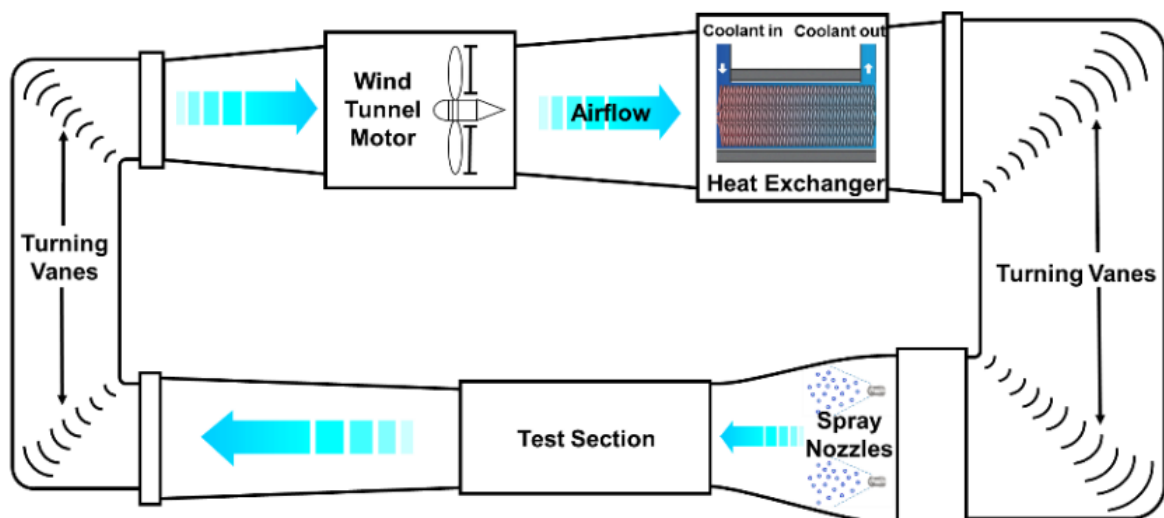
Současné nástroje umožňující modelování tvorby námrazy jsou velmi přesné, ale přesto se žádná z těchto numerických simulací neobejde bez validace s reálnými daty, získanými při experimentech či reálných letech. V oblasti pilotovaného letectví existuje velké množství dat, především pro různé geometrie křídel, se kterými je možné provedené simulace porovnat. Existuje však velmi malé množství dat pro rotorové listy a vrtule, tato data jsou navíc naměřená při daleko větších letových rychlostech a u značně větších letadel. Tato data tak nejsou pro daleko menší bezpilotní letadla, provozovaná při menších rychlostech a podstatně menších Reynoldsových číslech Re použitelná. Hlavním omezením využití současných simulací z oblasti pilotovaného letectví pro účely modelování námrazy u bezpilotních letadel jsou malá Reynoldsova čísla Re . Tato veličina zcela mění charakteristiky proudění, ve kterém vrtule VTOL bezpilotních letadel pracují. Současné CFD simulace uzpůsobené pilotovanému letectví mají s modelováním laminárního proudění, modelováním odtrhávání mezní vrstvy a modelováním přechodu laminárního proudění na turbulentní, které je pro bezpilotní letadla charakteristické, značné problémy, a to i v případě nekontaminovaného povrchu bez námrazy.

[2] Modelování námrazy u rotorových listů či vrtulí zároveň komplikují odstředivé síly, díky kterým vznikají velmi komplexní tvary ledové vrstvy. Současné simulace při porovnání s experimentálním testováním ukazují, že u rotorových letadel lze zcela přesně simulovat tloušťku vzniklé ledové vrstvy, již ale se stejnou přesností nelze simulovat vzniklý tvar. [3] Modelování námrazy s ohledem na tyto aspekty tak představuje další stupeň složitosti, kterého současné simulace doposud nedosahují.

1.5.2 Experimentální testování

Experimentální testování vlivu námrazy na degradaci letových a výkonnostních charakteristik bezpilotních letadel probíhá v aerodynamických tunelech s uzavřeným okruhem cirkulace vzduchu. V těchto aerodynamických tunelech je možné vystavit testovaná bezpilotní letadla přesně definovaným a znovu reprodukovatelným podmínkám. [2] Aerodynamické tunely s uzavřenou cirkulací vzduchu se skládají z několika oddělených sekcí, které jsou uspořádány následujícím způsobem (obr. 1.29):

- Sekce tvořená ventilátorem, který generuje proud vzduchu o požadované rychlosti
- Sekce s tepelným výměníkem, který ohřívá či ochlazuje proudění vzduchu na stanovenou teplotu
- Sekce tvořené difuzory, které zabraňují vzniku turbulencí
- Sekce s rozprašovacím systémem, který generuje vodní kapky
- Testovací sekce, ve které probíhají experimenty

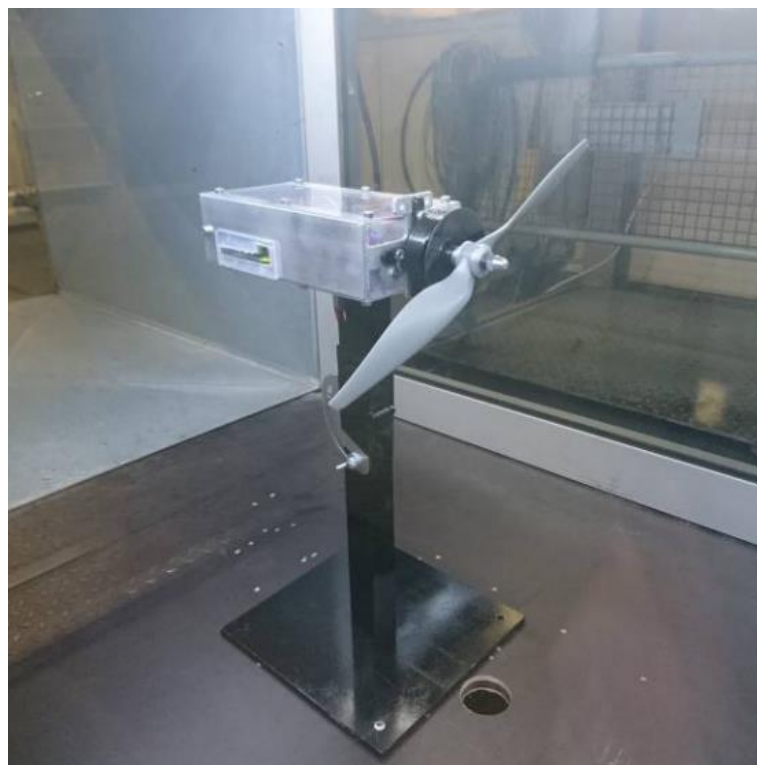


Obrázek 1.29: Aerodynamický tunel s uzavřeným okruhem cirkulace vzduchu [46]



Aerodynamické tunely s uzavřeným okruhem cirkulace vzduchu doplněné o chladicí a rozprašovací systémy, umožňují simulovat různorodé meteorologické podmínky, včetně jednotlivých typů námrazy. [46] V těchto tunelech lze regulovat teplotu a rychlost proudění vzduchu, množství přechlazených vodních kapek (LWC) a jejich průměrnou velikost (MVD). Lze tedy docílit reálných meteorologických podmínek, se kterými se mohou letadla v průběhu letu setkat. [47]

Experimenty probíhají v testovací sekci, ve které jsou bezpilotní letadla či jejich propulzní systémy uchyceny k testovacímu zařízení, které umožňuje v průběhu testování snímat vybrané letové a výkonnostní charakteristiky (obr. 1.30). Testovací zařízení tvoří zátěžové senzory, které umožňují v průběhu testování zaznamenávat tah a točivý moment a akcelerometry, které snímají zrychlení a vibrace. Součástí testovacího zařízení jsou také optické či elektronické senzory, měřící otáčky motoru (RPM). [48] Testování vždy probíhá při konstantně udržované rychlosti proudění vzduchu a konstantně udržovaných otáčkách elektromotoru, zvolených na základě maximální účinnosti vrtule η . [49] Udržování konstantních otáček elektromotoru, umožňuje v průběhu testování zaznamenávat ostatní charakteristiky, měnící se s přirůstající ledovou vrstvou a s ní spojenou degradací výkonnosti elektromotoru a vrtule. Po ustálení vymezených otáček a dosažení požadované teploty vzduchu v testovací sekci jsou následně bezpilotní letadla či jejich propulzní systémy vystaveny předdefinovaným podmínkám námrazy. Testování probíhá zpravidla v řádech sekund, jelikož námraza vzniká velmi rychle a bývá obvykle předčasně přerušeno kvůli překročení stanovených bezpečnostních limitů. Například při překročení hodnoty odebíraného elektrického proudu, při kterém je daný elektromotor schopný bezpečně pracovat, aniž by došlo k jeho poškození. Popřípadě jsou testy zastaveny při vzniku nadměrných a nebezpečných vibrací, které by opět mohly testovaný elektromotor poškodit. [50]



Obrázek 1.30: Umístění propulzního systému v aerodynamickém tunelu [50]

V aerodynamických tunelech mohou být díky své malé velikosti a nízkým provozním rychlostem, v závislosti na rozměrech testovací sekce, testována celá bezpilotní letadla nebo jejich propulzní systémy v měřítku 1:1 (obr. 1.30). Což představuje v porovnání s testováním pilotovaných letadel ve zmenšeném měřítku značnou výhodu, jelikož naměřená data odpovídají skutečnosti. [2] Jedná se tak o vhodnou a osvědčenou metodiku, díky které je možné získat velmi kvalitní data a zcela přesně určit vliv námrazy na degradaci letových a výkonnostních charakteristik, testovaných bezpilotních letadel a jejich propulzních systémů. Aerodynamické tunely se také velmi často využívávají k testování nových konceptů anti-icing a de-icing systémů. [5] [51]

1.5.3 Reálné lety

Další metodou testování vlivu námrazy na degradaci letových a výkonnostních charakteristik letadel jsou reálné lety. Tato metodika je však velmi nákladná a současně nebezpečná. Z těchto důvodů se u pilotovaných letadel provádí zpravidla až při samotných certifikačních procesech. S testováním při reálných letech se však pojí i praktické problémy spojené s reprodukovatelností a nalezením vhodných meteorologických podmínek. V případě nenalezení vhodných podmínek k testování tak mohou být certifikační procesy zpožděné.



Testování námrazy se u pilotovaných letadel může provádět dvěma způsoby. Pomocí umělé námrazy, která je připevněna k původní náběžné hraně vztlakové plochy nebo v simulovaných podmínkách, které před testovaným letadlem v průběhu letu vytváří další letadlo. Tento způsob testování je však velmi komplikovaný a představuje nebezpečí srážky obou letadel.

V případě testování námrazy u bezpilotních letadel reálné lety postrádají smysl, jelikož lze testování vždy provádět lépe a snadněji v prostorách aerodynamických tunelů, kde je možné vytvořit přesné a reprodukovatelné meteorologické podmínky a kde nehrozí nebezpečí zřícení letadla. Reálné testování vlivu námrazy na bezpilotní letadla současně komplikuje i jejich malá vzletová hmotnost a malé výkonnostní rezervy, které v průběhu letu znemožňují využití potřebného senzorického vybavení. [2]

1.6 Vliv námrazy na propulzní systémy VTOL UA

Dosavadní vědecké experimenty prováděné v aerodynamických tunelech ukazují, že námraza naakumulovaná na náběžných hranách vrtulí vede k významné degradaci aerodynamických, letových a výkonnostních charakteristik celého letadla. Vzniklá ledová vrstva mění původní geometrii profilu vrtule, charakteristiky proudění a způsobuje závažný pokles tahu a nárůst odporu. [4] [52] Pokles tahu a nárůst odporu následně vede ke zvýšení pracovní zátěže motoru a zvýšení odběru elektrické energie. Zvýšená pracovní zátěž motoru vede k jeho přehřívání a poklesu mechanické účinnosti. BLDC elektromotory jsou na přehřívání velmi náchylné a může dojít k jejich nenávratnému poškození a zřícení celého letadla. Zvýšení elektrického odběru vede k prudkému vybíjení akumulátoru a poklesu napětí, což zkracuje celkovou dobu letu. V extrémních případech, může dojít k úplnému vybití a zřícení letadla.

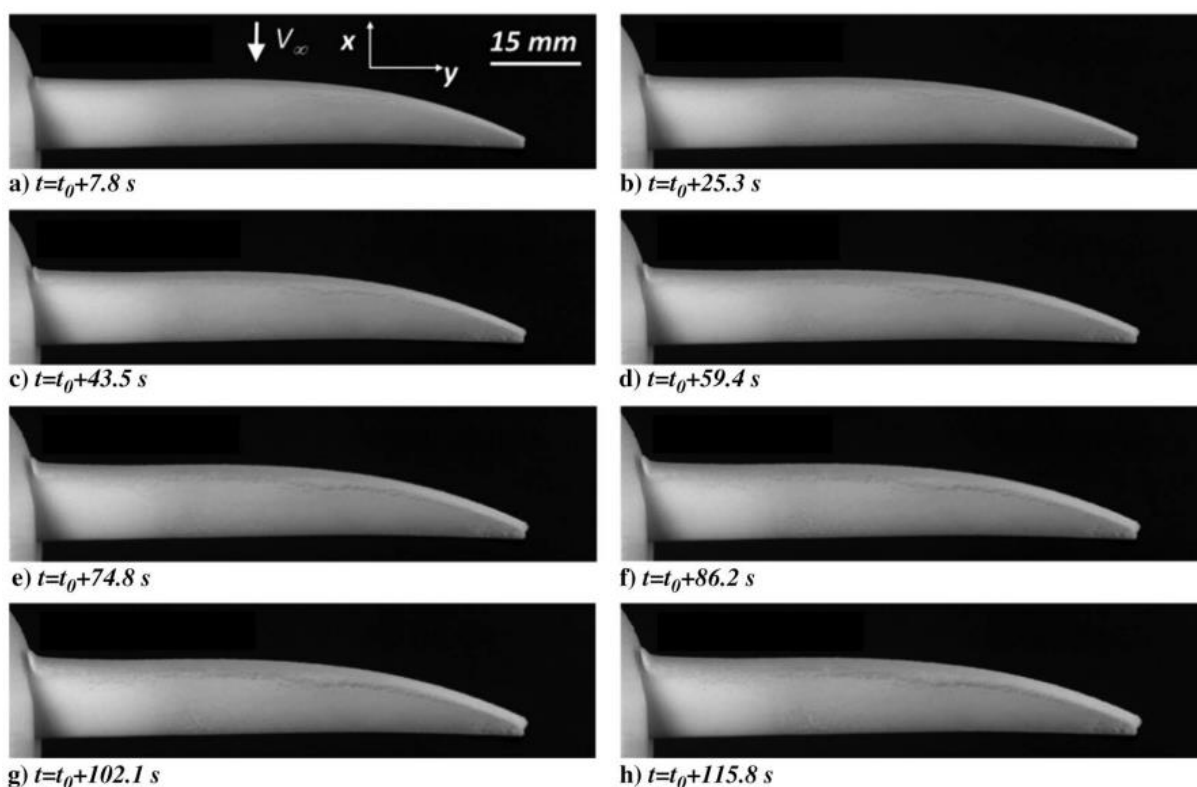
Ledová vrstva nevzniká na jednotlivých listech vrtulí symetricky a rovnoměrně, což negativně ovlivňuje stabilitu a ovladatelnost celého letadla. [32] Celková stabilita a mechanika letu multikoptér je založena na přesném a rovnoměrném rozložení otáček jednotlivých pohonných jednotek. V případě, že dojde vlivem námrazy ke zbrzdění jednoho z motorů, může dojít k převážení výsledného točivého momentu zbylých motorů a následnému roztočení letadla a ztrátě kontroly či jeho zřícení. [4] Při postupném hromadění a zvětšování objemu ledové vrstvy, dochází v určitém momentu k jejímu odlamování. K odlamování ledové vrstvy nedochází u všech listů vrtule současně. Nepravidelné odlamování způsobuje nerovnoměrné zatížení jednotlivých listů vrtule, což vede ke vzniku velkých vibrací. Velké vibrace mohou opět nenávratně poškodit zranitelné BLDC elektromotory a způsobit zřícení letadla. [52] [51]

1.6.1 Vliv jednotlivých druhů námrazy

Celková degradace aerodynamických, výkonnostních a letových charakteristik VTOL bezpilotních letadel závisí na výsledné intenzitě a typu vzniklé ledové vrstvy.

Zrnitá námraza

Zrnitá námraza vzniká při velmi nízkých teplotách a relativně malé koncentraci přechlazených vodních kapek v ovzduší. Díky nízkým teplotám a malému množství přechlazených vodních kapek dochází při jejich kolizi s povrchem náběžné hrany vrtule k rychlému uvolňování latentního tepla do okolí a okamžitému zamrznání. Jelikož vodní kapky zamrzají okamžitě při kontaktu s povrchem, vznikají mezi povrchem a přirůstající ledovou vrstvou vzduchové kapsy, které zvětšují drsnost povrchu. Zvýšená drsnost povrchu následně urychluje hromadění další přirůstající ledové vrstvy. Vzduchové kapsy vytváří charakteristickou bílou a neprůhlednou ledovou vrstvu. V důsledku okamžitého tuhnutí se vodní kapky nepřelévají po povrchu a vzniklá ledová vrstva kopíruje původní tvar náběžné hrany (obr. 1.31).

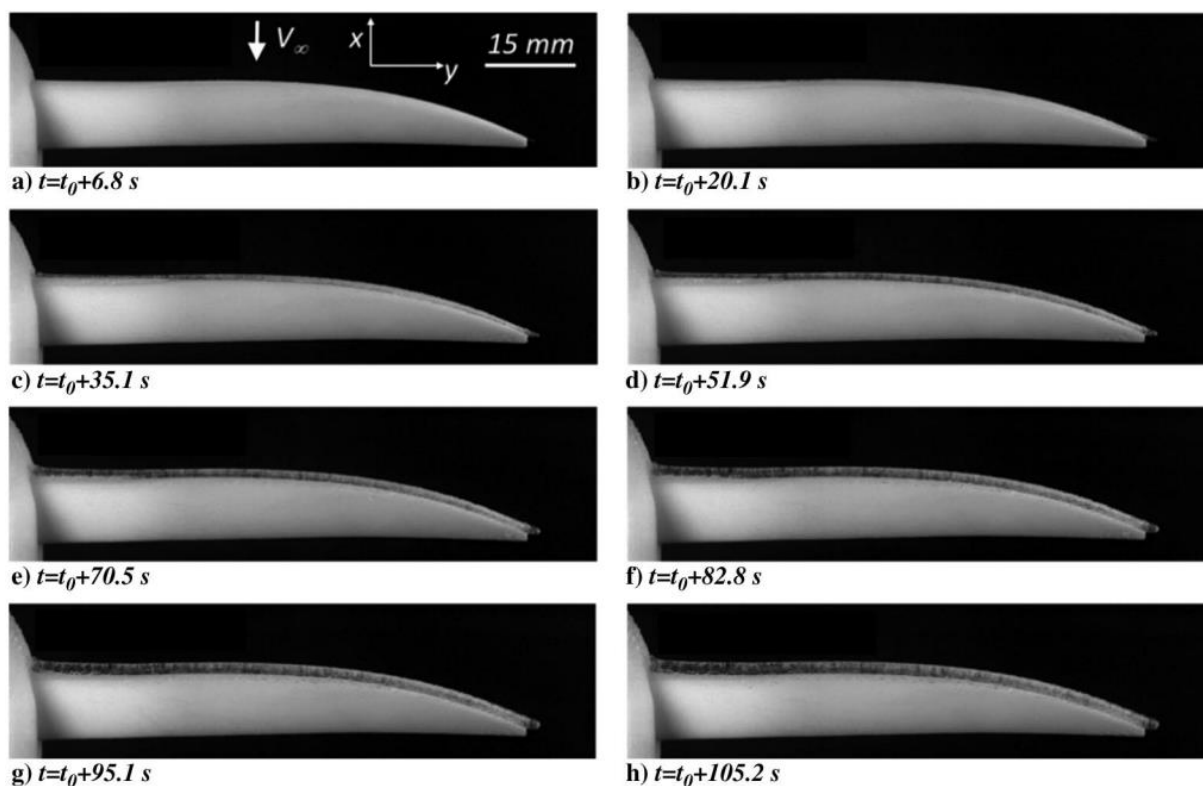


Obrázek 1.31: Proces vzniku zrnité námrazy [27]

Zrnitá námraza kopíruje původní tvar profilu listu a zvětšuje celkovou vzlakovou plochu, což způsobuje zvýšení tahu, avšak současně i zvýšení aerodynamického odporu a odběru elektrické energie. Zrnitá námraza díky svému tvaru, který kopíruje původní profil listu vrtule, nenarušuje proudění a nezpůsobuje vznik turbulencí, které jsou v opačném případě příčinou degradace výkonnostních charakteristik. [4] [27]

Smíšená námraza

Smíšená námraza vzniká v porovnání se zrnitou námrazou při vyšších teplotách, při kterých se v ovzduší již koncentruje větší množství přechlazených vodních kapek. Vyšší teploty způsobují, že je proces uvolňování latentního tepla do okolí pomalejší. Část přechlazených vodních kapek o menším objemu zamrzá okamžitě při kontaktu s povrchem a zbylá část přechlazených vodních kapek o větším objemu se po povrchu nejprve přelévá, než dojde k jejímu zamrznutí. Postupné zamrznutí a přelévání kapek po povrchu způsobuje, že již nevznikají vzduchové kapsy, jako v případě zrnité námrazy a výsledná ledová vrstva je průhledná, celistvá a hladká. Smíšená námraza stále do jisté míry kopíruje původní tvar profilu listu. Působením aerodynamických a odstředivých sil na nezamrzlé kapky, se ledová vrstva však již hromadí i mimo náběžnou hranu a na koncích listů vrtule (obr. 1.32).

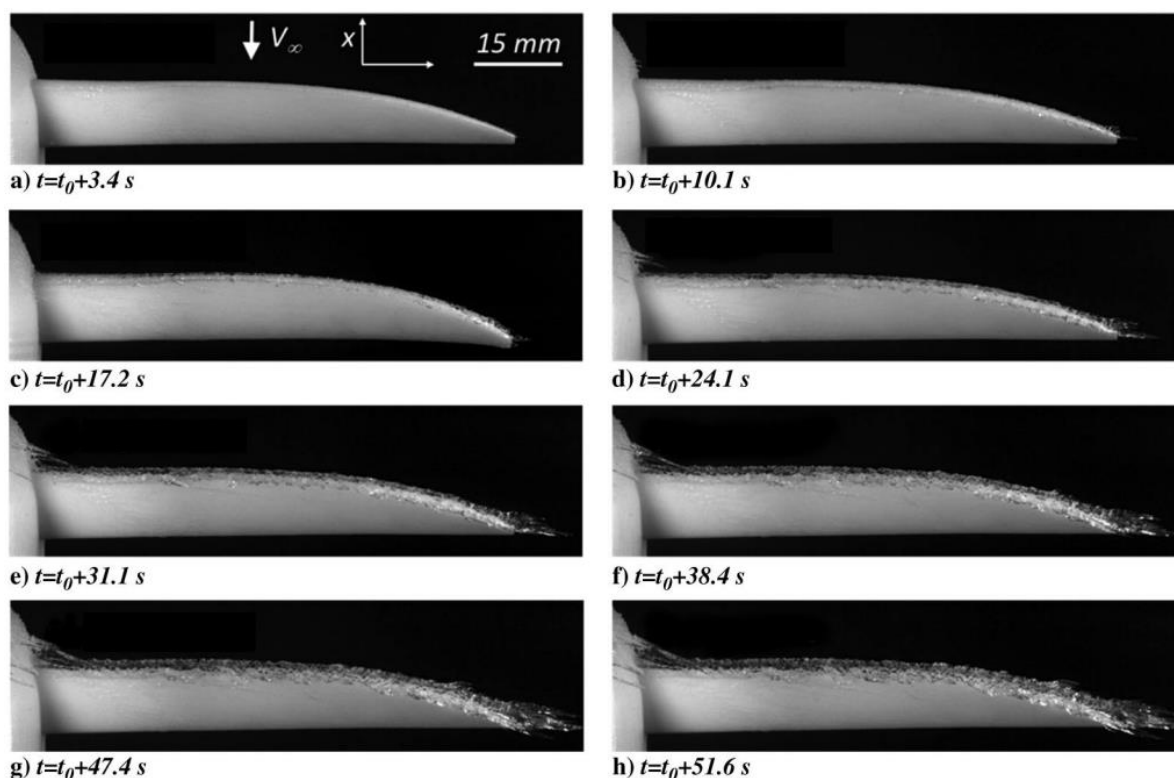


Obrázek 1.32: Proces vzniku smíšené námrazy [27]

Obdobně jako zrnitá námraza, smíšená námraza do jisté míry kopíruje původní tvar profilu listu a zvětšuje celkovou vztlakovou plochu, což způsobuje zvýšení tahu. Smíšená námraza má hladký povrch, což způsobuje, že je výsledný aerodynamický odpor a odběr elektrického proudu v porovnání se zrnitou námrazou daleko menší. S rostoucí intenzitou a hromaděním smíšené námrazy, dochází k tvorbě nepravidelné ledové vrstvy mimo náběžnou hranu, což vede k narušení proudění a vzniku turbulencí, které způsobují degradaci výkonnostních charakteristik. [27]

Ledovka

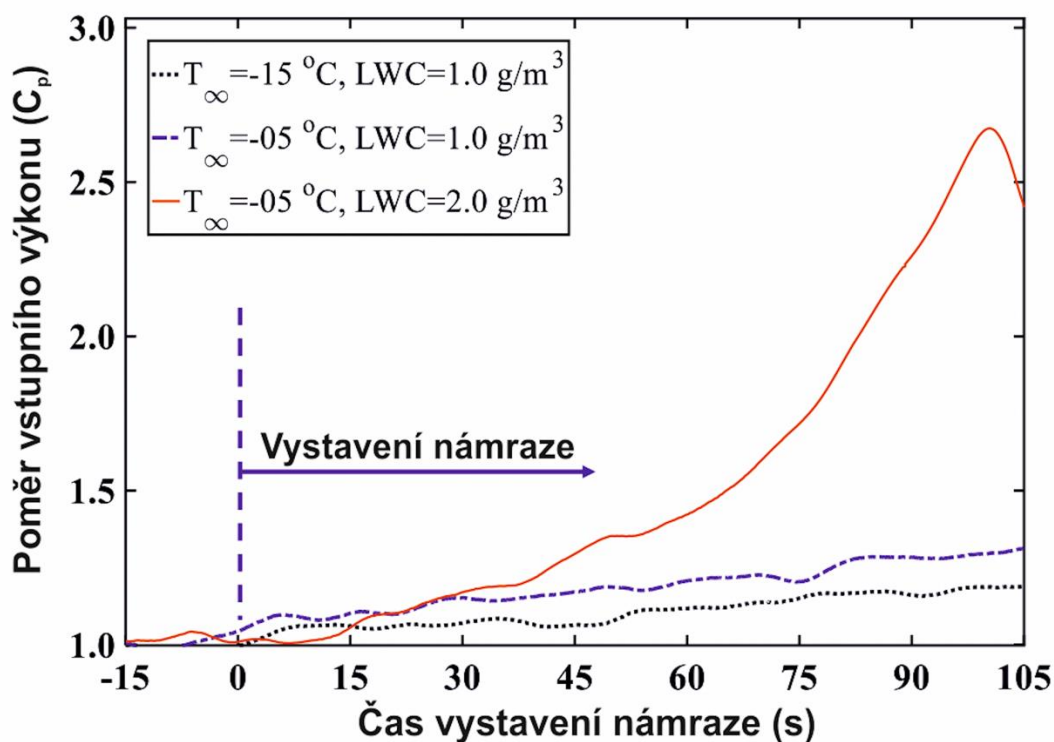
Ledovka vzniká při teplotách lehce pod nulou a při velké koncentraci přechlazených vodních kapek v ovzduší. Při těchto podmínkách je proces uvolňování latentního tepla do okolí pomalý a většina přechlazených vodních kapek se po povrchu nejprve přelévá, než dojde k jejich postupnému tuhnutí. Na základě čehož se vzniklá ledová vrstva rozpíná po celém povrchu vztlakové plochy a vlivem působení aerodynamických a odstředivých sil tvoří nepravidelné a velmi komplexní tvary na koncích listů vrtule (obr. 1.33). [4] [27]



Obrázek 1.33: Proces vzniku ledovky [27]

V případě ledovky vzniká ve velmi krátkém čase velké množství ledové vrstvy. Vzniklá ledová vrstva zcela mění původní tvar profilu listu a tvoří na koncích vrtulí nepravidelné tvary, což způsobuje závažné narušení proudění a vznik velkých turbulencí. Nepravidelné tvary ledové vrstvy současně velmi závažně zvyšují aerodynamický odpor a odběr elektrického proudu. [51] [27]

Při vzájemné porovnání jednotlivých typů námrazy, lze určit, že nejzávažněji na degradaci aerodynamických a výkonnostních charakteristik VTOL bezpilotních letadel působí ledovka. U vrtulí zasažených ledovkou vzniká největší množství ledové vrstvy v nejkratším čase. Ledovka se tvoří po celém povrchu vztlakové plochy a vytváří nepravidelné ledové struktury, které způsobují předčasné odtrhávání mezní vrstvy, narušení proudění a vznik velkých turbulencí. Což vede k závažnému poklesu či úplné ztrátě tahu, zvýšení aerodynamického odporu a nárůstu elektrického odběru (obr. 1.34). U ledovky také nejčastěji dochází k odlamování námrazy a ke vzniku silných vibrací. [32] [27]



Obrázek 1.34: Porovnání zvýšení elektrického odběru u jednotlivých typů námrazy [27]



1.7 Přehled současných technologických řešení námrazy

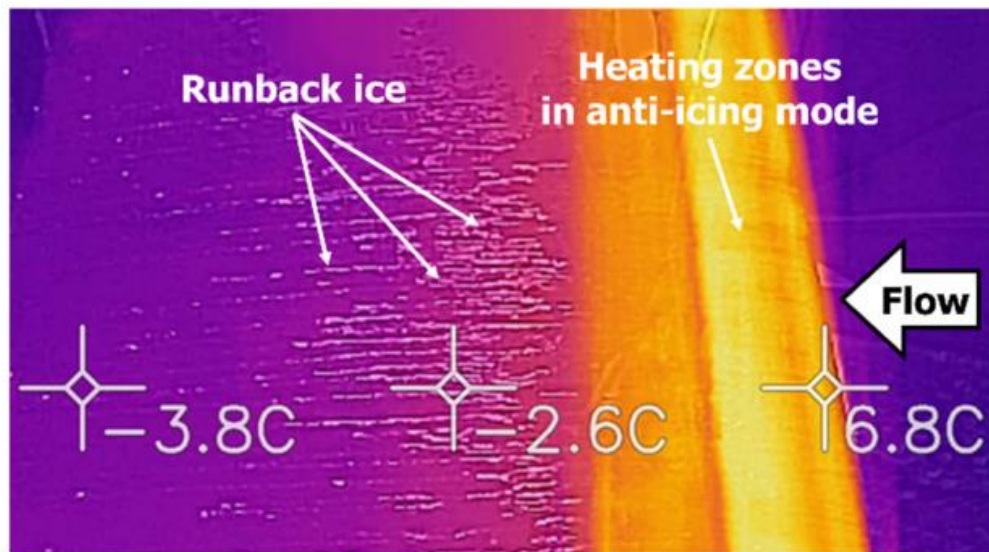
Ke zmírnění vlivu či zabránění vzniku námrazy existuje řada opatření. Tato opatření tvoří protinámrazové a odmrazovací systémy, které lze na základě metody ochrany povrchu rozdělit na anti-icing a de-icing systémy. Anti-icing systémy chrání kritické části letadla před vznikem jakékoliv vrstvy námrazy a de-icing systémy odstraňují již vzniklou ledovou vrstvu. Obě metody mají své výhody a nevýhody. Výhodou anti-icing systémů je prevence vzniku námrazy a jejich nevýhodou je energetická náročnost. Naopak výhodou de-icing systémů je nízká energetická náročnost a jejich nevýhodou je, že při opožděné aktivaci, již nemusí být účinné, popřípadě mohou způsobit odlamování námrazy a poškození ostatních částí letadla. Anti-icing a de-icing systémy lze rozdělit dle použité technologie na tepelné, mechanické a chemické systémy. Většina těchto systémů se využívá v oblasti pilotovaného letectví a pro bezpilotní letadla jsou příliš těžkopádné a energeticky náročné. [53] V současnosti tak existuje pouze omezený počet anti-icing a de-icing systémů, které lze pro bezpilotní letadla využít. Jedná se však především o experimentální koncepty, nikoliv dostupné a certifikované systémy. [2]

1.7.1 Koncepty anti-icing a de-icing systémů pro VTOL UA

Anti-icing a de-icing systémy určené pro VTOL bezpilotní letadla musí mít nízkou hmotnost a nízkou energetickou náročnost. Současně musí splňovat požadavky vycházející z jejich konstrukčního řešení a mechaniky letu. Některé anti-icing či de-icing systémy, navržené pro letadla s pevnými křídly, tedy není možné z těchto důvodů použít. Mezi současné anti-icing a de-icing technologie, které je možné v případě VTOL bezpilotních letadel aplikovat patří elektrotermické a chemické systémy. [54] [55]

Elektrotermické systémy

Elektrotermické systémy ochraňují povrch kritických částí letadla před vznikem či hromaděním námrazy jeho ohříváním. Elektrotermické systémy generují teplo, využitím odporového drátu. [11] Popřípadě mohou být ohříváče vyrobeny z uhlíkových kompozitů či uhlíkových povlaků. Elektrotermické systémy jsou vyspělou a spolehlivou odmrazovací metodou, která je díky své jednoduchosti a nízké hmotnosti vhodná i pro VTOL bezpilotní letadla. Nevýhodou a současnou limitací elektrotermických systému je jejich vysoká energetická náročnost. Z tohoto důvodu jsou používány pouze pro malé plochy, jako jsou náběžné hrany křídel či vrtulí (obr. 1.35). [2] [56]



Obrázek 1.35: Vyhřívání náběžné hrany a vznik zpětné námrazy [56]

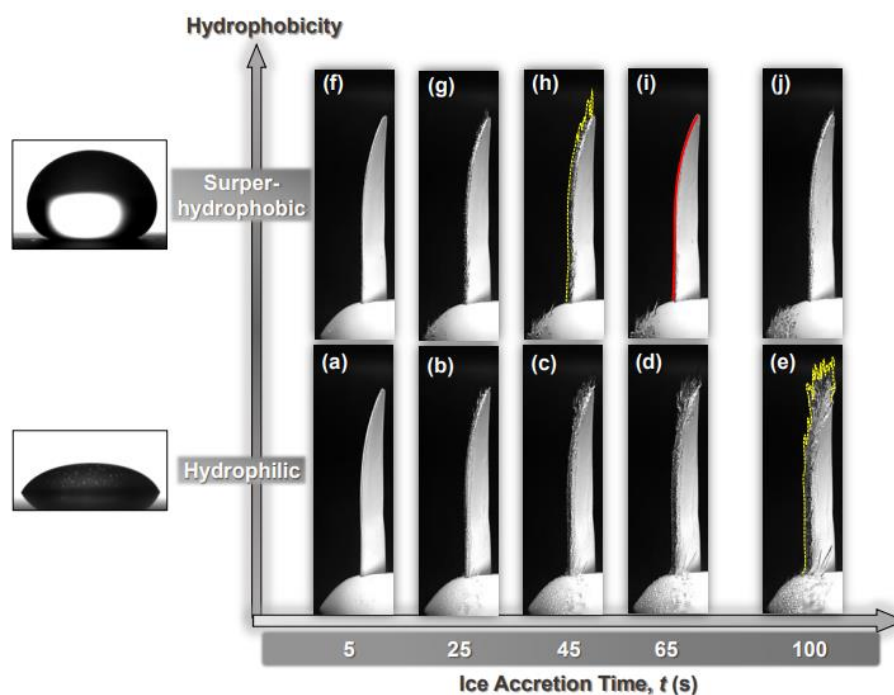
Elektrotermické systémy pracují nejefektivněji pokud minimalizují tání a maximalizují odlamování námrazy. Při využití těchto systémů může docházet k tvorbě tzv. zpětné námrazy, která vzniká mimo ohřívanou oblast, tedy mimo náběžnou hranu křídla či vrtule (obr. 1.35). Zpětná námraza způsobuje narušení proudění vzduchu při jeho obtékání profilu křídla či vrtule a způsobuje předčasné odtrhávání mezní vrstvy. [56]

Chemické systémy

Chemické systémy jsou pasivní odmrazovací a protinámrazovou metodou, založenou na chemickém ošetření povrchu. V pilotovaném letectví se velmi často používají při odstraňování námrazy před vzletem letadla. Povrch letadel je obvykle ošetřen etylenglykolem, který snižuje bod tání a tuhnutí přehlazených vodních kapek a chrání povrch před vznikem námrazy v počátečních fázích letu. [2]

U VTOL bezpilotních letadel se nově v oblasti experimentálního testování objevují různé druhy hydrofobních povlaků s nízkou smáčivostí. Povrch může být ošetřen několika metodami, například nátěrem, postřikem, smáčením či vakuovým napařováním povlaku. Hydrofobní povlaky zvětšují kontaktní úhel přehlazených vodních kapek při jejich kolizi s povrchem a zmenšují adhezní síly, působící mezi vznikající ledovou vrstvou a vztlakovou plochou. [57] Hydrofobní povlaky urychlují odtékání přehlazených vodních kapek z povrchu a zabraňují jejich sdružování a hromadění na vztlakových plochách. V kombinaci s aerodynamickými a odstředivými silami, které na vrtule působí, urychlují a napomáhají odlamování ledové vrstvy

(obr. 1.36). Jedná se tedy o velmi efektivní pasivní protinámrazové a odmrazovací systémy. Hydrofobní povlaky jsou současně velmi lehké a nevyžadují žádný dodatečný zdroj energie. Svými vlastnostmi se tedy skvěle hodí pro vrtule VTOL bezpilotních letadel. [5] Hydrofobní povrchy mají i své nevýhody a slabá místa. Například při kolizi velmi přechlazených vodních kapek či ledových částic s povrchem ve vysokých rychlostech, dochází k jejich penetraci a postupné degradaci a ztrátě jejich hydrofobních vlastností. [37]

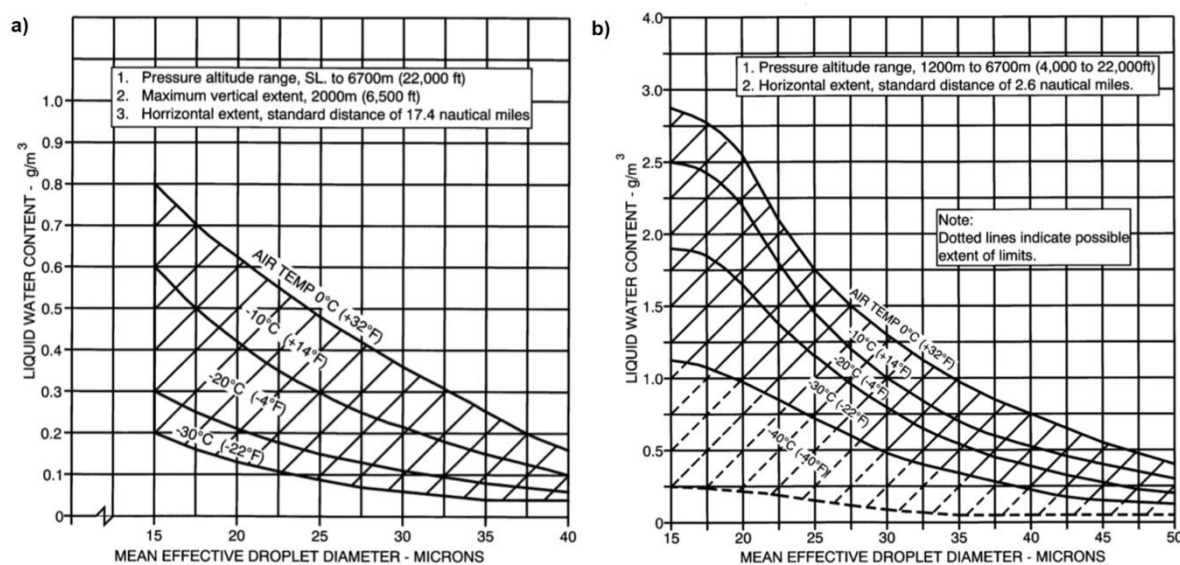


Obrázek 1.36: Porovnání vlastností hydrofilních a hydrofobních povrchů [5]

1.8 Legislativní přístup k námraze u UA

Integrace bezpilotních letadel do společného vzdušného prostoru a implementace nových legislativních regulací je právě probíhající proces, který zahrnuje řadu nových výzev a překážek. Námraza je jednou z nich, nicméně v současnosti existují jiné, daleko více naléhavé problémy, kterými se v tuto chvíli letecké úřady a autority zabývají přednostně. Námraza i přesto zůstává relevantním problémem, který je nutné zohlednit a vyřešit. Mezinárodní agentury pro bezpečnost v letectví, čítající EASA, FAA a TCCA uznávají, že námraza představuje značná bezpečnostní rizika, ke kterým je nutné vytvořit odpovídající regulace. Nicméně doposud představila konkrétní pravidla provozu bezpilotních letadel, zohledňujících námrazu pouze TCCA. [2] TCCA stanovuje pravidla, která podmiňují provoz při podmínkách námrazy pouze v případě, že jsou bezpilotní letadla vybavena detekčními, anti-icing či de-icing systémy. [58]

V pilotovaném letectví jsou regulace spojené s námrazou součástí certifikačních specifikací, které definuje EASA. Certifikační specifikace definují provozní scénáře a specifické meteorologické podmínky námrazy, při kterých musí jednotlivé typy letadel prokázat letovou způsobilost v rámci jejich výkonnosti a ovladatelnosti. Podmínky námrazy jsou definovány námrazovými obálkami a vycházejí z obsahu přechlazených vodních kapek v ovzduší (LWC), jejich průměrné velikosti (MVD) a teploty ovzduší. Celkem existují dva druhy námrazových obálek, které se vzájemně liší přípustnou tolerancí námrazy. Jedná se o námrazovou obálku při stálém vystavení letadla podmínkám námrazy (a) a námrazovou obálku při nárazovém vystavení letadla podmínkám námrazy (b) (obr. 1.37). [6]



Obrázek 1.37: Námrazové obálky [6]

Lze očekávat, že s postupnou implementací nových nařízení a legislativních pravidel provozu bezpilotních systémů, vzniknou obdobné certifikační požadavky k prokázání letové způsobilosti, které zasáhnou bezpilotní letadla, provozovaná v certifikované kategorii. Do certifikované kategorie spadají bezpilotní letadla s MTOM nad 25 kg a bezpilotní letadla, překračující při svém zamýšleném provozu, provozní rizika specifické kategorie. [16] [15] Současně je možné, že se certifikační požadavky budou týkat i některých bezpilotních letadel, provozovaných autonomně, nad hustě osídlenými prostory, či nezávisle na počasí.



1.9 Shrnutí teoretické části práce

VTOL bezpilotní letadla jsou provozována především ve veřejných prostranstvích či osídlených oblastech, v letových hladinách velmi blízko nad zemí, ve kterých na ně v průběhu letu působí velmi špatně předpověditelné meteorologické jevy, které představují závažná bezpečnostní a provozní rizika. Z těchto meteorologických jevů jsou pro provoz VTOL bezpilotních letadel z pohledu závažnosti a možných dopadů nejnebezpečnější podmínky námrazy.

V porovnání s pilotovanými letadly jsou VTOL bezpilotní letadla díky své odlišné mechanice letu, konstrukčnímu řešení a dalším rozdílným charakteristikám, daleko náchylnější a zranitelnější vůči degradaci aerodynamických a výkonnostních vlastností, způsobenou námrazou. Námraza tak pro bezpilotní letadla představuje současnou provozní limitaci, která však není při jejich provozu doposud zohledňována a proti které neexistují ověřená a účinná technologická řešení. V případě uplatnění jejich potencionálního využití je nutné zajistit, aby byla schopna provozu nezávisle na počasí, tak aby byla zajištěna odpovídající provozní bezpečnost.

Kritickými a nejvíce zranitelnými částmi VTOL bezpilotních letadel jsou jejich propulzní systémy. V případě hromadění námrazy na náběžných hranách jejich vrtulí může dojít k závažné degradaci generovaného tahu, nárůstu aerodynamického odporu, zvýšení pracovní zátěže pohonné jednotky a rychlému vybití akumulátoru, tedy výrazné redukci celkového doletu či zřícení celého letadla. S hromaděním ledové vrstvy je spojeno i její odlamování, které neprobíhá rovnoměrně na všech vrtulových listech současně. Nerovnoměrným odlamováním ledové vrstvy dochází ke vzniku silných vibrací, které opět zvyšují pracovní zátěž motoru, vedou k jeho přehřívání a mohou způsobit jeho nenávratné poškození.

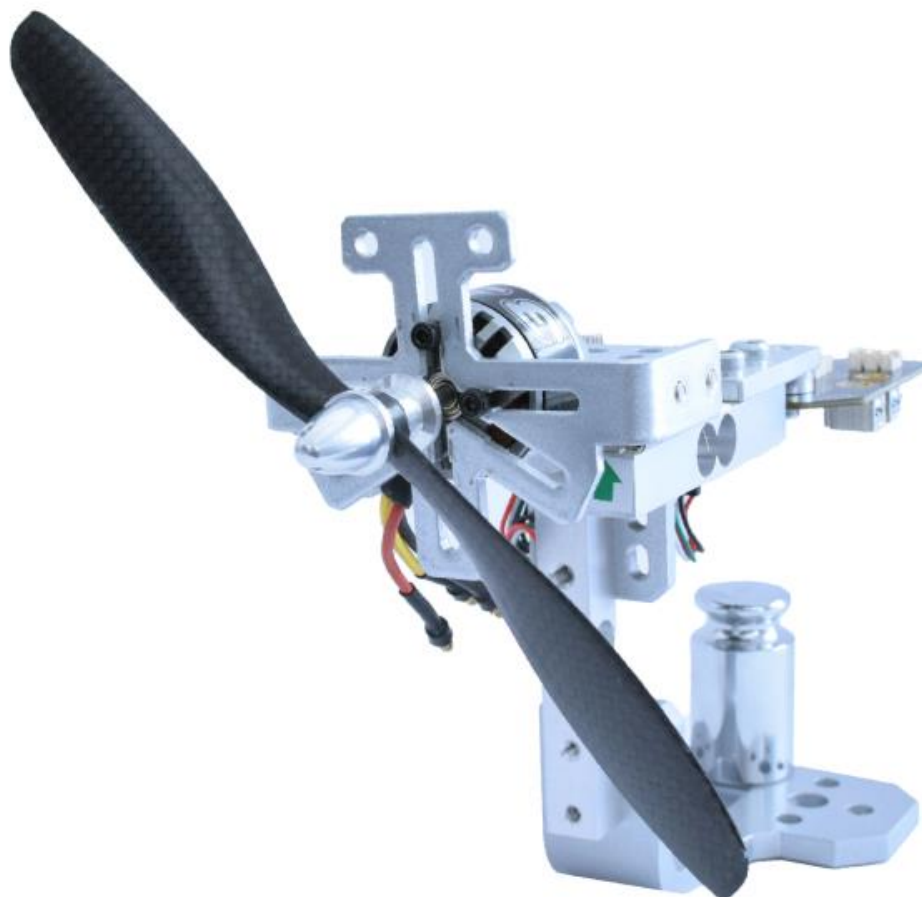
Na základě výše zmíněných aspektů je námraza relevantním problémem, ke kterému je nutné vytvořit odpovídající technologická řešení a legislativní omezení, což je však nejprve podmíněno návrhem jednotné metodiky testování, která by umožnila určit míru závažnosti degradace aerodynamických a výkonnostních charakteristik a ověřit nová technologická řešení.

2 Návrh konceptu a metodiky testování

Navržená metodika testování vlivu námrazy na degradaci letových a výkonnostních charakteristik pohonných jednotek VTOL bezpilotních letadel vychází ze standardně užívaných metod statického testování. Veškerá testování probíhala ve spolupráci s Fakultou stavební ČVUT v Praze. K měření výkonnostních parametrů pohonných jednotek byl využit testovací stojan RCBenchmark 1580 od kanadské společnosti Tyto Robotics (obr. 2.1). K vytvoření meteorologických podmínek námrazy byla využita environmentální komora, umístěná v experimentálním centru klimatické laboratoře FSv ČVUT.

2.1 Použité vybavení

2.1.1 RCBenchmark 1580



Obrázek 2.1: RCBenchmark 1580 [59]



RCBenchmark 1580 je testovací zařízení, určené k návrhu a testování výkonnostních charakteristik populzních systémů bezpilotních letadel. Využití zvoleného certifikovaného měřicího zařízení bylo podloženo rešeršní studií, která prokázala jeho využití při obdobných studiích výkonnosti pohonných jednotek. Toto testovací zařízení tvoří sensorické vybavení, které umožňuje velmi přesně snímat vybrané výkonnostní charakteristiky a open-source software, který tvoří grafické rozhraní systému. Sensorické vybavení obsahuje tři zátěžové senzory, respektive siloměry, které dovolují měřit tah a točivý moment a akcelerometry, které snímají akcelerace a vibrace. Dále je sensorické vybavení tvořeno elektronickým a optickým senzorem otáček (RPM). Elektronický senzor otáček měří otáčky prostřednictvím ESC na základě zpětných elektromotorických sil, generovaných při spínání a rozepínání fází mezi cívkami elektromotoru. Optický senzor otáček měří otáčky na základě odrazů od reflexních značek, umístěných na těle elektromotoru. Důležitou částí testovacího zařízení je deska plošných spojů (PCB), která spojuje veškeré komponenty a umožňuje kontrolu ESC a elektromotoru. PCB monitoruje a sbírá data z jednotlivých senzorů a ESC, prostřednictvím kterého měří elektrický proud a elektrické napětí (tab. 2.1). [59]

Tabulka 2.1: Přesnost sensorického vybavení [59]

Parametr	Rozsah měření	Přesnost	Jednotky	Snímkovací frekvence
Tah	± 5	0,5 % ± 0,005	kgf	8 Hz
Točivý moment	± 2	0,5 % ± 0,005	Nm	8 Hz
Elektrické napětí	0 - 35	0,5 % ± 0,05	V	50 Hz
Elektrický proud	0 - 40	1 % ± 0,1	A	50 Hz
Otáčky	0 - 190 000	1	ot/min	50 Hz

RCBenchmark software zprostředkovává vizualizaci dat v reálném čase a jejich ukládání do CSV formátu k následnému zpracování. Tento open-source software je psaný v programovacím jazyce JavaScript a umožňuje vytvoření automatických režimů, dle záměrů testování.

2.1.2 Klimatická komora

Podstata využití klimatické komory spočívá ve vytvoření konstantně udržovaných meteorologických podmínek, ideálních pro tvorbu námrazy, tak i v zajištění výzkumného požadavku na jejich reprodukovatelnost při jednotlivých experimentech. K testování byla

vybrána klimatická komora WEIS, situovaná v prostorách experimentálního centra FSv ČVUT v Praze. Testování v této klimatické komoře probíhá ve zkušební sekci o rozměrech 800 x 950 x 800 mm a celkovém objemu 600 l (obr. 2.2).



Obrázek 2.2: Klimatická komora FSv ČVUT

Klimatická komora umožňuje klimatizovat vzduch uvnitř testovací sekce na přesně zadanou teplotu a zaručuje jeho optimální prostorové rozdělení. Teplotu lze v testovací sekci regulovat v rozmezí od -45 °C do 180 °C (tab. 2.2). [60]

Tabulka 2.2: Teplotní parametry klimatické komory [60]

Maximální teplota	Minimální teplota	Časová teplotní odchylka	Prostorová teplotní homogenita
180 °C	- 45 °C	$\pm 0,1 - 0,5\text{ K}$	$\pm 0,5 - 1,5\text{ K}$

2.2 Testovaný propulzní systém

K testování byl vybrán BLDC elektromotor DJI 2312A (E305) a vrtule 3DRobotics Solo. Jedná se o standardně využívané propulzní systémy u komerčně dostupných VTOL bezpilotních letadel typu multikoptér s MTOM v rozmezí od 1 kg do 2,5 kg. Vybraným elektromotorem DJI 2312A jsou osazovány multikoptéry série DJI Phantom (obr. 2.3 a tab. 2.3).

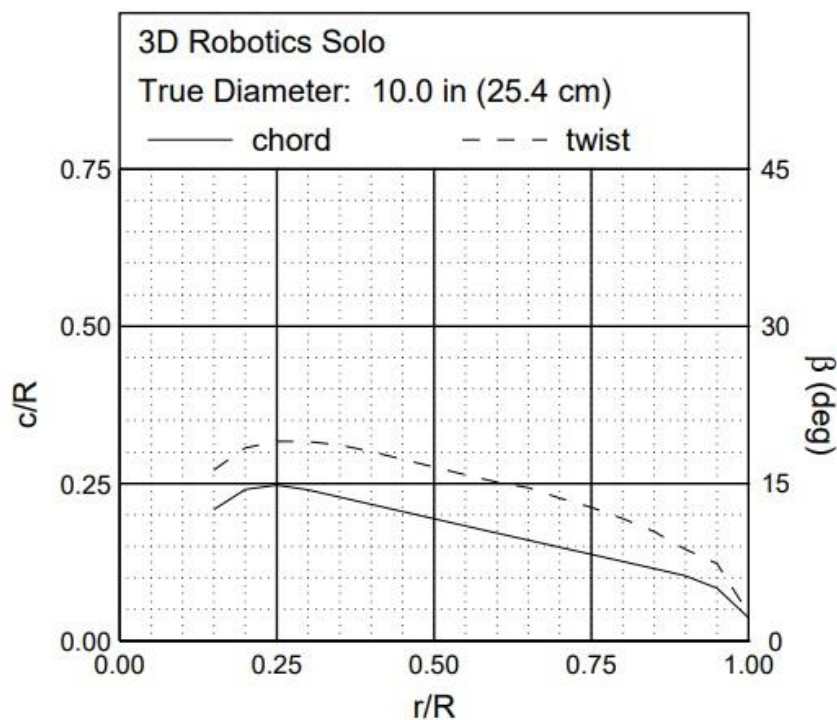
Tabulka 2.3: Technické specifikace motoru DJI 2312A [61]

Typ motoru	Otáčky na Volt	Hmotnost	Počet cívek
S vnějším rotorem	800 Kv	56 g	14



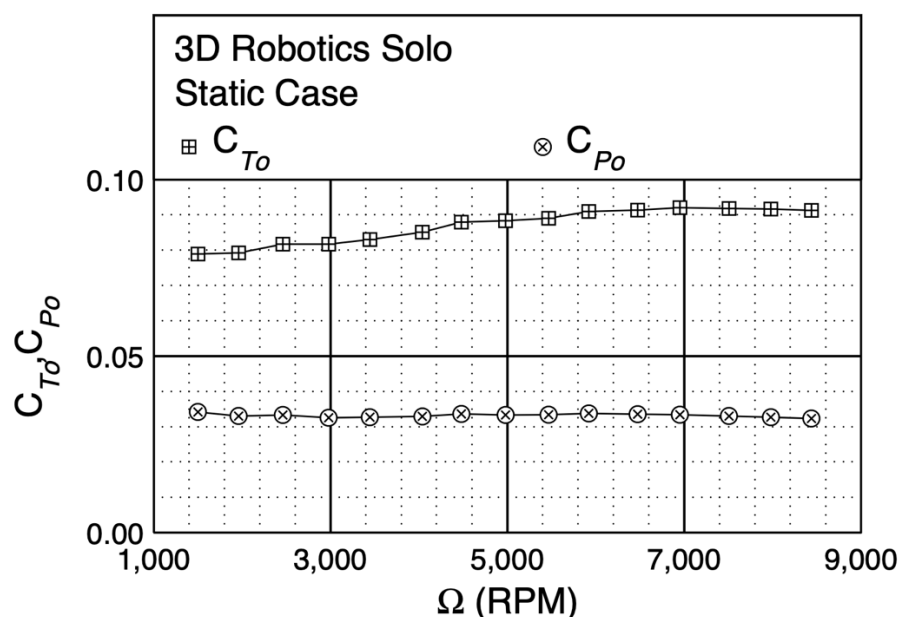
Obrázek 2.3: BLDC motor DJI 2312A [61]

3DRobotics Solo je typ dvoulisté vrtule ze stejnojmenné multikoptéry o průměru 254 mm s geometrií profilu o tloušťce listu c a úhlu náběhu listu β , dle obr. 2.4. Jedná se o samoutahovací vrtuli vyrobenou z polymeru, odpovídající svými parametry testovanému BLDC motoru.



Obrázek 2.4: Vrtule 3DR Solo a geometrie profilu jejích listů [62]

Hlavním důvodem výběru této vrtule je dostupnost jejích výkonnostních parametrů, čítající součinitel tahu C_T , součinitel výkonu C_P (obr. 2.5). Údaje o výkonnosti vrtule nejsou obvykle v této hmotnostní a velikostní kategorii VTOL bezpilotních letadel výrobcem udávány a umožní validovat přesnost testování v rámci této práce. Výkonnostní parametry testované vrtule 3DRobotics Solo byly získány při statickém testování v rámci porovnání výkonnosti jednotlivých typů vrtulí. Tento experimentální výzkum byl proveden univerzitou ERAU (Embry-Riddle Aeronautical University). [62]



Obrázek 2.5: Součinitel tahu C_T a součinitel výkonu C_P vrtule 3DR Solo [62]

Testovaný propulzní systém byl z důvodu energetické náročnosti jednotlivých měření připojen k napájecímu zdroji, který umožnil z měření vyřadit proměnou v podobě akumulátoru, který by v opačném případě s postupným vybíjením ovlivňoval výkonnost.

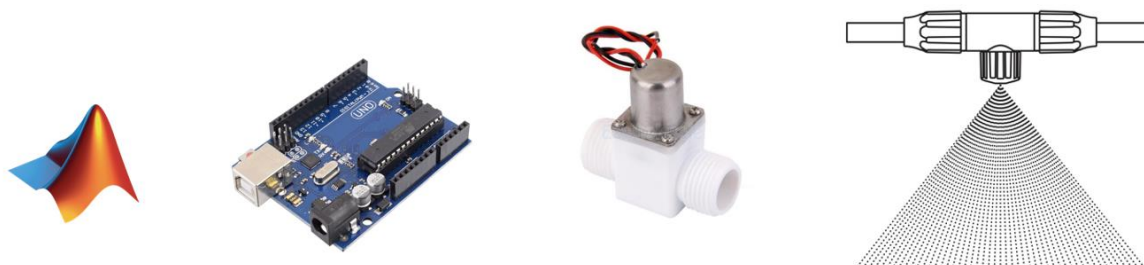
2.3 Návrh konceptu

2.3.1 Návrh rozprašovacího systému

V rámci návrhu konceptu, který umožní testování a vystavení propulzních systémů VTOL bezpilotních letadel podmínkám vzniku námrazy bylo nejprve nutné vytvořit odpovídající meteorologické prostředí v klimatické komoře. Z meteorologických podmínek, které musí být pro vznik námrazy splněny, je zásadní výskyt přechlazených vodních kapek při teplotách ovzduší pod bodem mrazu. Klimatická komora na FSv ČVUT v Praze však umožňuje regulaci pouze teploty a vlhkosti. Z tohoto důvodu bylo nutné rozšířit testovací sekci klimatické komory o rozprašovací systém, který bude schopen vytvářet požadovaný aerosol přechlazených vodních kapek.

Navržený rozprašovací systém je tvořen tryskou, uchycenou ve stropní části testovací sekce a bipolárním ventilem, umístěným před průchodkou do komory. Zvolená tryska vytváří kuželovitý aerosol mikro kapek, ochlazených na teplotu vzduchu v testovací sekci. Vodní kapky jsou ochlazovány při jejich průchodu potrubím, které je částečně vedeno testovací sekci.

Celý rozprašovací systém může být manuálně i automaticky kontrolován dle potřeb testování, využitím zmíněného bipolárního ventilu, Arduina a navrženého GUI v prostředí MATLABu (obr. 2.6).



Obrázek 2.6: Rozprašovací systém

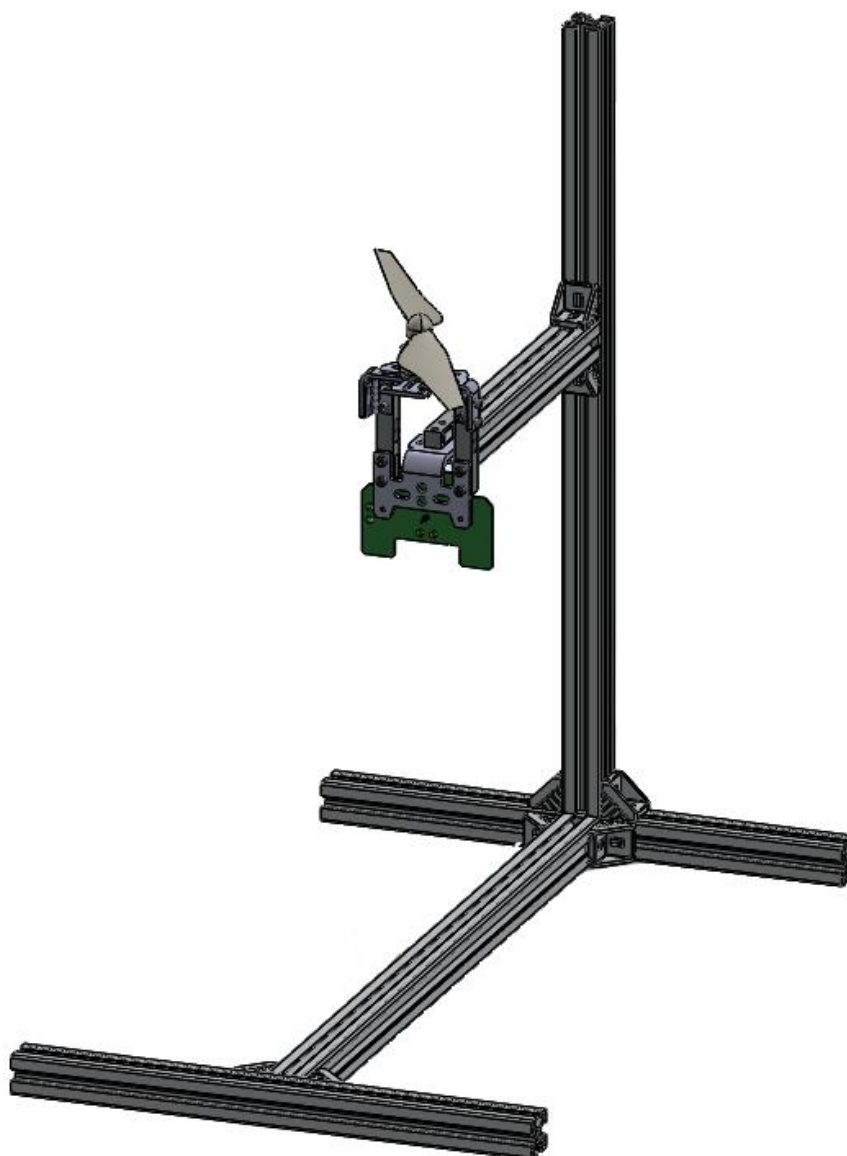
Rozprašovací systém čítal velké množství proměnných, které znemožňovaly přesné dopočítání objemového průtoku vodních kapek tryskou. Z těchto důvodů byl průtok určen experimentálním měřením. Průtok byl měřen na výstupu z trysky pomocí odměrného válce. Naměřený objem vody byl vždy zvážen kalibrovanou váhou. Celkem bylo provedeno deset měření po 300 s, z nichž výsledný průměrný objemový průtok činil 1,43 g/s (tab. 2.4). Tato hodnota odpovídá meteorologickým podmínkám námrazy, které jsou definované v námrazových obálkách a se kterými se mohou letadla v průběhu letu reálně setkat.

Tabulka 2.4: Měření průtoku tryskou

Měření	objem vody (ml)	čas (s)	průtok (g/s)
č.1	428,40	300	1,428
č.2	429,84	300	1,433
č.3	428,45	300	1,428
č.4	428,39	300	1,428
č.5	429,29	300	1,431
č.6	429,10	300	1,430
č.7	428,88	300	1,430
č.8	429,40	300	1,431
č.9	429,22	300	1,431
č.10	429,31	300	1,431
Průměr měření	429,16		1,431
Směrodatná odchylka	0,488		0,002

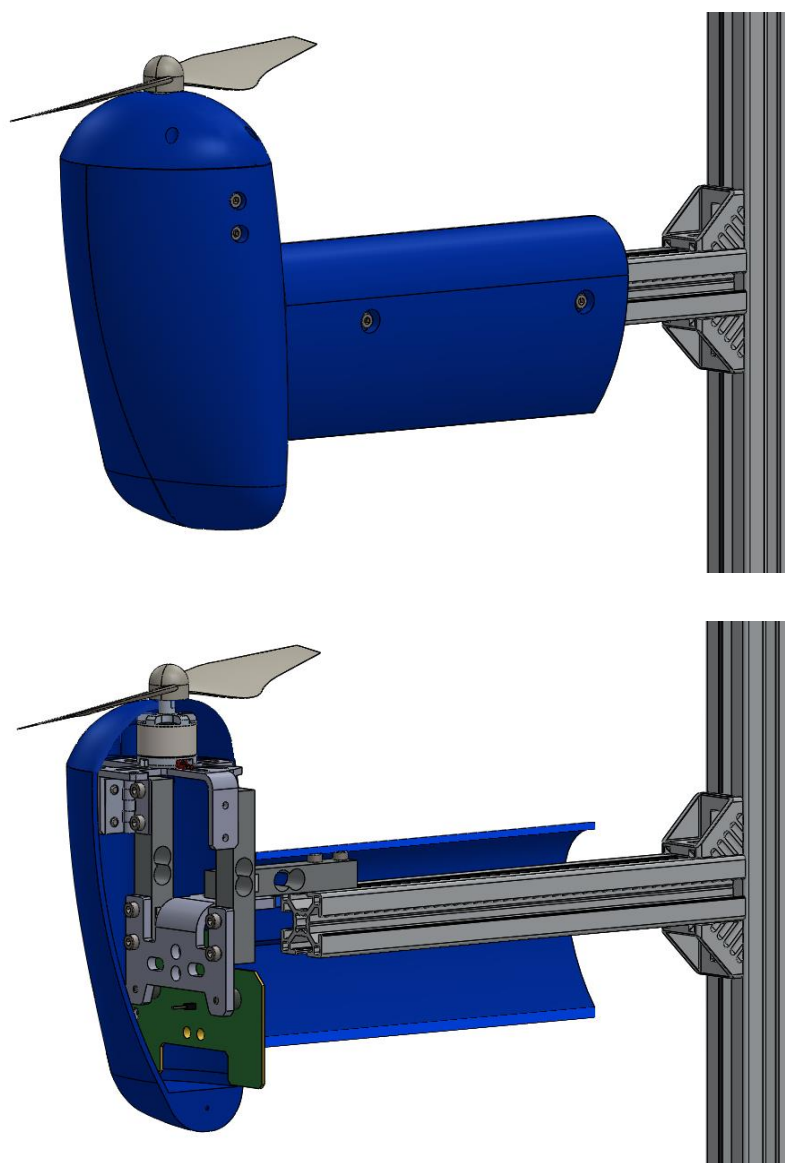
2.3.2 Návrh upevnění testovacího zařízení a aerodynamické obálky

V rámci návrhu konceptu bylo dále nutné vytvořit konstrukci, která umožní uchycení propulzního systému společně se sensorickým vybavením do prostoru testovací sekce klimatické komory. Konstrukce byla navržena z hliníkových profilů Bosch 30 x 30 mm prostřednictvím softwaru SolidWorks. Navržená konstrukce umožňuje variabilní upevnění testovacího zařízení do vodorovné i horizontální polohy dle potřeb testování. V případě vertikálního upevnění je současně možné regulovat i výšku umístění testovacího zařízení, tak aby v závislosti na velikosti vrtule a generovaném tahu nedocházelo ke vzniku turbulencí a ovlivňování měření vlivem přízemního efektu (obr. 2.7).



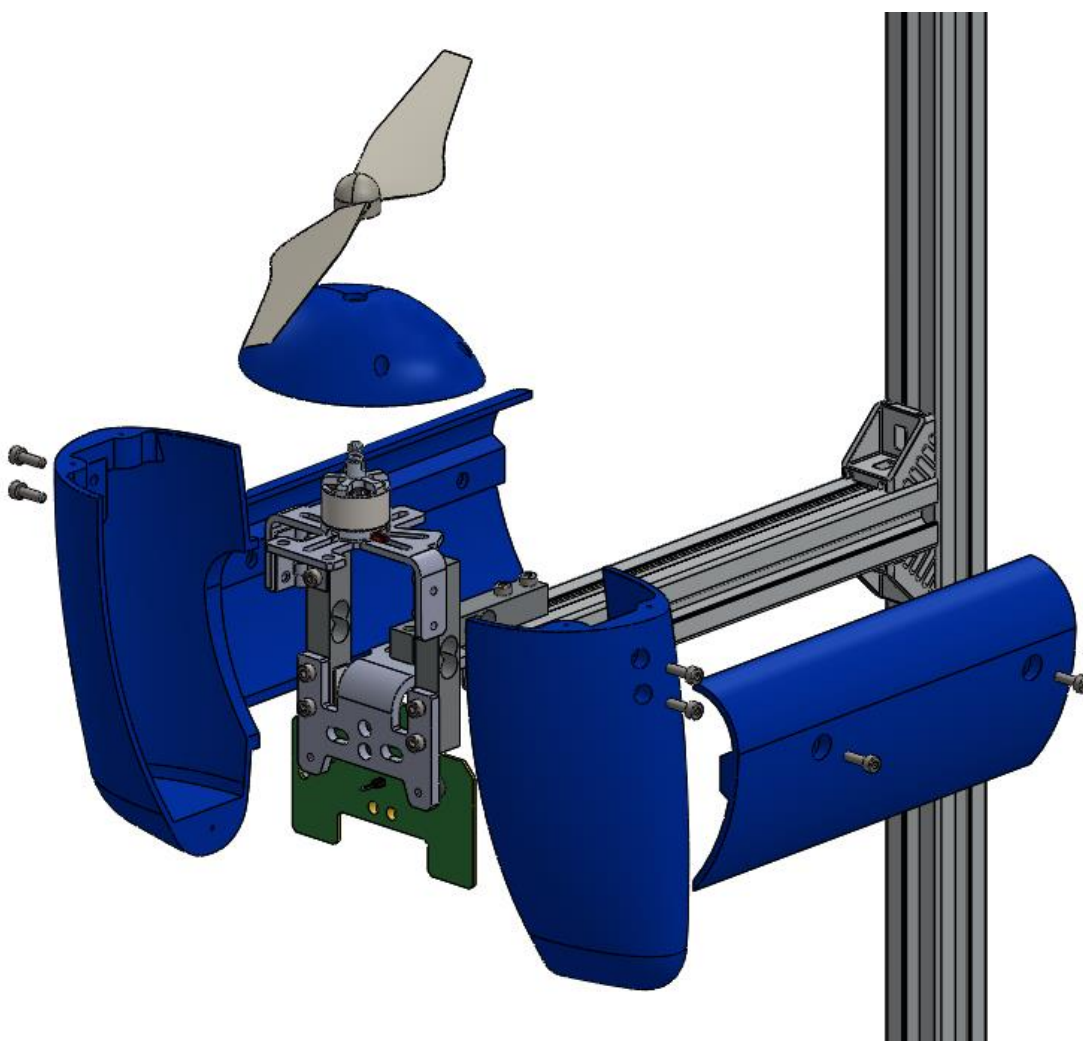
Obrázek 2.7: Konstrukce k upevnění testovacího zařízení

Při vystavení testovacího zařízení podmínkám vzniku námrazy by přechlazené vodní kapky mohly poškodit testovaný elektromotor či samotné sensorické vybavení, které je velmi nákladné. Z tohoto důvodu byla navržena aerodynamická obálka, která chrání dílčí elektronické komponenty před vodními kapkami a zamezuje jejich poškození. Hlavním cílem návrhu bylo vytvořit aerodynamickou obálku o co nejmenších rozměrech a s co největší možnou aerodynamickou jemností tak, aby i přes rozměry sensorického vybavení obálka nevytvářela příliš velký aerodynamický odpor, nenarušovala proudění vzduchu při jejím obtékání a nezpůsobovala vznik turbulencí v úplavu za vrtulí. Aerodynamická obálka byla stejně jako konstrukce k upevnění testovacího zařízení navržena využitím softwaru SolidWorks (obr. 2.8).



Obrázek 2.8: Řez aerodynamickou obálkou

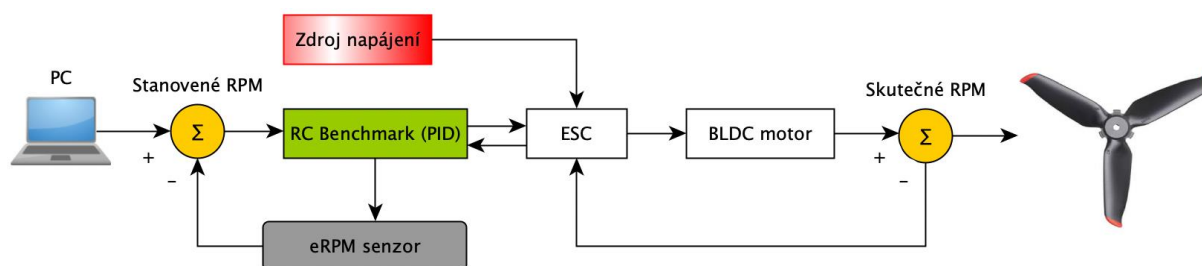
Aerodynamická obálka byla navržena celkem z pěti dílčích částí tak, aby byl zachován přístup k sensorickému vybavení a pohonné jednotce v případě potřeb testování (obr. 2.9). Jednotlivé části byly uchyceny k původnímu tělu testovacího zařízení a spáry mezi nimi byly utěsněny silikonovou páskou. Dilatační spáry mezi jednotlivými částmi aerodynamické obálky byly vytvořeny úmyslně, aby se jednotlivé díly přizpůsobily pohybům zátěžových sensorů a nedocházelo k ovlivňování jejich funkce. Všechny prototypy a díly aerodynamické obálky byly vyrobeny pomocí technologie 3D tisku z materiálu PLA (Polylactic acid). Jednotlivé díly bylo možné vyrobit v řádech hodin, což umožňovalo, že v případě vzniku nedostatků, bylo možné daný díl okamžitě upravit a znovu vytisknout.



Obrázek 2.9: Rozložený pohled aerodynamické obálky

2.3.3 Návrh PID regulátoru

V neposlední řadě bylo nutné zvolit referenční a konstantně neměnný parametr, který zajistí reprodukovatelnost měření a umožní vzájemné porovnání testovaných výkonnostních charakteristik. Na základě požadavků testování a provedené rešerše byly jako referenční parametr zvoleny otáčky elektromotoru (RPM). K udržení konstantních otáček v průběhu testování byl navržen PID regulátor. Regulátor otáček byl navržen využitím open-source softwaru, který je součástí testovacího zařízení RCBenchmark, v programovacím jazyce JavaScript. Navržený regulátor udržuje stanovené otáčky prostřednictvím elektronického senzoru, který měří skutečné otáčky a umožňuje dopočítávat chybu neboli odchylku od stanovené hodnoty RPM, na základě které jsou prostřednictvím ESC upravovány a udržovány požadované otáčky (obr. 2.10). [63]



Stanovené RPM – Skutečné RPM = odchylka

Obrázek 2.10: PID regulátor RPM

Udržování předdefinovaných otáček pouze prostřednictvím dopočítávání odchylky od skutečné hodnoty by způsobovalo jejich nechtěnou oscilaci. Z těchto důvodů jsou na základě teorie PID regulátoru využity proporcionální (P), integrační (I) a derivační regulátory (D), které umožňují otáčky ustálit na požadovanou hodnotu bez vzniku zmíněných oscilací. Proporcionální složka umožňuje regulovat reakci regulátoru na velikost regulační odchylky. Jinými slovy umožňuje zvětšovat a zmenšovat rychlost růstu otáček. Integrační složka regulátoru umožňuje reagovat na velikost předchozích odchylek, čímž dokáže docílit postupného odstranění odchylky. Poslední, derivační složka regulátoru predikuje vývoj velikosti odchylek v dalších krocích, čímž dokáže rychleji ustálit požadované otáčky. Jednotlivé P, I a D regulátory jsou definovány konstantami K_P , K_I a K_D , které jsou stanoveny v závislosti na vlastnostech regulovaného systému. [63]



2.4 Metodika testování

Testování bylo rozděleno na jednotlivé série měření. Nejprve, před vystavením propulzních systémů samotným podmínkám námrazy, byla provedena měření bez jakékoliv kontaminace povrchu vrtulových listů ledovou vrstvou a bez prostorového omezení v podobě testovací sekce klimatické komory. V rámci těchto měření byla pohonná jednotka uchycena ke stojanu v horizontální poloze, tak aby vlivem přízemního efektu nedocházelo ke vzniku turbulencí. Měření probíhala při udržování konstantních otáček po dobu 20 s a jejich následném zvyšování na další předdefinovanou hodnotu v rozsahu od 4000 po 7500 RPM (tab. 2.5). Tímto způsobem bylo možné získat referenční charakteristiky výkonnosti testovaného propulzního systému, které bylo možné následně porovnat s dostupnými parametry, a tak ověřit přesnost měření.

Tabulka 2.5: Průběh měření výkonnosti propulzního systému

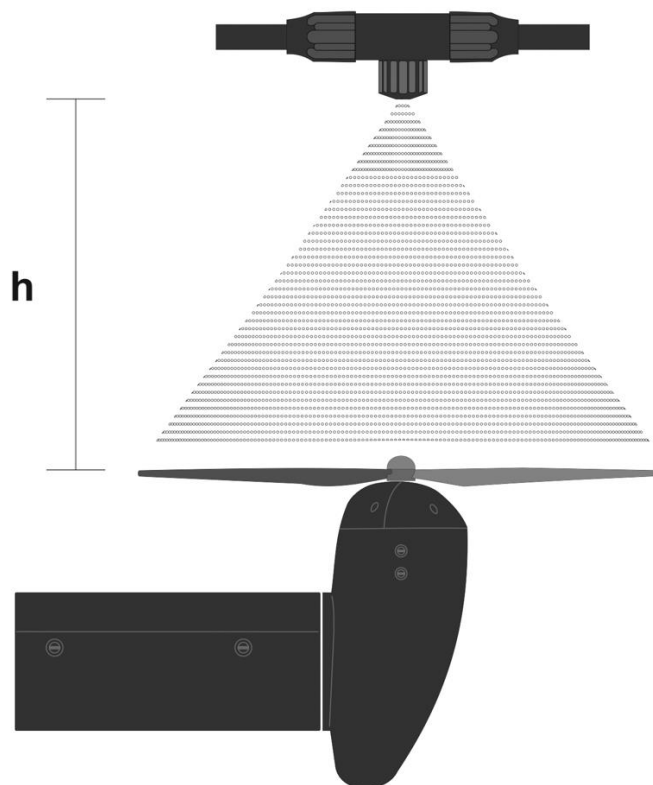
Předdefinované otáčky (RPM)	4000	5000	6000	6500	7000	7500
čas udržování RPM (s)	20	20	20	20	20	20

Stejným způsobem, jakým probíhalo měření referenční výkonnosti propulzního systému, byla následně provedena i měření v klimatické komoře (tab. 2.5). Při těchto měřeních byla pohonná jednotka upevněna ke stojanu ve vertikální poloze ve výšce 700 mm nad zemí (obr. 2.7). Cílem těchto měření bylo určit, jaký vliv má prostorové omezení na vznik turbulencí a následné ovlivňování výkonnostních charakteristik testovaného propulzního systému. Při dalších měřeních již byly propulzní systémy v klimatické komoře vystaveny meteorologickým podmínkám, čítajícím déšť a námrazu. V rámci testování byla nejprve provedena zkušební měření, při kterých došlo vlivem vysokých vibrací a vysokého proudu ke zničení jednoho z testovaných BLDC motorů. Z těchto důvodů byly pro další testování stanoveny bezpečnostní limity, které měly podobným situacím zabránit. Jednalo se o limity, čítající maximální přípustné vibrace 3,5 g a maximální přípustný elektrický proud 16 A. Následně bylo provedeno pět sérií měření po deseti opakováních, při teplotách 15, -5, -10 a -15 °C a při objemu vodních kapek 1,43 g/s. Současně byla provedena i měření při teplotě -20 °C, tato měření však byla provedena pouze jednou z důvodu opakovaného selhávání senzorického vybavení při takto nízkých teplotách (tab. 2.6).

Tabulka 2.6: Podmínky udržované v komoře při testování

Měření	Počet provedených měření	Teplota (°C)	LWC (g/s)
č.1	10	15	0
č.2	10	15	1,43
č.3	10	-5	
č.4	10	-10	
č.5	10	-15	
č.6	1	-20	

Před každým testováním byla vždy provedena kalibrace senzoričkého vybavení k zajištění co největší možné přesnosti měření. V průběhu těchto měření byly udržovány konstantní otáčky elektromotoru na požadované hodnotě RPM. Propulzní systémy byly vystaveny aerosolu vodních kapek vždy až po ustálení požadované teploty v testovací sekci a ustálení stanovených otáček. Při těchto měřeních byl testovaný propulzní systém umístěn do výšky 700 mm od země pod trysku tak, aby vznikající kužel aerosolu vodních kapek pokrýval plochu opisovanou vrtulovými listy. Tryska byla umístěna ve stropní části testovací sekce ve výšce (h) 250 mm nad vrtulí (obr. 2.11).



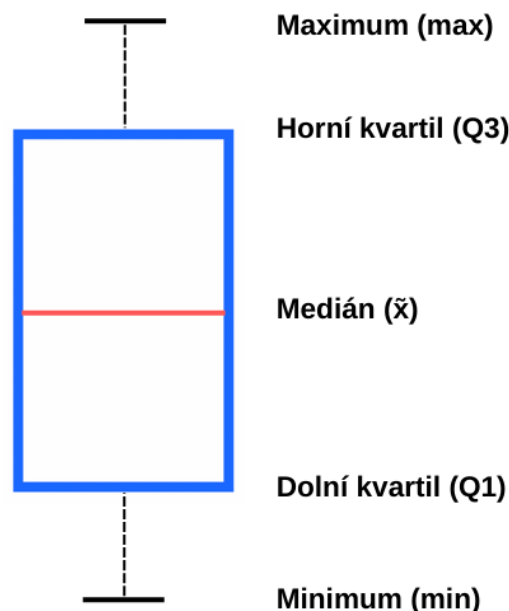
Obrázek 2.11: Umístění propulzního systému vůči trysce

2.5 Zpracování a analýza dat

Ke zpracování dat získaných při jednotlivých měřeních byl navržen skript v prostředí programu MATLAB, využívající následující metody vyhodnocení a vizualizace testovaných parametrů.

2.5.1 Statistická analýza

V první fázi vyhodnocení dat byla využita metodika popisné statistiky, která umožňuje zohlednit datový soubor jako celek. Tento přístup charakterizuje daný datový soubor prostřednictvím několika číselných veličin, které vypovídají o společných zákonitostech, zkoumaných prvků. Jednou z metod vizualizace těchto veličin je krabicový diagram, který reprezentuje maximální (*max*) a minimální hodnotu (*min*), horní (*Q3*) a dolní kvartil (*Q1*) a medián (\bar{x}) (obr. 2.12). [64]



Obrázek 2.12: Rozložení krabicového grafu

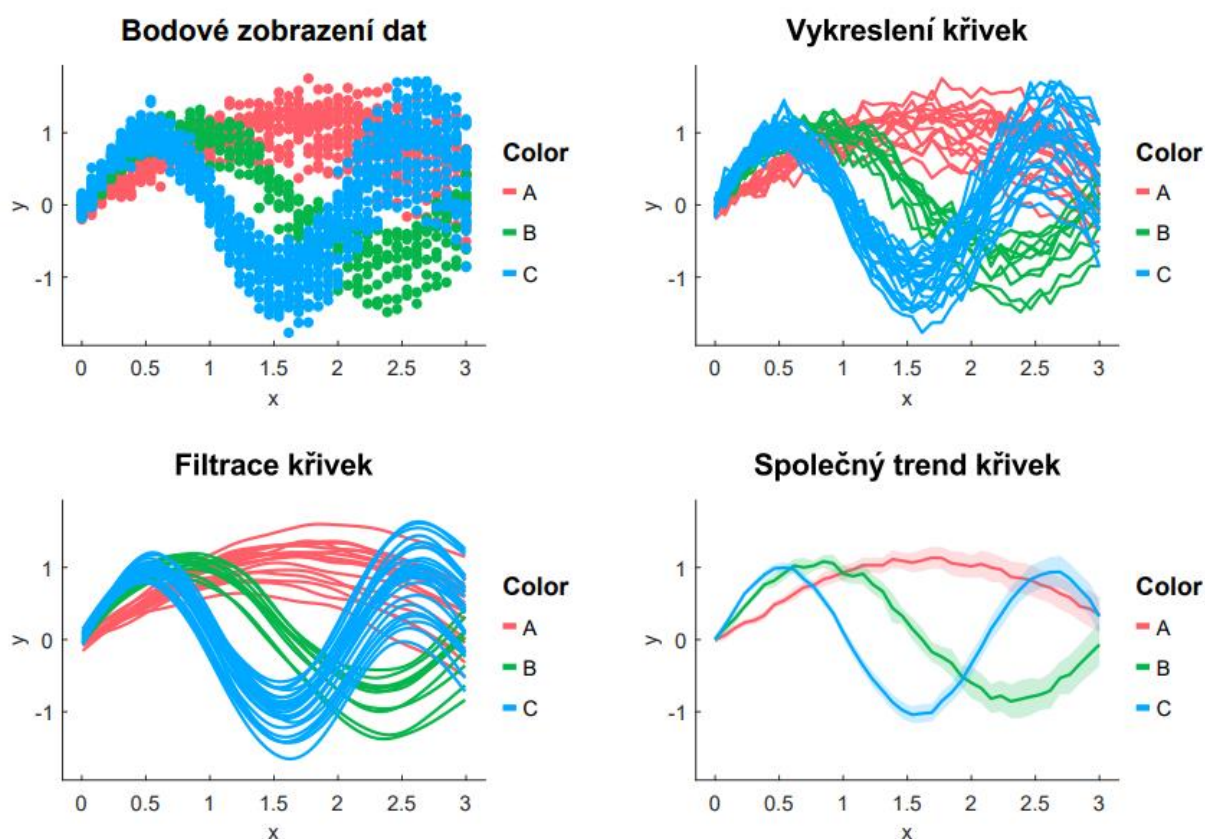
V krabicovém grafu se rozlišují celkem tři kvantily. Dolní kvartil $Q1$ $x_{0,25}$, medián \bar{x} (popř. druhý) kvartil $Q2$ $x_{0,50}$ a horní kvartil $Q3$ $x_{0,75}$. Z čehož vyplývá, že 50 % hodnot je menších a 50 % hodnot je větších než střední hodnota datového celku neboli mediánu \bar{x} . Krabicový graf současně popisuje proměnlivost datového celku, a to pomocí rozptylu σ^2 , směrodatné odchylky σ či mezikvartilového rozpětí. [65]

Krabicový graf byl v rámci této práce využit ke stanovení vlivu prostorového omezení klimatické komory na vznik turbulencí a následné oscilace tahu, které způsobují. Pro dílčí

měření byly z jednotlivých hodnot RPM vytvořeny krabicové grafy, u kterých byl, využitím funkce MATLABu (f-test) vzájemně porovnán rozptyl tahu pro případy měření bez prostorového omezení a měření v klimatické komoře.

2.5.2 Gramm

Gramm je rozšířený doplněk MATLABu, který je tvořen řadou již vytvořených funkcí, které umožňují vyhodnotit a vizualizovat velké množství dat. Velkou výhodou tohoto nástroje je možnost rozdělení měření do jednotlivých skupin, které je možné vůči sobě vzájemně porovnávat. Gramm umožňuje vykreslení bodů měření a následně vytvoření křivek, díky čemuž je možné nahradit chybějící data, která mohla vzniknout chybou měření senzorského vybavení. Vykreslené křivky je dále možné filtrovat a sledovat jejich společný trend a vývoj v rámci jednotlivých skupin měření (obr. 2.13). [66] Pro účely této práce byl Gramm použit k porovnání degradace zkoumaných výkonnostních parametrů při jednotlivých podmínkách námrazy.



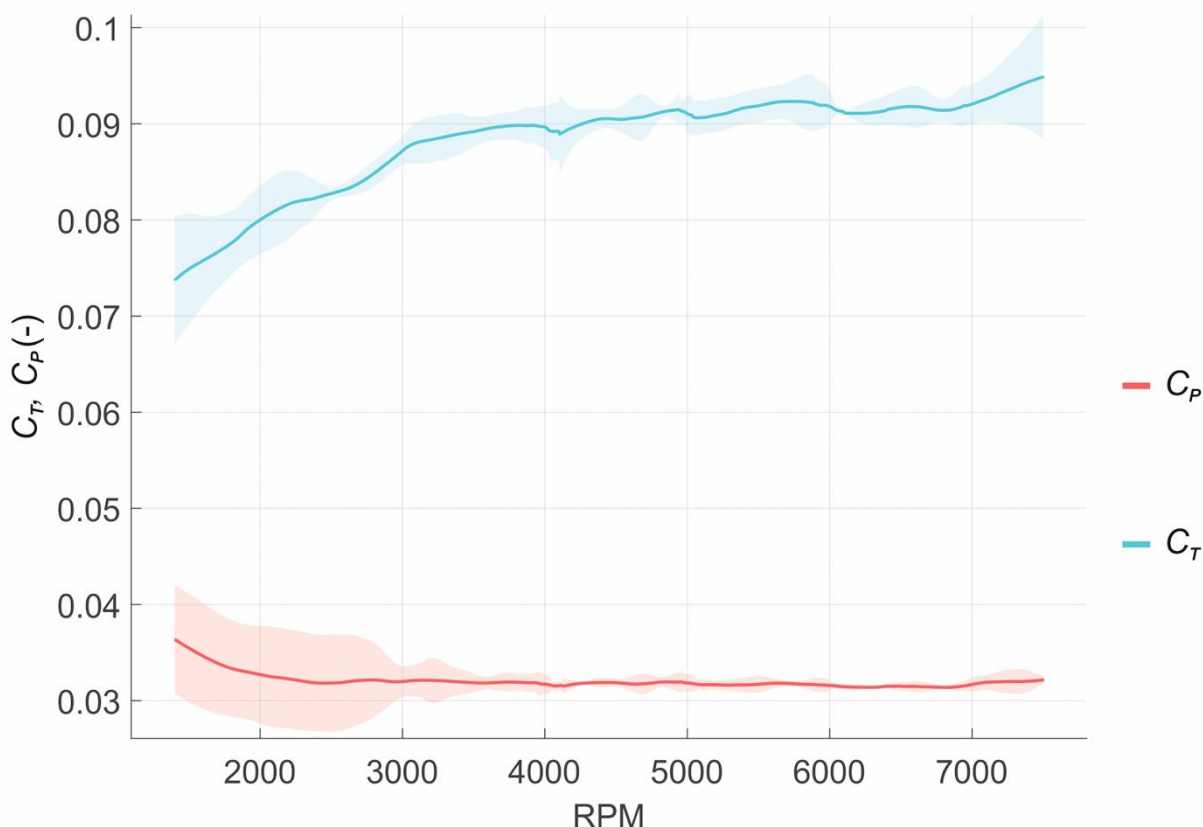
Obrázek 2.13: Příklad vizualizace dat prostřednictvím Gramm [66]

3 Prezentace výsledků

V rámci potvrzení kvality provedených měření, ověření navrženého konceptu a zvolené metodiky testování, byly nejprve porovnány výkonnostní charakteristiky testované vrtule 3DRobotics Solo s dostupnými parametry. Následně byl zohledněn vliv prostorového omezení v podobě testovací sekce klimatické komory na provedená měření. V neposlední řadě byl vyhodnocen vliv jednotlivých podmínek námrazy na dílčí výkonnostní parametry testovaného propulzního systémů.

3.1 Porovnání přesnosti měření

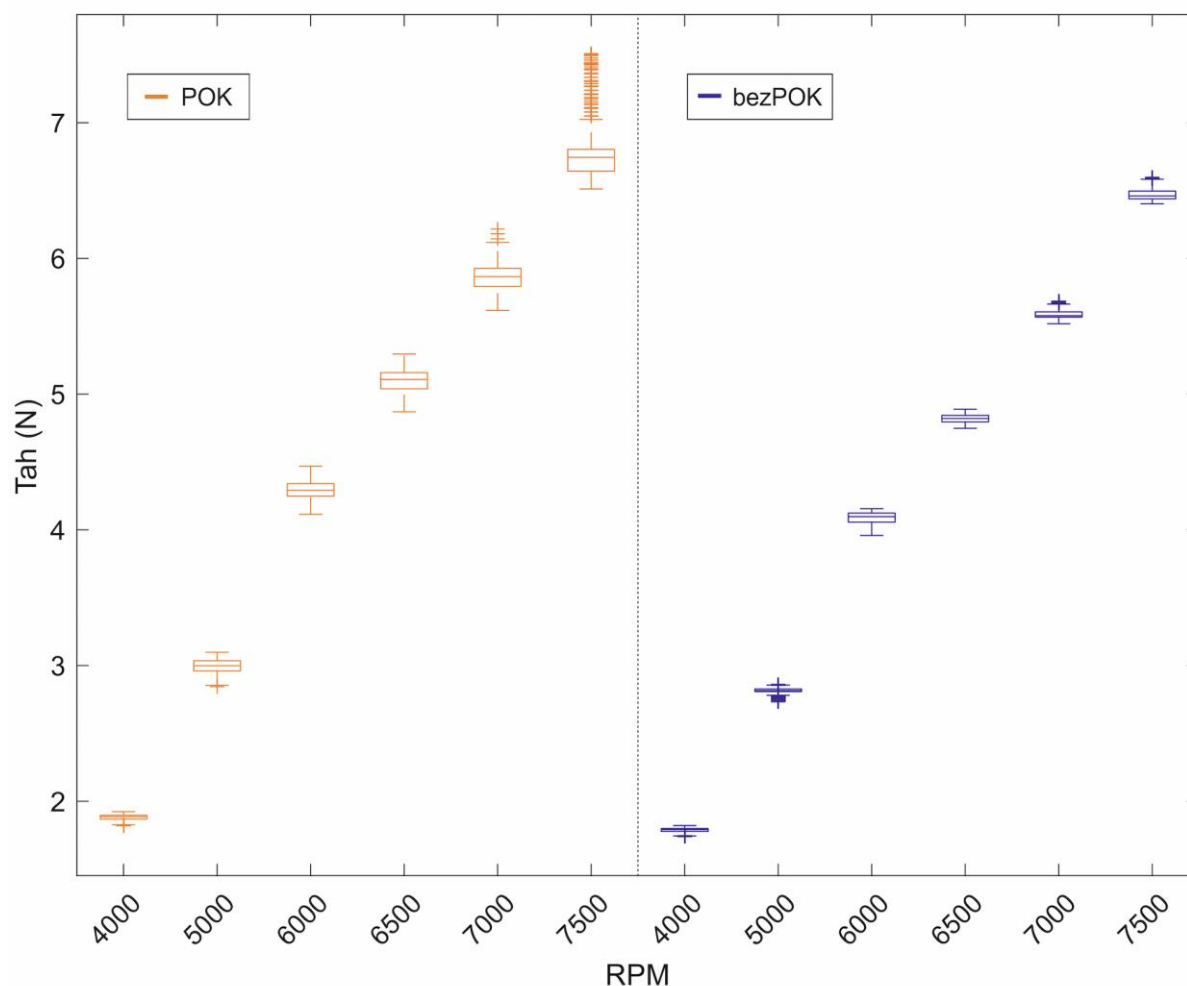
Přesnost měření byla porovnána s výslednými charakteristikami, součinitelem tahu C_T a součinitelem výkonu C_P , získanými při experimentálním výzkumu univerzity ERAU v rámci statického testování výkonnosti jednotlivých vrtulí, určených pro VTOL bezpilotní letadla (obr. 2.5). Vzájemné porovnání C_T a C_P , dopočítaných z provedených měření bez prostorového omezení klimatické komory potvrdilo výslednou přesnost sensorického vybavení a další prováděných měření (obr. 3.1).



Obrázek 3.1: C_T a C_P 3DRobotics Solo

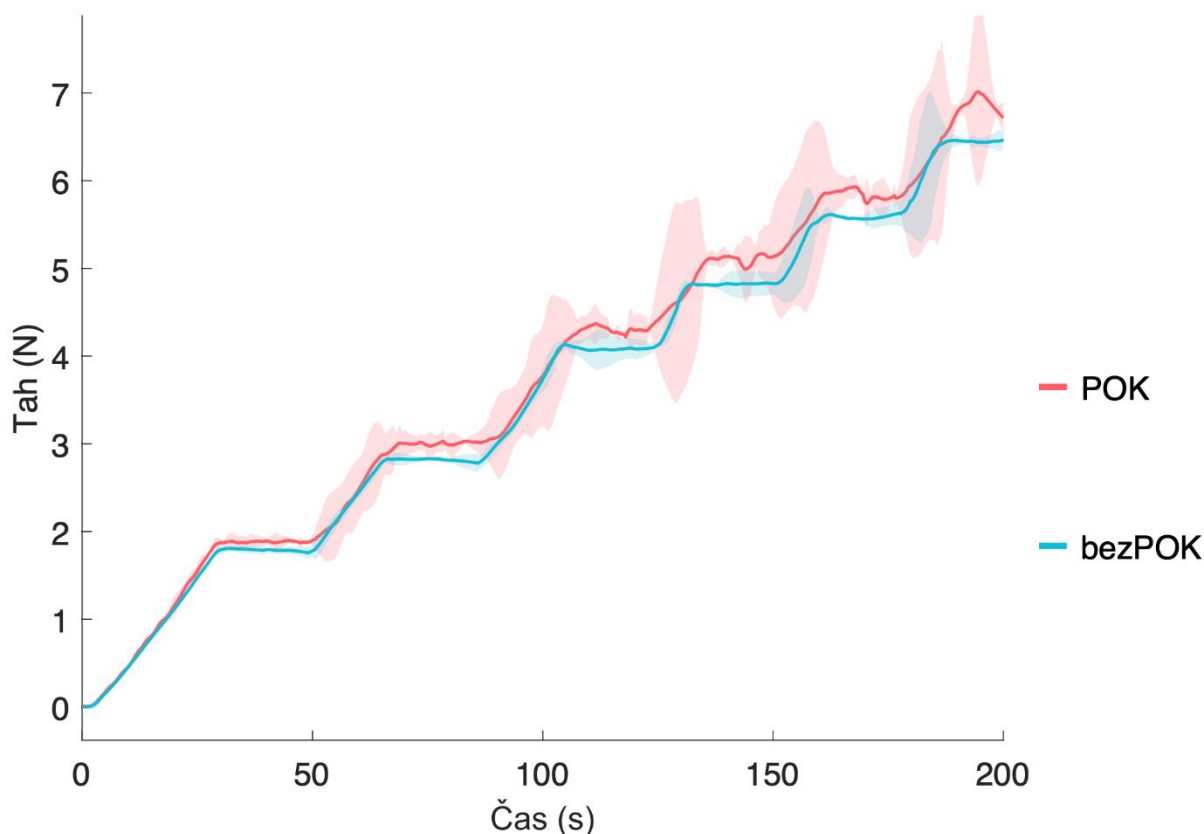
3.2 Určení vlivu prostorového omezení klimatické komory

Ke stanovení vlivu prostorového omezení v podobě testovací sekce klimatické komory, byla vzájemně porovnána měření prováděná bez jakéhokoliv prostorového omezení (bezPOK) a měření prováděná s prostorovým omezením klimatické komory (POK). Měření byla porovnána prostřednictvím krabicových grafů, vytvořených pro jednotlivé hodnoty RPM (tab. 2.5). K těmto účelům byla využita funkce f -test, která umožnila porovnat rozptyl tahu pro jednotlivého hodnoty RPM pro měření bezPOK a pro měření s POK. Porovnání rozptylu pro jednotlivé hodnoty RPM ukázalo, že vlivem prostorového omezení dochází ke vzniku turbulencí, které ovlivňují měření. Vznikající turbulence se nejvíce projevují na oscilaci tahu a rostly úměrně s rostoucími hodnotami RPM (obr. 3.2).



Obrázek 3.2: Oscilace tahu při jednotlivých RPM pro měření s POK a měření bezPOK

Z těchto důvodů byla při dalších testováních v klimatické komoře konstantně udržována hodnota 5000 RPM, při které jsou turbulence a oscilace tahu stále do značné míry zanedbatelné a zásadně neovlivňují přesnost měření (obr. 3.3). Provedená měření v klimatické komoře při 5000 RPM byla tedy dále pro účely testování podmínek námrazy považována za referenční.



Obrázek 3.3: Oscilace tahu při jednotlivých hodnotách RPM

3.3 Stanovení vlivu námrazy na degradaci testovaných charakteristik

K postupnému hromadění ledové vrstvy na profilu vrtulových listů docházelo při jednotlivých měřeních v řádu sekund od počátku jejich vystavení podmínkám námrazy. Vznikající ledová vrstva narušovala původní geometrii profilu vrtulových listů, což způsobovalo narušení proudění vzduchu při jeho obtékání a vznik turbulencí v úplavu za vrtulí, díky čemuž docházelo k degradaci výkonnostních charakteristik. Degradace byla úměrná množství nahromaděné vrstvy. K rychlosti hromadění ledové vrstvy docházelo v závislosti na udržované teplotě. Nahromaděná ledová vrstva byla po každém měření zvážena (tab. 3.1).



Tabulka 3.1: Množství vzniklé ledové vrstvy v závislosti na teplotě

Měření	Nahromaděné množství námrazy (g)			Čas (s)
	Při -5 °C	Při -10 °C	Při -15 °C	
č.1	2,98	4,24	5,07	35
č.2	3,31	4,51	6,29	
č.3	3,11	5,13	5,84	
č.4	2,11	4,48	6,38	
č.5	2,87	4,68	6,75	
č.6	3,25	4,33	5,96	
č.7	3,21	4,27	6,8	
č.8	2,78	4,75	6,23	
č.9	2,98	5,1	6,56	
č.10	2,67	4,39	6,56	
Průměrné množství (g)	2,93	4,59	6,24	
Směrodatná odchylka	0,354	0,323	0,517	

V případě měření při teplotě -5 °C nedocházelo ke vzniku ledové vrstvy okamžitě při kontaktu vodních kapek s povrchem vrtule. Vodní kapky se po povrchu nejprve přelévaly a až následně docházelo k jejich tuhnutí, díky čemuž se výsledná ledová vrstva nehromadila pouze na náběžné hraně, ale i po zbylé části povrchu vrtulových listů. Část vodních kapek však nezamrzala vůbec a na povrchu se neudržela. Výsledné množství vzniklé ledové vrstvy tedy bylo v porovnání s měřeními při nižších teplotách daleko menší (obr. 3.4).



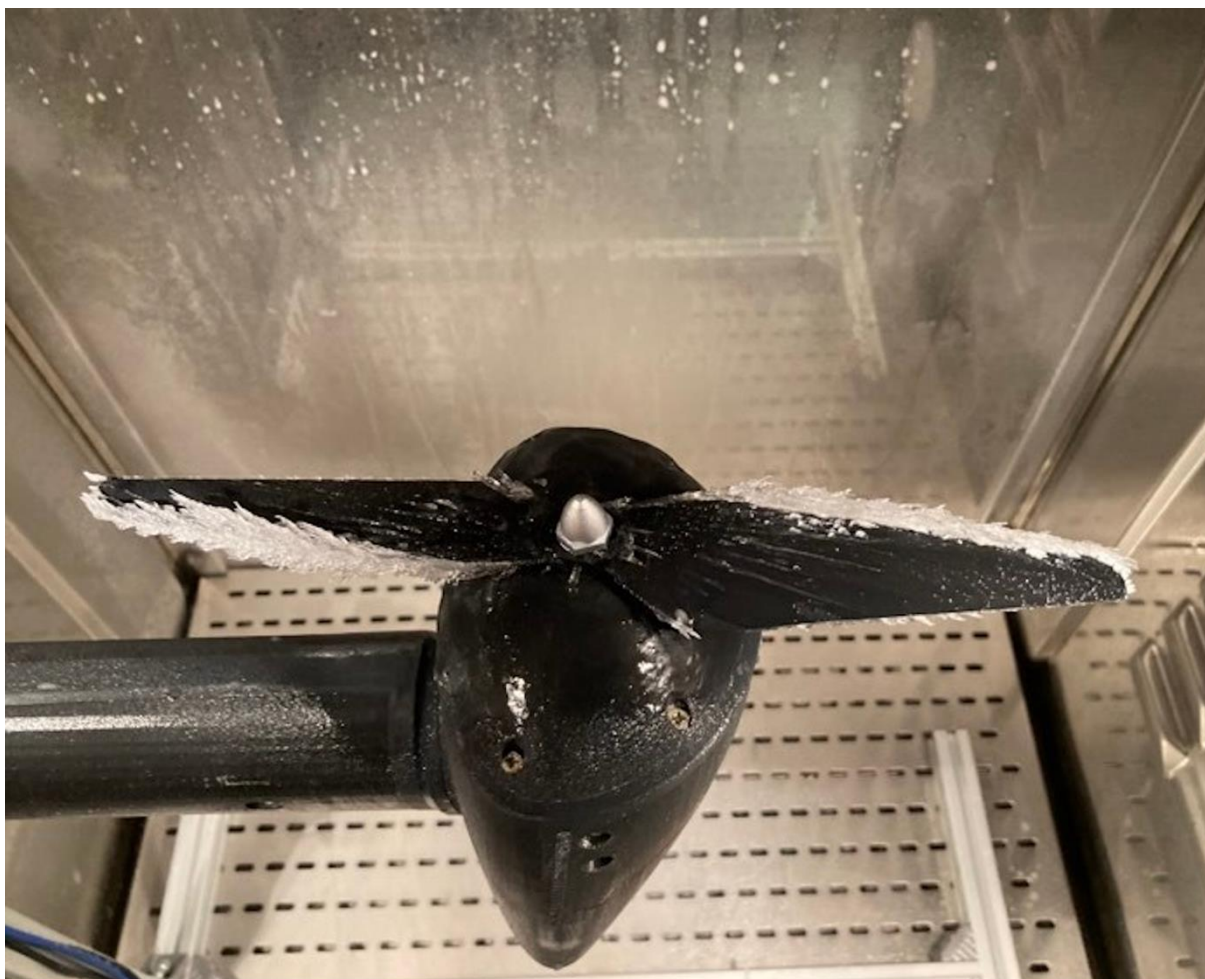
Obrázek 3.4: Námraza vzniklá při -5 °C

Při následných měřeních o teplotě snížené na -10 °C již většina přechlazených vodních kapek zamrzala okamžitě při jejich kontaktu s náběžnou hranou. Zbylá část se opět rozlévala po povrchu, kde již však následně zamrzala, aniž by vlivem působení aerodynamických a odstředivých sil odtékala v úplavu proudění mimo plochu vrtulových listů. Výsledné množství vzniklé ledové vrstvy bylo tedy v porovnání s měřením při vyšších teplotách (-5 °C) daleko větší (obr. 3.5).



Obrázek 3.5: Námraza vzniklá při $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$

Při dalším snížení teploty na $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ již naprostá většina přechlazených vodních kapek zamrzala okamžitě při kontaktu s náběžnou hranou a téměř nedocházelo k jejich přelévání po zbylých částech profilu listů. Tento jev lze pozorovat i na výsledném množství ledové vrstvy nahromaděné pouze na náběžné hraně (obr. 3.6).



Obrázek 3.6: Námraza vzniklá při -15 °C

Degradace aerodynamických a výkonostních charakteristik způsobená nahromaděnou ledovou vrstvou se u všech jednotlivých měření projevovala na poklesu tahu, nárůstu odebíraného elektrického proudu a vzniku značných vibrací. V rámci určení vlivu jednotlivých meteorologických podmínek námrazy na celkovou degradaci byly tyto parametry, měnící se v průběhu měření vůči sobě vzájemně porovnány.

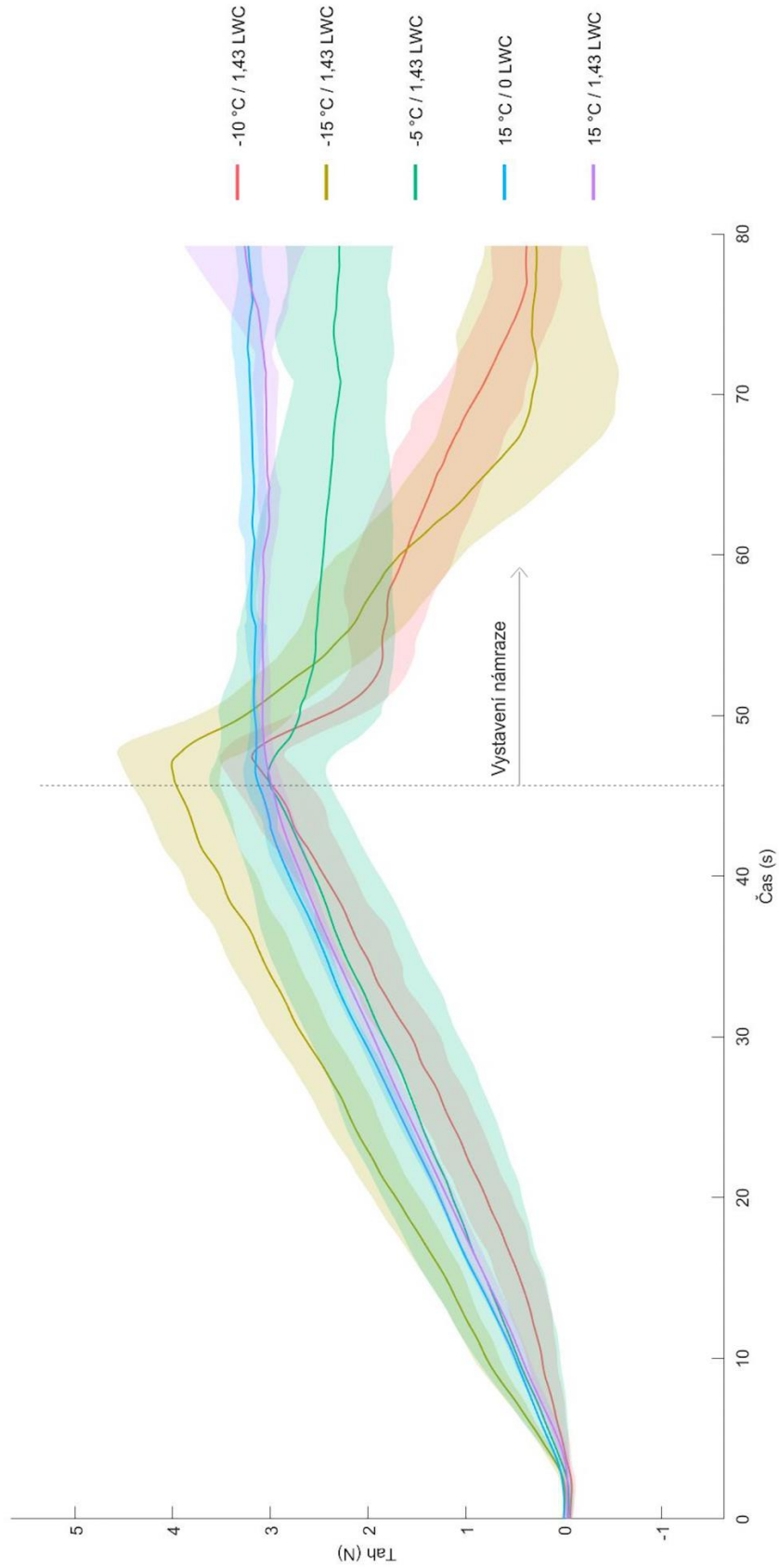
K ustálení požadovaných otáček, tedy 5000 RPM, došlo díky navrženému PID regulátoru vždy ve 45 s od počátku měření. Ve stejný okamžik byla aktivována tryska a vrtule byla vystavena podmínkám námrazy. Z grafu na obr. 3.7 je patrné, že se ledová vrstva začala tvořit okamžitě po spuštění trysky. V ten samý okamžik bylo možné pozorovat postupnou degradaci tahu. Při měřeních provedených při teplotě -5 °C, tah po 35 s (80 s měření) od vystavení podmínkám námrazy poklesl v porovnání s referenčními měřeními o 29,4 %, z 3,26 N na 2,3 N. V případě měření, provedených při teplotě -10 °C tah degradoval daleko rychleji. Za stejnou dobu (35 s) poklesl o 88,4 % až na hodnotu 0,38 N. Podobným způsobem došlo k poklesu tahu i při



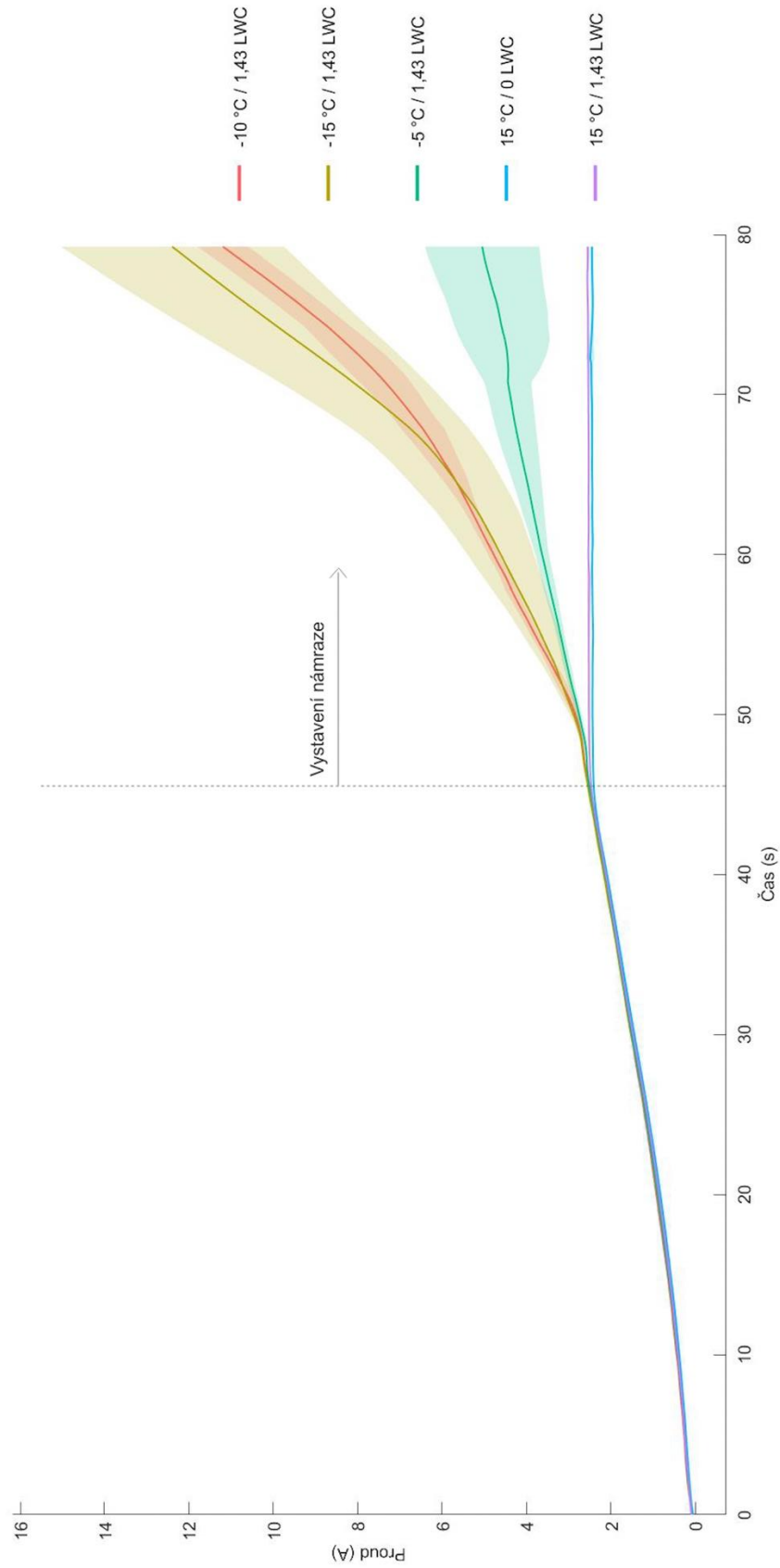
měřeních prováděných při $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$. V tomto případě tah po 35 s poklesl o 91,4 % na výslednou hodnotu 0,28 N. V případě měření při $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ je možné také pozorovat odlišný náběh na předdefinovanou hodnotu 5000 RPM a zvýšení tahu oproti referenčním měřením. Tento jev je možné vysvětlit jako chybu zátěžového senzoru, který při této teplotě selhával, podobně jako u měření provedených při $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Z trendu degradace jednotlivých křivek tahu, lze tedy jednoznačně vyvodit, že k jeho degradaci dochází úměrně s přirůstajícím množstvím ledové vrstvy.

Průběh degradace výkonnostních charakteristik lze dále velmi dobře sledovat na elektrickém proudu, odebíraným motorem. Z grafu na obr. 3.8 je patrné, že s hromaděním ledové vrstvy docházelo k nárůstu aerodynamického odporu, a tedy ke zvyšování pracovní zátěže motoru, která se projevovala zvyšováním odběru elektrického proudu. Při měřeních prováděných při teplotě $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ se odběr elektrického proudu v porovnání s referenčními hodnotami zvýšil o 51,6 %, z 2,44 A na 5,04 A. V případě měření provedených při teplotě $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$, vzrůstal proud daleko rychleji. Za 35 s od vystavení podmínkám námrazy vzrostl proud o 457,4 % na hodnotu 11,16 A. U měření provedených při $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$, proud potřebný pro udržení 5000 RPM vzrostl o 505,3 % na výslednou hodnotu 12,33 A. Z jednotlivých měření provedených při vybraných teplotách, lze pozorovat jejich velmi vysokou přesnost a opakující se trend růstu odebíraného elektrického proudu. Pro zvyšování pracovní zátěže motoru a růst odebíraného elektrického proudu opět platí, že je degradace úměrná celkovému množství vzniklé ledové vrstvy.

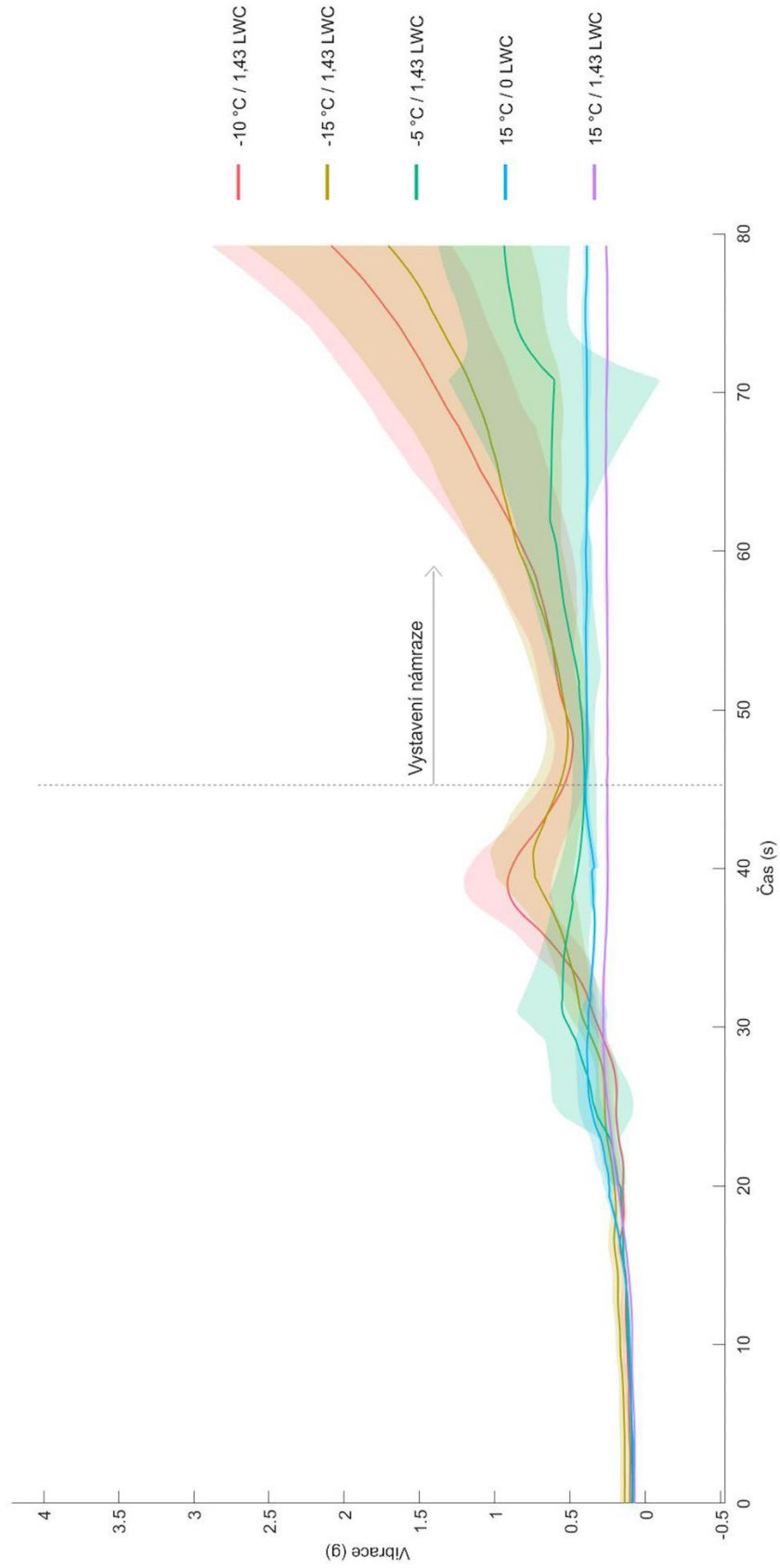
Hromadění ledové vrstvy se současně projevovalo znatelným růstem vibrací. Vibrace způsobovalo kromě samotného hromadění ledové vrstvy především její odlamování od povrchu vrtule vlivem působení aerodynamických a odstředivých sil. Je důležité zmínit, že určité vibrace se při testování projevovaly již při referenčních měřeních bez jakékoliv kontaminace vrtulových listů námrazou. Tyto vibrace byly způsobeny samotnými výrobními nedokonalostmi testované vrtule. Vibrace se po ustálení vrtule na požadovaných otáčkách, tedy 5000 RPM normálně pohybují okolo 0,4 g. Z grafu na obr. 3.9 je znatelné, že s přirůstající ledovou vrstvou vibrace narůstaly. Při měřeních provedených při teplotě $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ docházelo po velmi krátké době k odlamování námrazy, které neprobíhalo rovnoměrně a způsobovalo nárůst celkových vibrací. Při těchto měřeních docházelo k odlamování ledové vrstvy vždy z celého povrchu vrtulového listu. Při pohledu na měření provedená při teplotách $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ je možné pozorovat, že silnější vibrace převažují u měření při $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$. Tento jev souvisí s průběhem odlamování ledové vrstvy. Při teplotě $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ docházelo k pouze částečnému odlamování, a to ve struktuře samotné ledové vrstvy. Naopak při teplotě $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ docházelo k odlamování většího množství ledové vrstvy, a to mezi ledovou vrstvou a povrchem vrtule.



Obrázek 3.7: Průběh degradace tahu



Obrázek 3.8: Průběh nárůstu elektrického proudu



Obrázek 3.9: Průběh vzniku vibrací



4 Diskuze výsledků

Z dosažených výsledků je možné potvrdit, že se v rámci práce podařilo úspěšně vytvořit koncept, který umožnil vystavit propulzní systémy VTOL bezpilotních letadel různorodým a znovu reprodukovatelným meteorologickým podmínkám námrazy. Současně je možné validovat navrženou metodiku, na základě které bylo možné stanovit vliv podmínek námrazy na degradaci výkonnostních charakteristik testovaných propulzních systémů. Celková degradace byla prokázána na třech zkoumaných parametrech, čítajících tah, odebíraný elektrický proud a vibrace.

Postupná degradace zkoumaných parametrů, která se projevila v průběhu měření vlivem hromadění ledové vrstvy, se shoduje s dosavadně provedenými výzkumy, které se touto problematikou rovněž zabývaly. Společným zjištěním je, že čím je větší intenzita námrazy, tím dochází k větší degradaci aerodynamických a výkonnostních charakteristik. [2] Vzájemné porovnání výsledku současně potvrzuje, že oproti pilotovaným letadlům je celkový přírůstek ledové vrstvy u propulzních systémů VTOL bezpilotních letadel v kratším čase daleko větší. Což potvrzuje fakt, že jsou VTOL bezpilotní letadla vůči vzniku námrazy a s ní spojené degradaci daleko náchylnější a zranitelnější. [52]

Při pohledu na jednotlivé parametry bylo možné potvrdit i trend jejich postupné degradace v čase v závislosti na vzniklém množství námrazy. V porovnání s výsledky ostatních vědeckých výzkumů bylo možné stanovit, že tah může za krátký čas po vystavení podmínkám námrazy klesnout téměř k nule. [50] Zároveň bylo možné potvrdit, že stejným způsobem může dojít k prudkému nárůstu odebíraného elektrického proudu, který vede k přehřívání motoru a může způsobit jeho nenávratné poškození. [37] [27] V neposlední řadě bylo možné prokázat vznik vysokých vibrací v závislosti na množství vzniklé ledové vrstvy a způsobu jejího odlamování. Společné porovnání prokázalo, že k odlamování námrazy nedochází rovnoměrně a ve většině případů pouze na jednom z vrtulových listů, díky čemuž je motor zatížen nerovnoměrně, což opět vede k jeho přehřívání. Dále bylo možné potvrdit, že při vyšších teplotách dochází k odlamování většího množství ledu, a to mezi povrchem a ledovou vrstvou, a naopak při nižších teplotách dochází k odlamování uvnitř struktury ledové vrstvy. [5]

Přes dosažené výsledky se tato práce neobešla bez jistých limitací, na které je důležité poukázat. Jednou z limitací bylo samotné prostorové omezení v podobě testovací sekce klimatické komory, které způsobovalo vznik značných turbulencí, díky kterým nebylo možné



propulzní systém testovat při všech hodnotách RPM. Vysoké turbulence tak znemožňovaly stanovení vlivu samotných otáček na proces vzniku námrazy a následnou degradaci zkoumaných charakteristik. Další limitací, kterou je nutné zohlednit, tvořil navržený rozprašovací systém. Tento systém nebylo možné regulovat, díky čemuž nebylo možné vystavit propulzní systémy libovolnému množství přechlazených vodních kapek, a tedy vytvořit další druhy námrazy. Poslední limitací bylo samotné sensorické vybavení, které nenaplnilo očekávání. Často docházelo k selhávání zátěžových sensorů, což se projevilo v chybách v měření tahu při teplotě - 15 °C. Selhávání zátěžových sensorů při nízkých teplotách současně znemožnilo provést další plánované testování při - 20 °C. V neposlední řadě sensorické vybavení umožňovalo zaznamenávat data o maximální snímkovací frekvenci 50 Hz, což znemožnilo provedení podrobnějšího vyhodnocení zaznamenaných dat, například vibrací pomocí spektrální analýzy.



5 Závěr

V této práci bylo provedeno testování vlivu meteorologických podmínek námrazy na degradaci výkonnostních charakteristik propulzních systémů VTOL bezpilotních letadel. K vytvoření odpovídajících a znovu reprodukovatelných meteorologických podmínek námrazy byla využita klimatická komora, nacházející se v experimentálním centru FSv ČVUT v Praze. Klimatická komora byla rozšířena o navržený rozprašovací systém, který umožnil vystavit testovaný propulzní systém přechlazeným vodním kapkám, ochlazeným na teplotu udržovanou v testovací sekci. Celkem bylo provedeno pět sérií měření, při teplotách 15, -5, -10 a -15 °C a průtokovém objemu přechlazených vodních kapek 1,43 g/s. Ke snímání degradace výkonnostních charakteristik bylo využito senzorické vybavení v podobě testovacího zařízení RCBenchmark 1580. Testování probíhalo při udržování konstantních otáček na hodnotě 5000 RPM. K udržení předdefinovaných otáček byl v prostředí open-source softwaru výše zmíněného testovacího zařízení navržen PID regulátor. Testovaný propulzní systém byl společně se senzorickým vybavením upevněn k navrženému stojanu, který byl následně umístěn do testovací sekce. K umožnění vystavení propulzního systému a nákladného senzorického vybavení přechlazeným vodním kapkám byla navržena aerodynamická obálka, která chránila veškeré vybavení před jeho poškozením.

Testovaný propulzní systém byl vystaven přechlazeným vodním kapkám vždy až po ustálení požadované teploty v testovací sekci klimatické komory a po ustálení předdefinovaných otáček. K tvorbě námrazy a s ní spojené degradaci výkonnosti propulzního systému docházelo vždy v řádu sekund. S postupným hromaděním ledové vrstvy docházelo k deformaci původního tvaru profilu vztlačkových ploch vrtulových listů, což způsobovalo narušování proudění vzduchu při jejich obtékání, předčasné odtrhávání mezní vrstvy a vznik turbulencí v úplavu za vrtulí. Hromadění ledové vrstvy se projevovalo degradací výkonnostních parametrů v podobě poklesu tahu, nárůstu odebíraného elektrického proudu a vzniku vysokých vibrací. Průběh degradace zkoumaných parametrů při jednotlivých podmínkách námrazy byl vůči sobě vzájemně porovnán. Vzájemné porovnání průběhu jednotlivých měření ukázalo, že při nižších teplotách dochází k hromadění většího množství ledové vrstvy. Celková degradace jednotlivých parametrů byla úměrná množství vzniklé ledové vrstvy. V případě měření tahu docházelo při nahromadění velkého množství ledu k jeho poklesu téměř k nulovým hodnotám. Stejným způsobem se hromadění ledové vrstvy projevovalo na nárůstu elektrického proudu, odebíraného motorem. Po několika vteřinách proud vzrostl o několik stovek procent. Postupné hromadění ledové vrstvy zároveň způsobovalo vznik vysokých



vibrací, které dále skokově rostly v případě jejího odlamování. Na základě degradace zkoumaných parametrů bylo potvrzeno, že námraza pro VTOL bezpilotní letadla představuje relevantní problém, který je nutné při jejich provozu zohledňovat. Současně bylo prokázáno, že v porovnání s pilotovanými letadly jsou VTOL bezpilotní letadla vůči námraze a s ní spojené degradaci daleko zranitelnější a náchylnější.

Navržený koncept společně s metodikou testování by mohl být dále využit pro další výzkum této problematiky, například při testování a vývoji nových detekčních a protinámrazových technologií, určených pro VTOL bezpilotní letadla. Současně by mohl být uplatněn s novými příchozími legislativními nařízeními v rámci certifikace VTOL bezpilotních letadel, při posuzování jejich provozních a meteorologických limitací. Tato práce by mohla přispět k navýšení celkové bezpečnosti provozu VTOL bezpilotních letadel, provozovaných velmi blízko nad zemí ve veřejných a osídlených oblastech.



Seznam použité literatury

- [1] KULČÁK, Ludvík. Učebnice pilota vrtulníku PPL(H). Část II. Brno: CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-638-6.
- [2] HANN, Richard a Tor JOHANSEN. Unsettled Topics in Unmanned Aerial Vehicle Icing. SAE Technical Paper [online]. 2020 [cit. 2022-02-17]. Dostupné z: doi:10.4271/EPR2020008
- [3] BROUWERS, Edward, Jose PALACIOS, Edward SMITH a Andrew PETERSON. The experimental investigation of a rotor hover icing model with shedding. In American Helicopter Society 66th Annual Forum. 2010, 1863-1875.
- [4] LIU, Yang, Linkai LI, Wenli CHEN, Wei TIAN a Hui HU. An experimental study on the aerodynamic performance degradation of a UAS propeller model induced by ice accretion process. Experimental Thermal and Fluid Science [online]. 2019, 102, 101-112 [cit. 2022-02-19]. ISSN 08941777. Dostupné z: doi:10.1016/j.expthermflusci.2018.11.008
- [5] LIU, Yang, Linkai LI a Hui HU. An Experimental Study on the Transient Heat Transfer and Dynamic Ice Accretion Process over a Rotating UAS Propeller. In: 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017, s. - [cit. 2022-05-14]. ISBN 978-1-62410-496-1. Dostupné z: doi:10.2514/6.2017-4474
- [6] Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Large Rotorcraft CS-29: Amendment 10. In: . European Union Aviation Safety Agency, 2022. Dostupné také z: <https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/cs-29-amendment-10-corrigendum>
- [7] WALLACE, John a Peter HOBBS. Atmospheric science: an introductory survey [online]. 2nd ed. Amsterdam: Elsevier Academic Press, 2006 [cit. 2022-05-04]. ISBN 0-12-732951-X.
- [8] What are the Four Types of Aircraft Ice?. In: ThinkAviation [online]. [cit. 2022-02-17]. Dostupné z: <https://www.thinkaviation.net/what-are-the-four-types-of-aircraft-ice/>



- [9] Project „SOPHIA“ - Final Report: Study of Propeller Icing Hazard in Mini-UAV Aviation. Meteomatics GmbH, St. Gallen, 2017. Dostupné také z: <https://www.meteomatics.com/wp-content/uploads/2019/02/SOPHIA%20Final%20Report-public.pdf>
- [10] Základní informace: Odbor letecké meteorologie (OLM). In: Český hydrometeorologický ústav: Meteorologie a klimatologie [online]. [cit. 2022-02-24]. Dostupné z: <https://www.chmi.cz/o-nas/organizacni-struktura/usek-meteorologie-a-klimatologie/odbor-letecke-meteorologie/zakladni-informace>
- [11] Project „SOPHIA-2“ – Final Report: Study of Propeller Icing Hazard in Mini-UAV Aviation. Meteomatics GmbH, St. Gallen, 2018. Dostupné také z: https://www.meteomatics.com/wp-content/uploads/2020/02/Meteomatics_SOPHIA_Report-v2.1-public.pdf
- [12] KELLER, Ladislav. Učební texty pro piloty UAS. 3. Praha: Dronim, 2019.
- [13] HYLMAR, Karel. INDOOROVÉ TESTOVÁNÍ LETOVÝCH CHARAKTERISTIK BEZPILOTNÍHO LETADLA IRIS+. Praha, 2020. Bakalářská práce. ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. Vedoucí práce Ing. Stanislav Kušmírek.
- [14] NEŠTRÁK, Dušan. Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků: studijní modul 12. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. ISBN ISBN 80-7204-484-2.
- [15] NAŘÍZENÍ KOMISE V PŘENESENÉ PRAVOMOCI (EU) 2019/945. In: EUR-Lex [online]. [cit. 2022-02-28]. Dostupné z: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/PDF/?uri=CELEX:32019R0945&from=EN>
- [16] PROVÁDĚCÍ NAŘÍZENÍ KOMISE (EU) 2019/947. In: EUR-Lex [online]. [cit. 2022-02-28]. Dostupné z: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/CS/TXT/PDF/?uri=CELEX:32019R0947&from=EN>
- [17] QUAN, Quan. Introduction to Multicopter Design and Control [online]. Singapore: Springer, 2017 [cit. 2022-03-04]. ISBN 978-981-10-3381-0. Dostupné z: [doi:10.1007/978-981-10-3382-7](https://doi.org/10.1007/978-981-10-3382-7)



- [18] Advanced UAV aerodynamics, flight stability and control: novel concepts, theory and applications. First published. Editor Pascual MARQUÉS, editor Andrea DA RONCH. Hoboken: John Wiley & Sons, Ltd., 2017. Aerospace series (Wiley). ISBN 9781118928684.
- [19] Brushless DC Motor Fundamentals Application Note. 2011. Dostupné také z: https://media.monolithicpower.com/document/Brushless_DC_Motor_Fundamentals.pdf
- [20] How to Calculate Motor Poles and Brushless Motor Kv. In: TytoRobotics [online]. [cit. 2022-03-08]. Dostupné z: <https://www.tytorobotics.com/blogs/articles/how-to-calculate-motor-poles-and-brushless-motor-kv>
- [21] HANSELMAN, Dr. Duane. Brushless Permanent Magnet Motor Design: Second Edition [online]. The Writers' Collective, 2003 [cit. 2022-03-14]. ISBN 1932133631.
- [22] HUGHES, Austin a Bill DRURY. Electric motors and drives: fundamentals, types and applications [online]. Third edition. Oxford (UK): Elsevier Ltd., 2006 [cit. 2022-03-14]. ISBN 978-0-7506-4718-2.
- [23] RAJAGOPALAN, Satish, Jos ALLER, Jos RESTREPO, Thomas HABELTLER a Ronald HARLEY. Detection of Rotor Faults in Brushless DC Motors Operating Under Nonstationary Conditions. IEEE Transactions on Industry Applications [online]. 2006, 42(6), 1464-1477 [cit. 2022-03-16]. ISSN 0093-9994. Dostupné z: doi:10.1109/TIA.2006.882613
- [24] BROŽ, Václav, Vladimír DANĚK, Karol FILÁKOVSKÝ a Jaromír TEICHL. Základy aerodynamiky: studijní modul 8. Brno: Akademické nakladatelství CERM s.r.o., 2003. Učební texty dle předpisu JAR-66. ISBN 978-80-7204-316-3.
- [25] CZYŻ, Zbigniew, Paweł KARPIŃSKI, Krzysztof SKIBA a Mirosław WENDEKER. Wind Tunnel Performance Tests of the Propellers with Different Pitch for the Electric Propulsion System. Sensors [online]. 2022, 22(1) [cit. 2022-05-04]. ISSN 1424-8220. Dostupné z: doi:10.3390/s22010002
- [26] KUANTAMA, Endrowednes, Dan CRACIUN, Ioan TARCA a Radu TARCA. Quadcopter Propeller Design and Performance Analysis. CORVES, Burkhard, Erwin-Christian



LOVASZ, Mathias HÜSING, Inocentiu MANIU a Corina GRUESCU, ed., Burkhard CORVES, Erwin-Christian LOVASZ, Mathias HÜSING, Inocentiu MANIU, Corina GRUESCU. *New Advances in Mechanisms, Mechanical Transmissions and Robotics* [online]. Cham: Springer International Publishing, 2017, s. 269-277 [cit. 2022-03-17]. Mechanisms and Machine Science. ISBN 978-3-319-45449-8. Dostupné z: doi:10.1007/978-3-319-45450-4_27

[27] LIU, Yang, Linkai LI, Zhe NING, Wei TIAN a Hui HU. Experimental Investigation on the Dynamic Icing Process over a Rotating Propeller Model. *Journal of Propulsion and Power* [online]. 2018, 34(4), 933-946 [cit. 2022-03-22]. ISSN 0748-4658. Dostupné z: doi:10.2514/1.B36748

[28] How Brushless Motor and ESC Work. In: *How To Mechatronics* [online]. [cit. 2022-03-20]. Dostupné z: <https://howtomechatronics.com/how-it-works/how-brushless-motor-and-esc-work/>

[29] PRAKOSA, Jalu, Dmitry SAMOKHVALOV, Gabino PONCE a Fuad SH. AL-MAHTURI. Speed Control of Brushless DC Motor for Quad Copter Drone Ground Test. In: *2019 IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (EIConRus)* [online]. IEEE, 2019, s. 644-648 [cit. 2022-03-20]. ISBN 978-1-7281-0339-6. Dostupné z: doi:10.1109/EIConRus.2019.8656647

[30] KIM, T., H-W. LEE a M. EHSANI. Position sensorless brushless DC motor/generator drives: review and future trends. *IET Electric Power Applications* [online]. 2007, 1(4) [cit. 2022-03-21]. ISSN 17518660. Dostupné z: doi:10.1049/iet-epa:20060358

[31] Investigation of tolerance for icing of small UAV rotors/propellers: phase 1. National Research Council of Canada. *Aerospace* [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: doi:10.4224/40001210

[32] Investigation of tolerance for icing of small UAV rotors/propellers: phase 2. National Research Council of Canada. *Aerospace* [online]. [cit. 2022-03-27]. Dostupné z: doi:10.4224/40002002



- [33] SZILDER, Krzysztof a Stuart MCILWAIN. In-Flight Icing of UAVs - The Influence of Reynolds Number on the Ice Accretion Process [online]. In: . s. - [cit. 2022-04-05]. Dostupné z: doi:10.4271/2011-01-2572
- [34] BROŽ, Václav. Aerodynamika nízkých rychlostí. Vyd. 5. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2001. ISBN 80-01-02347-8.
- [35] BRANDT, John a Michael SELIG. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. In: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition [online]. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011, s. - [cit. 2022-04-11]. ISBN 978-1-60086-950-1. Dostupné z: doi:10.2514/6.2011-1255
- [36] BRAGG, M.B., A.P. BROEREN a L.A. BLUMENTHAL. Iced-airfoil aerodynamics. Progress in Aerospace Sciences [online]. 2005, 41(5), 323-362 [cit. 2022-04-14]. ISSN 03760421. Dostupné z: doi:10.1016/j.paerosci.2005.07.001
- [37] LIU, Yang, Linkai LI, Haixing LI a Hui HU. An experimental study of surface wettability effects on dynamic ice accretion process over an UAS propeller model. Aerospace Science and Technology [online]. 2018, 73, 164-172 [cit. 2022-04-17]. ISSN 12709638. Dostupné z: doi:10.1016/j.ast.2017.12.003
- [38] Materiály a povrchové úpravy aplikované v leteckém průmyslu a jejich korozní odolnost. Praha, 2011. Bakalářská práce. ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. Vedoucí práce Ing. Jiří Kuchař Ph.D., IWE.
- [39] LI, Linkai, Yang LIU, Zichen ZHANG a Hui HU. Effects of thermal conductivity of airframe substrate on the dynamic ice accretion process pertinent to UAS inflight icing phenomena. International Journal of Heat and Mass Transfer [online]. 2019, 131, 1184-1195 [cit. 2022-04-20]. ISSN 00179310. Dostupné z: doi:10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.11.132
- [40] G., Prasad a Bruce J. Experimental and computational study of ice accretion effects on aerodynamic performance. Aircraft Engineering and Aerospace Technology [online].



2020, 92(6), 827-836 [cit. 2022-04-20]. ISSN 1748-8842. Dostupné z: doi:10.1108/AEAT-03-2019-0039

- [41] HANN, Richard, Andreas WENZ, Kristoffer GRYTE a Tor JOHANSEN. Impact of atmospheric icing on UAV aerodynamic performance. In: 2017 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS) [online]. IEEE, 2017, s. 66-71 [cit. 2022-04-20]. ISBN 978-1-5386-0939-2. Dostupné z: doi:10.1109/RED-UAS.2017.8101645
- [42] CAO, Yihua, Guozhi LI a R. HESS. Helicopter flight characteristics in icing conditions. The Aeronautical Journal [online]. 2012, 116(1183), 963-979 [cit. 2022-04-21]. ISSN 0001-9240. Dostupné z: doi:10.1017/S0001924000007375
- [43] LEWICE: Nasa. In: Glenn Research Centre [online]. [cit. 2022-04-22]. Dostupné z: <https://www1.grc.nasa.gov/aeronautics/icing/software/>
- [44] Ansys FENSAP-ICE Ice Accretion Simulation Software. In: Ansys [online]. [cit. 2022-04-22]. Dostupné z: <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fensap-ice>
- [45] HANN, Richard. UAV Icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for Ice Accretion and Performance Degradation. In: 2018 Atmospheric and Space Environments Conference [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018, s. - [cit. 2022-04-22]. ISBN 978-1-62410-558-6. Dostupné z: doi:10.2514/6.2018-2861
- [46] LI, Linkai, Zhe NING a Hui HU. An Experimental Study on the Transient Ice Accretion Process over a Rotating UAV Propeller. In: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017, s. - [cit. 2022-04-27]. ISBN 978-1-62410-447-3. Dostupné z: doi:10.2514/6.2017-0727
- [47] BENMEDDOUR, Ali. Experimental Investigation of Tolerance for Icing of Small RPAS Propellers at High RPM. In: AIAA AVIATION 2021 FORUM [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021, s. - [cit. 2022-04-27]. ISBN 978-1-62410-610-1. Dostupné z: doi:10.2514/6.2021-2675



- [48] RUSSELL, Carl, Jaewoo JUNG, Gina WILLINK a Brett GLASNER. Wind Tunnel and Hover Performance Test Results for Multicopter UAS Vehicles. In: 72nd American Helicopter Society 64 (AHS) International Annual Forum and Technology Display. Florida, 2016. ISBN 978-151082506-2.
- [49] THEYS, B., G. DIMITRIADIS, T. ANDRIANNE, P. HENDRICK a J. DE SCHUTTER. Wind tunnel testing of a VTOL MAV propeller in tilted operating mode. In: 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) [online]. IEEE, 2014, s. 1064-1072 [cit. 2022-04-30]. ISBN 978-1-4799-2376-2. Dostupné z: doi:10.1109/ICUAS.2014.6842358
- [50] SUURNÄKKI, Petri, Mikko TIHONEN a Tuomas JOKELA. UAV Icing: Low Reynolds Number Drone Propeller Performance During Dynamic Icing Process. In: AIAA AVIATION 2021 FORUM [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021, s. - [cit. 2022-04-30]. ISBN 978-1-62410-610-1. Dostupné z: doi:10.2514/6.2021-2672
- [51] CATRY, Guillaume, Ozlem CEYHAN, Flavio NOCA, Nicolas BOSSON, Luca BARDAZZI, Sergio MARQUEZ, Pieter JORDAENS a Daniele BRANDOLISIO. Performance Analysis of Rotorcraft Propulsion Units in a Combination of Wind and Icing Conditions. In: AIAA AVIATION 2021 FORUM [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021, s. - [cit. 2022-05-01]. ISBN 978-1-62410-610-1. Dostupné z: doi:10.2514/6.2021-2677
- [52] KOZOMARA, David, Thomas NEUBAUER, Reinhard PUFFING, Ingeborg BEDNAR a Wolfgang BREITFUSS. Experimental Investigation on the Effects of Icing on Multicopter UAS Operation. In: AIAA AVIATION 2021 FORUM [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2021, s. - [cit. 2022-05-01]. ISBN 978-1-62410-610-1. Dostupné z: doi:10.2514/6.2021-2676
- [53] COFFMAN, H. J. Helicopter Rotor Icing Protection Methods. Journal of the American Helicopter Society [online]. 1987, 32(2), 34-39 [cit. 2022-05-01]. ISSN 2161-6027. Dostupné z: doi:10.4050/JAHS.32.34



- [54] LAWSON, Craig P. ELECTRICALLY POWERED ICE PROTECTION SYSTEMS FOR MALE UAVS – REQUIREMENTS AND INTEGRATION CHALLENGES: 25TH INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES. School of Engineering, Cranfield University, MK43 0AL, UK, 2006. Dostupné také z: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2006/PAPERS/363.PDF
- [55] HANN, Richard, Kasper BORUP, Artur ZOLICH, Kim SORENSEN, Håvard VESTAD, Martin STEINERT a Tor JOHANSEN. Experimental Investigations of an Icing Protection System for UAVs [online]. In: . s. - [cit. 2022-05-04]. Dostupné z: doi:10.4271/2019-01-2038
- [56] HANN, Richard, Adriana ENACHE, Mikkel NIELSEN, Bård STOVNER, Jeroen VAN BEECK, Tor JOHANSEN a Kasper BORUP. Experimental Heat Loads for Electrothermal Anti-Icing and De-Icing on UAVs. Aerospace [online]. 2021, 8(3) [cit. 2022-05-05]. ISSN 2226-4310. Dostupné z: doi:10.3390/aerospace8030083
- [57] FORTIN, Guy a Jean PERRON. Spinning Rotor Blade Tests in Icing Wind Tunnel. In: 1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009, s. - [cit. 2022-05-07]. ISBN 978-1-62410-133-5. Dostupné z: doi:10.2514/6.2009-4260
- [58] Canadian Aviation Regulations SOR/96-433. In: Government of Canada [online]. [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: <https://lois-laws.justice.gc.ca/eng/regulations/SOR-96-433/FullText.html#s-900.01>
- [59] Series 1580 Test Stand. In: TytoRobotics [online]. [cit. 2022-05-11]. Dostupné z: <https://www.tytorobotics.com/pages/series-1580-1585>
- [60] Klimatická laboratoř. In: Experimentální centrum [online]. [cit. 2022-05-11]. Dostupné z: <http://ecentrum.fsv.cvut.cz/cz/zkusebny/klima.html>
- [61] Specs: E305. In: DJI [online]. [cit. 2022-05-11]. Dostupné z: <https://www.dji.com/cz/e305/spec>
- [62] DETERS, Robert, Stefan KLEINKE a Michael SELIG. Static Testing of Propulsion Elements for Small Multirotor Unmanned Aerial Vehicles. In: 35th AIAA Applied



Aerodynamics Conference [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017, s. - [cit. 2022-05-12]. ISBN 978-1-62410-501-2. Dostupné z: doi:10.2514/6.2017-3743

[63] JOHNSON, Michael a Mohammad MORADI, ed. PID Control [online]. London: Springer-Verlag, 2005 [cit. 2022-05-14]. ISBN 1-85233-702-8. Dostupné z: doi:10.1007/1-84628-148-2

[64] PAVLÍK, Jiří. Aplikovaná statistika. První. Praha: Vysoká škola chemicko-technologická, 2005. ISBN 8070805692.

[65] HODNOCENÍ POSTURÁLNÍ STABILITY U PACIENTŮ S NEURINOMEM AKUSTIKU. Kladno, 2016. Diplomová práce. ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE. Vedoucí práce Ing. Martin Otáhal, Ph.D.

[66] MOREL, Pierre. Gramm: grammar of graphics plotting in Matlab. The Journal of Open Source Software [online]. 2018, 3(23) [cit. 2022-05-14]. ISSN 2475-9066. Dostupné z: doi:10.21105/joss.00568