



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

---

Fakulta dopravní  
Ústav letecké dopravy

**Vliv modifikace uspořádání EDF motoru na jeho výkonnost**  
**Influence of EDF Motor Arrangement Modification on Its**  
**Performance**

**Diplomová práce**

Studijní program: (N3710) Technika a technologie v dopravě a spojích

Studijní obor: (3708T017) Provoz a řízení letecké dopravy

Vedoucí práce: Ing. Stanislav Kušmírek

**Bc. Daniel Urban**

---

Praha 2022



**K621.....Ústav letecké dopravy**

## **ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE**

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

**Bc. Daniel Urban**

Studijní program (obor/specializace) studenta:

**navazující magisterské –PL– Provoz a řízení letecké dopravy**

Název tématu (česky): **Vliv modifikace uspořádání EDF motoru na jeho výkonnost**

Název tématu (anglicky): **Influence of EDF Motor Arrangement Modification on Its Performance**

### **Zásady pro vypracování**

Při zpracování diplomové práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je experimentálně určit vliv modifikací geometrie proudového kanálu a uspořádání statických a dynamických dmychadel u motoru typu EDF (Electric Ducted Fan) na tah, hlučnost a spotřebu energie.
- Vypracujte analýzu současného stavu konstrukce EDF motorů s ohledem na výkonové charakteristiky jako je tah, efektivita, spotřeba el. energie či způsob tlumení hluku. Na základě analýzy stavu vyslovte hypotézy vlivu modifikací geometrie proudového kanálu a uspořádání dmychadel na definované výkonové charakteristiky.
- Zvolte referenční EDF motor. Na základě totožné elektrické pohonné jednotky vytvořte 3 prototypy motorů s modifikovanou geometrií proudového kanálu a 3 prototypy motorů s úpravou vnitřního uspořádání dmychadla.
- Experimentálně otestujte výkonové charakteristiky všech prototypu motorů a porovnejte je s referenčním EDF motorem.
- Výsledky experimentu porovnejte s vyslovenými hypotézami, definujte limitace zjištěné během výzkumu a formulujte závěr 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: Choi, H., et al. (1994). Design and construction of a small ducted fan engine for nonlinear control experiments.  
Kantner, M., et al. (1995). An experimental comparison of controllers for a vectored thrust, ducted fan engine.

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

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.

Bc. Daniel Urban  
jméno a podpis studenta

V Praze dne..... 16. července 2021



## **Abstrakt**

Předmětem této práce „Vliv modifikace uspořádání EDF motoru na jeho výkonnost“ je vyzkoumat možné variace konstrukce Electric Ducted Fan a sledovat jejich vliv na jeho výkonnost. S rozšiřující se elektrifikací ve všech dopravních odvětvích, je nutné nalézt nová řešení propulsních systémů pro použití v letecké dopravě. Konstrukce zmíněného motoru je již několik desítek let stará, nicméně velmi málo používaná, a tedy téměř neprozkoumaná. Je tedy nutností prozkoumat možné způsoby provedení konstrukce a sledovat vliv na jeho výkonové parametry. Tím je možné nalézt neoptimálnější konstrukci pro vybraná použití. V práci je analyzován současný stav propulsních systémů používaných v letectví, současný stav problematiky EDF a možnosti testování letadlových pohonných jednotek. Dále jsou otestovány dva zakoupené již funkční motory a konstrukční variace, které jsou postaveny na jejich základě. Veškerá naměřená data jsou analyzována a následně provedena porovnání mezi jednotlivými měřeními. Na základě zjištěných informací z měření jsou EDF motory rozčleněny do kategorií a uvedeno jejich možné použití v praktických podmínkách.

**Klíčová slova:** Propulsní systémy, Electric Ducted Fan, Bezpilotní letadla, Pilotovaná letadla



## **Abstract**

The subject of this thesis "Influence of EDF motor arrangement Modification on its performance" is to investigate possible variations in the design of the Electric Ducted Fan and to monitor their influence on its performance. With the expanding electrification in all transport sectors, it is necessary to find new solutions for propulsion systems for use in air transport. The design of this engine is several decades old, but very little used, and therefore almost unexplored. It is therefore necessary to examine the possible ways of design and monitor the impact on its performance parameters. This makes it possible to find the most optimal design for selected applications. The work analyzes the current state of propulsion systems used in aviation, the current state of EDF and the possibility of testing aircraft propulsion units. In this thesis, two already purchased engines are test and so as their design variations, which are built on their basis. All measured data are analyzed and then comparisons are made between individual measurements. Based on the information obtained from the measurements, EDF motors are divided into categories and their possible use in practical conditions is indicated.

**Keywords:** Propulsion systems, Electric Ducted Fan, Unmanned aircraft, Manned aircraft



## **Poděkování**

Děkuji všem, kteří mi pomohli s vytvořením této diplomové práce. Zvláště bych rád poděkoval Ing. Stanislavu Kušmírkovi za poskytnutí odborných konzultací a příkladné vedení práce. Také bych chtěl poděkovat mé rodině za morální a materiální podporu během celého mého studia.



### **Čestné prohlášení**

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem Vliv modifikace uspořádání EDF motoru na jeho výkonnost 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 12. května 2022

.....  
Podpis



## Obsah

<b>Úvod .....</b>	<b>16</b>
<b>1. Teoretická část.....</b>	<b>17</b>
1.1. Analýza současného stavu propulsních systémů letadel .....	17
1.1.1. Spalovací pístový motor .....	17
1.1.2. Turbínový motor .....	20
1.1.3. Elektrický motor .....	27
1.2. Electric Ducted Fan .....	30
1.2.1. Historie „Ducted Fan“.....	32
1.2.2. Výkonové parametry EDF.....	33
1.2.3. Konstrukční parametry EDF.....	39
1.2.4. Aerodynamika EDF.....	45
1.2.5. Přínos EDF .....	53
1.3. Testování pohonných jednotek .....	55
1.3.1. Metody testování pohonných jednotek.....	55
1.3.2. Zařízení na testování elektrických pohonných jednotek pro UAV.....	56
<b>2. Metodika práce.....</b>	<b>60</b>
2.1. Použité vybavení a nástroje.....	60
2.1.1. Testovací zařízení .....	60
2.1.2. Využitý software .....	62
2.1.3. Výrobní technologie .....	63
2.2. Návrh prototypů .....	64
2.2.1. Konstantní průřez .....	65
2.2.2. Změna výstupního průřezu .....	67
2.2.3. Vrtulový kryt.....	70
2.2.4. Dvourotorová specifikace.....	70
2.3. Průběh měření.....	72





2.4.	Korekce výsledků měření.....	74
2.5.	Analýza dat.....	75
2.6.	Vyslovené hypotézy.....	75
<b>3.</b>	<b>Výsledky.....</b>	<b>76</b>
3.1.	Změna výstupního průřezu .....	80
3.2.	Vrtulový kryt.....	85
3.3.	Porovnání referenčního EDF s vrtulovým pohonem pro UA.....	89
3.4.	Dvourotorové specifikace.....	93
<b>4.</b>	<b>Diskuse výsledků.....</b>	<b>97</b>
<b>5.</b>	<b>Závěr.....</b>	<b>101</b>
	<b>Seznam použité literatury.....</b>	<b>104</b>



## Seznam obrázků

Obrázek 1-1: Schéma pístového motoru. Zdroj: Autor .....	18
Obrázek 1-2: a) Cessna 172. [8], b) Robinson R44 [9].....	18
Obrázek 1-3: a) MQ-1B Predator [10], b) Primoco UAV One 150. [11].....	19
Obrázek 1-4: Schéma turbínového motoru [6] .....	20
Obrázek 1-5: Schéma dvouproudového motoru [6].....	21
Obrázek 1-6: a) Boeing B787 Dreamliner [18], b) Stíhací letoun F35 Lightning II [19].....	22
<i>Obrázek 1-7: a) Bezpilotní letoun RQ-4 Global Hawk [21] b) Dvouprovdový motor RR AE-3007 [20] .....</i>	<i>22</i>
Obrázek 1-8: Schéma turbovrtulové motoru se společným hřídelem [6].....	24
Obrázek 1-9: Schéma turbohřídelového motoru s volnou turbínou [6].....	24
<i>Obrázek 1-10: a) Dopravní letoun L-410 Turbolet [23], b) Nákladní letoun Airbus A400M [24] .....</i>	<i>25</i>
Obrázek 1-11: Turbiovrtulový motor použitý na letounu Airbus A400M [26].....	25
Obrázek 1-12: Bezpilotní letoun MQ-9 Reaper [27].....	25
<i>Obrázek 1-13: a) Dvoumotorový vrtulník Airbus H135 [29] b) Jednomotorový vrtulník Robinson R66 [30].....</i>	<i>26</i>
Obrázek 1-14: Schéma BLDC motoru. [32].....	27
<i>Obrázek 1-15: a) Motorový kluzák AE-1 Silent s elektrickým motorem [33] b) Elektrický letoun Solar Impuls 2 [35].....</i>	<i>28</i>
Obrázek 1-16: Vojenský bezpilotní letoun RQ-11 Raven [37], b) Komerční UAV typu multikoptéra DJI Mavic 3 [38].....	29
Obrázek 1-17: Popis ventilátoru s 12 lopatkami. Zdroj: Autor.....	30
Obrázek 1-18: VTOL bezpilotní letadlo s nízkotlakým ventilátorem.....	31
Obrázek 1-19: Vanguard Omniplane 2C [41] .....	31
Obrázek 1-20: Doak VZ-4 [42] .....	31
Obrázek 1-21: Popis ventilátorové lopatky. Zdroj: Autor.....	38



Obrázek 1-22: Příklady tvarů náběžných hran vstupu do motoru. a) baseline, b) enlarged, c) elliptical, d) circular arc, e) revised. Levá strana profilu je vnitřní strana krytu motoru. [51]	39
Obrázek 1-23: Porovnání vlivu jednotlivých tvarů náběžných hran z Obrázek 1-22 na výkon a tah. [51].....	40
Obrázek 1-24: Schéma proudění v „ducted fan“ s rozšířeným výstupem oproti ploše ventilátoru .....	41
Obrázek 1-25: Schéma proudění vzduchu do motoru při dopředném letu. [39] .....	50
Obrázek 1-26: Tenzometrický snímač zatížení s ohybovým nosníkem [64] .....	55
Obrázek 1-27: Torzní mechanismus vyvážení hmotnosti pohonné jednotky [63] .....	56
Obrázek 1-28: Schéma LVDT senzoru [66].....	56
Obrázek 2-1: RCbenchmark Series 1580 [68].....	59
Obrázek 2-2: GUI pro teoretické výpočty parametrů EDF. Zdroj: Autor .....	60
Obrázek 2-3: Použitá 3D tiskárna Creality Ender 3 Pro. [72].....	60
Obrázek 2-4: Zakoupené EDF o velikostech 50mm a 64mm, které budou použity jako referenční. Zdroj: Autor .....	62
Obrázek 2-5: Upravené konstrukce referenčních EDF. Zdroj: Autor.....	63
Obrázek 2-6: Použité ventilátory na všech jednorotorových specifikacích. [76], [77] .....	63
Obrázek 2-7: Proudový kanál s rostoucím průřezem směrem k výstupnímu otvoru. Zdroj: Autor .....	64
Obrázek 2-8: Proudový kanál s klesajícím průřezem směrem k výstupnímu otvoru. Zdroj: Autor .....	65
Obrázek 2-9: Porovnání teoretické závislosti elektrického příkonu na tahu pro 50 mm EDF s úpravami proudového kanálu. Zdroj: Autor.....	65
Obrázek 2-10: Porovnání závislosti elektrického příkonu na tahu pro 50 mm EDF a 64mm EDF s úpravami proudového kanálu. Zdroj: Autor.....	66
Obrázek 2-11: Vrtulový kryt pro vrtuli o průměru 130 mm. Zdroj: Autor .....	67
Obrázek 2-12: Dvourotorová specifikace s konstantním průřezem. Zdroj: Autor .....	68
Obrázek 2-13: Dvourotorová specifikace s rozšiřujícím se kanálem 50/64. Zdroj: Autor .....	68



Obrázek 2-14: Dvourotorová specifikace se separátním kanálem 50/64. Zdroj: autor .....	68
Obrázek 3-1: Vyrobený prototyp 50mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem $aw = 1$ . Zdroj: Autor.....	74
Obrázek 3-2: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem $aw = 1$ . Zdroj: Autor.....	74
Obrázek 3-3: Porovnání energetické charakteristiky EDF s 12 lopatkami a kontrakčním parametrem $aw = 1$ . Zdroj: Autor.....	74
Obrázek 3-4: Porovnání potřebných otáček ventilátoru EDF s 12 lopatkami a kontrakčním parametrem $aw = 1$ . Zdroj: Autor.....	74
Obrázek 3-5: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 5 lopatkovým ventilátorem a parametrem $aw = 1$ . Zdroj: Autor.....	75
Obrázek 3-6: Porovnání energetické charakteristiky EDF s různým počtem lopatek a kontrakčním parametrem $aw = 1$ . Zdroj: Autor.....	75
Obrázek 3-7: Porovnání potřebných otáček ventilátoru EDF s různým počtem lopatek a kontrakčním parametrem $aw = 1$ . Zdroj: Autor.....	75
Obrázek 3-8: Vyrobený prototyp 50mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem $aw = 0.88$ . Zdroj: Autor .....	77
Obrázek 3-9: Vyrobený prototyp 50mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem $aw = 1.1$ . Zdroj: Autor .....	77
Obrázek 3-10: Porovnání energetické charakteristiky 50mm EDF s 12 lopatkami. Zdroj: Autor .....	78
Obrázek 3-11: Porovnání potřebných otáček ventilátoru 50mm EDF s 12 lopatkami. Zdroj: Autor.....	78
Obrázek 3-12: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem $aw = 0.88$ . Zdroj: Autor .....	79
Obrázek 3-13: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem $aw = 1.1$ . Zdroj: Autor .....	79
Obrázek 3-14: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem $aw = 1.3$ . Zdroj: Autor .....	79



Obrázek 3-15: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem $a_w = 1.7$ . Zdroj: Autor .....	79
Obrázek 3-16: Porovnání energetické charakteristiky 64mm EDF s 12 lopatkami. Zdroj: Autor .....	80
Obrázek 3-17: Porovnání potřebných otáček 64mm ventilátoru EDF s 12 lopatkami. Zdroj: Autor.....	80
Obrázek 3-18: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 5 lopatkovým ventilátorem a parametrem $a_w = 1.7$ . Zdroj: Autor .....	81
Obrázek 3-19: Porovnání energetické charakteristiky 64mm EDF s 12 lopatkami a s 5 lopatkami. Zdroj: Autor .....	81
Obrázek 3-20: Porovnání potřebných otáček 64mm EDF s 12 lopatkami a s 5 lopatkami. Zdroj: Autor.....	81
Obrázek 3-21: Gemfan Propeller 5030. Zdroj: Autor .....	82
Obrázek 3-22: Vrtule Gemfan Propeller 5030 umístěná ve vrtulovém krytu s tolerancí 0.3 mm. Zdroj: Autor.....	82
Obrázek 3-23: Porovnání energetické charakteristiky testovaných vrtulí v prostoru a ve vrtulovém krytu. Zdroj: Autor .....	83
Obrázek 3-24: Porovnání potřebných otáček testovaných vrtulí v prostoru a ve vrtulovém krytu. Zdroj: Autor.....	83
Obrázek 3-25: Dalprop Cyclone T5040C. Zdroj: Autor .....	84
Obrázek 3-26: Vrtule Dalprop Cyclone T5040C umístěná ve vrtulovém krytu s tolerancí 0.3 mm. Zdroj: Autor .....	84
Obrázek 3-27: Porovnání energetické charakteristiky testovaných vrtulí v prostoru a ve vrtulovém krytu. Zdroj: Autor .....	84
Obrázek 3-28: Porovnání potřebných otáček testovaných vrtulí v prostoru a ve vrtulovém krytu. Zdroj: Autor.....	84
Obrázek 3-29: APC Propeller 8x4E. Zdroj: Autor .....	86
Obrázek 3-30: Porovnání energetické charakteristiky referenčních EDF a testovaných vrtulí. Zdroj: Autor.....	87



---

Obrázek 3-31: Porovnání potřebných otáček rotoru referenčních EDF a testovaných vrtulí. Zdroj: Autor.....	88
Obrázek 3-32: Porovnání energetické charakteristiky referenčních EDF a vrtulového krytu. Zdroj: Autor.....	88
Obrázek 3-33: Porovnání potřebných otáček rotoru referenčních EDF a vrtulového krytu. Zdroj: Autor.....	89
Obrázek 3-34: Dvourotorová specifikace se dvěma 50mm ventilátory a 12 lopatkami. Zdroj: Autor.....	91
Obrázek 3-35: Dvourotorová specifikace s rozšiřujícím se průřezem. Zdroj: Autor.....	91
Obrázek 3-36: Dvourotorová specifikace s rozšiřujícím se průřezem a separátním kanálem. Zdroj: Autor.....	91
Obrázek 3-37: Porovnání energetické charakteristiky dvourotorových specifikací. Zdroj: Autor .....	91
Obrázek 4-1: Porovnání rozměrů konstrukce UA při využití vrtulového pohonu a při využití EDF motorů. Zdroj: Autor. ....	95



## Seznam tabulek

Tabulka 2-1: Přesnost měření sledovaných parametrů a jejich maximální hodnoty [68].....	57
Tabulka 2-2: Výkonové parametry zakoupených EDF udávané výrobcem. [74], [75] .....	61
Tabulka 2-3: Způsoby měření pro jednotlivé specifikace .....	69
Tabulka 2-4: Vliv konfigurace uchycení EDF motoru k testovacímu zařízení RCbenchmark Series 1580. Zdroj: Autor .....	70
Tabulka 3-1: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 <i>kgf</i> pro konstantní průřez proudového kanálu. Zdroj: Autor.....	75
Tabulka 3-2: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 <i>kgf</i> pro změnu výstupního průřezu 50mm ventilátoru. Zdroj: Autor .....	77
Tabulka 3-3: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 <i>kgf</i> pro změnu výstupního průřezu 64mm ventilátoru. Zdroj: Autor .....	81
Tabulka 3-4: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 <i>kgf</i> pro vybrané vrtule. Zdroj: Autor .....	84
Tabulka 3-5: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 <i>kgf</i> pro vybrané vrtule a referenční EDF. Zdroj: Autor .....	89
Tabulka 3-6: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 <i>kgf</i> pro dvourotorové specifikace. Zdroj: Autor.....	91
Tabulka 3-7: Přepočítané hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 <i>kgf</i> pro dvourotorové specifikace. Zdroj: Autor.....	91
Tabulka 4-1: Porovnání naměřených hodnot vybraných prototypů pro jednotlivé kategorie. Zdroj: Autor.....	93



## Seznam symbolů a zkratek

A	Plocha ventilátoru [ $m^2$ ]
$A_\infty$	Plocha výstupního otvoru z motoru [ $m^2$ ]
$a_w$	Kontrakční parametr
C	Kapacita baterie [Ah]
$D_m$	Napřimovací odpor krytu motoru [N]
$E_k$	Kinetická energie [J]
I	Elektrický proud [A]
k	Peukertsova konstanta
$k_t$	Konstanta točivého momentu
$k_{\aleph}$	Účinnost napřimovacího proudu vzduchu
kgf	Kilogram-force
KV	Otáčky elektromotoru na 1 volt bez zátěže
$\dot{m}$	Hmotnostní tok [ $m^3 \cdot s^{-1}$ ]
$M_k$	Točivý moment [Nm]
$N_{mech}$	Mechanická výkon [W]
$N_T$	Tahový výkon [W]
p	Hybnost []
$p_0$	Celkový tlak [Pa]
$P_{el}$	Elektrický výkon/příkon [W]
$P_i$	Indukovaný výkon [W]
s	Dráha [m]
t	Čas [s]
T	Tahová síla [kgf]
$T_D$	Tah motorového krytu [kgf]
$T_V$	Tah ventilátoru [kgf]
U	Elektrické napětí [V]
V	Objem [ $m^3$ ]
$v_\infty$	Rychlost letu [ $m \cdot s^{-1}$ ]





$v_e$	Rychlost výstupního proudu vzduchu [ $m*s^{-1}$ ]
$v_i$	Indukovaná rychlost [ $m*s^{-1}$ ]
$W$	Práce [J]
$\alpha$	Úhel nabíhajícího vzduchu do motoru [ $^\circ$ ]
$\mu_{el}$	Účinnost elektromotoru [%]
$\mu_{mech}$	Mechanická účinnost [ $kgf*W^{-1}$ ]
$\mu_{prop}$	Propulsní účinnost [%]
$\rho$	Hustota [ $kg*m^3$ ]
BLDC	Bezkartáčový motor (Brushless DC motor)
CAD	Počítačem podporované projektování (Computer-aided design)
CFD	Simulace proudění kapalin (Computational Fluid Dynamics)
EDF	Electric Ducted Fan
FDM	Fused deposition modeling
GA	Všeobecné letectví (General aviation)
MTOM	Maximální vzletová hmotnost (Maximum take off mass)
PLA	Polyactic Acid
RPS	Otáčky za sekundu (Revolution per second)
UA	Bezpilotní letadlo (Unmanned Aircraft)
VTOL	Zařízení s kolmým startem a přistáním (Vertical take off and landing)



## Úvod

Světová situace ohledně pohonných systémů všech dopravních prostředků se stále vyvíjí. Současný trend je zvyšování ekologičnosti provozu ve všech odvětvích a nejvíce je přitom prosazována elektrifikace [1]. V letectví je tomu také tak a v posledních letech se začínají objevovat elektrické propulsní systémy i v něm. Nejvíce jsou rozšířeny elektromotory v bezpilotním letectví, kde jsou hlavním propulsním systémem pro komerčně dostupné UA. V pilotovaném letectví se doposud jednalo pouze o experimentální letadla [2].

Motory Electric Ducted Fan (EDF) patří mezi možné nástupce dosavadních propulsních systémů používaných v letectví, zejména vlivem ekologičnosti svého provozu, protože se jedná o zcela elektrický systém. V místě jeho provozu tak nevznikají dodatečné škodlivé emise. V pilotovaném letectví by mohl nahradit nejrozšířenější spalovací motory a v bezpilotním letectví by mohl doplnit používané vrtulové propulsní systémy a stát se tak jejich přímým konkurentem. Výhodou EDF je poměrně rozsáhlá variabilita konstrukce. Lze měnit tvar a délku proudového kanálu, velikost ventilátoru, počet a tvar lopatek, a mnoho dalšího. Všechny tyto aspekty umožňují využití EDF v různých odvětvích pro různé specifické úkony.

Ačkoli se práce zabývá pohledem na obecné propulsní systémy používané v letectví, jsou veškerá porovnání a testovací procedury vztaženy na pohon bezpilotních letadel v kategoriích C0-C4 [3]. Je to zejména z důvodu velikostí použitých EDF, která se pohybují v řádech centimetrů. Porovnání s pohonnými systémy pilotovaného letectví by tak bylo bezpředmětné, protože velikosti použitých pohonných systémů jsou v tomto případě mnohonásobně větší, a přesto, že fyzikální principy jsou pořád stejné, tak je zde potřeba nahlížet na konstrukci odlišněji než v případě zmíněných velikostí.



## 1. Teoretická část

Electric Ducted Fan (EDF) je druh propulsního systému, který se skládá z ventilátoru, po obvodu uzavřeného v krytu, poháněného elektromotorem. Lze ho zhruba přirovnat ke dvouproudovému motoru, používaného na dopravních letounech, kde je místo elektromotoru použit turbínový motor. EDF je tedy možné používat jak v pilotovaném letectví, tak je také vhodný pro použití na bezpilotních letadlech. Rozdílem jsou zejména velikosti, kde v bezpilotním letectví se velikost motorů pohybuje pouze do několika desítek centimetrů v průměru. V současné době je EDF doménou spíše bezpilotního letectví, nicméně v historii se také objevilo na několika projektech v pilotovaném letectví.

### 1.1. Analýza současného stavu propulsních systémů letadel

Během více než 100 leté historie letectví byly vyprodukovány různé typy propulsních systémů letadel, ovšem ne všechny se používají v dnešní době. Použití dané pohonné jednotky je závislé na tom, jaký je předpokládaný účel konkrétního letadla, na kterém bude daná pohonná jednotka instalována. Některé se hodí spíše pro pomalejší lety v menších nadmořských výškách a jiné zase pro vysoké rychlosti ve větších výškách. Dále je důležité rozlišovat, jestli se jedná o letoun s pevnou nosnou plochou nebo letadlo s rotujícími nosnými plochami [4]. Mezi letadla s pevnou nosnou plochou lze zařadit například: letoun, rogalo, drak atd. Mezi letadlo s rotujícími nosnými plochami řadíme například vrtulník, vírník [5] a dokonce i bezpilotní kvadrokoptéru. Dalším faktorem pro vybrání správné pohonné jednotky, který vyplývá z uvedení kvadrokoptéry, je současné rozšiřování bezpilotních letadel, která mají svá vlastní specifika a požadavky na pohon [6].

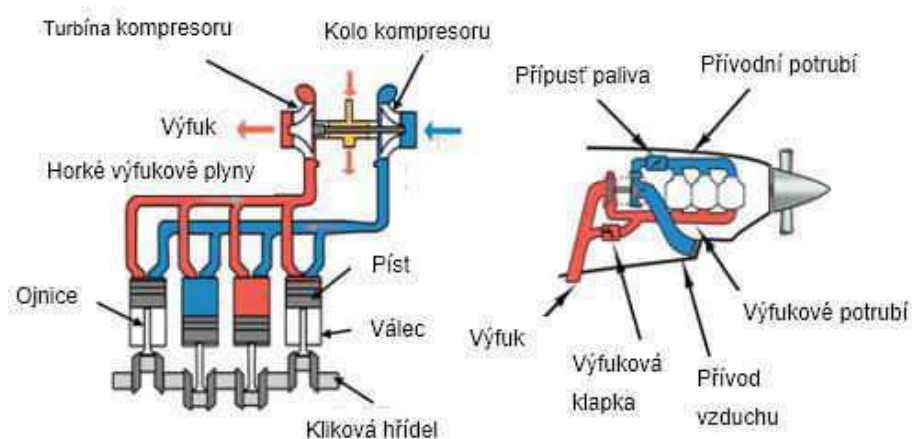
Pohonných systémů pro letadla bylo vyvinuto mnoho, ale jen část z nich se používá v rozšířené míře. Mezi dnešní nejpoužívanější pohonné jednotky letadel patří pístový motor, turbínový motor, raketový motor a elektromotor [6]. Poslední jmenovaný je v letectví rozšiřován až v posledních pár letech a aktuálně je nejvíce rozšířen mezi bezpilotními letadly, převážně mezi kategoriemi s MTOM do 25kg (kategorie C0-C4) [3]. Raketový motor nebude dále rozebírán, protože se v současnosti používá primárně na letadlech, která létají mimo atmosféru, tedy oblast, která není předmětem této diplomové práce.

#### 1.1.1. Spalovací pístový motor

Pístový motor je zařízení, které generuje energii spalováním směsi tekutého paliva a vzduchu ve válcích. Energie při spalování paliva se následně převádí přes píst a ojnici na rotační pohyb

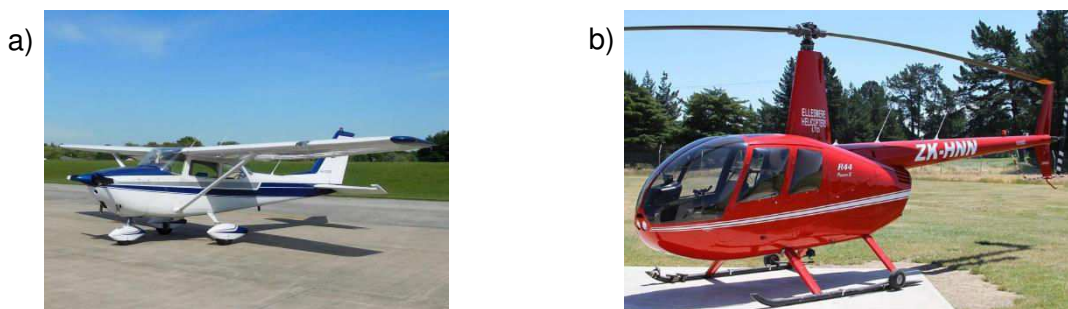
klikového hřídele, který je buďto přímo nebo přes regulátor otáček spojen se zařízením ke generování tahu. Takovým zařízením bývá většinou vrtule nebo rotor vrtulníku.

Pístový motor nepracuje kontinuálně, ale v cyklech (dobách), a to buďto ve 2 cyklech, pak jej nazýváme dvoudobý nebo ve 4 cyklech, čtyřdobý. Z toho důvodu je tento motor velkým generátorem vibrací, které mají negativní vliv na jeho životnost a pokud není správně uchycen ke draku letadla, tak i na životnost celého draku a v krajních případech i na letové vlastnosti letadla. Schéma pístového motoru je znázorněno na obrázku 1-1.



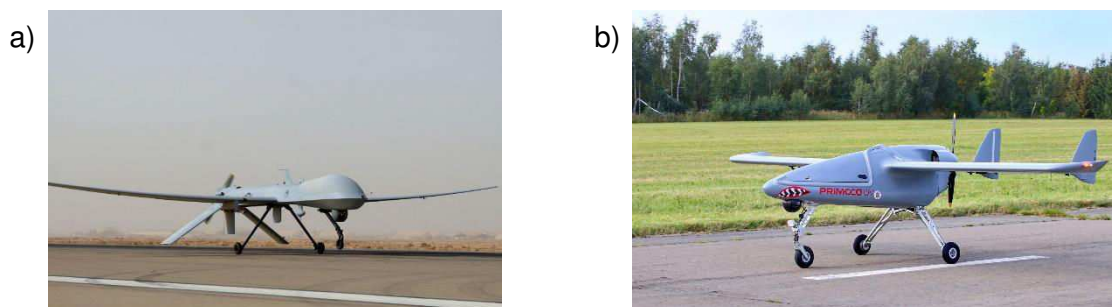
Obrázek 1-1: Schéma pístového motoru. [7]

Palivo pro pístové motory je v kapalně podobě a lze najít jak benzínové, tak naftové specifikace [8]. To u letadel s takovým motorem vyvolává potřebu uložení paliva, což se projeví na složitější konstrukci. Lze je najít jak na letadlech s pevnými nosnými plochami, tak s rotujícími nosnými plochami a nejčastější zastoupení těchto motorů lze najít v kategorii GA na ultralehkých letounech [4], příkladem je letoun Cessna 172, lze vidět na obrázku 1-2a, a také na ultralehkých vrtulnících. Příkladem ultralehkého vrtulníku s pístovým motorem je Robinson R44, lze ho vidět na obrázku 1-2b.



Obrázek 1-2: a) Cessna 172. [9], b) Robinson R44 [10]

S pístovými motory se lze setkat také u bezpilotních letadel s pevnými nosnými plochami, kde se využívají jak na bezpilotních letadlech s vojenským využitím, tak pro civilní využití. Nicméně, jejich použití je omezené spíše pro letouny s MTOM větší jak 25 kg, ale existují i výjimky [8]. Dále s nižší nadmořskou výškou letu a nižší rychlostí letu, stejně jako u letadel pilotovaných. Příkladem těchto bezpilotních letadel je například MQ-1B Predator, který je na obrázku 1-3a, a Primoco UAV one 150, který je na obrázku 1-3b.



Obrázek 1-3: a) MQ-1B Predator [11], b) Primoco UAV One 150. [12]

Nejzásadnější výhodou pístových motorů je, že je to široce prozkoumaná technologie. V letectví se používají téměř od svého počátku a je to tedy technologie naprosto prozkoumaná, což je zásadní pro spolehlivost a následně i údržbu. Dále je možné u pístových motorů dosahovat velmi malých velikostí, jen pár centimetrů [13], což rozšiřuje možnosti jeho použití. Samotný motor je možné zkonstruovat poměrně lehký a je možné ho doplnit o zařízení, které vhání tlakový vzduch do válců, čímž se zvyšuje výškový dostup motoru, protože je schopný pracovat i ve výškách, kde je mnohem menší hustota vzduchu [8]. Výhody lze tedy shrnout jako [8]:

1. Široce prozkoumaná technologie
2. Dobrá údržba
3. Vysoká spolehlivost
4. Lze dosáhnout velmi malých velikostí
5. Lehká konstrukce
6. Možnost zvýšení výškového dostup motoru pomocí turbodmychadla

Mezi hlavní nevýhody patří již zmíněné vibrace. Pokud je překročena určitá úroveň vibrací, tak dochází k zhoršení spolehlivosti motoru, popřípadě může vést i ke zhoršení letových vlastností letadla, protože se vibrace přenášejí do celého letadla. Dále se v pístovém motoru nachází spousta pohyblivých částí, které navíc potřebují být mazány pro zmenšení tření. Mazání následně požaduje, aby byl motor utěsněn a mazivo neunikalo mimo exponovaná místa.



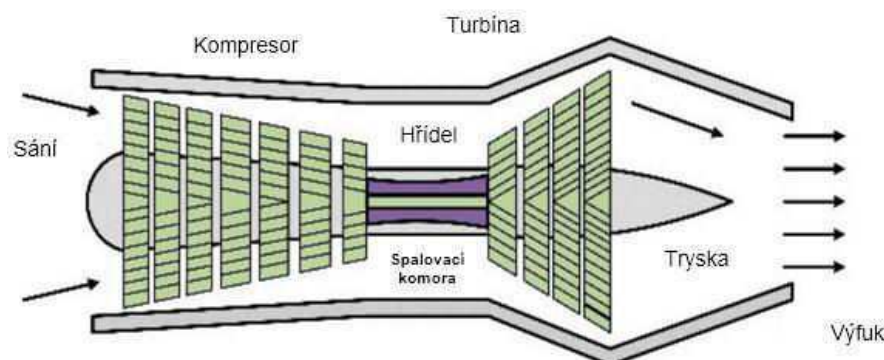
Poslední výraznou nevýhodou je hlučnost samotného spalovacího motoru. Shrnutí nevýhod je tedy [8]:

1. Vibrace
2. Spousta pohyblivých částí
3. Potřeba mazání
4. Požadavky na těsnost proti úniku kapalin
5. Hlučnost

### 1.1.2. Turbínový motor

Jak již bylo zmíněno, tak pístové motory jsou ve většině případů spojeny s vrtulí. Samotný pístový motor je omezen výškou maximálního dostupu a vrtule následně omezuje maximální rychlost letu. Z toho důvodu bylo potřeba vyvinout motor, který umožňuje provoz letadla ve větších nadmořských výškách a zároveň při větších rychlostech letu. Takovým motorem byl právě turbínový motor, který vznikl ve 30. letech 20. století. [14] V dnešní době se samotný turbínový motor používá jen zřídka, protože byli vyvinuty jeho varianty, které poskytují lepší parametry pro dnešní použití, konkrétně to je dvouproudový, turbovrtulový a turbohřídelový motor. Ty se ve své podstatě příliš neliší a vycházejí přímo z turbínového motoru, z toho důvodu všechny obsahují vstupní ústrojí, kompresor, spalovací komoru, systém vstřikování a zapalování směsi, plynovou turbínu a výstupní ústrojí. [15] Další komponenty, které budou rozebrány v jednotlivých podkapitolách jsou pak charakteristické pro danou variantu.

Turbínový motor pracuje, na rozdíl od pístového, s kontinuálním průběhem. Tedy nejsou zde žádné cykly, ale palivo je kontinuálně vstřikováno do nasávaného a následně stlačovaného vzduchu. Přitom je směs rovnou zapalována a horké plyny následně expandují na turbíně, kde předávají energii potřebnou pro pohon všech částí motoru. [15] Tah turbínového motoru je získáván urychlením nasávaného vzduchu. Toho se dosahuje právě zapálením směsi paliva a vzduchu a následnou expanzí ve výstupní trysce, protože na turbíně není spotřebována všechna energie v plynech. Ta zbylá se využije právě na trysce, kde plyny s větším tlakem, než je okolní, expandují na zužujícím se výstupu z motoru. Tím se dosáhne urychlení vzduchu, a vyprodukuje se potřebný tah pro pohon letadla. [15] Na dále popsaných variantách je tento princip stejný, nicméně tah již není primárně vytvářen urychlením vzduchu na výstupní trysce, ale na jiných komponentách, kterými je buďto ventilátor, vrtule nebo jiné podobné zařízení [15]. Schéma turbínového motoru je na obrázku 1-4.



Obrázek 1-4: Schéma turbínového motoru [6]

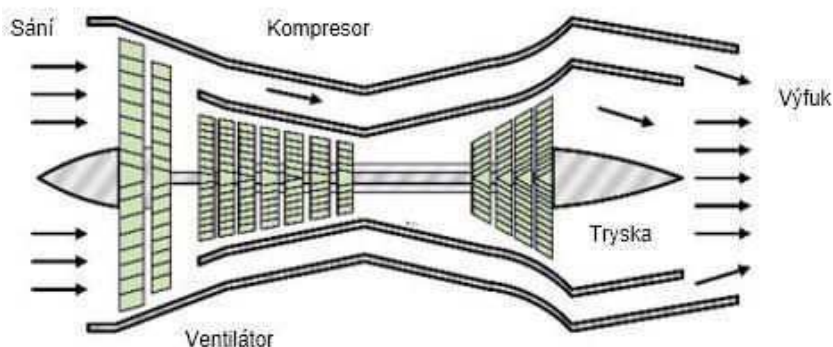
### Dvou Proudový motor

Nevýhoda čistě turbínového motoru je, že při nižších rychlostech (podzvukových) pracuje s malou účinností. Motor urychluje malé množství vzduchu na vysokou rychlost, to je energeticky náročné a pro nízké rychlosti je to neúčinné. [16] Z toho důvodu byl vyvinut dvou proudový motor, který se skládá z jádra, který pracuje jako již popsaný turbínový motor, a z dmyhadla, které urychluje velké množství vzduchu na podstatně menší rychlost. Jádro motoru slouží pouze k tomu, aby generovalo energii potřebnou pro pohon dmyhadla, přebytečná energie, nevyužitá na turbíně, se poté použije k dodatečnému vytvoření tahu na výstupní trysce, nicméně to je pouze malá část celkového tahu motoru. [16] Hlavní část tahu motoru je tvořena na již zmíněném ventilátoru, které nasává mnohonásobně více vzduchu, než v případě pouze turbínového motoru a urychluje ho. Tím se získává většina tahu u tohoto motoru.

U dvou proudových motorů byl zaveden pojem „obtokový poměr“, který vyjadřuje poměr množství vzduchu, které protéká obtokovým kanálem, což je hlavní složka tahu, nebo jádrem motoru, kde se využívá pro tvorbu energie pro pohon ventilátoru. [16] Podle toho rozeznáváme dva druhy, s vysokým obtokovým poměrem a s nízkým obtokovým poměrem. Hranice mezi nimi nebyla nikdy přímo stanovena. [16] Na obrázku 1-5 lze vidět schéma dvou proudového motoru.

Motory s vysokým obtokovým poměrem se dnes převážně používají u dopravních letadel, které jsou osazeny ventilátory o průměru několika metrů, například motor Rolls-Royce Trent 1000, který lze najít na letounu B787 Dreamliner, je osazen ventilátorem o průměru 2.85m. Motor má obtokový poměr 10:1, což znamená, že obtokovým kanálem teče 10x více vzduchu než jádrem motoru [17]. Dmyhadlo nasává velké množství vzduchu a urychluje ho. Výsledná rychlost je menší, než by byla potřebná u turbínového motoru, to znamená, že motor pracuje

s vyšší propulsní účinností při vyšších podzvukových rychlostech, což je oblast dopravních letadel, a zároveň je snížena hlučnost, protože je nižší rychlost vzduchu na výstupu z motoru. [16] Motor s vysokým obtokovým poměrem může mít i výrazně menší poměr než zmíněný motor. Nicméně, stále je zachována idea, že tah je primárně tvořen na dmychadle a jádro bude převážně sloužit jen k jeho pohonu. Příklad použití je na obrázku 1-6a.



Obrázek 1-5: Schéma dvouproudového motoru [6]

Motory s nízkým obtokovým poměrem se u dopravních letadel dnes nevyskytují. Ale využívají se na vojenských letounech, kde nahradili také čistě turbínové motory, a jsou navíc osazeny přídatným spalováním. U těchto motorů je obtokový poměr často menší než 1:1, například u motoru F135-PW-100, který se využívá na letounech F35 Lightning II, má obtokový poměr 0.57:1 [18]. To znamená, že tah je zde stále primárně tvořen jádrem motoru, protože letouny dosahují vysokých nadzvukových rychlostí, je tedy potřeba dosahovat vysokých výtokových rychlostí a zároveň je potřeba udržet motor co nejmenší. Obtokový vzduch zde produkuje také určitou část tahu a zároveň je použito pro chlazení komory přídatného spalování. Příklad použití na obrázku 1-6b.

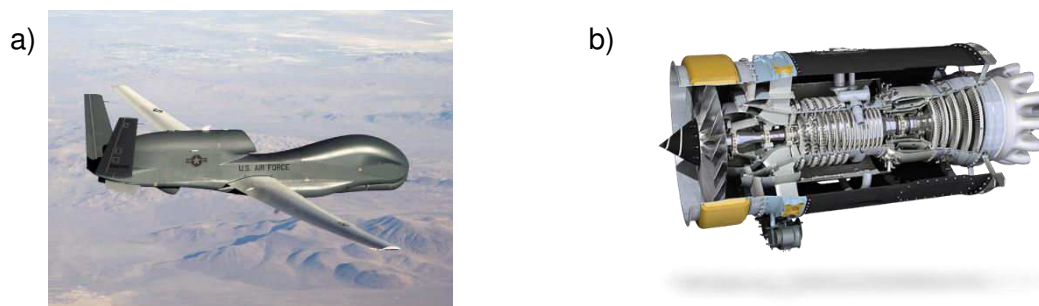


Obrázek 1-6: a) Boeing B787 Dreamliner [19], b) Stíhací letoun F35 Lightning II [20]

Dvouproudové motory lze také nalézt na bezpilotních letounech. Nicméně, zde je jejich využití omezeno převážně na vojenské letouny, které mají dolet několik tisíc kilometrů a létají vyššími podzvukovými rychlostmi [8]. Příkladem takového UA je RQ-4A Global Hawk, který je na



obrázku 1-7a. Motor je osazen motorem Rolls-Royce AE-3007 s obtokovým poměrem 5:1 a lze ho také najít u některých dopravních letounů [21]. Na obrázku 1-7b je pak znázorněn řez motorem Rolls-Royce AE-3007.



**Obrázek 1-7: a) Bepilotní letoun RQ-4 Global Hawk [22] b) Dvouprovdový motor RR AE-3007 [21]**

Mezi hlavní výhody těchto motorů patří vyprodukovaný vysoký výkon na jednotku hmotnosti. Dále je to vysoká účinnost při vysokých podzvukových rychlostech, což je oblast, ve které se provozují dopravní letadla. Oproti čistě turbínovému motoru je dosaženo výrazného snížení hlučnosti. Nakonec je to roky prozkoumaná technologie, což má kladný vliv na spolehlivost a systém údržby. [16], [6]

- 1) Vysoký poměr výkon/hmotnost
- 2) Vysoká účinnost při vyšších podzvukových rychlostech
- 3) Snížení hlučnosti
- 4) Prozkoumaná technologie

Nevýhodou je pak nemožnost použití pro nadzvukové rychlosti, ale jen v případě vysokých obtokových poměrů. Pro ty je potřeba užít velmi malých obtokových poměrů, často menších než 1:1, což se projeví na hlučnosti i účinnosti při pomalejších rychlostech letu. Dále mají tyto motory větší aerodynamický odpor vlivem většího průměru, zejména u motorů s vysokým obtokovým poměrem. [16], [6]

- 1) Nevhodné pro nadzvukové rychlosti letu v případě velkého obtokového poměru
- 2) Větší aerodynamický odpor

### **Turbovrtulový a turbohřídelový motor**

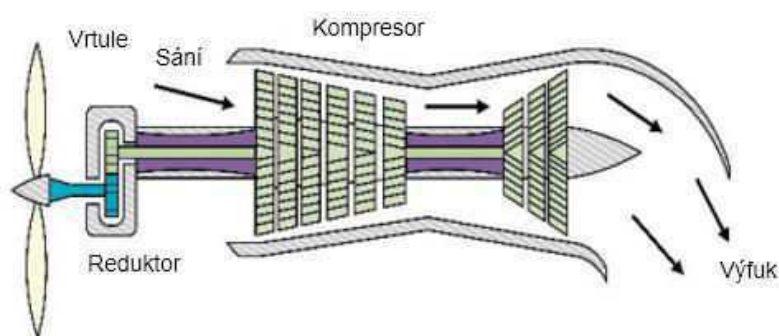
Turbínové motory jsou také vhodné na použití s vrtulí nebo rotorem vrtulníku právě díky množství výkonu, které tyto motory dokážou vyprodukovat a také jsou schopné pracovat ve větších nadmořských výškách než motory pístové, protože vstupní vzduch je stlačován v kompresoru [16]. Většina komponentů na těchto motorech je shodná s motorem turbínovým, tedy obsahují vstupní ústrojí, kompresor, spalovací komoru, turbínu a výstupní ústrojí.

Rozdíl je ve využití výkonu na turbíně. U těchto motorů je žádoucí přeměnit co nejvíce energie horkých plynů na výkon, který bude pohánět jak samotný kompresor motoru, tak i výstupní hřídel z motoru. To znamená, že na turbíně je nutné, aby vznikl přebytek výkonu, a tedy na výstupu již nezbyvá příliš mnoho energie v horkých plynech, aby došlo k dodatečnému urychlení na výstupní trysce. Tedy tah produkovaný na výstupu z motoru je velmi malý [16].

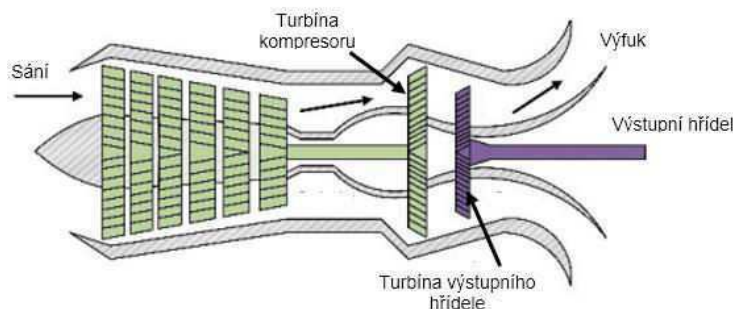
Turbohřídelový a turbovrtulový motor se liší pouze v tom, co je výsledným komponentem, který je připojen na hřídel. Turbivrtulový motor, jak vyplývá z názvu, je určen k pohonu vrtule. Turbohřídelový motor je určen k pohonu čehokoliv připojenému ke hřídeli, kromě vrtule. V letectví je využíván primárně na vrtulnicích [16].

Turbivrtulové motory mohou být dva druhy, s vrtulí na společném hřídeli nebo s volnou turbínou. Vrtule na společném hřídeli je přímo spojena s turbínou a každá změna na vrtuli, například vyvolaná porывem větru, se také projevuje na turbíně v motoru, která je spojena s kompresorem. Motor s volnou turbínou má oddělenou turbínu pro pohon kompresoru a pro pohon vrtule. Vrtule pak nijak neovlivňuje chod samotného motoru. Turbohřídelový motor je převážně s volnou turbínou [16].

U tohoto druhu motorů je výstupní hřídel napojen vždy na reduktor, který redukuje otáčky motoru na otáčky, se kterými je schopno pracovat koncové zařízení. To je kritické u vrtulí, které mají omezený rozsah pracovních otáček, a protože turbivrtulový motor pracuje mnohem vyšších otáčkách, je nutné otáčky zredukovat na takové, které jsou pro danou vrtuli vhodné. [16] Na obrázku 1-8 je schéma turbivrtulového motoru se společným hřídelem. Mezi vrtulí a výstupním hřídelem lze vidět zmiňovaný reduktor. Na obrázku 1-9 je pak znázorněn turbohřídelový motor s volnou turbínou.



Obrázek 1-8: Schéma turbivrtulového motoru se společným hřídelem [6]



**Obrázek 1-9: Schéma turbohřídelového motoru s volnou turbínou [6]**

Turbovrtulové motory se používají většinou na letounech, které létají nižšími podzvukovými rychlostmi. Většinou se jedná o letouny, které létají na vnitrostátních letech, kde není možnost vystoupat do výšek, kde létají proudová dopravní letadla. Proto se používají vrtulové pohony, které jsou při nižších rychlostech účinnější [16]. Příkladem takového letounu je L410 Turbolet, který lze vidět na obrázku 1-10a. Nicméně, lze najít i případy, kde se používá turbovrtulový motor na letounech, které létají vysokými podzvukovými rychlostmi. Takovým letounem je například Airbus A400 s cestovní rychlostí okolo 0.7M, který je na obrázku 1-10b. Letoun je osazen čtyřmi motory TP400-D6 o výkonu 8 203 kW [23], což z něho dělá jeden z nejvýkonnějších turbovrtulových motorů. Lze ho vidět na obrázku 1-11.

a)

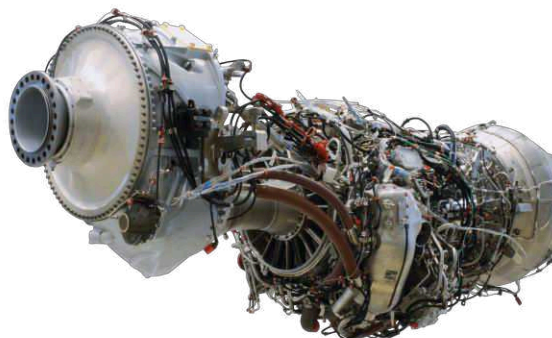


b)



**Obrázek 1-10: a) Dopravní letoun L-410 Turbolet [24], b) Nákladní letoun Airbus A400M [25]**

Turbovrtulový motor je možné najít také mezi bezpilotními letadly, kde jsou důvody požití stejné, jako u pilotovaných letadel. Stejně jako v případě dvouproudových motorů, je najdeme spíše na vojenských letounech, které létají vysokými rychlostmi a mají dolet několik tisíc kilometrů. Příkladem takového letounu je MQ-9 Reaper (Predator B) [8], který je na obrázku 1-12, s cestovní rychlostí okolo 300 km/h a doletem až 2000 km [26].



**Obrázek 1-11: Turbovrtulový motor použitý na letounu Airbus A400M [27]**



**Obrázek 1-12: Bezpilotní letoun MQ-9 Reaper [28]**

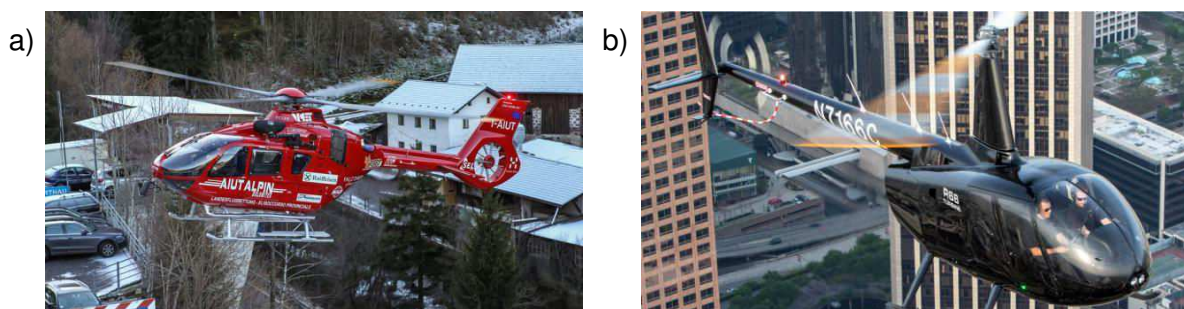
Turbohrádelový motor se v letectví využívá převážně na vrtulnících, kde přes reduktor pohání nosný a ocasní (vyrovnávací) rotor [29]. Lze najít případy jednomotorových, ale také vícemotorových uspořádání. Na větších vrtulnících se často využívá dvou motorů, které přes jeden společný reduktor pak pohání nosný a vyrovnávací rotor [29]. Příkladem dvumotorového vrtulníku je Airbus H135 [30], obrázek 1-13a, a příkladem jednomotorového vrtulníku je Robinson R66 [31], obrázek 1-13b.

Hlavní výhodou těchto motorů je vysoká účinnost při rychlostech v rozsahu vrtulových letadel. Motory dosahují nižší hlučnosti, protože rychlost plynů na výstupu z motoru je mnohem menší než u dvouproudového a vrtule urychluje velké množství vzduchu na menší rychlost. Rozměry motoru jsou také mnohem menší než v případě dvouproudového motoru, protože vzduch ho obchází. Stejně jako v předchozím případě se jedná o prozkoumanou technologii, což má kladný vliv na spolehlivost i údržbu [16], [6].

1. Vysoká účinnost v rozsahu rychlostí vrtulových letadel
2. Nižší hlučnost než dvouproudové motory
3. Menší rozměry než dvouproudový motor
4. Prozkoumaná technologie

Nevýhody jsou velmi podobné jako v předchozích případech. Technologie je to poměrně nákladná a komplexní. Nutnost použití reduktoru, který zmenšuje otáčky motoru na otáčky, které jsou vhodné pro danou vrtuli nebo rotor [16], [6].

1. Nákladná výroba a údržba
2. Složitá technologie
3. Nutnost použití reduktoru



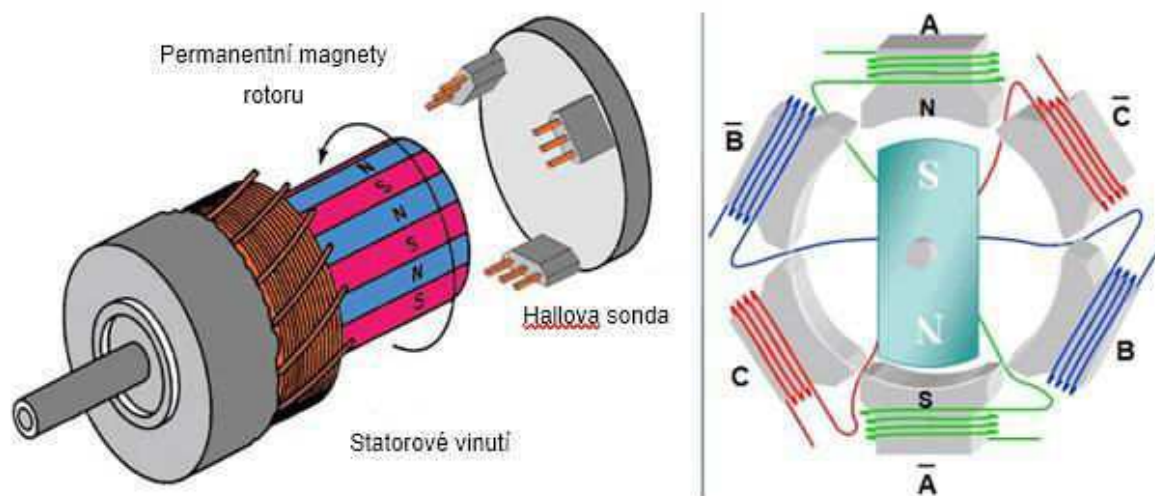
Obrázek 1-13: a) Dvumotorový vrtulník Airbus H135 [30] b) Jednomotorový vrtulník Robinson R66 [31]

### 1.1.3. Elektrický motor

Elektrické motory, ve smyslu pohonné jednotky letadla, nejsou v letectví žádnou novinkou, ale nikdy nedošlo k jejich masovému rozšíření v pilotovaném letectví. Spíše se uchytili na bezpilotních letadlech, převážně pro hobby užití, ale najdou se i případy využití na komerčních a vojenských letounech. V posledních letech se ale začínají objevovat i více na letadlech pilotovaného letectví. To souvisí s rostoucími požadavky na ekologii, které jsou každým rokem větší, protože je stále větší snaha o snížení produkovaných emisí. Rozvoji elektrických pohonů také přispívá snižování zdrojů fosilních paliv, proto se začínají vyvíjet nové pohony, jako například vodíkové motory nebo právě probírané elektromotory [6].

Elektromotor je v zásadě elektromechanický převodník. Jeho účelem je převést elektrickou energii na mechanickou pro pohon vrtule nebo ventilátoru. Elektromotor se skládá ze statoru a rotoru. Jejich základními komponenty jsou permanentní magnet a elektromagnetické cívky, a buďto může být stator s permanentním magnetem a rotor s elektromagnetickými cívkami nebo opačně. Pokud je stator složen z elektromagnetických cívek, které při průchodu proudem skrze ně generují elektromagnetické pole, rotor je pak složen z permanentních magnetů, které reagují s generovaným elektromagnetickým polem od statoru. Pole má takový charakter, aby permanentní magnety odpuzovalo určitým směrem. Výsledkem je otáčivý pohyb rotoru, který je spojen s výstupním hřídelem [32], [6].

Elektromotorů existuje řada typů, nicméně dnes se převážně využívají motory bezkartáčové (BLDC), protože mají jedny z nejlepších charakteristik [33]. Na obrázku 1-14 je schéma BLDC motoru. Levá část znázorňuje jeho komponenty a vpravo je znázorněné rozložení cívek ve statoru. Hallův senzor slouží k určení polohy rotory proti statoru. Aby elektromotor fungoval, je nutné spínat cívky ve správném pořadí, aby docházelo k rotaci permanentních magnetů na rotoru. Většina BLDC motorů používá 3 senzory, které jsou součástí statoru. Vždy, když magnetické pole statoru protne senzor, tak generuje specifický signál. Kombinací signálu ze všech 3 senzorů lze určit polohu rotoru proti statoru [33].



Obrázek 1-14: Schéma BLDC motoru. [34]

Výhody jsou převážně ekologičnost a není je nutné osazovat reduktory, protože otáčky lze regulovat řídicími signály. Dále množství možných zdrojů je výhodou, protože získávat elektrickou energii je možné z baterií, solárních panelů, spalováním fosilních paliv a další. Dále jsou velmi jednoduché konstrukce a skládají se z velmi malého množství dílů, oproti již zmiňovaným motorům. Nakonec mají elektromotory poměrně variabilní konstrukci, takže je možné navrhnout je přesně pro potřeby daného stroje, jak z pohledu výkonových, tak třeba i aerodynamických [6].

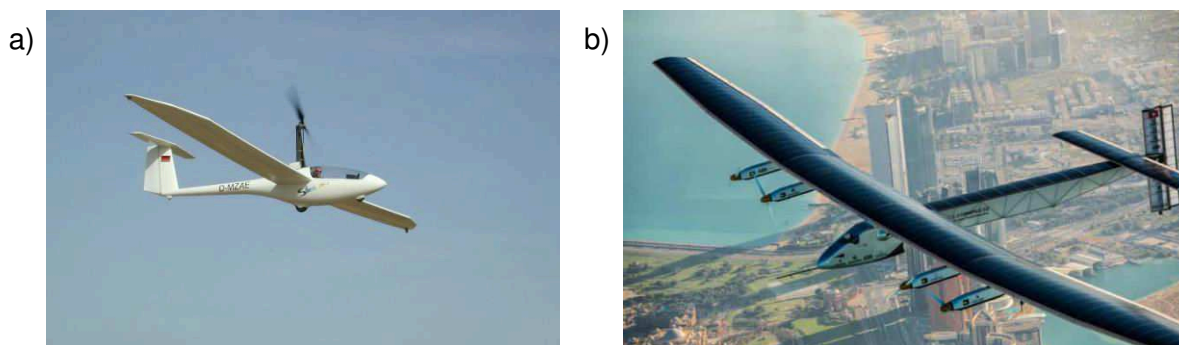
- 1) Ekologičnost
- 2) Není potřeba využívat reduktor
- 3) Široký rozsah možných zdrojů energie
- 4) Jednoduchá konstrukce
- 5) Variabilní konstrukce

Samozřejmě je zde i řada nevýhod, jako je neuspokojivé množství uchované energie v bateriích, z čehož pramení velmi omezený dolet. Tedy čistě elektromotor napájený z baterií nemá uspokojivý dolet. V úvahu připadají určité hybridy, kde se převádí energie fosilních paliv na elektrickou energii, ale zvyšuje se tím hlučnost a zhoršuje ekologičnost celého řešení. Dále je to poměrně nákladné řešení. Samotný elektromotor je jen malou částí celého systému. Elektronika potřebná pro efektivní řízení motoru je velmi rozsáhlá a silně promlouvá do výsledné ceny systému a je potřeba je ochránit před environmentálními vlivy prostředí [6].

- 1) Nedostatečný zdroj energie
- 2) Cena
- 3) Potřeba ochrany před vnějším prostředím

V pilotovaném letectví byly doposud používány spíše u motorových kluzáků. Příkladem může být letoun Air Energy AE-1 Silent, který získal typový certifikát již v roce 1998 [35], lze ho vidět na obrázku 1-15a. Nicméně, elektromotor se objevil již v roce 1979 na Mauro Solar Riser [36], což byl první elektrický letoun se solárními panely.

Problémem použití elektromotorů na palubě větších letadel je jejich zdroj energie. Z důvodu rostoucích nároků na ekologičnost letadel je snaha využít baterie jako zdroj energie, nikoli využívat generátory energie s využitím fosilních paliv. To má nežádoucí vliv na dolet letadel, a z toho důvodu se objevují různé experimentální letouny, které se postupně zdokonalují a jejich dolet se zvyšuje [6]. V roce 2016 byl představen letoun Solar Impulse 2 [2], obrázek 1-15b, který byl vybaven solárními panely, na horní straně křidel, ocasních ploch a trupu, které zvyšovaly jeho dolet.



**Obrázek 1-15: a) Motorový kluzák AE-1 Silent s elektrickým motorem [35] b) Elektrický letoun Solar Impuls 2 [37]**

Elektromotory mají největší zastoupení v letectví u bezpilotních letadel. Zde se využívají již desítky let v modelech letadel a také ve VTOL zařízeních, které jsou dnes také označovány jako „drony“, převážně se jedná o multikoptéry. Existují ale i případy použití na letounech určené pro vojenské použití. Takovým příkladem je bezpilotní letoun AeroVironment RQ-11 Raven [8], který je vybaven jedním elektromotorem s tlačnou vrtulí, lze ho vidět na obrázku 1-16a. Na obrázku 1-16b je vyobrazena multikoptéra DJI Mavic 3 [38].

Elektromotory jsou také nedílnou součástí konstrukce EDF motoru, kterými se zabývá tato práce. EDF má potenciálně využití jak v pilotovaném letectví, kde by mohlo nahradit teplé jádro dvouproudového motoru, tak v bezpilotním létání. Zatím se EDF motory používají velmi zřídka, nicméně s rostoucím zájmem o bezpilotní letadla, se více hledá způsob, jak tyto motory uplatnit. Důvody k tomu budou vysvětleny v následující kapitole. Z důvodu, že využití EDF

se aktuálně hodí spíše pro bezpilotní letadla, budou v této práci porovnávány s pohony výhradně pro bezpilotní letadla.

a)



b)



*Obrázek 1-16: Vojenský bezpilotní letoun RQ-11 Raven [39], b) Komerční UAV typu multikoptéra DJI Mavic 3 [40]*

## 1.2. Electric Ducted Fan

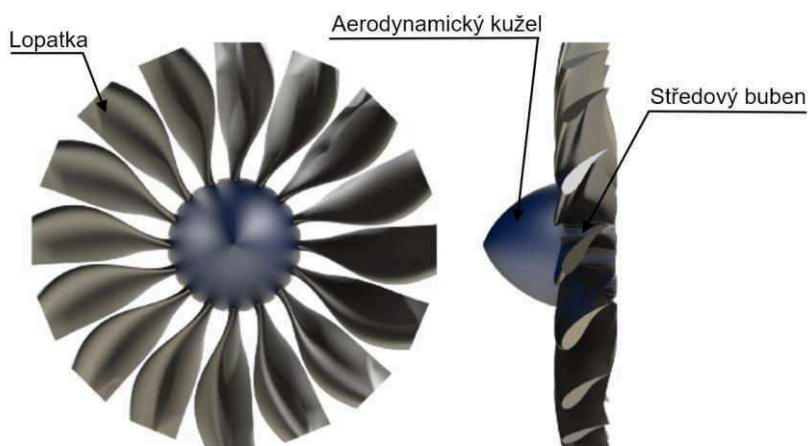
„Ducted fan“ je pojem, který shrnuje všechny ventilátory, které jsou uzavřeny v krytu podél jejich obvodu. Ventilátor je obecně rotující zařízení, které dodává energii kapalině, ve které pracuje, čímž dochází k jejímu urychlení. Electric Ducted Fan (EDF), je druh „ducted fan“ motoru s elektromotorem, který pohání zmíněný ventilátor a platí pro něho totožné principy, jako pro každý „ducted fan“. Jediným rozdílem je právě elektromotor a s ním spojený zdroj energie. EDF se dnes využívá pouze u bezpilotních letadel, převážně v modelářství, kde se používá jako imitace dvou Proudového motoru. Také se využívá na VTOL bezpilotních letadlech [41]. Nicméně, použití elektrického motoru znamená, že je potřeba sebou nést i zdroj elektrické energie na palubě letadla, ale stále se nedaří zajistit dostatečnou kapacitu baterií, které by poskytovaly dostatečný dolet při požadované rychlosti letu [6]. To je jeden z hlavních důvodů, proč nejsou elektrická letadla v pilotovaném letectví využívána ve větším měřítku. Tedy z toho vyplývá, že EDF je aktuálně vhodné použít hlavně na bezpilotních letadlech.

V souvislosti s EDF se pojednává konkrétně o axiálních ventilátorech, které urychlují vzduch ve směru osy otáčení rotoru a zároveň jsou po obvodu rotoru zakrytovány. [41] Tento kryt má ve všech případech jeden hlavní účel, a tím je snížení přetékání vzduchu na koncích lopatek rotoru, čímž dochází k výraznému zvýšení jeho účinnosti. Geometrie proudového kanálu krytu rotoru se liší podle typu rotoru. U rotorů, s menším počtem lopatek se jedná pouze o obruče, které sahají podle velikosti vrtule od pár mm po několik cm před a za vrtuli a pouze zakrývají oblast vrtule, aby zamezili přetékání. U rotoru s velkým počtem lopatek se většinou konstruují delší kanály s tvarovaným výstupem, který dále pracuje s proudícím vzduchem od



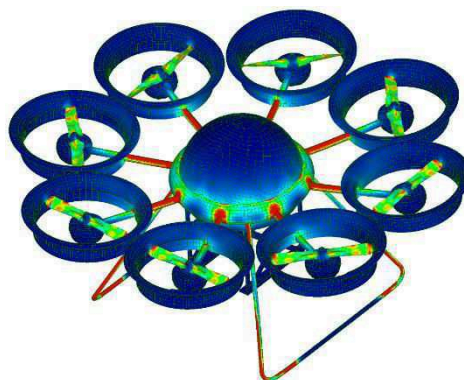
ventilátoru. [42] Další funkcí krytu je omezení hluku generovaného od rotoru a také od samotného motoru, který ho pohání a také zvýšení ochrany samotného rotoru a okolí.

EDF se tedy skládá z již zmíněného ventilátoru, což je rotující disk osazený několika speciálně tvarovanými lopatkami, které slouží k urychlování nasávaného vzduchu. Dále z krytu, který uzavírá obvod ventilátoru, čímž zvyšuje účinnost ventilátoru, snižuje jeho hlučnost a zvyšuje jeho ochranu. Nakonec z pohonného ústrojí, které pohání samotný ventilátor [42]. Popis ventilátoru je na obrázku 1-17. Podobná koncepce se dá najít i u vrtulí, které se také v určitých případech mohou po obvodu zakrytovat, a i zde to zmenšuje přetékání vzduchu na koncích listů vrtule, a to zvyšuje celkovou účinnost vrtule.



**Obrázek 1-17: Popis ventilátoru s 12 lopatkami. Zdroj: Autor**

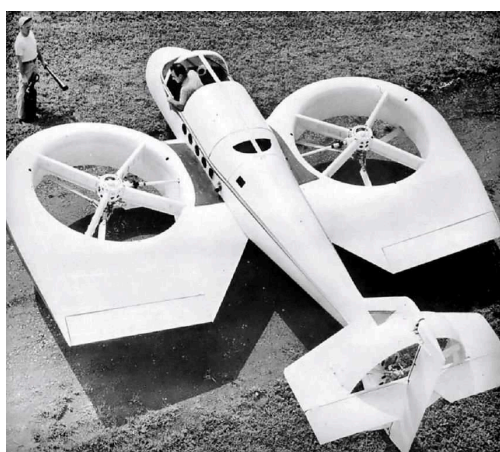
U EDF se lze setkat převážně s nízkotlakými ventilátory. Počet lopatek u těchto ventilátorů má poměrně velký rozsah. Pohybuje se v rozmezí 2 až 16 lopatek a průměr středového bubnu je v rozmezí 30 – 40 % celkového průměru ventilátoru a slouží pro velké hmotnostní průtoky. Za rotorem se lehce zvyšuje tlak, nicméně oproti vysokotlakým ventilátorům je navýšení velmi malé [42]. U ventilátorů o rozměrech několika metrů se pohybuje v řádek několik stovek pascalů. Nízkotlaký ventilátor je právě na obrázku 1-17. Nejčastěji se lze setkat s ventilátorem s menším počtem lopatek, většinou 5 lopatkami. Tento ventilátor dosahuje u EDF nejlepších parametrů, protože má dostatečně velký hmotnostní průtok, ale není tak energeticky náročný než ventilátor s počtem lopatek větším, například 12 a více. Často se lze také setkat s EDF se dvěma lopatkami, který funguje podobně jako vrtule, ale s vyšší účinností, kterou dodává kryt po obvodě ventilátoru [42]. Lze ho vidět na obrázku 1-18.



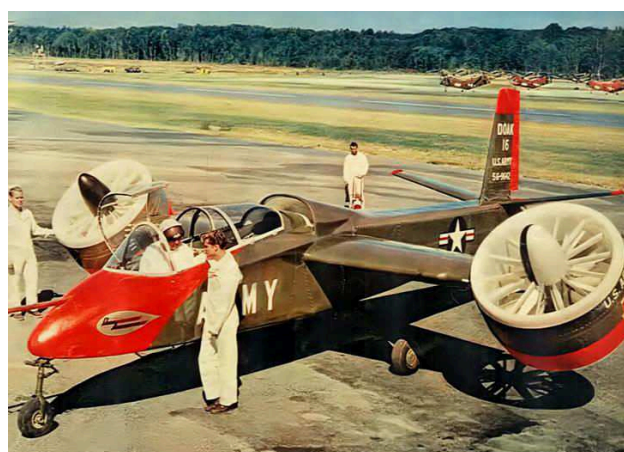
Obrázek 1-18: VTOL bezpilotní letadlo s nízkotlakým ventilátorem. [43]

### 1.2.1. Historie „Ducted Fan“

„Ducted Fan“ pohonné jednotky jsou používány již od 40. let 20. století. Do této kategorie totiž spadá téměř jakýkoliv pohon, který využívá pro tvorbu tahu rotor, který je po obvodu uzavřen do krytu, který zmenšuje přetékání proudu vzduchu přes horní strany lopatek [41]. Jedním z prvních letadel této specifikace byl Vanguard Omniplane 2C, který využíval dva zakrytované rotory pro tvorbu vertikálního tahu, každý v jednom „křídle“ a jeden pro tvorbu dopředného tahu. Letadlo je na obrázku 1-19. Následně později v 50. letech byl použit „ducted fan“ v koncepci překlopného rotoru na Doak VZ-4, který je na obrázku 1-20. Byl to úplně první typ takového letadla, který by schopný vertikálního vzletu a následného přejít do horizontálního letu překlopením pohonných jednotek [41]. Při vertikálním letu byl jediným zdrojem „vztlaku“ tah od motorů. Při horizontálním letu byla pak většina vztlaku generována křídly, na jejichž koncích byly umístěny právě pohonné jednotky.



Obrázek 1-19: Vanguard Omniplane 2C [43]



Obrázek 1-20: Doak VZ-4 [44]

Následně byl v 60. letech představen zcela nový druh „ducted fan“ motorů pod názvem turbofan, v české literatuře známý jako dvouproudový motor. Tento druh motoru byl popsán



v kapitole 1.1.2. Převážně je využíván ke tvorbě tahu horizontálního na dopravních letounech [16]. Nicméně existují i případy, kdy byl použit pro tvorbu vertikálního tahu, konkrétně na letounu F-35 Lightning II, který používá jeden k horizontálnímu letu a další pro vertikální let [18].

Z výše popsaných příkladů lze konstatovat, že „Ducted fan“ pohonné jednotky lze rozdělit do tří kategorií, určené pro horizontální let, určené pro vertikální let a kombinované. Ty určené pro horizontální let jsou takové, které generují tah použitý k dopřednému letu. Mezi ty patří zmiňované dvouproudové motory, ale také další zakrytované rotory určené ke stejnému účelu. U tohoto druhu je často využito proudového kanálu pro zlepšení charakteristik motoru, ať už ke zlepšení účinnosti, využití pro další tvorbu tahu na výstupu nebo ke snížení celkové hlučnosti pohonné jednotky [41]. „Ducted fan“ určené k vertikálnímu letu se dnes používají velmi málo, protože je jednodušší použít koncepci vrtulníku, kde je rotor odkrytý, což výrazně snižuje odpor a hmotnost. Lze je najít u některých vojenských letounů a v také se začínají rozšiřovat u bezpilotních letadel typu VTOL [41], příkladem je právě probíraný EDF, který je předmětem této práce. Jeho nevýhodou ve vertikální poloze je, že při dopředném letu zvyšuje odpor tím, že proudící vzduch, který vstupuje do motoru, je proudovým kanálem veden směrem dolů, tedy je měněn směr nabíhajícího vzduchu a výsledkem je síla, který působí proti letu. [41] Z toho důvodu se u těchto motorů setkáváme s řízením vzduchu na výstupu, například pomocí klapky, které směřují vzduchu ve směru a samotný motor zůstává v téměř pravém úhlu ke směru letu. Neoptimálnější je při vertikální poloze, aby byla osa rotace ventilátoru kolmá na směr letu. To je samozřejmě možné jen tehdy, kdy jsme schopni zabudovat celou pohonnou jednotku do letadla tak, aby nezvyšoval výrazně odpor. Poslední skupinou jsou kombinované „ducted fan“, do kterých patří letadla s překlopnými rotory, kde se celý „ducted fan“ motor překlápí z vertikální polohy do téměř nebo zcela horizontální polohy [41]. Tohle částečně eliminuje problém popsaný u vertikální specifikace, nicméně je to náročné na konstrukci, právě kvůli překlopnému mechanismu, který je sám o sobě složitý, a navíc na něho působí velké síly.

### 1.2.2. Výkonové parametry EDF

Každá pohonná jednotka se vyznačuje určitými parametry, které ji charakterizují z pohledu výkonu. Umožňují jednotlivé pohonné jednotky porovnávat mezi sebou a následně určit jejich vhodně využití. Mezi výkonové parametry se řadí tahová síla, poměr tahu a hmotnosti, propulsní účinnost, spotřeba a hlučnost.



### Tahová síla

K zajištění pohybu letadla je zapotřebí hnací síly po celou dobu letu, od startu po přistání. Tato síla se v případě letadlové pohonné jednotky nazývá jako tah propulsní soustavy, označen jako  $T$ . Jedná se o vektorovou veličinu, má tedy směr a velikost. Tah propulsní soustavy se nejčastěji využívá pro překonání aerodynamických a setrvačných odporů letadla, nejčastěji při dopředném letu. Ale je možné ho také využívat pro nahrazení aerodynamické vztlakové síly v případě kolmého startu (VTOL) nebo při pomalých rychlostech letu [15].

Tah propulsní soustavy je vyvozován v souladu se 3. Newtonovým zákonem o Akci a reakci, který říká, že každá akce, vyvolá reakci o stejné velikosti, ale opačném směru působení [45]. V případě letadlové pohonné jednotky dochází k urychlování vzduchu určitým směrem, čímž se na vzduch působí určitou silou. V souladu se 3. Newtonovým zákonem tato působící síla vyvolá reakci v podobě síly, která je stejně velká, ale opačného směru. Tuto sílu nazýváme reakční tahovou silou motoru  $F_{TR} = T$  [15]. Vztah pro výpočet tahu pak vychází z definice 2. Newtonova zákona, zákon síly a ze zákona o zachování hybnosti.

V případě EDF je tah složen z tahu tvořeném na ventilátoru a tahu tvořeném krytem motoru. Tah ventilátoru je produkován urychlením vzduchu na vyšší rychlost, než je rychlost okolního vzduchu. Ventilátor dodává při rotaci energii vzduchu pomocí přesně tvarovaných lopatek a vzduch je urychlován do směru rovnoběžného s osou rotace ventilátoru. Pro další zvýšení efektivity motoru se často využívají statorové lopatky, které zachytávají rotující vzduch uvnitř proudového kanálu a dále ho usměrňují do směru rovnoběžného s osou rotace. Vzduchu tak byla dodána energie a následně usměrněna do směru opačného, než je směr letu. Výsledná síla je pak ve směru letu, což vychází ze 3. Newtonova zákona o akci a reakci [42], [45]. Rozsáhlejší popis vzniku je v kapitole 1.2.4.

Jednotkou tahu propulsní soustavy je Newton [N]. Ten patří do jednotek soustavy SI a pro výpočty je nutné mít tah v souladu s touto jednotkou [15]. Nicméně, pro lepší představu o velikosti tahu je vhodnější ho uvádět v jednotkách  $kgf$  (*kilogram – force*). Tato jednotka přímo souvisí s hmotností. Pokud budeme předpokládat motor, který generuje vertikální tah, tak hodnota  $kgf$  přímo říká, jakou hmotnost v  $kg$  dokáže motor uzvednout. Dále je tato jednotka vhodná pro parametr poměr tah/hmotnost, kde jsme schopni říct přímo, jakou část tahu spotřebuje samotná hmotnost konstrukce. Jednotka  $kgf = 9.8 N$ .



### Poměr Tah/Hmotnost

Parametr poměr tahu a hmotnosti  $Tah/hmotnost$  samotného motoru je důležitá informace o schopnost konkrétního motoru pohánět letadlo. Jedná se o bezrozměrnou veličinu, která udává, kolikrát více tahu generuje motor vůči jeho hmotnosti [46]. Pomocí této informace je pak možné určit, pro jaké operace je motor vhodný, popřípadě kolik takových jednotek je potřeba pro pohon konkrétního letadla o určité hmotnosti. Je to podstatné jak pro dopředný let, tak pro VTOL zařízení [46].

$$\frac{Tah}{hmotnost} = \frac{T [N]}{m * g [N]} = \frac{T [kgf]}{m [kg]}, \quad [-] \quad (1-1)$$

Poměr je možné počítat pomocí tahu v jednotkách  $[N]$  nebo tahu v jednotkách  $[kgf]$ . Běžně se mění v průběhu letu, protože se také mění hmotnost letadla spotřebováváním paliva. Tedy na začátku letu je tento poměr horší než ke konci letu [46]. V případě EDF záleží na zdroji elektrické energie. Pokud se jedná o hybridní systémy, kde je elektrická energie získávána spalováním určitého druhu paliva a následnou přeměnou na elektrickou energii, tak se hmotnost také mění v průběhu letu [6]. Pokud je energie uschována v bateriích na palubě letadla, tak se hmotnost během letu nijak nemění.

### Propulsní účinnost

Jednou z podstatných informací letadlové pohonné jednotky je účinnost přeměny kinetické energie, v podobě rychlosti výstupního proudu, na pohon letadla. Tato účinnost se nazývá propulsní účinnost  $\mu_p$ . Jinak řečeno, je to ukazatel toho, kolik kinetické energie je ztraceno na propulsním mechanismu, kterým je vrtule, ventilátor nebo jiný rotor, který produkuje tah [47]. Ztracenou kinetickou energii je myšlena ztrátová rychlost, která představuje rozdíl mezi rychlosti letu a rychlostí výstupního proudu,  $(v_e - v_\infty)$ . Odpor při dopředném letu je přímo úměrný rychlosti letu. Aby bylo možné letadlo pohánět, je nutné dosáhnout alespoň takového tahu, který je roven síle odporu. A protože tah je úměrný výstupní rychlosti, tak čím větší je odpor, tím větší musí být i výstupní rychlost proudu z propulsního mechanismu. A právě rozdíl výstupního proudu a rychlosti letu určuje propulsní účinnost. Čím menší bude, tím lepší bude také propulsní účinnost [47].

Výpočet propulsní účinnosti vychází z vykonané práce motorem na letadle  $N_T$  a energie, která byla vložena do vzduchu pomocí propulsního mechanismu  $N_{mech}$ . Práce  $W$  je definována jako síla  $F$  konaná po určité dráze  $s$ . [47]



$$W = F * s, \quad [J] \quad (1-2)$$

Vykonaná práce pak určuje výkon, který je roven podílu práce  $W$  a času  $t$ . Tedy je to práce konaná po nějakou dobu, což je právě naše práce konaná motorem na letadle [47]. Po následné úpravě lze dostat, že výkon je roven součinu síly  $F$  a rychlosti  $v$ , která je výsledkem působící síly  $F$ .

$$P = \frac{W}{t} = \frac{F * s}{t} = F * v, \quad [W] \quad (1-3)$$

A právě výsledná závislost vykonané práce na součinu síly a rychlosti je u letadlových motorů nazývána jako tahový výkon  $N_T$ . A pokud tento tahový výkon podělíme energií vloženou do nasávaného vzduchu, získáme propulsní účinnost [47]. Energie vložená do vzduchu je mechanická energie a vychází z rozdílu kinetických energií. Rozsáhlejší popis mechanické energie je v kapitole 1.2.4. V rovnici (1-4) je pak vztah pro propulsní účinnost [47].

$$\mu_{prop.} = \frac{N_T}{N_{mech.}}, \quad [\%] \quad (1-4)$$

Z toho důvodu se při menších rychlostech letu používají vrtulové propulsní systémy, které urychlují větší množství vzduchu na menší rychlost. Jejich propulsní účinnost je tak v rozmezí vrtulových rychlostí vysoká [47]. Pro vyšší podzvukové rychlosti se využívají dvou Proudové motory, které urychluje velké množství vzduchu na menší rychlost, ta je sice mnohem vyšší než u vrtulového pohonu, ale je mnohem menší než u samotného turbínového motoru. Pro nadzvukové rychlosti se pak používají buďto turbínové motory nebo dvou Proudové motory s velmi malým obtokovým poměrem [47].

### **Spotřeba elektrické energie**

U každé pohonné jednotky je jednou z nejpodstatnějších věcí spotřeba energie. U pohonných jednotek v pilotovaném letectví, většinou pístové a turbínové motory, je to spotřeba paliva v podobě kapaliny. Čím menší spotřeba, tím větší dolet motor poskytuje. V případě EDF, které je poháněno elektrickým motorem, je to spotřeba elektrické energie. Zdrojem může být buďto hybridní systém, který převádí kapalné palivo na elektrickou energii nebo je energie uschována v bateriích na palubě [6]. Příklad s elektrickými baterie je nejčastějším provedením, protože se jedná o mnohem jednodušší systém, než je hybridní. Zejména u bezpilotních letounů je rozšířen hlavně systém s bateriemi, nejvíce z důvodu velikosti UA, které jsou výrazně menší než letadla pilotovaná [6].



U elektrických baterií se využívá pojem kapacita baterie  $C$  v jednotkách ampér-hodin  $[Ah]$ . Velmi zjednodušeně to lze chápat, jako množství proudu, které je možné odebírat z baterie po dobu jedné hodiny. Čím více proudu budeme odebírat, tím menší dobu bude baterie proud schopna poskytovat. Obecně lze vztah pro kapacitu baterie napsat jako součin odebíraného proudu a času [48].

$$C = I * t, \quad [Ah] \tag{1-5}$$

Pokud má baterie kapacitu  $C = 2 [Ah]$  a odebíraný proud je roven  $I = 2 [A]$ , pak bude výdrž baterie 1 hodina. Vztah lze upravit, abychom zjistili, jakou výdrž baterie má při dané kapacitě a odebíraném proudu [48].

$$t = \frac{C}{I}, \quad [h] \tag{1-6}$$

Toto je velmi obecné odvození, protože ve skutečnosti bude tento čas ještě menší. Závislost proudu a kapacity baterie totiž není lineární, ale je exponenciální [48]. Tedy, čím více je baterie vybitá, tím menší je její kapacita  $C$ . Z toho plyne, že ani výdrž baterie se nezmenšuje lineárně. Pro lepší představu o kapacitě baterie je nutné vztah (1-5) upravit a získáme vztah (1-7). [48]

$$C_p = I^k * t, \quad [Ah] \tag{1-7}$$

Vztah (1-7) je nazýván Peukertův zákon.  $C_p$  značí kapacitu baterie,  $I$  značí odebíraný proud a  $t$  je čas, po který je proud odebíraný. Je to téměř stejné jako ve vztahu (1-5). Rozdíl je v umocnění proudu hodnotou  $k$ . To je tzv. Peukertsova konstanta, která je určena pro každou baterii a liší se s typem baterie [48]. Nabývá hodnot od 1 a výše. Hodnota  $k = 1$ , je ideální stav. Nicméně, tento stav nikdy nenastane a hodnota bude vždy větší. Čím větší bude, tím menší výdrž baterie má. Hodnota se také mění se stářím baterie, čím starší baterie, tím větší konstanta  $k$ . [48]

Kapacitu baterie pak ovlivňují další faktory, jako je počet a velikost článků, hustota elektrolytu, teplota elektrolytu, způsob nabíjení a již zmíněné stáří baterie. Určit tedy zcela přesnou výdrž baterie je poměrně složitý proces [48]. Pro účely této práce budou použity pouze obecné vztahy (1-5) a (1-6), protože budou využity pouze k porovnání rozdílů obecné spotřeby elektrické energie na základě odebíraného proudu motorem.



## Hlučnost

Při využívání jakéhokoliv dopravního prostředku je jeden z nejméně probíraných aspektů jejich hluk. U bezpilotních letadel je to stejné. Je samozřejmé, že cílem je dosáhnout co nejmenší hlučnosti po celou dobu chodu motoru. Největší hlučnost bývá při startu, protože v této fázi pracuje motor na největších úrovních výkonu. Při ustáleném letu se hlučnost snižuje. Hluk je měřen v jednotkách decibel  $[dB]$ . [15]

U EDF motorů jsou celkem tři zdroje hluku, elektromotor, ventilátor a výstupní otvor z motoru. Hlučnost elektromotoru je způsobena převážně pohybem v ložiskách a čím větší otáčky, tím větší hlučnost produkuje. Hlučnost u ventilátoru je způsobena převážně tlakovými pulzacemi v proudovém poli [15]. To znamená, že při obtékání rotorových a statorových lopatek se v určité vzdálenosti za nimi tvoří turbulentní proudění, které způsobuje nerovnoměrné tlakové pole, které se projeví pulzováním. Vzniká tím tzv. Sirénový efekt. Výsledný hluk je pak dán součtem všech hlukových zdrojů na rotoru a statoru. Protože v koncepci EDF je ventilátor po obvodu uzavřen v krytu, je oproti vrtuli tento jev menší, protože se zmenšuje přetékání vzduchu přes konce lopatek, čímž se zmenšuje turbulentní proudění za rotorem [15]. Hluk ve výstupním ústrojí vzniká mísením proudu vycházejícího z motoru a okolního vzduchu. Výstupní proud má mnohem větší rychlost než okolní vzduch. Ve vnitřním a okolním proudu jsou také velmi rozdílné tlaky. To má za následek velmi intenzivní mísení proudů, při kterém je generováno velké množství hluku. Tedy, čím menší je rozdíl výstupní rychlosti a rychlosti okolního vzduchu, tím menší bude hluk generovaný ve výstupním ústrojí [15].

U letadlových pohonných jednotek je hluk důležitý převážně z důvodu ochrany životního prostředí. V okolí letišť jsou definované hlukové limity, které je nutné splnit [49]. V případě bezpilotních letadel jsou také stanovené hlukové limity, které je nutné splnit [3]. Lze také předpokládat, že hlukové limity budou v budoucnosti stále přísnější, jak v pilotovaném letectví, tak u bezpilotního létání.

EDF má výhodu, že je zde řada možností, jak účinně lze hluk tlumit. Samotný kryt kolem ventilátoru již funguje jako tlumící prvek. Jak bylo popsáno dříve v této kapitole, tak jedním ze zdrojů hluku od lopatkového rotoru vzniká přeléváním vzduchu přes horní stranu lopatky a tím vzniku turbulentního proudění. Tím, že kryt toto přelévání omezuje, tak také snižuje množství hluku takto generovaného. Při přelévání vzduchu také dochází k rozkmitávání lopatek, čím delší lopatka, tím větší vibrace na lopatce budou. Kryt opět zmenšuje tyto vibrace





a pasivně tím tlumí hluk [41]. Nakonec je možné navrhnout konstrukci krytu tak, aby docházelo k odražení části hlukových vln směrem vzhůru, tedy směrem od potenciálních „přijímačů“ [50].

Další možností je struktura stěny samotného krytu. Při tvorbě hluku je důležitá frekvence samotného hluku. Některé frekvence jsou pro člověka horší. Při správném návrhu vnitřní struktury krytu je možné určité frekvence eliminovat [50]. Tohoto tlumení se ve většině případech dosahuje kompozitními materiály. Vnější a vnitřní stěna jsou z tvrdého materiálu, například laminát, a vnitřní výplň je pak tvořena jiným materiálem, jehož vlastnosti slouží pro eliminaci právě specifických frekvencí generovaného hluku [51]. V případě použití technologie 3D tisku je pak možné vnitřní struktury navrhovat rovnou do výroby a bude tak získán lehčí a homogennější celek.

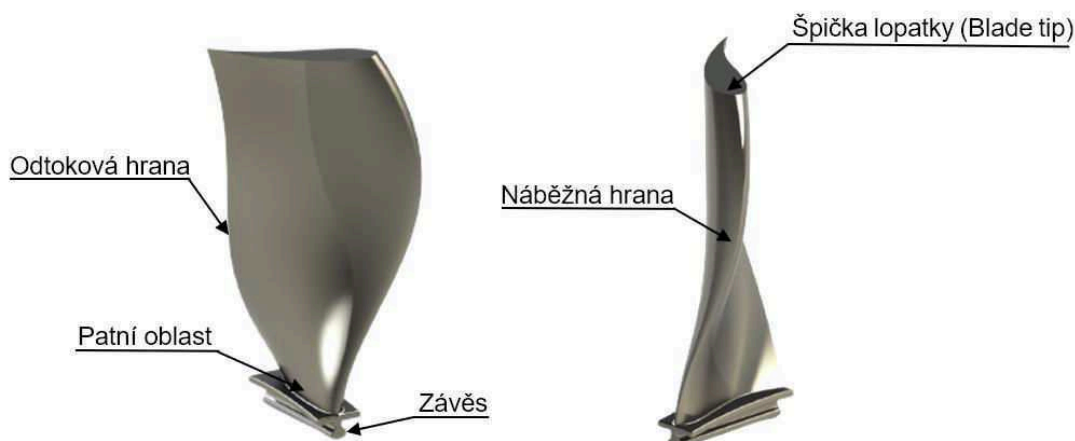
### 1.2.3. Konstrukční parametry EDF

Jako každý motor, tak EDF má určité konstrukční parametry, které jsou kritické pro správné návržení, pro co nejefektivnější chod a pro získání co největšího tahu. Část těchto parametrů je společných pro každý „ducted fan“ motor a mezi tyto parametry patří tolerance mezi koncem lopatky a vnitřní stěnou rotorového krytu, v anglické literatuře známé jako „Blade tip clearance“. Dále výstupní průřez, a nakonec rádius náběžné hrany vstupního ústrojí motoru [41].

Další popsané parametry jsou významné z pohledu elektromotoru, který pohání ventilátor. Ten má řadu charakteristik, které jsou podstatné a přímo určují jeho výkonnost. Pro použití na pohon vybraného ventilátoru, byly vybrány parametry jako maximální proud, otáčky na 1 volt a maximální příkon. Další podstatné parametry jsou popsány v jednotlivých kapitolách, například vliv počtu pólů nebo točivý moment [52].

#### **Koncová vůle lopatek**

Nejzásadnější vliv na funkci „ducted fan“ konceptu má velikost vůle mezi špičkou lopatky a vnitřní stěnou krytu, známé také jako „Blade tip clearance“. Jak bylo popsáno výše, hlavní výhodou použití krytu kolem rotoru je zmenšení přetékání vzduchu přes konce lopatek. Přetékání přes konce lopatek zmenšuje množství využitého vzduchu pro tvorbu tahu, protože určitá část unikne právě přes konce lopatek. Tím, jak vzduch přeteče, tak se tvoří za rotorem víry neboli turbulentní proudění, které zpomaluje proudění v jeho blízkosti a je tím ovlivněno celé proudění za rotorem [41], [53]. Na obrázku 1-21 je popis ventilátorové lopatky.



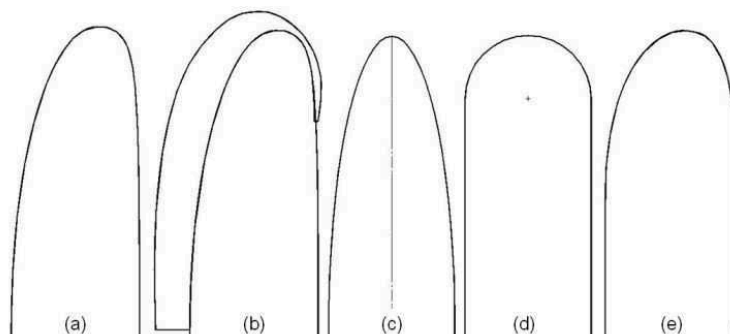
**Obrázek 1-21: Popis ventilátorové lopatky. Zdroj: Autor**

Cílem je dosáhnout co nejmenší vůle mezi koncem lopatky a vnitřní stěnou krytu. Obecně se uvádí, že pro ventilátory do průměru 450mm by neměla být vůle větší než 0.38mm. Samozřejmě, čím menší ventilátor, tak tím je možné udělat menší vůli. S rostoucím průměrem se vůle musí samozřejmě zvětšovat a uvádí se, že například pro dmychadla o průměru 1500 mm by neměla být vůle větší jak 0.76 mm [41]. Vůle může být tedy 2x větší pro dmychadlo, které je 3x větší. Je to z toho důvodu, že větší dmychadlo nasává mnohem větší množství vzduchu a dodává mu více energie. Proud vzduchu je tedy méně náchylný na ovlivnění od vzniklého turbulentního proudění při přetékání a je dovoleno mít toleranci větší. Dalším důvodem je to, že držet konstantní toleranci s rostoucím průměrem není možné. Jak roste průměr dmychadla, tak také roste odstředivá síla na koncích jeho lopatek, která působí ve směru, který má tendenci lopatky prodlužovat a tím jejich konce přibližovat ke vnitřní stěně krytu [53]. To znamená, že pokud bude vůle příliš malá, může při určitých otáčkách dojít ke styku konců lopatek a stěny krytu, což by mohlo vést i k jejich zničení.

### **Rádus náběžné hrany vstupního ústrojí**

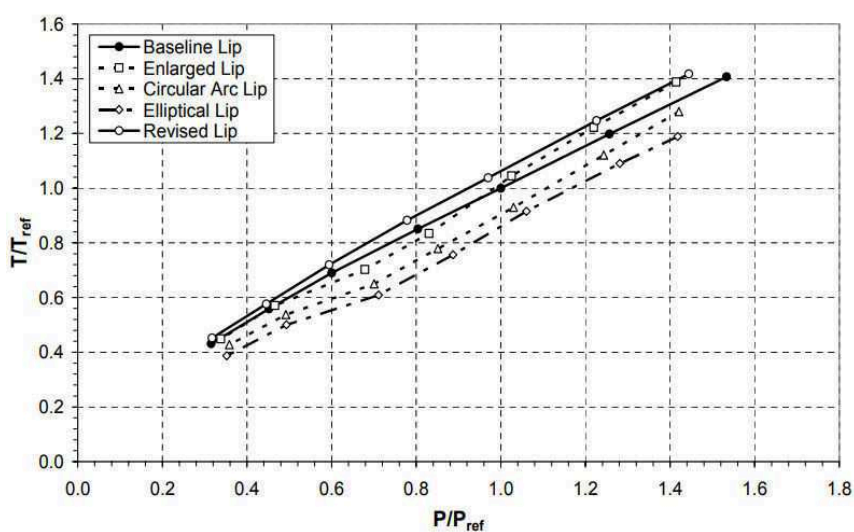
Rádiusem náběžné hrany vstupního ústrojí je myšlena samotná hrana krytu v přední části. Tato hrana plní primárně aerodynamickou funkci pro co nejnižší odpor při letu. Nejběžněji se využívá rádus mezi 5 % - 15 % průměru rotoru [41]. V případě použití „ducted fan“ pro VTOL letadlo, kdy je využito pro generování vertikálního tahu, se tato náběžná hrana podílí určitým procentem na tvorbě tahu, konkrétně statického tahu. Ve fázi visení, kdy má letadlo nulovou rychlost letu, nasávaný vzduch proudí okolo těchto náběžných hran a pokračuje podél celého krytu. Pokud je náběžná hrana správně tvarována, tak proud, který je nasávám do ventilátoru je urychlován již před jeho dosažením [54]. Tímto urychlením dochází ke snížení tlaku v okolí náběžné hrany oproti tlaku v okolní atmosféře. Tento podtlak přisává celý motor

vzhůru a výslednicí je tah, který bude působit společně s tahem, který je produkován samotným rotorem [54]. Různé tvary náběžné hrany vstupu do motoru jsou na obrázku 1-22.



Obrázek 1-22: Příklady tvarů náběžných hran vstupu do motoru. a) baseline, b) enlarged, c) elliptical, d) circular arc, e) revised. Levá strana profilu je vnitřní strana krytu motoru. [54]

Bylo zjištěno, že tvar má také vliv na potřebný výkon pro dosažení specifického tahu při visení. Konkrétně specifikace e), má nejlepší vliv po celé škále otáček ventilátoru [54]. Porovnání jednotlivých tvarů náběžných hran je na obrázku 1-23. Dále bylo zjištěno, že pro dosažení nejoptimálnější parametrů při dopředném letu je vhodné, aby byl vstup do motoru rozšířen, dokonce by měl být větší, než je samotný výstup z motoru. To platí, pokud je „ducted fan“ v dopředném letu překlápěn do směru letu a úhel náběhu vzduchu do motoru se zmenšuje. Rozšířením vstupu se zlepší charakteristika nabíhajícího vzduchu do motoru a zvýší se vztlak, který generuje kryt motoru, protože v takové pozici motoru a při dopředném letu funguje jako křídlo [55].

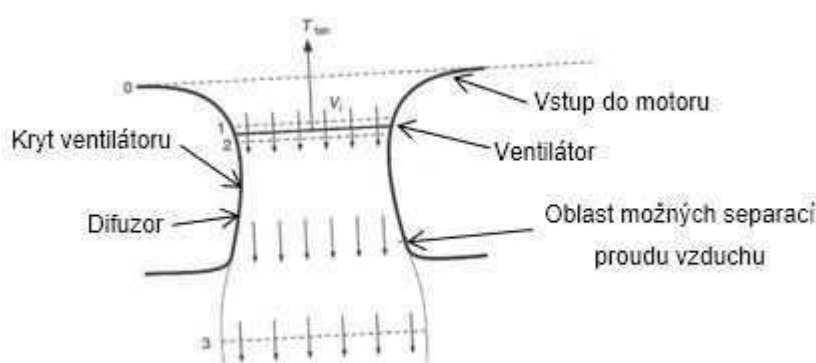


Obrázek 1-23: Porovnání vlivu jednotlivých tvarů náběžných hran z Obrázek 1-22 na výkon a tah. [54]

### Výstupní průřez

Na funkci „ducted fan“ motorů má přímo vliv tvar výstupu z motoru. Průřez výstupu je nutné uzpůsobit ventilátoru, protože nesmí dojít k „ucpání“ výstupu, čímž by se začala výrazně snižovat účinnost rotoru. Obecně se ale jeví jako výhodnější výstup mírně rozšířit oproti průměru rotoru. Rozšířený výstup způsobí navýšení statického tlaku za rotorem, což zvýší výsledný tah [41]. Podle rovnice (1-35) závisí tah rotoru na rozdílu statických tlaků před a za rotorem. Za normálních okolností je přetlak tvořen pouze samotným rotorem, jak urychluje vzduch. Rozšířeným výstupem se začne statický tlak za rotorem zvyšovat ještě více, protože se snižuje rychlost vzduchu směrem k výstupu. Zvýšení tlaku pak zvýší celkový tah motoru, protože bude obecně větší přetlak oproti tlaku před rotorem [55]. Na obrázku 1-24 je znázorněné schéma s rozšířeným výstupem. Pro výpočty se změnami rozměrů výstupního ústrojí se využívá tzv. Leishmanův model, který bude popsán později.

Je velmi důležité, aby nebyl výstup z motoru rozšířen příliš. Je zde totiž určitá hranice, při které nebude mít vzduch dostatečnou energii a na stěnách ve výstupním ústrojí nebude schopen překonat odpor, který klade právě stěna krytu proudícímu vzduchu [41]. Proud vzduchu se pak začne odtrhávat a laminární proudění se přemění na turbulentní. To bude ovlivňovat a zpomalovat další vrstvy proudění, což se projeví zhušťováním vzduchu za výstupem z motoru. To ovlivní další proudění, které bude přicházet do tohoto turbulentního proudění a také to zvyšuje odpor při letu, protože turbulentní proudění za motorem klade silný odpor proudícímu vzduchu [41].



Obrázek 1-24: Schéma proudění v „ducted fan“ s rozšířeným výstupem oproti ploše ventilátoru

### Otáčky na volt

Jelikož je EDF zařízení, které generuje tah na rotoru, je nutné znát jakými otáčkami je schopný použitý elektromotor disponovat, abychom věděli, jestli jsme v rozsahu, který je potřeba k dosažení potřebného tahu. Využívá se pojem „otáčky na volt bez zátěže“, neboli *KV*. Jedná



se o jednotku, která udává, kolik otáček za minutu je motor schopný vyprodukovat při napětí 1 V. Z toho je pak možné dopočítat maximální otáčky motoru  $RPM$  při maximálním napětí, na které je motor navržen. Důležité je, že hodnota  $KV$  je udávána bez zátěže, tedy bez připojeného ventilátoru. Ve skutečnosti budou maximální otáčky menší, kvůli odporu ventilátoru při působení na vzduch [52].

Hodnota  $KV$  elektromotoru přímo souvisí s počtem pólů v motoru. Čím více pólů motor má, tím menší bude jeho hodnota a naopak. Počet pólů pak přímo souvisí také s maximálním točivým momentem daného motoru. Platí stejně, že čím více pólů, tím menší  $KV$  a tím větší točivý moment motor dokáže vyprodukovat [33]. Naopak je to s malým množstvím pólů. Více pólový motor obsahuje větší počet vinutí s tenčím drátem. To znamená, že vinutí je schopné pojmout více napětí při menším odběru proudu, a to se projeví velkým točivým momentem. Naopak motor s méně póly obsahuje menší počet vinutí se silnějším drátem. Vinutí má pak větší odběr proudu na menší velikost napětí a je schopné vyprodukovat více otáček za minutu [33]. Točivý moment u elektrického motoru lze vypočítat podle rovnice (1-8).  $M_k$  značí hodnotu točivého momentu,  $K_t$  je konstanta točivého momentu a  $I$  značí elektrický proud.

$$M_k = K_t * I, \quad [Nm] \quad (1-8)$$

Konstantu točivého momentu lze dopočítat pomocí hodnoty  $KV$ , protože je na ní nepřímou závislá.

$$K_t = \frac{1}{KV} \quad (1-9)$$

Rovnice (1-10) je výsledný vztah závislosti točivého momentu na hodnotě  $KV$ . Vyplývá z ní výše popsaná závislost točivého momentu a otáček na volt. Čím menší hodnota  $KV$  bude, tím více točivého momentu získáme.

$$M_k = \frac{I}{KV}, \quad [Nm] \quad (1-10)$$

### Výkony elektromotoru

V případě elektrických motorů rozeznáváme dva výkony, které jsou důležité pro jejich činnost. Elektrický výkon, respektive příkon, a mechanický výkon. Výkon je obecně definovaný jako vykonaná práce za jednotku času. Elektrický výkon  $P$  je pak definovaný pomocí napětí  $U$  a proudu  $I$ , který prochází vinutím, viz. rovnice (1-11). Napětí představuje sílu, která je



potřebná pro pohyb elektronů ve vodiči, které vedou elektrický proud. Elektrický proud je pak měřítko určující tok náboje vodičem za sekundu [56].

$$P_{EL} = U * I, \quad [W] \quad (1-11)$$

Většina elektrických motorů je navržena, aby pracovala v rozmezí 50 % - 100 % maximální návrhové zátěže, tedy maximálního příkonu. Maximální účinnost motoru se pak pohybuje okolo 75 % maximální zátěže. Účinnost motoru se rychle snižuje pod zmíněnými 50 % zátěže. Maximální návrhová hodnota příkonu u elektrického motoru je velmi důležitá z pohledu jeho přehřívání. Ve většině případech se využívají motory s konstantním napětí a jedinou proměnou je pak elektrický proud, tedy elektrický výkon závisí pouze na něm. Čím větší elektrický proud prochází skrze vinutí cívky v motoru, tím více tepla se generuje. Každý motor má maximální provozní teplotu. Proto nelze využívat 100 % výkonu po celou dobu chodu motoru, protože po určité době dojde k přehřátí a chlazení motoru je konstruováno jen pro určitou provozní oblast zátěže. Problémem při překročení teploty je snižování životnosti motoru, protože jsou všechny části nadměrně tepelně zatěžovány. Dále, pokud jsou v motoru použity permanentní magnety, tak může dojít při určité teplotě k jejich demagnetizaci. Teplota, při které k tomuto jevu dojde se nazývá Curieova teplota, a je to teplota určená pro každou feromagnetickou látku zvlášť a dochází při ní ke ztrátě právě feromagnetických vlastností látky [56].

Velikost proudu je závislá na velikosti zátěže motoru. Čím větší zátěž, tím více proudu motor odebírá ze zdroje a tím více proudu prochází vinutím. To, jaká zátěž je na motor kladena je definováno mechanickým výkonem, respektive příkonem. Mechanický výkon je energie, která je výsledkem přeměny elektrické energie v elektromotoru na mechanickou. Jak se zvyšují otáčky ventilátoru, tak se zvětšuje i jeho potřeba mechanické energie a roste mechanický příkon. Motor tedy musí dodávat více mechanického výkonu. Ten je definovaný pomocí rychlosti, konkrétně rychlostí otáčení ventilátoru za sekundu  $RPS$  a pomocí točivého momentu  $M_K$ . [57]

$$P_{MECH} = RPS * M_K, \quad [W] \quad (1-12)$$

Z rovnice (1-10) víme, že točivý moment je přímo závislý na velikosti proudu, který protéká vinutími. Po jejím dosazení do rovnice (1-12) a následném upravení získáme vztah pro výpočet proudu v závislosti na mechanickém výkonu. Výsledek je v rovnici (1-13). Při zvyšování otáček ventilátoru, bude potřebovat více mechanické energie, protože bude nasávat více vzduchu a bude mu kladem mnohem větší odpor, který je nutné překonat. Aby bylo možné dodávat více mechanického výkonu, motor začne odebírat více proudu od zdroje. Více proudu se projeví



větším zahříváním elektromotoru [52]. Zvyšující proud také bude zvyšovat elektrický příkon, to je patrné z rovnice (1-11). Z uvedených vztahů vyplývá, že je nutné znát maximální návrhový elektrický výkon motoru, protože z něho přímo vychází maximální tah, který je konkrétní rotor schopný produkovat.

$$P_{MECH} = RPS * \frac{I}{KV}, \quad [W]$$

$$I = P_{MECH} * KV * \frac{1}{RPS}, \quad [A] \quad (1-13)$$

Ze znalostí elektrického výkonu a mechanického výkonu je možné dopočítat účinnost elektrického motoru. Ta říká, kolik elektrické energie, která je do motoru dodána, se skutečně přemění na výstupní energii na hřídeli v podobě mechanické energie. Vztah pro výpočet účinnosti je v rovnici (1-14).

$$\mu_{el.} = \frac{P_{MECH}}{P_{EL}}, \quad [\%] \quad (1-14)$$

#### 1.2.4. Aerodynamika EDF

Aerodynamika EDF je totožná jako v případě jiných „ducted fan“ pohonných jednotek. U těchto motorů je tah primárně generován ventilátorem, ale také samotný kryt se zde podílí na tvorbě tahu [41]. Výpočty pak vycházejí ze třech známých fyzikálních zákonů, konkrétně to jsou zákon o zachování hmotnosti [58], zákon o zachování hybnosti [59] a zákon o zachování energie [60]. Na jejich základě lze odvodit vztahy pro výpočet všech potřebných parametrů, kterými jsou tah, hmotnostní tok, indukovaný výkon, výstupní rychlost a indukovaná rychlost. Je nutné uvést, že všechny vztahy pro výpočet zmíněných parametrů jsou definovány pro ideální stav, který je bez tření a další negativních vlivů [41].

Zákon o zachování hmotnosti říká, že množství hmoty zůstává konstantní. Žádná hmota nezaniká ani nevzniká. Hmota je definována jako součin objemu  $V$  a hustoty látky  $\rho$ , která danou hmotu tvoří, rovnice (1-15). V případě hmotné mechaniky to znamená, že nezáleží, jak se změní tvar objektu. Dokud bude zachován objem, tak bude mít objekt s danou hustotou pořád stejnou hmotnost [58].

$$m = \rho * V, \quad [kg] \quad (1-15)$$

V případě dynamiky kapalin, což je případ vzduchu proudícího motorem, platí pořád stejné, že hmotnost dané kapaliny zůstává pořád stejná. V tomto případě je nutné určit objem daného



místa, kterým kapalina proudí. Toho dosáhneme, pokud zjistíme, jaké množství kapaliny projde určitou plochou za čas  $t$ . Pokud pak kapalina prochází plochou  $A$ , určitou rychlostí po určitou dobu, tak získáme vztah, který lze vidět v rovnici (1-16) [58].

$$V = A * v * t, [m^3] \quad (1-16)$$

S již známým objemem je možné určit hmotnost kapaliny, která prochází určitým bodem. S využitím rovnice (1-15), kdy dosadíme objem zjištěný v rovnici (1-16), získáme vztah pro hmotnostní tok kapaliny  $\dot{m}$ , který je jednou z hlavních charakteristik ventilátorů, protože přímo určuje tah, který ventilátor generuje [58].

$$\dot{m} = \rho * A * v * t, [m^3 * s^{-1}] \quad (1-17)$$

Jednotka času v rovnici (1-17) je nežádoucí, protože pro výpočet hmotnostního toku by bylo nutné měřit čas, po který kapalina proudí skrze daný bod. Je tedy vhodnější využít pro výpočet další bod, kterým kapalina o stejné hustotě, jako v prvním případě, prochází. To nám umožňuje právě zákon o zachování hmotnosti, protože hmotnost kapaliny, respektive hmotnostní tok, bude i dalším místě stejný, pouze se změny poměry hodnot, které ho určují. Získáme tedy vztah pro výpočet hmotnostního toku  $\dot{m}_2$  v dalším bodě, stejně jako v rovnici (1-17), jen s jinými hodnotami plochy a rychlosti. Čas zůstává konstantní abychom byli schopni naměřit stejnou hodnotu objemu. Získáme tak rovnici (1-18) [58].

$$\dot{m}_2 = \rho * A_2 * v_2 * t, [m^3 * s^{-1}] \quad (1-18)$$

Protože hodnoty  $\dot{m}$  a  $\dot{m}_2$  zůstávají totožné, je možné rovnice (1-17) a (1-18) položit jako sobě rovné. Protože hodnota času je v obou stejná, můžeme jej z rovnice vyloučit a na obou stranách zůstane pouze plocha, rychlost a hustota kapaliny. Výsledný vztah je v rovnici (1-19).

$$\rho * A * v = \rho * A_2 * v_2 \quad (1-19)$$

Jedná se o velmi známý vztah pro výpočet rychlosti proudění kapaliny z bodu A do bodu B. A protože jsou hodnoty hmotnostních toků stejné, je možné rovnici (1-19) zapsat i ve tvaru, kdy hodnoty  $\rho$ ,  $A$ ,  $v$  se rovnají konstantě, rovnice (1-20).

$$\rho * A * v = konst. \quad (1-20)$$

Dále využíváme zákon o zachování hybnosti, který říká, že hybnost  $p$  zůstává konstantní, nezaniká ani nevzniká. Hybnost je definována pomocí hmotnosti  $m$  předmětu a jeho rychlostí





pohybu  $v$ . Hybnost je rovna součinu hmotnosti a rychlosti pohybu daného předmětu, viz. rovnice (1-21) [59].

$$p = m * v, [kg * m * s^{-1}] \quad (1-21)$$

Problematika hybnosti je poměrně komplexní, a to zejména v případě dynamiky kapalin. Nicméně, zákon o zachování hybnosti je významný ve spojení s 2. Newtonovým zákonem, zákon síly [45]. Ten hovoří o síle, která je rovna časové změně hybnosti [60]. A protože funkcí ventilátoru je urychlení vzduchu, dochází ke změně jeho hybnosti.

Jak již bylo zmíněno, tak hmotnostní tok  $\dot{m}$  skrze proudovou trubici, zůstává pořád stejný a mění se pouze rychlosti. Rychlosti na vstupu do ventilátoru je označena jako  $v_0$  a rychlost na výstupu je  $v_e$ . Protože dochází ke změně těchto rychlostí, dochází také k časové změně hybnosti a výsledkem je síla, respektive tah  $T$ . Tah lze vypočítat podle vztahu (1-22) [59].

$$T = p_2 - p_1 = \dot{m} * v_e - \dot{m} * v_0 = \dot{m}(v_0 - v_\infty), \quad [N] \quad (1-22)$$

Zákon zachování energie je posledním ze zákonů, pomocí kterých je možné určit parametry „ducted fan“. Tento zákon říká, že množství energie zůstává konstantní, nezaniká ani nevzniká. Pouze dochází k její přeměně z jedné formy do druhé, například přeměna z potenciální energie na kinetickou, ale množství je pořád stejné [60]. Protože tedy energie nemůže nikam zmizet, ale pouze mění svoji formu, tak je celková energie  $E$  rovna součtu všech energií v soustavě. Stejně platí i pro dílčí druhy energií, jako je například kinetická energie  $E_k$ , protože celková velikost kinetické energie v soustavě je rovna součtu všech kinetických energií v soustavě. Vztah pro kinetickou energii je v rovnici (1-23) [60].

$$E_k = \frac{1}{2} * m * v^2, [J] \quad (1-23)$$

Kinetická energie je podstatná pro výpočet výkonu ventilátoru. Ten při urychlování vstupního vzduchu na výstupní rychlost  $v_e$  koná určitou práci. Práce  $W$  je obecně definována jako síla, která je konaná po dané dráze, viz. rovnice (1-2). Nicméně, protože ve ventilátoru dochází k urychlování vzduchu z rychlosti letu na rychlost výstupního proudu, je možné ji vyjádřit jako rozdíl prací v bodě před urychlením a v bodě za urychlením.

$$\Delta W = W_2 - W_1 = F_2 * s_2 - F_1 * s_1, \quad [J] \quad (1-24)$$

Protože se jedná o rovnoměrně zrychlený pohyb, je možné za dráhu dosadit vztah z rovnice (1-25). Po jejím dosazení do rovnice (1-24) získáme rovnici (1-26). Ta říká, že mechanická



práce, respektive energie, je přímo úměrná rozdílu kinetických energií. Ventilátor předal svou energii vzduchu, čímž navýšil její kinetickou energii a vykonal určitou mechanickou práci [60].

$$s = \frac{1}{2} * a * t^2, [m] \quad (1-25)$$

$$W = \Delta E_k = \frac{1}{2} * m * (v_2^2 - v_1^2), [J] \quad (1-26)$$

### Aerodynamické vlastnosti při visení

Visení je pojem, který označuje režim letu, při které je nulová rychlost letu a letadlo „visí“ nad určitým bodem na zemi. Tento pojem se využívá u vrtulníku a dalších VTOL letadlech, protože vztlak vzniká na pohyblivých nosných plochách a k jeho vzniku není potřeba, aby se celé letadlo pohybovalo. Tenhle režim je pro pohonnou jednotku specifický právě tím, že rychlost nabíhajícího vzduchu je nulová. To má za následek pár odlišností, které zjednodušují výpočty všech parametrů. Hlavním rozdílem oproti aerodynamice za letu je, že při visení nelze určit propulsní účinnost ventilátoru, respektive propulsní účinnost ze vztahu v rovnici (1-4), protože rychlost letu je rovna nule [15]. Z těchto důvodů se při visení užívá jiný parametr propulsní účinnosti. Uvádí se účinnost přeměny mechanického výkonu na tah, tedy vynechává se složka rychlosti letu. Tento parametr se nazývá mechanická účinnost vrtule  $\mu_{mech.}$ , jednotkou je  $[kgf * W^{-1}]$ . Tento parametr udává, jaké množství tahu je ventilátor schopný generovat při mechanickém příkonu 1 Watt [54].

$$\mu_{mech} = \frac{T}{N_{mech.}}, [kgf * W^{-1}] \quad (1-27)$$

Všechny výše uvedené vztahy jsou obecné a platí pro všechny axiální ventilátory, jak otevřené, tak zakrytované. Vztahy uvedené níže slouží pro výpočet parametrů „Ducted fan“ a pro jejich určení byla využita tzv. Leishmanova metoda [41]. I v ní platí všechny odsud uvedené vztahy, jen některé byly upraveny pro vliv krytu, protože na rozdíl od otevřeného ventilátoru, proud vzduchu za ním se již nezblíží do menší plochy, nýbrž obepisuje vnitřní obvod krytu. Vztahy v tomto modelu jsou určeny bez vlivu tření a dalších negativních vlivů. Metoda je vhodná zejména pro zjišťování vlivu krytu, protože nijak nezahrnuje parametry samotného ventilátoru, jako jsou počty lopatek, profil lopatek nebo otáčky, pouze využívá plochu ventilátoru, kterou je vzduch nasáván. Nakonec získáme informaci o tom, jaký výkon je potřeba do ventilátoru dodávat, abychom dosáhli konkrétního tahu u „Ducted fan“ se zadanými rozměry, protože jakýkoliv ventilátor o daných rozměrech, jen s jiným počtem lopatek nebo jejich profilem,



dosáhne daného tahu při stejném mechanickém příkonu. Lišit se budou pouze otáčky, při kterých bude daný tah produkován [41].

Další výhodou Leishmanovi metody je, že počítá s možností rostoucího výstupního průřezu oproti průřezu ventilátoru. Pro tuto skutečnost se využívá kontrakční parametr  $a_w$ , který udává poměr mezi plochou ventilátoru  $A$  a plochou výstupu z krytu  $A_\infty$  [41]. Může nabývat hodnot  $0 < a_w < \infty$ , kde 0 platí pro vrtuli v prostoru, 1 platí pro konstantní průřez celým krytem. Horní limit je teoretický neomezený, nicméně je nutné dbát na to, aby nedocházelo k odtrhávání proudu od stěn kryt ve výstupu [41].

$$a_w = \frac{A_\infty}{A}, [-] \quad (1-28)$$

Je důležité mít na paměti, že plocha ventilátoru musí být zmenšena o plochu středového bubnu, na kterém jsou připevněny lopatky. Tato část se nijak nepodílí na tvorbě tahu, a tedy je nutné ji z výpočtů vyjmout.

$$A_\infty = \frac{\pi * D^2}{4} - \frac{\pi * d^2}{4} = \frac{\pi}{4} * (D^2 - d^2), \quad [m^2] \quad (1-29)$$

Kontrakční parametr pak určuje i poměr mezi indukovanou rychlostí  $v_i$  a rychlostí výstupní  $v_e$ . Protože při visení je rychlost letu nulová a zároveň chceme zjistit, jaký výkon bude potřeba dodávat do ventilátoru, abychom dostali specifický tah při daných rozměrech krytu, je potřeba znát rychlost, kterou má vzduch v místě ventilátoru. Ta se nazývá právě indukovaná rychlost  $v_i$  a jedná se o rychlost, na kterou je vzduch urychlen ventilátorem [41].

$$v_e = \frac{v_i}{a_w}, \quad [m * s^{-1}] \quad (1-30)$$

Hmotnostní tok  $\dot{m}$  je v případě „ducted fan“ stejný, jako ten v rovnici (1-20). Pouze je nutné uvést, které rychlosti a průřezy spolu souvisejí a také ho ovlivňuje kontrakční parametr. Protože nás zajímají parametry v místě ventilátoru, tak nás zajímá i hmotnostní tok  $\dot{m}$  v místě ventilátoru. K jeho výpočtu využijeme plochu  $A$  a indukovanou rychlost  $v_i$ . Podle zákona o zachování hmotnosti bude stejný hmotnostní tok také v místě výstupu. Změní se jen velikost rychlosti a velikost plochy. Pokud se plocha zmenšuje, tak rychlost poroste a naopak. Indukovaná rychlost je pak v rovnici (1-31) [41].



$$\dot{m} = \rho_0 * A * v_i = \rho_0 * A_\infty * v_e, \quad [m^3 * s^{-1}] \quad (1-12)$$

$$v_i = \sqrt{\frac{a_w * T}{\rho * A}}, \quad [m * s^{-1}] \quad (1-31)$$

Další změnou při výpočtech „Ducted fan“ je, že tah již není tvořen pouze ventilátorem, ale

také samotný kryt se podílí na tvorbě tahu. Tah se pak skládá z tahu ventilátoru  $T_V$  a tahu krytu  $T_D$ . Nicméně pořád platí, že tah je roven součinu hmotnostního toku a rozdílu rychlosti letu a výstupní rychlosti, viz. rovnice (1-22) [41]. Protože se motor nachází v režimu visení, kdy je rychlost letu nulová, tak se vztah zjednoduší pouze na součin hmotnostního toku  $\dot{m}$  a výstupní rychlosti  $v_e$ .

$$T = T_V + T_D = \dot{m} * v_e, \quad [N] \quad (1-32)$$

Hodnota  $T_D$  značí tah, který je produkovaný samotným krytem motoru. Dříve bylo popsáno, že nabíhající vzduch je v blízkosti stěny vstupního hrdla rychlejší než vzduch okolní. Tím v daném místě vzniká podtlak oproti okolí a celý kryt je přisáván vzhůru. V případě, kdy parametr  $a_w = 1$ , hodnota  $T_D = \frac{1}{2} * T$ . [41] To znamená, že tah produkovaný krytem se v daném případě podílí na polovině celkového tahu. V případě, kdy  $a_w > 1$ , tak výstupní průřez je větší jak průřez rotoru [41]. Taková geometrie proudového kanálu dále zvyšuje celkový tah, respektive snižuje potřebný výkon pro specifický tah. To se děje z důvodu, že rozšiřující výstup způsobuje zpomalení vzduchu na výstupu a tím zvýšení statického tlaku oproti tlaku před rotorem. Protože je tento tlak ze stran uzavřen stěnami krytu, tak se zvyšuje rozdíl tlaků před a za rotorem, což způsobí zvýšení tahu [55].

V rovnicích (1-33) a (1-34) jsou vztahy pro výpočet tlaků před a za rotorem. Jedná se o Bernoulliho rovnice [61], které vyjadřují zákon o zachování mechanické energie pro ustálené proudění ideální kapaliny. Znamená to, že celkový tlak zůstává konstantní a pouze se mění poměr mezi dynamickým a statickým tlakem, což jsou komponenty celkového tlaku [61].

$$p_0 = p_1 + \frac{1}{2} \rho v_i^2 \quad (1-33)$$

Rovnice (1-33) vyjadřuje vztah mezi celkovým tlakem před motorem a celkovým tlakem v místě těsně před ventilátorem. Protože se jedná o aerodynamiku při visení, tak je rychlost letu rovna 0 a tedy i dynamický tlak před motorem je roven 0 a jedinou složkou je tak statický tlak  $p_0$ . Jak ventilátor nasává vzduch, tak se postupně zvyšuje jeho rychlost, až dosáhne



rychlosti  $v_i$  v místě ventilátoru. Zde ventilátoru je pořád stejný celkový tlak, jako před motorem, pouze se změnili poměry mezi statickým a dynamickým tlakem [41].

$$p_2 + \frac{1}{2}\rho v_i^2 = p_0 + \frac{1}{2}\rho v_e^2 \quad (1-34)$$

Rovnice (1-34) vyjadřuje vztah mezi celkovým tlakem těsně za ventilátorem a celkovým tlakem těsně za motorem. Protože je vzduch za rotorem po obvodu uzavřen stěnami krytu, nemá možnost se rozpínat jinam než k výstupu [41]. Pokud je vzduch nasáván s dostatečnou rychlostí, začne se za rotorem hromadit a začne růst statický tlak. Ten může růst až do takové míry, že výsledný celkový tlak bude větší než celkový tlak v okolí motoru. V místě těsně za ventilátorem je tedy dynamický tlak shodný s tím těsně před rotorem, protože výstupní rychlost z rotoru je  $v_i$ . Statický tlak  $p_2$  je pak větší než tlak  $p_1$ . Za motorem je již statický tlak shodný s tlakem v okolní atmosféře  $p_0$ , nicméně dynamický tlak již není nulový, ale protože došlo ke zvýšení celkového tlaku těsně za rotorem, tak celkový tlak těsně za motorem je větší než celkový tlak před motorem [15].

Z těchto Bernoulliho rovnic lze odvodit vztah pro výpočet tahu ventilátoru  $T_V$ , který je závislý na změně celkových tlaků těsně před a za rotorem násobené plochou ventilátoru  $A$ . Protože dynamický tlak je na obou stranách stejný, odečte se a  $T_V$  je pak závislé pouze na rozdílu statických tlaků a ploše ventilátoru  $A$ . [41]

$$T_V = (p_2 - p_1) * A, \quad [N] \quad (1-35)$$

Ve chvíli, kdy jsou známy vztahy pro výpočet  $T_V$  a  $v_i$ , je možné sestavit vztah pro výpočet indukovaného výkonu  $P_i$ . Indukovaný výkon je ideální mechanický výkon, který je potřebný pro dosažení tahu  $T_v$ , respektive energie potřebná pro urychlení vzduchu na rychlost  $v_i$  [41]. Nevýhodou je, že nezahrnuje parametry, jako je například hmotnost, která s rostoucí hodnotou vyžaduje více mechanického výkonu pro dosažení specifických otáček.

$$P_i = T_v * v_i, \quad [W] \quad (1-36)$$

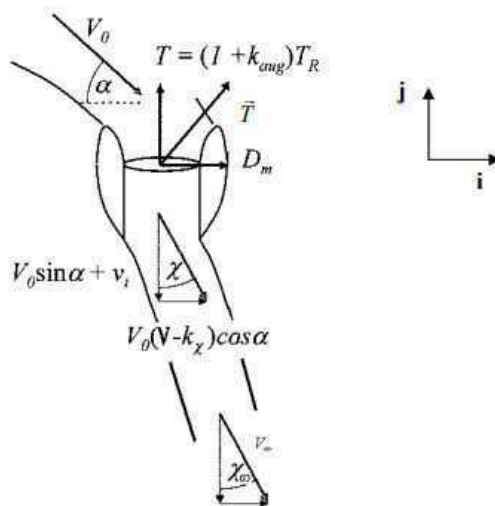
### **Aerodynamické vlastnosti při dopředném letu**

Dynamické vlastnosti při dopředném letu jsou poměrně odlišné od aerodynamiky při visení. Jak již bylo několikrát zmíněno, EDF může být použito jak pro získání horizontálního tahu, tak vertikálního. V případě horizontálního tahu se nemění téměř nic. Pouze je nutné brát

v potaz rychlost letu, která je v případě visení nulová. A při určitých rychlostech letu je nutné počítat také se stlačitelností vzduchu [15].

V případě tvorby vertikálního tahu se začnou projevovat negativní vlastnosti krytu kolem rotoru. Je nutné poukázat na problematiku EDF při dopředném letu, zejména, pokud je využito pro tvorbu vertikálního tahu. Zásadním rozdílem je, že při dopředném letu nebude podélná osa motoru nikdy naprosto kolmá ke směru letu, a to i přesto, že motor je určen pro vertikální tah. Nabíhající vzduch bude tedy posunut o určitý úhel od podélné osy motoru a bude nabíhat pod úhlem  $\alpha < 90^\circ$ . Úhel  $\alpha$  je měřený mezi horizontální osou a nabíhajícím vzduchem [41]. Lze to vidět na obrázku 1-25.

Vzduch nabíhající pod určitým úhlem  $\alpha$  bude v proudovém kanálu krytu napřimován do směru podélné osy motoru. To, o kolik bude proud vzduchu napřimen určuje parametr  $k_N$ , který udává účinnost napřimování proudu vzduchu v proudovém kanále krytu. Může nabývat hodnot od  $0 < k_N < 1$ . Hodnota  $k_N = 0$  připadá pro vrtuli v prostoru a hodnota  $k_N = 1$  znamená, že výstupní proud je zcela rovnoběžný s podélnou osou motoru. Tedy proud byl napřimen se 100% účinností. Tato skutečnost nikdy nenastane a parametr  $k_N$  bude vždy menší než 1 [41].



**Obrázek 1-25: Schéma proudění vzduchu do motoru při dopředném letu. [41]**

Napřimování proudu v proudovém kanále má za následek tvorbu další síly, která ovlivňuje velikost a směr výsledného tahu motoru. Jedná se o odporový parametr, který působí proti směru letu [41], na obrázku 1-25 je označen písmenem  $D_m$ . Výsledný tah motoru je pak složen z vertikální složky, tahu rotoru, a horizontální složky, napřimovací odpor  $D_m$ , který má opačný směr, než je směr letu. Konečný tah je pak výslednicí těchto dvou složek a jeho směr působení se nachází mezi těmito dvěma složkami [41]. Lze vidět, že výsledný tah  $\vec{T}$  bude působit stále



svisle vzhůru, tedy bude tvořit vertikální tah, nicméně, bude působit pod určitým úhlem proti směru letu.

$$\vec{T} = T\vec{j} + D_m\vec{i} \quad (1-37)$$

Velikost složky  $D_m$  je přímo závislá na rychlosti letu  $V_0$  a také je přímo závislá na účinnosti napřimování proudu. Čím větší tato účinnost bude, tedy parametr  $k_{\text{N}}$ , tím větší bude hodnota  $D_m$  [41].

$$D_m = \dot{m} * k_{\text{N}} * V_0 * \cos(\alpha) \quad (1-38)$$

I přesto, že toto je nežádoucí vliv EDF, protože zmenšuje výsledný tah a zvyšuje odpor při dopředném letu, je toto napřimování velmi důležité z pohledu kontrolních prvků na výstupu [54]. Jak již bylo zmíněno, „ducted fan“ má výhodu, že je možné na jeho výstup přidat ovladatelné prvky, které slouží ke zlepšení manévrovatelnosti, zejména u vertikálního tahu je pak možné provádět jemné manévrování vektorováním výstupního proudu vzduchu. Čím větší je pak parametr  $k_{\text{N}}$ , tím účinnějšího vektorování lze dosáhnout. Z rovnice (1-38) je patrné, že při návrhu „ducted fan“ je nutné zvolit kompromis mezi dopředným letem a při visení. Pokud budou využity kontrolní prvky na výstupu, tak zvolit takovou účinnost napřimování  $k_{\text{N}}$ , která poskytne dostatečné ovládání, ale zároveň příliš nezvýší odpor  $D_m$  [54].

#### 1.2.5. Přínos EDF

Největším přínosem obecně „ducted fan“ je množství tahu, které je schopné generovat pro daný průměr ventilátoru. Ventilátor je, v určité specifikaci, schopný vygenerovat až téměř 4x větší tah než vrtule o stejné velikosti. Jinak řečeno, ventilátor je schopný vygenerovat stejně velký tah, jako vrtule 4x většího průměru [62]. Velmi záleží na konstrukci, hladkosti povrchu, profilech lopatek, statoru, počtu lopatek a dalších výše zmíněných parametrech. Dále je výhodné právě pro jeho zakrytování, protože kryt poskytuje ochranu jak samotnému ventilátoru, takže je menší šance jeho poškození, tak i ochranu okolí [62]. Například při využití na bezpilotních letadlech, která by byla využita k provozu v obydlené oblasti, by EDF poskytovalo ochranu okolnímu prostředí a obyvatelům. Ve spojení s městským provozem je „ducted fan“ vhodný právě díky rozměrům, protože dosahuje mnohem menších rozměrů než vrtule. Tedy nerozšiřuje zbytečně rozměr celého bezpilotního letadla. Popřípadě umožňuje zástavbu do konstrukce draku bezpilotního letadla, narozdíl od vrtule, která musí být v otevřeném prostoru mimo trup. Za výhodu lze považovat i možnost využití vektorování tahu,



čímž se dá dosáhnout jemného manévrování u VTOL letadlech při visení [62]. To je zejména výhodné v případě přepravy nákladu, kdy je eliminováno nežádoucí naklápění celého UA.

Výhodou samotného elektromotoru je pak samozřejmě ekologičnost provozu. Jedná se zejména o odstranění zdroje emisí při samotném provozu, kdy například při provozu v obydlených oblastech není UA zdrojem škodlivých emisí [6]. Ve srovnání s dalšími způsoby produkce energie, jako je spalovací motor, je elektrický systém jednodušší, jak konstrukčně, tak z pohledu opravy [6]. Není nutné mít na palubě letadla palivové nádrže, což vyvolává zbytečnou potřebu vyhrazení místa v konstrukci, které bude utěsněno a také potřebu palivového potrubí. Elektrický motor také nevyžaduje žádný systém složitěho mazání [6]. Výhody lze tedy shrnout jako:

- 1) Vysoký poměr tahu a hmotnosti
- 2) Ochrana ventilátoru
- 3) Ochrana okolí před rotujícím ventilátorem
- 4) Jednoduchost elektrického systému
- 5) Možnost vektorování tahu
- 6) Ekologie

EDF, respektive obecně „ducted fan“, má také určité nedostatky. Hlavními nevýhodami jsou přidaná hmotnost konstrukce krytu a odpor způsobený krytem. Ducted fan není sice složité zařízení, ale vyžaduje precizní výrobní procesy, aby bylo dosaženo maximální účinnosti, je tedy složitý na výrobu, a tedy dražší než vrtulový pohon [63]. Nevýhodou je pak ale doba letu, protože baterie jsou poměrně těžké a energie v nich uschovaná je menší než energie v kapalném palivu pro spalovací motor [6]. EDF pak také může dosahovat většího elektrického příkonu, protože pracuje při větších otáčkách než vrtulové propulsní systémy. Nicméně, to závisí na použitém elektromotoru a počtu pólů, protože elektrický příkon je závislý na otáčkách za minutu. Je velmi důležité, aby byl vybrán správný elektrický motor pro zamýšlené využití a předpokládané výkony ventilátoru. Zbytečně předimenzovaný elektrický motor povede k horším výsledným parametrům [33]. Nevýhody pak lze shrnout jako:

- 1) Náročnost výrobních procesů
- 2) Výrobní cena
- 3) Doba letu
- 4) Větší elektrický příkon
- 5) Potřeba vysokých otáček





### 1.3. Testování pohonných jednotek

Testování pohonných jednotek je jednou z nejdůležitějších částí jejich vývoje a výroby. Zjišťují se během toho veškeré parametry, jako jsou například tah, energetická spotřeba, vibrace, účinnost, hlučnost a mnoho dalšího. Na základě naměřených hodnot pak dochází buďto ke změně návrhu nebo pouze k ladění pohonné jednotky, které má za účel dosáhnout co nejlepších charakteristik při určité fázi provozu. To, co je nejlepší charakteristikou, závisí na použití daného motoru, jestli chceme dosáhnout co nejvíce ekonomického provozu nebo naopak co největšího tahu a podobně [64].

Způsob testování se odvíjí od typu pohonné jednotky. Nicméně v základu se nijak neliší, protože u letadlových pohonných jednotek se vždy jedná o měření výše popsaných charakteristik motoru. Samotné testovací zařízení je pak speciálně upraveno pro upevnění konkrétního motoru a hlavně, testovací prostředí je upraveno danému typu pohonné jednotky. U motorů, které spalují palivo je důležité zajistit odvod spalin a je nutné odhlučnit testovací místnost. Dále je nutné zajistit dostatečnou míru bezpečnosti. U turbínových motorů, obzvláště těch, které se používají na dopravních letounech, hrozí roztrhnutí rotoru a jeho „vyletění“ z motoru ven. Je tedy nutné, aby tyto kusy nijak neohrozili okolní pracovníky. Samozřejmě je zde velké riziko požáru, protože se jedná o tepelné stroje, je do nich přiváděno palivo a hrozí jeho vzplanutí i mimo spalovací komoru nebo válce pístového motoru. U elektrických motorů je testování jednodušší, protože většinou nedosahují takových velikostí. Ale stále je zde riziko, protože může dojít k poruše rotoru a jeho roztržení nebo požáru, možnost úrazu elektrickým proudem a mnoho dalšího [64].

#### 1.3.1. Metody testování pohonných jednotek

Testování pohonných jednotek je možné provádět dvěma způsoby, na statické, které se realizuje při nulové rychlosti letu a dynamické neboli za letu, kde je simulována rychlost letu generováním proudu vzduchu proti směru „letu“. [64]

##### Statické testování

Statické testování je takové, které je při nulové rychlosti letu,  $v = 0$ . Pohonná jednotka je upevněna k testovacímu zařízení a nedochází k jejímu pohybu, ani není simulován ve větrném tunelu, což je hlavní výhodou tohoto testování, protože zajistit izolované prostředí větrného tunelu je značné náročné a také nákladné. Při statickém testování také nelze určit účinnost vrtule, protože vychází jako nulová. Z toho důvodu se pro určení „účinnosti“ vrtule využívá poměr  $T/P$ . To je poměr tahu a výkonu, tedy říká, kolik tahu vyprodukuje 1  $W$  a jeho



jednotkou je  $[kgf * W^{-1}]$ . Nejdůležitějšími parametry při statickém měření jsou tah, výkon, kroutící moment a otáčky rotoru. [64]

Statické testování je důležité pro zjištění, jak se bude rotor chovat při nulové rychlosti letu. To je hlavně zásadní pro letadla, která dokážou být ve vzduchu, a přitom mít nulovou rychlost letu. Jedná se zejména o vrtulníky a v poslední době také o VTOL bezpilotní letadla. Ty jsou schopna ve vzduchu viset, a proto je nutné znát, jak se jejich vrtule budou chovat při takovém režimu. [64]

### Dynamické testování

Dynamickému testování se také říká testování za letu, protože je při něm snaha dosáhnout stejných podmínek, které působí na pohonnou jednotku za letu. Samotná pohonná jednotka je i při tomto testování připevněna k testovacímu zařízení a nijak se nehýbe. Dopředný pohyb je simulován proudem vzduchu, který je generován ve větrném tunelu a jeho směr je proti pohonné jednotce. [64]

Zásadní výhodou tohoto testování je, že dokážeme změřit parametry pohonné jednotky při jednotlivých fázích letu a podle nich jsme pak schopni provést potřebné úpravy nastavení, aby ve zvolených režimech pracovala jednotka co nejefektivněji. Dynamické testování je většinou důležitější, protože potřebujeme znát chování motoru při letu, nicméně jak bylo zmíněno, tak u vrtulníků a VTOL UA je statické testování stejně podstatné, jako dynamické. [64].

Rozdíl je také v tom, že během testování za letu se dá určit účinnost pohonné jednotky. Účinnost vrtule nebo ventilátoru je přímo závislá na poměru rychlosti letu a otáčkách rotoru. Dále pro její vyhodnocení měříme tah a kroutící moment na hřídeli. Obecně měříme stejné parametry, jako při statickém testování, ale navíc zde měříme simulovanou rychlost letu, respektive rychlost proudu vzduchu, který nabíhá na rotor. [64]

#### 1.3.2. Zařízení na testování elektrických pohonných jednotek pro UAV

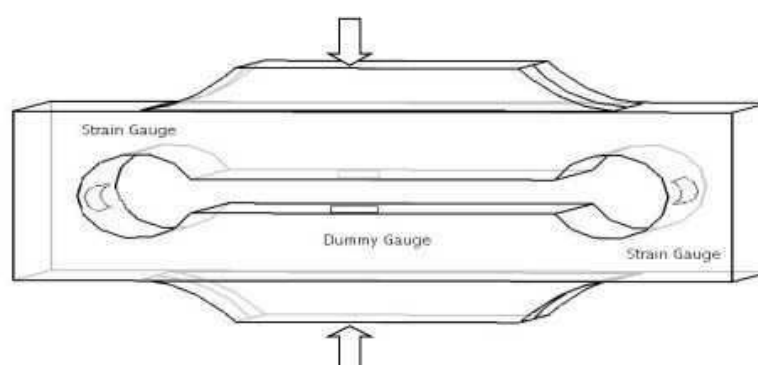
Jak bylo pospáno výše, práce pojednává o konstrukci EDF motorů, které mají momentálně využití spíše v bezpilotním letectví, kde jsou mnohem snáze implementovatelné. Z toho důvodu, a také kvůli možnostem výroby a testování, budou navržené změny konstrukci prováděny v rozměrech vhodných na bezpilotní letadla kategorií C0 až C4 [3], a tedy budou testována také způsoby, jako pohonné jednotky těchto bezpilotních letadel. Protože se jedná

převážně o pohonné jednotky elektrické, je možné zvolit dva způsoby testování. Lze využít snímače zatížení („load cells“) nebo měření tahu pomocí protizávaží. [65], [66] ,

### Snímače zatížení

Jednou z možných metod pro měření parametrů při testování pohonných jednotek jsou snímače zatížení, známé také jako „Load Cells“. To jsou zařízení, které převádí mechanickou energii na elektrický signál. Konkrétně dochází k deformaci měřící jednotky a ta je následně převáděna na elektrický signál, kde určitá deformace vyvolá specifický elektrický impuls. Snímače mohou měřit síly ve směru tahu, stlačení nebo stříhu na jednotku a lze je využít pro měření tahu, kroutícího momentu a popřípadě hmotnosti pohonné jednotky [66].

Snímačů existuje několik druhů, hydraulické, pneumatické a tenzometrické [67]. Hydraulické a pneumatické pracují na základě stejného principu. Kapalina nebo plyn je uzavřen v nádobě a jejich tlak se mění v závislosti na síle, která na snímač působí. Tlak v nádobě pak odpovídá specifické síle [67]. Tenzometrické snímače se skládají z tenzometrů a deformačního tělesa (nosníku). Využívají se čtveřice samotných tenzometrů, které jsou spojeny do tzv. Wheatstoneova můstku, ten je pak připevněn k deformačnímu tělesu [66]. Deformace tělesa pak vyvolává v můstku specifické impulsy, kde každý impuls odpovídá určité deformaci. Tenzometrické snímače zatížení se vyrábějí v různých tvarech, pro konkrétní způsoby zatížení. Jsou to například ohebný nosník, střížný nosník, sloupový, ve tvaru S nebo Z a mnoho dalších. [66] Na obrázku 1-26 je znázorněn tenzometrický snímač s ohebným nosníkem.

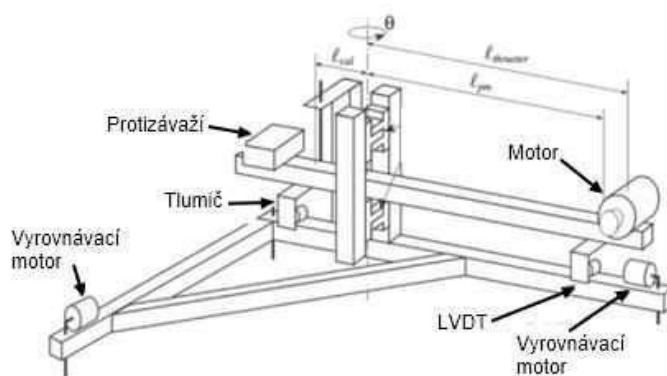


*Obrázek 1-26: Tenzometrický snímač zatížení s ohybovým nosníkem [66]*

Do některých tenzometrických snímačů se vkládá ještě jedna sada tenzometrů, které slouží pro kompenzaci teploty, která by mohla vyvolávat falešné zatížení, jak se mění teplota v obvodech tenzometrů. [66] Na obrázku 1-26 je to znázorněno jako „Dummy gauge“.

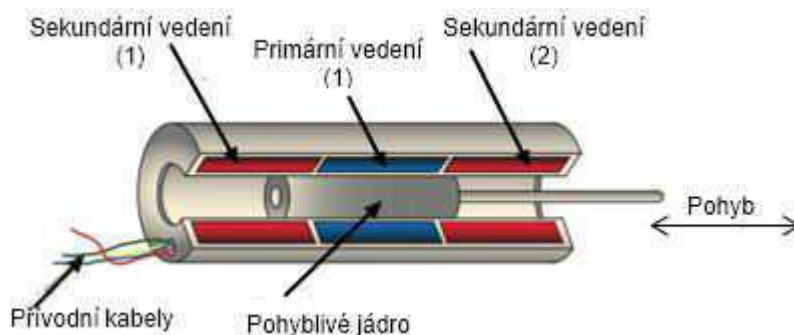
### Měření tahu pomocí protizávaží.

Nevýhodou snímačů zatížení je, že u pohonných jednotek, které mají malý poměr tah/hmotnost by mohla hmotnost ovlivňovat signál ze snímačů. [65] Pro tyto systémy je lepší využít měření tahu pomocí protizávaží, které z měření odstraní hmotnost pohonné jednotky. Existuje řada těchto měřících stojanů, například závěsné, inverzní nebo torzní. Na obrázku 1-27 je znázorněn torzní mechanismus vyvážení hmotnosti motoru s protizávažím. Každý z těchto typů se liší primárně ve způsobu odstranění váhy motoru, nicméně všechny se skládají z pohybového senzoru, který přenáší působící sílu na elektrický signál a systému pružin a tlumičů, které umožní precizní nastavení pohybového mechanismu pro dosažení správné citlivosti. [65]



**Obrázek 1-27: Torzní mechanismus vyvážení hmotnosti pohonné jednotky [65]**

Pohybové senzory jsou většinou bezkontaktní zařízení, aby se eliminovalo tření vznikající při pohybu způsobené působením síly od motoru. Většinou se jedná o LVDT převodníky (Linear variable differential transformer). [65] Jedná se o zařízení, které se skládá ze tří solenoidů, dva krajní jsou sekundární a středový je primární. Ve středu těchto solenoidů se pohybuje feromagnetická část měřícího stojanu, pohyb je přímo závislý na síle od motoru, a zároveň tvoří jádro zmíněných tří solenoidů. Primární vedení je napájeno střídavým proudem a v závislosti na poloze jádra se indukuje napětí ve dvou krajních sekundárních cívkách. Z rozdílu mezi indukovanými napětí je pak vyhodnocena síla, kterou motor působí. LVDT se většinou používá na silnější pohonné jednotky, které vyvolávají pohyb v jednotkách milimetrů. Na obrázku 1-28 je znázorněn LVDT senzor. [65]



Obrázek 1-28: Schéma LVDT senzoru [68]

Pro jemnější pohyby se využívají optické interferometry. Je vygenerován světelný paprsek, který je rozdělen na dva a každý paprsek je vyslán z jiného vysílače. Paprsky jsou posílány do přijímače a následně jsou opět složeny do jednoho. Většinou je to řešeno tak, že jeden paprsek je vyslán z pohyblivé části měřicího stojanu a druhý paprsek z pevně daného místa. [65] Jak se cesta prvního paprsku mění v závislosti na síle, kterou působí pohonná jednotka na stojan, tak se mění dráha, kterou musí urazit do přijímače a tím se mění jeho fáze. Když pak dojde k opětovnému složení paprsků, tak výsledný má jinou fázi než původní. Z rozdílů fází původního a složeného paprsku se pak vyhodnocují měřené parametry. [65]



## 2. Metodika práce

Aby bylo možné splnit cíle uvedené v zadání této práce, bylo velmi důležité nastavit správně metodiku postupu při jednotlivých krocích práce. Nutností bylo navrhnout zcela nové kryty jak pro otestování EDF motorů, tak pro otestování vlivu vrtulového krytu na účinnost vrtule. Nakonec, správné navržení metodiky měření je zásadní pro relevantnost dat a možnosti jejich porovnání mezi sebou.

### 2.1. Použité vybavení a nástroje

V samotném začátku práce bylo nutné vybrat testovací zařízení, které bude použito pro měření parametrů navržených konstrukcí. Jak již bylo popsáno dříve, tak způsobů testování propulsních systémů je řada a každý je vhodný pro specifické použití. Na základě vybraného testovacího zařízení byla následně vytvořena metodika postupů měření, přičemž došlo k vybrání výrobní technologie, která musela být cenově přijatelná a zaručovat rychlou a levnou možnost úprav navržených prototypů.

#### 2.1.1. Testovací zařízení

K měření parametrů navržených úprav EDF motorů byl využit testovací stojan RCbenchmark Series 1580 od společnosti TytoRobotics [69]. Stojan lze vidět na obrázku 2-1. Stojan je navržen pro testování bezkartáčových propulsních systémů a model 1580 speciálně pro propulsní systémy bezpilotních letadel. Přední výhodou je možnost automatizace testů pomocí předem vytvořených skriptů, které je možné upravovat podle vlastní potřeby. Během měření je zde řada parametrů, které jsou zaznamenávány pomocí senzorů, jsou to [70]:

- 1) Točivý moment, [ $Nm$ ]
- 2) Tah, [ $kgf$ ]
- 3) Napětí, [ $V$ ]
- 4) Proud, [ $A$ ]
- 5) Otáčky rotoru za minutu, [ $ot/min$ ]
- 6) Vibrace, [ $g$ ]
- 7) Odpor vinutí elektromotoru, [ $Ohm$ ]

Pro měření točivého momentu a tahu se využívají snímače zatížení, které byly popsány v podkapitole 1.3. Konkrétně se využívají snímače zatížení s ohybovým nosníkem, v konfiguraci jednoho snímače, umístěného ve vertikální poloze, pro měření tahu a dvou snímačů, umístěných v horizontální poloze paralelně vedle sebe pro měření točivého



momentu [70]. Vibrace jsou měřeny pomocí akcelerometru, který je součástí základní desky měřicího stojanu. Součástí základní desky je také měření napětí, proudu a otáček rotoru. Otáčky, které jsou měřeny v základní desce se nazývají elektrické otáčky, protože jsou vypočítávány z řídicích pulzů, které jsou posílány do motoru skrze ESC [70]. Tímto způsobem byly měřeny otáčky všech jednorotorových specifikací. V případě dvourotorové specifikace bylo také využito optického senzoru, který je součástí testovacího zařízení, který měřil otáčky elektromotoru pohánějící zadní ventilátor. Pro přední ventilátor byly stále využity elektrické otáčky. Pro ovládání elektromotoru se použilo ESC Favourite Sky s maximální proudovou zátěží 80A [71]. Maximální přípustné hodnoty měření jednotlivých parametrů a jejich přesnosti měření se nachází v tabulce 2-1.

*Tabulka 2-1: Přesnost měření sledovaných parametrů a jejich maximální hodnoty [70]*

Měřený parametr	Min.	Max.	Přesnost	Jednotky
Tah	-5	5	$0.5\% \pm 0.005$	<i>kgf</i>
Točivý moment	-2	2	$0.5\% \pm 0.01$	<i>Nm</i>
Napětí	0	35	$0.5\% \pm 0.05$	<i>V</i>
Elektrický proud	0	40	$1\% \pm 0.1$	<i>A</i>
Elektrické otáčky*	0	190k	$1 \text{ ot}/\text{min}$	<i>ot/min</i>
Odpor vinutí	0.003	240	$0.5\% \pm 0.1$	<i>Ohm</i>

*\*Maximální hodnotu elektrických otáček je potřeba vydělit počtem pólů použitého elektromotoru pro skutečnou hodnotu mechanických *ot/min*.*

Z těchto přímo naměřených hodnot jsou následně dopočítávány další hodnoty. Jsou to [70]:

- 1) Mechanický výkon, [*W*]
- 2) Účinnost elektrického motoru, [%]
- 3) Mechanická účinnost rotoru, [*kgf/W*]
- 4) Celková účinnost propulsního systému, [*kgf/W*]

Mechanický výkon je dopočítáván pomocí otáček rotoru a přímo měřeného točivého momentu podle rovnice (1-12). Ze znalosti mechanického a elektrického výkonu je pak dopočítávána účinnost elektromotoru podle vztahu v rovnici (1-14). Jak bylo zmíněno, při statickém testu nelze počítat běžnou propulsní účinnost, která vyjadřuje schopnost přeměny mechanického výkonu na tahový výkon. Používá se zde účinnost uvedená ve vztahu (1-27), která vyjadřuje, kolik tahu lze získat z výkonu 1 *W* [70]. Celková účinnost je pak součin mechanické účinnosti a účinnosti elektromotoru [15].



*Obrázek 2-1: RCbenchmark Series 1580 [70]*

### 2.1.2. Využitý software

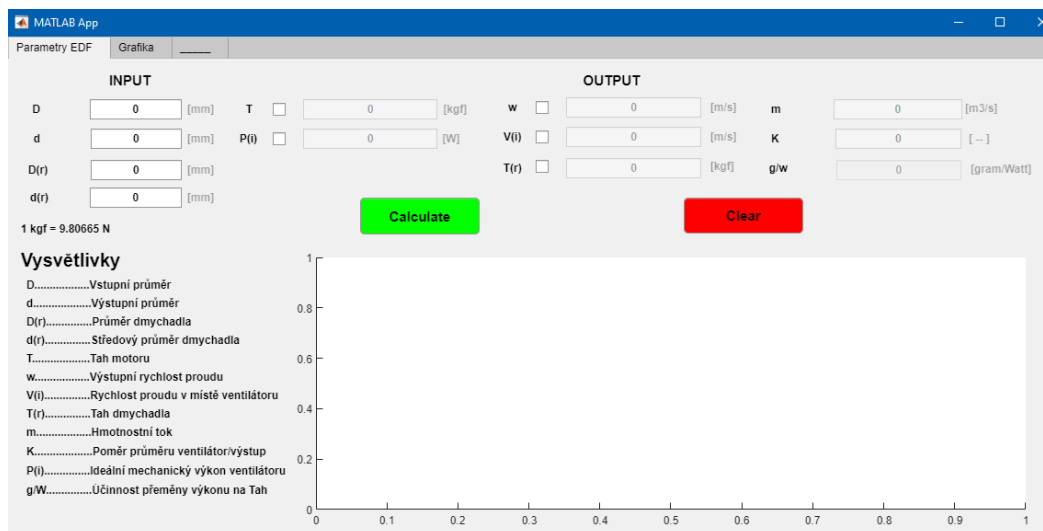
Testovací stojan RCbenchmark Series 1580 byl dodán společně se softwarovým rozhraním, které slouží pro jeho ovládání. Ten umožňuje jak manuální ovládání elektromotoru, tak využití přednastavených, popřípadě vlastních skriptů, které umožní automatické měření podle přednastavených parametrů. Návrh jednotlivých prototypů byl proveden s využitím 3D CAD modelovacího programu od společnosti Solidworks [72].

Pro následnou analýzu naměřených dat bylo využito prostředí Matlab, ve kterém bylo pro zjednodušení výpočtů vytvořeno grafické rozhraní, které je schopné provést výpočet všech výkonových parametrů EDF najednou. V rozhraní je možné na základě výpočtů vyobrazit vybrané teoretické závislosti. Konkrétně to jsou závislosti elektrický příkon/Tah, Kontrakční parametr/Tah a Kontrakční parametr/Mechanická účinnost. Na obrázku 2-2 je zobrazeno zmíněné grafické rozhraní, konkrétně záložka pro výpočet parametrů EDF.

Pro výpočet parametrů byli využity všechny vztahy uvedené v podkapitole 1.2.4. Byly použity také jejich možné kombinace, aby bylo možné dopočítat parametry z jakékoliv zadané hodnoty. Nicméně, pro účely této práce se využívá výpočet pomocí zadaných rozměrů motoru a hodnoty tahu. Dopočítávané parametry jsou pak příslušné daným rozměrům a tahu, respektive říkají, jakých budou nabývat hodnot, pokud chceme, aby motor o daných rozměrech produkoval daný tah. Všechny parametry jsou počítány v jednotkách SI soustavy. Pouze hodnoty celkového tahu  $T$ , tahu ventilátoru  $T_v$  a rozměry motoru jsou uváděné v jiných hodnotách. Hodnoty tahu jsou uváděné s jednotkou kgf, která přímo souvisí s hmotností, viz. podkapitola 1.2.2. Rozměry motoru jsou uváděné v jednotkách mm, protože rozměry



motorů v této práci se pohybují od 50 do 250 mm, a je to tedy lépe použitelné. Při výpočtech jsou samozřejmě hodnoty tahu i rozměry převáděny zpět na jednotky SI soustavy.



Obrázek 2-2: GUI pro teoretické výpočty parametrů EDF. Zdroj: Autor

### 2.1.3. Výrobní technologie

Všechny prototypy byly vyrobeny pomocí technologie 3D tisku. Konkrétně se jedná o technologii FDM. Jedná se o technologii, jejíž princip spočívá ve vytváření výrobku skládáním materiálu do jednotlivých vrstev. Základní materiál se většinou dodává ve formě strun, která je následně roztavena a protlačována skrze trysku. Skrze předefinované pohyby trysky se následně skládá materiál na sebe a vytváří tak výsledný produkt [73]. Pro výrobu prototypů byla využita konkrétně 3D tiskárna Creality Ender 3 Pro. Lze ji vidět na obrázku 2-3.



Obrázek 2-3: Použitá 3D tiskárna Creality Ender 3 Pro. [74]



Výhodou použité metody je rychlost a cena výroby. Všechny prototypy bylo možné vyrobit v rozsahu mezi 3 - 5 hodinami. To přináší možnost, že všechny zjištěné nedostatky je možné okamžitě opravit a upravený prototyp je možné ihned znovu vytisknout. Dále je možné vyrábět velmi složité struktury jako jeden kompaktní celek bez nutnosti využívat další spojovací materiál. Například v návrhu separátního kanálu bylo možné vyrobit právě separátní kanál, i se spojovacími satorovými lopatkami, přímo součástí celého výrobku. Nevýhodou je pak samotné skládání materiálu do vrstev. To zhoršuje hladkost povrchu, což v případě aerodynamického krytu zhoršuje jeho vlastnosti.

Pro výroby byl využit materiál Polyactic Acid (PLA), který je jeden z nejdostupnějších materiálů, zejména vlivem svojí velmi nízké ceně, ale zároveň protože je velmi lehce tisknutelný [75]. To právě umožňuje krátkou dobu tisku a následnou rychlost úprav prototypů. Při samotném testování nebyl vyrobený kryt motoru nijak zvlášť zatěžován, z toho důvodu nebylo potřeba využívat materiály s vysokými pevnostními vlastnostmi. Jedinou nevýhodou použitého materiálu tak byla teplota plasticity, která se u PLA pohybuje okolo 60 °C [75]. Jak teplota materiálu blíží této teplotě, tak se při určité hodnotě zatížení začíná materiál deformovat. Při dosažení této teploty se pak materiál může deformovat pod svou vlastní vahou.

## 2.2. Návrh prototypů

Vytváření návrhů úprav proudového kanálu a uspořádání ventilátorů vychází z nastudovaných materiálů, viz. podkapitola 1.2, která se zabývala problematikou ohledně konceptu EDF. Jak již bylo mnohokrát zmíněno, EDF má velkou část svých vlastností totožných s jakýmkoliv jiným „ducted fan“ konceptem. Jediným rozdílem je pohon ventilátoru, kterým je elektromotor. Všechny zde přednesené modifikace mají vliv hlavně na tah, respektive na množství potřebné energie pro získání přesně dané velikosti tahu a zdroj pohonu ventilátoru je pro tuto problematiku nepodstatný.

Jako základ pro tvorbu úprav sloužily dva zakoupené, již funkční, EDF motory o velikostech 50mm a 64mm, oba s 12 lopatkovými ventilátory. Oba motory byly otestovány, pro zjištění jejich výkonových parametry a rozebrány na jednotlivé díly. Na základě zjištěných informací z kapitoly 1.2 byly sestaveny modifikace původních proudových kanálů. Konkrétně došlo ke zmenšení výstupního průřezu a následně také ke zvýšení výstupního průřezu, jak u 50mm, tak u 64mm ventilátoru. Tím se provedlo otestování vlivu průřezu proudového kanálu ve výstupním ústrojí na všechny výkonové parametry. U 64mm verze proběhlo také otestování vlivu změny počtu lopatek na ventilátoru. Použitím dvou různých rozměrů ventilátorů, 50mm a 64mm, bylo také umožněno porovnat vliv průřezu ventilátoru na výkonové



parametry. Pro porovnání výsledků testování EDF, byla také otestována řada vrtulí a následně porovnány s hodnotami naměřenými u EDF motorů. Na základě toho byl také vytvořen vrtulový kryt pro dvě vybrané vrtule o průměru 127mm. Vložením vrtule poháněnou elektromotorem do takového krytu vznikne EDF a je možné díky tomu sledovat vliv krytu na účinnost rotoru.

Druhý cíl si kladl navrhnout koncept dvou rotorového uspořádání. Jako první byl vytvořen koncept s konstantním průřezem a dvěma 50mm ventilátory. Dále koncept s rozšiřujícím se výstupem, přední ventilátor o rozměru 50mm a druhý zadní ventilátor o rozměru 64mm. To bylo vytvořeno na základě konceptu s rozšiřujícím se výstupem u jedno rotorových konceptů, protože se tento design jevil jako výhodnější, což je popsáno dále v práci. Jako třetí verze byl vytvořen koncept s předním 50mm ventilátorem a separovaným kanálem pro zadní 64mm ventilátor. Protože je zadní ventilátor vždy negativně ovlivňován prouděním z předního ventilátoru, měl by tento koncept přivádět na část zadního většího 64mm ventilátoru čistý neovlivněný vzduch, čímž by se měla zvýšit jeho účinnost.

### 2.2.1. Konstantní průřez

Ve specifikaci s konstantním průřezem je proudový kanál konstantní od vstupu až po výstup z motoru. Jinak řečeno, kontrakční parametr  $a_w = 1$ . Jedná se o specifikace, které jsou běžně dostupné na trhu a z toho důvodu byly vybrány jako referenční a na jejich základě jsou pak vytvořeny všechny ostatní modifikace. Jak již bylo zmíněno, tak byly pořízeny dva již funkční modely o průměrech 50mm a 64mm. V tabulce 2-2 jsou uvedeny jejich výkonové parametry.

*Tabulka 2-2: Výkonové parametry zakoupených EDF udávané výrobcem. [76], [77]*

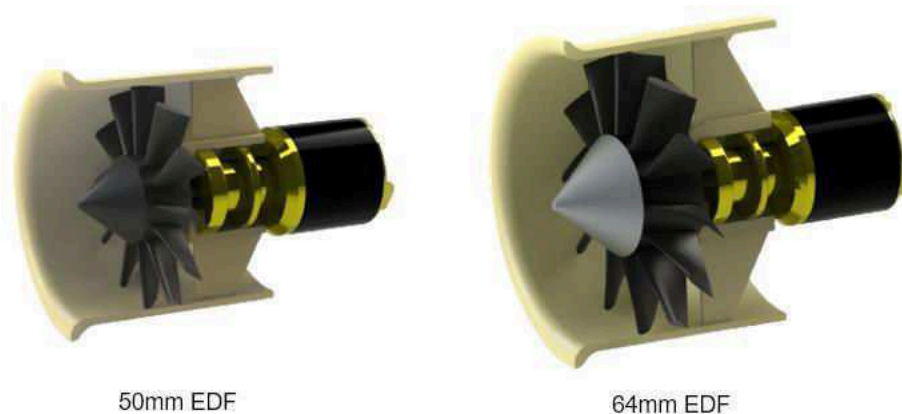
<i>EDF</i>	<i>Napětí</i> [V]	<i>Proud</i> [A]	<i>El.</i> <i>Příkon</i> [W]	<i>Tah</i> [kgf](g)	<i>Mechanická účinnost</i> [kgf/W] (g/W)	<i>Elektromotor</i>
<i>50mm</i> <i>12 lopatek</i>	12.6	45	567	0.95 (950)	0.00168 (1.68)	<i>QS2611 5000kv</i>
<i>64mm</i> <i>12 lopatek</i>	12.6	45	567	1.18 (1180)	0.00208 (2.08)	<i>QS2611 5000kv</i>

Oba motory lze vidět na obrázku 2-4. Podle teorie popsané v kapitole 1.2.4, se tento koncept považuje za tzv. ideální, při němž je tah rozdělen poměrem 50/50 mezi ventilátor a tah tvořený krytem motoru [41].



**Obrázek 2-4: Zakoupené EDF o velikostech 50mm a 64mm, které budou použity jako referenční.**  
Zdroj: Autor

Všechny ostatní vyráběné modely jsou zhotoveny pomocí technologie 3D tisku, konkrétně FDM technologie, která tvoří objekt skládáním tenkých vrstev plastu na sebe [73]. Z toho důvodu byly zakoupené modely předělány tak, aby ovlivňovaly proudění vzduchu stejným způsobem. Kryt proudového kanálu nemá hladký povrch z důvodu výrobní technologie, což klade větší odpor proudění vzduchu a zhoršuje to parametry motoru. Dále byly předělány statorové lopatky, které jsou nově pouze rovné, oproti původním zakřiveným lopatkám. Byl také předělán úchyt elektrického motoru, který musel být zesílen, aby nedošlo k poškození vytištěné konstrukce, která je méně odolná než původní konstrukce, vyráběná technologií vstřikovacího lisování plastů do formy. Nově zhotovené verze jsou na obrázku 2-5.



**Obrázek 2-5: Upravené konstrukce referenčních EDF.** Zdroj: Autor

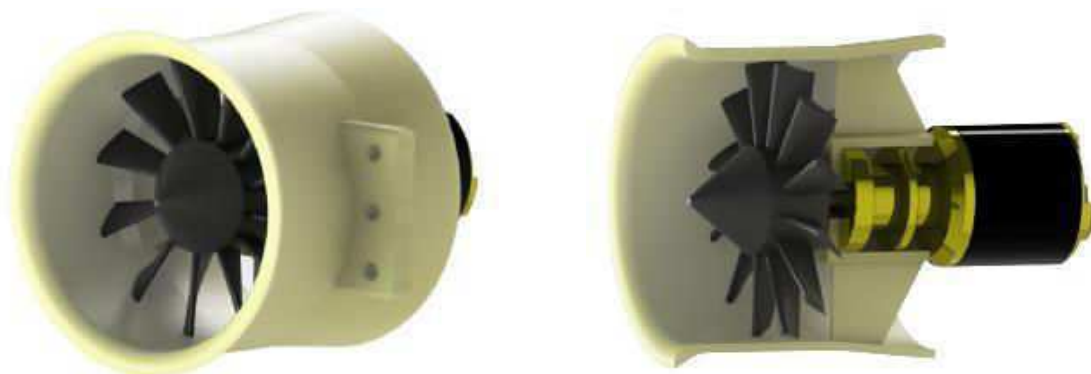
Ventilátory dodané spolu se zakoupenými celky EDF byly použity pro všechny ostatní modely. V obou případech se jednalo o nízkotlaký ventilátor s 12 lopatkami. Tyto ventilátory byly otestovány i s vlivem zužujícího a rozšiřujícího se výstupu. V případě 64 mm EDF byl také použit 5 lopatkový ventilátor, pro zjištění vlivu počtu lopatek. Všechny ventilátory jsou zobrazeny na obrázku 2-6.



Obrázek 2-6: Použité ventilátory na všech jednorotorových specifikacích. [78], [79]

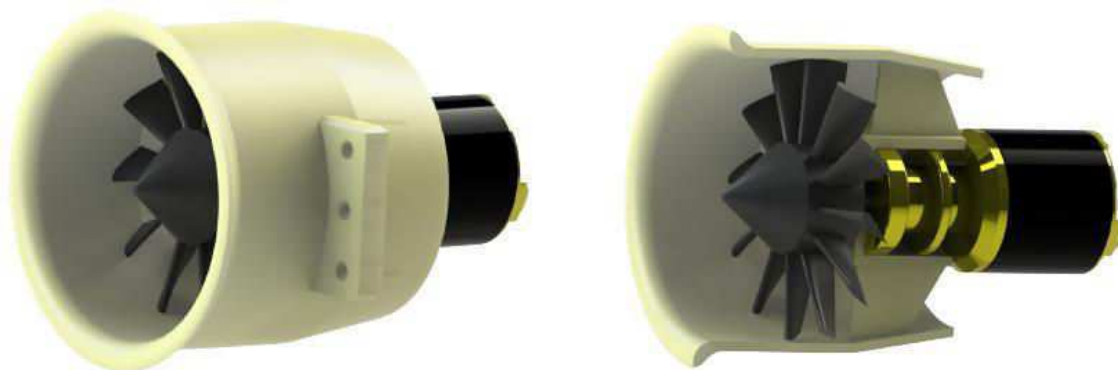
### 2.2.2. Změna výstupního průřezu

V práci již bylo několikrát uvedeno, že významný vliv na výkonnost EDF motoru má poměr průřezu výstupního otvoru a průřezu rotoru. Jedná se o kontrakční parametr  $a_w$ . V předchozí kapitole byl popsán konstantní průřez s parametrem  $a_w = 1$ , který zaručuje teoretické rovnoměrné rozdělení tahu mezi rotor a kryt motoru [41]. Pro zjištění vlivu právě kontrakčního parametru, respektive změny výstupního průřezu, byly vytvořeny dva případy. Konkrétně to je specifikace s parametrem  $a_w > 1$  a podruhé specifikace s parametrem  $a_w < 1$ . V prvním případě se jedná o koncept s rozšiřujícím se výstupem s parametrem  $a_w = 1.1$  a lze ho vidět na obrázku 2-7. Tato úprava vychází z teorie uvedené v kapitole 1.2, podle které by měl rostoucí průřez směrem k výstupu z motoru zlepšovat charakteristiku motoru při nulové rychlosti letu. Dle teorie by měl rozšiřující výstup způsobit navýšení statického tlaku za rotorem, což přispívá navýšení rozdílu statických tlaků před rotorem a za rotorem. Tento rozdíl přímo ovlivňuje množství tahu generované ventilátorem [55]. Dojde k tomu, že pro dosažení stejného rozdílu tlaků je zapotřebí menší množství energie předat vzduchu, protože se část tlaku dodá zpomalením v rozšiřujícím se výstupu. Ve výsledku tedy na dosažení stejného množství tahu spotřebuje ventilátor menší množství energie než EDF s konstantním průřezem.



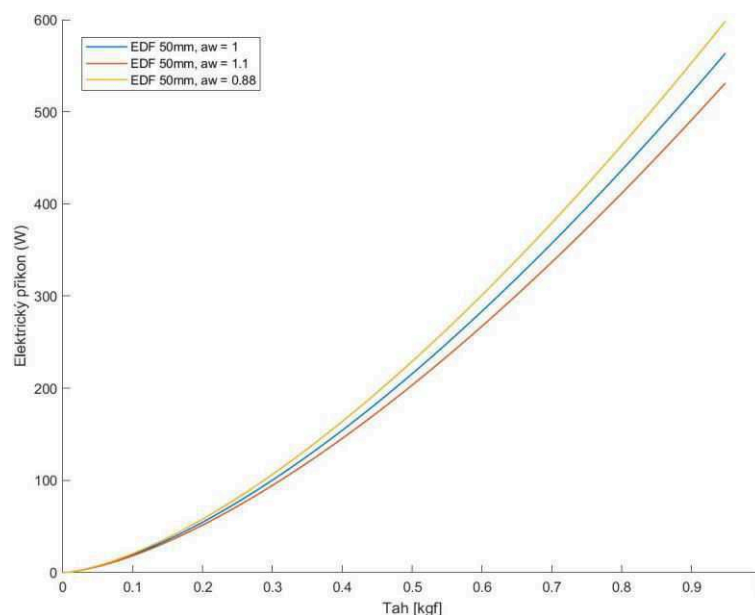
Obrázek 2-7: Proudový kanál s rostoucím průřezem směrem k výstupnímu otvoru. Zdroj: Autor

Druhý návrh, s modifikací proudového kanálu, je se zužujícím se výstupem, s parametrem  $a_w = 0.88$ . Tato specifikace je testována hlavně z důvodu porovnání s rostoucím průřezem, aby byl získán přehled o změně výkonových parametrů s měnícím se parametrem  $a_w$ . V případě použitého ventilátoru o těchto rozměrech by měla tato specifikace mít horší výkonové parametry než specifikace s konstantním průřezem. Protože se jedná o nízkotlaký ventilátor, který primárně urychluje velké množství vzduchu, není za ventilátorem dostatečný tlak oproti tlaku v okolní atmosféře, aby došlo k významnému urychlení v zužujícím se výstupu, které by generovalo dostatečný tah. K urychlení ve výstupu sice dochází, ale naopak to zhoršuje výkonové parametry, protože klesá statický tlak za rotorem a snižuje to tak rozdíl tlaků, které přímo určují tah ventilátoru [55]. Tato specifikace dělá tedy přesný opak než specifikace s rozšiřujícím se výstupem. Výsledkem je tak potřeba většího urychlení vzduchu ve ventilátoru pro dosažení stejné hodnoty tahu, což se projeví větší potřebou mechanického výkonu pro ventilátor. Na obrázku 2-8 je specifikace se zužujícím se výstupem.



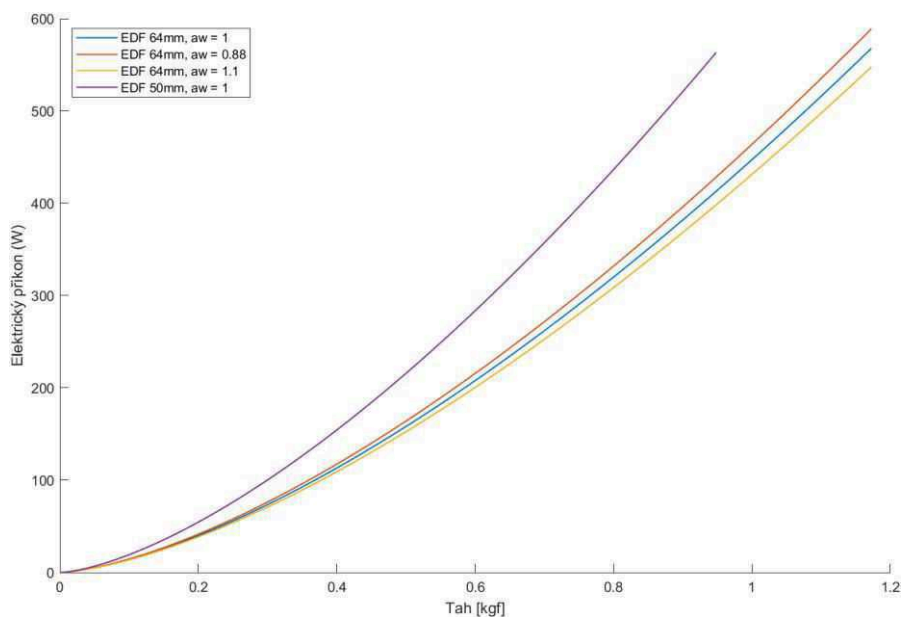
*Obrázek 2-8: Proudový kanál s klesajícím průřezem směrem k výstupnímu otvoru. Zdroj: Autor*

Kontrakční parametry  $a_w$  vycházejí z experimentálních výpočtů, kde proměnnou byl právě kontrakční parametr a sledovala se změna potřebného výkonu pro dosažení totožného tahu. Na obrázku 2-9 lze vidět porovnání teoretické závislosti elektrického příkonu na tahu pro všechny tři již zmíněné specifikace. Tento obrázek sloužil jako teoretický základ pro návrh zmíněných specifikací. Z obrázku plynou závěry, které byly popsány výše. Modrá křivka znázorňuje konstantní průřez a představuje referenční hodnotu. Žlutá křivka popisuje zužující se průměr a lze vidět, že potřebuje více příkonu pro dosažení stejného tahu. Červená křivka pak popisuje rozšiřující se výstup a lze vidět, že v porovnání s dvěma předchozími úpravami vykazuje lepší výsledky, tedy pro dosažení stejné hodnoty tahu potřebuje méně elektrického příkonu. Jedná se o ideální hodnoty, které budou v reálném případě zhoršeny vnějšími negativními vlivy.



**Obrázek 2-9: Porovnání vypočítané teoretické závislosti elektrického příkonu na tahu pro 50 mm EDF s úpravami proudového kanálu. Zdroj: Autor**

Stejné úpravy byly provedeny také pro 64 mm ventilátor. Podle teoretických výpočtů pro ně platí stejné závěry jako v případě 50 mm EDF specifikace, která byla popsána výše. Na obrázku 2-10 je pak průběh teoretické závislosti elektrického příkonu na tahu pro 64mm ventilátor. Lze vidět, že trend je pořád stejný i při zvětšení ventilátoru. Do obrázku byla také přidána závislost pro 50mm EDF s parametrem  $a_w = 1$ , aby bylo možné sledovat porovnání mezi ventilátorem 50mm a 64mm.



**Obrázek 2-10: Porovnání vypočítané teoretické závislosti elektrického příkonu na tahu pro 50 mm EDF a 64mm EDF s úpravami proudového kanálu. Zdroj: Autor**

### 2.2.3. Vrtulový kryt

Pro otestování vlivu krytu kolem rotoru byl vytvořen vrtulový kryt, do kterého byla vložena vrtule. Protože vrtuli lze také považovat za axiální ventilátor, po jejím uzavření do krytu se stává také EDF motorem. Samozřejmě, profil vrtule není ani zdaleka tak vhodný pro tyto účely, nicméně pro zjištění vlivu samotného krytu je to zcela dostatečné. Vrtulová lopatka má své konce zaoblené tak, aby to již částečně eliminovalo přetékání vzduchu z přetlakové strany na podtlakovou [80]. Což je rozdíl od klasické ventilátorové lopatky použité v „ducted fan“, která má konec plochý, aby došlo k co největšímu utěsnění u stěny krytu [42]. Vrtulový kryt lze vidět na obrázku 2-11.

Rozdíl tohoto vrtulového krytu oproti předchozím uvedeným modifikacím krytu je v tom, že pouze uzavírá obvod samotné vrtule a sahá jen 10mm před a za vrtuli. Tedy pořád zde dochází ke známému jevu u vrtulí, kde se „imaginární“ proudový kanál směrem od vrtule zužuje až o 1/2 průřezu vrtule [41]. To se děje z toho důvodu, že vrtule dodá vzduchu rychlost, a protože platí zákon zachování hmoty, viz. vztah (1-19), musí při rostoucí rychlosti a konstantní hustotě dojít ke zmenšení průřezu [58]. Z toho důvodu není možné dosáhnout u otevřených ventilátorů takových tlakových rozdílů před a za rotorem, a tedy nelze dosahovat takových velikostí tahu, jako u „Ducted fan“ specifikací. Tento kryt tedy slouží pouze k zamezení přetékání vzduchu a tím zvýšení účinnosti ventilátoru. V případě statického zkoušení dochází ke zvýšení mechanické účinnosti ventilátoru.



Obrázek 2-11: Vrtulový kryt pro vrtuli o průměru 130 mm. Zdroj: Autor

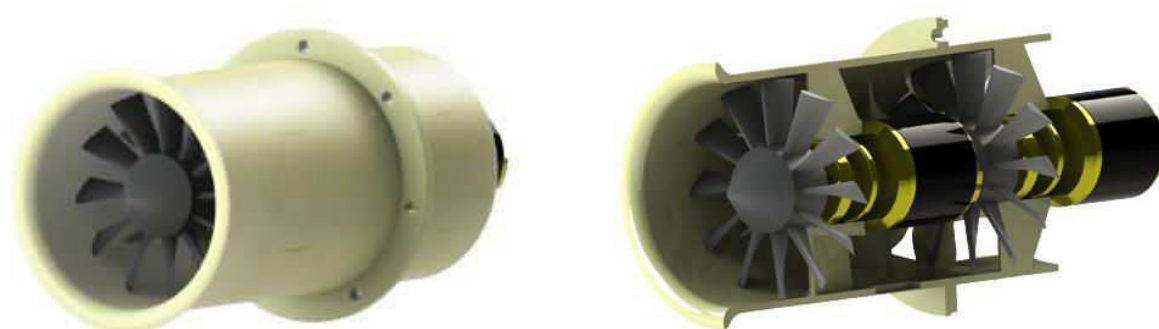
### 2.2.4. Dvourotorová specifikace

Jak již bylo popsáno v úvodu kapitoly 2, tak dvourotorové specifikace zde uvedené, nejsou konstruovány zcela podle správných postupů, které jsou potřeba aby byli získány co nejlepší výsledky při testování. Zároveň, spočítat předpokládané hodnoty více rotorových zařízení je poměrně složité, protože zadní ventilátor je výrazně ovlivněn prouděním od předního



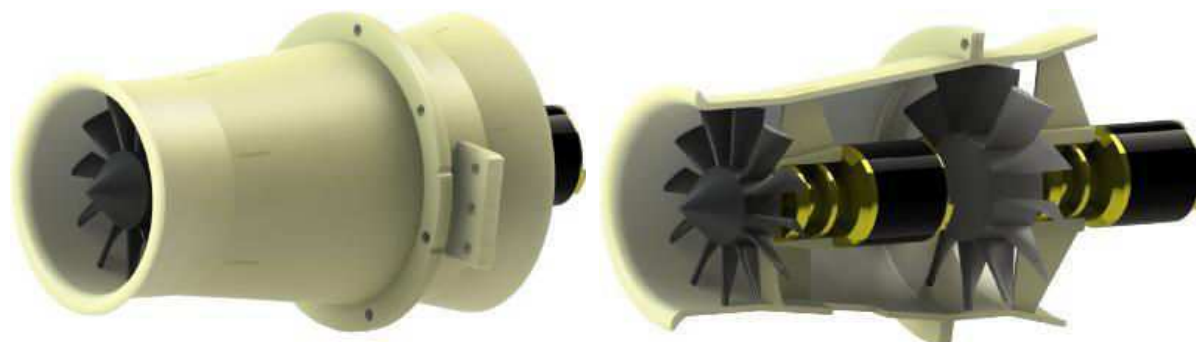
ventilátoru, a to zhoršuje jeho účinnost [81]. Z toho důvodu se často umísťují ventilátory blízko sobě. U modelů zde uvedených jsou ventilátory vzdáleny 60mm, což je nejméně, co bylo možno pro velikost elektromotoru a uchycení ventilátoru.

Základem pro vytvoření dvourotorových specifikací nejsou žádné teoretické výpočty z důvodu jejich velmi nereálných výsledků z důvodu velkého počtu neznámých, které nebylo možné určit, protože model neprošel CFD simulací. Základem pro ně jsou již existující takové specifikace, které prokazují velmi výrazné zlepšení oproti jedno rotorovým verzím. Z energetického hlediska vychází lepší použít dva ventilátory s malým počtem lopatek, většinou 5 lopatek, než použít jeden například 12 lopatkový ventilátor [81]. U těchto modelů nebylo cílem zjistit maximální hodnoty parametrů a ani je porovnávat se zjištěnými parametry jednorotorových verzí. Cílem těchto modelů je zjistit vliv změny průřezu po délce proudového kanálu a tzv. separátního kanálu, pro zadní větší ventilátor. Jako referenční motor byl vytvořen koncept s konstantním průřezem a dvěma ventilátory po celé délce, je na obrázku 2-12.



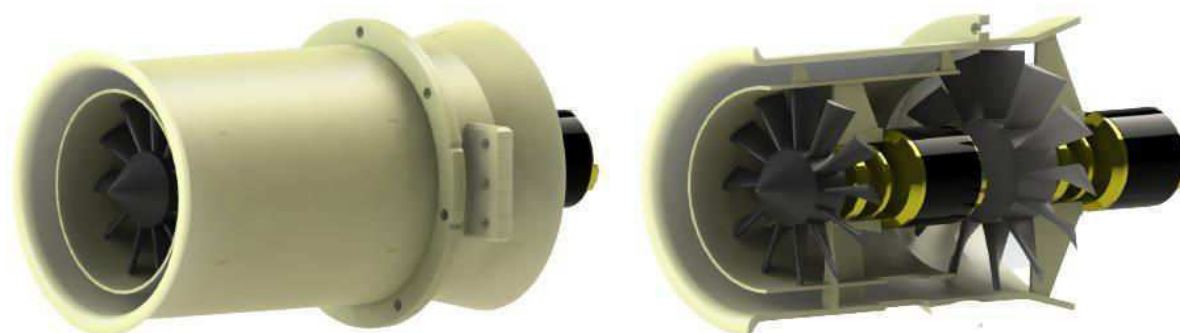
*Obrázek 2-12: Dvourotorová specifikace s konstantním průřezem. Zdroj: Autor*

Z kapitoly 1.2 vyplývá, že rozšíření výstupu zlepšuje výkonové parametry EDF. Proto bylo rozhodnuto, že bude vytvořena dvourotorová specifikace s rozšiřujícím se kanálem, přední ventilátor o rozměru 50 mm, následně postupné rozšíření kanálu pro ventilátor o velikosti 64mm. Za ním pak pozvolné rozšíření až k výstupu. Tato specifikace je na obrázku 2-13.



*Obrázek 2-13: Dvourotorová specifikace s rozšiřujícím se kanálem 50/64. Zdroj: Autor*

Následně byl do této konstrukce vsazen tzv. separátní kanál. Jedná se o část samostatného proudového kanálu, který vede od vstupu do motoru až k zadnímu 64mm ventilátoru. To způsobí, že jeho část bude pracovat s čistým, nenarušeným vzduchem od předního 50mm ventilátoru, což způsobí zvýšení jeho účinnosti. Navíc tento čistý vzduch je přiveden na vnější část ventilátoru, konce lopatek pak pracují s méně turbulentním prouděním, tedy přetékání přes jejich konce není tak výrazné. Specifikaci se separátním kanálem je na obrázku 2-14.



*Obrázek 2-14: Dvourotorová specifikace se separátním kanálem 50/64. Zdroj: autor*

### 2.3. Průběh měření

Cílem práce bylo určit vliv modifikací na tah, hlučnost a spotřebu energie. Pro jejich dosažení byla staticky otestována řada modifikací proudového kanálu a specifikací ventilátorů. Měření probíhalo na zařízení popsaném v podkapitole 2.1.1 a probíhalo metodou konstantního zvyšování otáček. U každého motoru bylo cílem dosáhnout co největších otáček, aby byl získán přehled o celé charakteristice všech měřených parametrů. U některých modelů se vyskytly při určitých otáčkách vysoké vibrace a z tohoto důvodu bylo pro možnost roztržení ventilátoru tato maximální hranice pro každý zkoušený model jiná. Každý testovaný model proběhl třemi cykly testování, ze kterých byly následně získány průměrné hodnoty, ze kterých byl sestaven výsledný interval hodnot. V tabulce 2-3 jsou znázorněny způsoby měření pro jednotlivé specifikace.

Pro testování všech specifikací se využil jeden elektrický motor. Vliv elektromotoru tak bude u všech testování stejný, a bude tak možné sledovat vliv charakteristiky ventilátoru a proudového kanálu na všechny výkonové parametry EDF. Použitý motor je konkrétně QF2611 5000KV. Tento motor byl vybrán specificky s takto vysokou hodnotou KV, aby bylo možné pokrýt při testování co největší rozsah otáček. Nevýhodou je to, že závislost elektrického příkonu bude zkreslena tím, že tento motor nemusí být vhodnou volbou pro danou specifikaci. Nicméně, tato skutečnost bude zohledněna u jednotlivých specifikací a uvedena možná souvislost využitého motoru s naměřenými hodnotami.



Všechny navržené specifikace byly testovány při konstantním zvyšování otáček do zvolené hodnoty pro konkrétní model. Toto měření proběhlo pro získání charakteristiky všech měřených parametrů v určitém pracovním rozsahu. Z těchto měření byly vytvořeny závislosti vyobrazené na obrázcích v kapitole 3. Jako další proběhla měření parametrů při zvolené hodnotě tahu. Konkrétně se jedná o hodnotu tahu 0.2 kgf. Na této hodnotě tahu byly porovnány přímo dosažené hodnoty elektrického příkonu, spotřeby elektrické energie, poměru tah/hmotnost a hlučnost. Díky tomu lze porovnat jednotlivé hodnoty přímo při dosažení dané hodnoty tahu. Výsledky měření jsou pak zobrazeny v tabulkách v kapitole 3. Taková hranice byla stanovena na základě pokusných měření a jedná se o hodnotu, které bylo možné dosáhnout během měření u všech zkoušených prototypů.

U zakoupené verze pro průměr 50mm a 64mm také proběhlo měření při konstantním zvyšování otáček do maximální hodnoty, které byly omezeny možnostmi testovacího stojanu. Při hodnotě 40 A odebíraného proudu bylo měření automaticky zastaveno z bezpečnostních důvodů, aby nebyl měřící stojan poškozen. Toto měření proběhlo pro získání výkonových charakteristik v co největším pracovním rozsahu EDF. Při každém cyklu byla také měřena hlučnost, aby byl získán přehled vlivu modifikací na hlučnost. Hlučnost byla zaznamenána pouze při vybrané hodnotě tahu 0.2 kgf.

Pro měření hlučnosti byl použit integrovaný mikrofon v laptopu Lenovo Ideapad 100s, který je vybaven duálními technologiemi, která umožňuje vyfiltrovat šum okolí [82]. Zařízení se nacházelo ve vzdálenosti 50cm od zdroje v takové pozici, aby nebyl ovlivněn turbulentním prouděním, které se tvoří přímo za výstupem z motoru. Spotřeba energie je následně počítána z naměřených hodnot odebíraného proudu. Pro výpočet byly použity vztahy (1-5) a (1-6).

**Tabulka 2-3: Způsoby měření pro jednotlivé specifikace**

Specifikace motoru	Měření parametrů na hodnotě tahu 0.2 kgf	Konstantní zvyšování otáček až do maxima	Měření hluku při hodnotě tahu 0.2 kgf
<b>Jednoroťorové specifikace</b>			
<i>Konstantní průřez</i>			
<i>Zužující výstup</i>			
<i>Rozšiřující výstup</i>			
<b>Dvouroťorové specifikace</b>			
<i>Rozšiřující výstup</i>			
<i>Separátní kanál</i>			



## 2.4. Korekce výsledků měření

U použitého testovacího zařízení RCbenchmark Series 1580 je kritická konfigurace uchycení pohonné jednotky. Protože se ihned za motorovým úchytem nachází základní deska, vzduch proudící od rotoru by zde narážel na části stojanu, zpomaloval by se a hromadil. To by začalo simulovat přízemní efekt, kdy se rotor nachází velmi nízko nad zemí a vzduch do ní naráží [70]. To výrazně snižuje účinnost vrtule a pro dosažení stejného tahu je potřeba mnohem více výkonu než obvykle. Je tedy doporučeno, aby vycházející proud z rotoru byl směřován od stojanu pryč [70].

Protože z testovaného rotoru, kterým může být vrtule nebo ventilátor EDF, proudí vzduch o vysoké rychlosti, dochází při narážení vzduchu do samotného stojanu k tvorbě síly, která má tendenci stojan tlačit směrem dozadu. Tah, který je měřen svisle umístěným snímačem zatížení na ohybovém nosníku, je ovlivněn touto silou, protože síla má tendenci nosník ohýbat v opačném směru. Výsledný měřený tah je pak menší než skutečně generovaný tah motorem. Výsledkem je, že pro dosažení konkrétního tahu se zdá, že je potřeba mnohem více vstupní energie do motoru. Z toho důvodu je doporučeno, aby byla pohonná jednotka na stojanu umístěna tak, aby výstupní vzduch směřoval směrem od stojanu a tahová síla působila směrem do něho. Pro zjištění, jak velký vliv na tah má konfigurace uchycení pohonné jednotky, byly provedeny ověřovací zkoušky. Při prvním testu byl motor umístěn ve správně konfiguraci a při druhém testu byl uchycen ve špatné konfiguraci. Měření bylo provedeno na 50mm referenčním zakoupeném EDF motoru s 12 lopatkami a výsledky měření jsou v tabulce 2-4. Uvedené hodnoty jsou vztaženy k referenčnímu tahu 0.2 kgf.

**Tabulka 2-4: Vliv konfigurace uchycení EDF motoru k testovacímu zařízení RCbenchmark Series 1580.**  
Zdroj: Autor

Konfigurace	Odebíraný proud [A]	Otáčky [ot/min]	Elektrický příkon [W]	Mechanický příkon [W]	Mechanická účinnost [kgf/W]	Točivý moment [Nm]
Správná	8.2	26 363	98	22	0.00889	0.008
Špatná	18.7	36 143	222	65	0.00308	0.02
Míra zhoršení	228 %	137 %	227 %	295 %	289 %	250 %

Z tabulky 2-4 jasně vyplývá, že vliv konfigurace uchycení EDF motoru na testovací zařízení je velký a nelze ho zanedbat. Ve všech případech, kromě hodnoty otáček, je navýšení všech měřených parametrů při nevhodné konfiguraci o více jak 200 %, pro dosažení tahu 0.2 kgf. Takové navýšení by výrazně zhoršilo parametry EDF a v následném porovnání s ostatními



propulsními systémy by se jevílo jako velmi nevhodné. Při testování je tak nutné brát na tuto okolnost zvýšenou pozornost a uchytit motor ve správné konfiguraci.

## 2.5. Analýza dat

Veškerá data byla naměřena pomocí RCbenchmark a příslušný software zmíněný v podkapitole 2.1.2 tyto data ukládal do .xlsx souboru. Data byla následně analyzována v prostředí Matlab, kde bylo možné porovnávat několik měření najednou. Z různých důvodů, jako je například mírná nepřesnost výroby a vibrace, byly měření provázeny mírnými oscilacemi. Z toho důvodu byly data vyhlazeny, konkrétně pomocí funkce *Smooth* za použití Savitzky-Golay metody.

V předchozí podkapitole bylo zmíněno, že je zásadní konfigurace uchycení k testovacímu stojanu. Při testování dvourotorových specifikací bylo nutné tuto zásadu porušit a naměřená data tak byla zkreslena. Z toho důvodu byly následně naměřená data přepočítána pomocí poznatků z tabulky 2-4. Nicméně, přepočítaná data jsou pouze orientační a nelze na ně pohlížet jako na výsledné hodnoty.

## 2.6. Vyslovené hypotézy

Z nastudované teorie pojednávající o EDF propulsním systému, která byla popsána v podkapitole 1.2, byly vytvořeny tři hypotézy. Jako první hypotéza, která vznikla při úplném počátku práce po nastudování teorie, se zabývá změnou výstupního průřezu. Hypotéza zněla, že rozšiřující se výstup bude dosahovat větších hodnot tahu při menší spotřebě elektrické energie než konstantní a zužující se výstup.

Druhá hypotéza pojednávala o specifikaci ventilátoru. Tedy, že s rostoucím průměrem ventilátoru bude docházet ke zvýšení maximální hodnoty tahu při menším množství potřebné energie. S tímto byla také spojena hypotéza o počtu lopatek ventilátoru, tedy menší počet lopatek bude energeticky úspornější, nicméně bude dosahovat menších hodnot tahu při stejném průměru ventilátoru.

Poslední hypotéza se vztahovala ke dvourotorovým specifikacím. Ta pojednává o změně průřezu proudového kanálu po délce celého motoru. Jedná se o velmi podobnou hypotézu jako v případě jednorotorové specifikace. Tato hypotéza byla později rozšířena také o vliv separátního kanálu, tedy jestli přívod čistého vzduchu přímo k zadnímu ventilátoru zvýší jeho účinnost a tím dojde ke snížení spotřeby pro dosažení stejné hodnoty tahu.



### 3. Výsledky

Jako první byl otestován vliv konstantního průřezu. Ten byl testován pro tři specifikace ventilátoru, konkrétně 50mm ventilátor s 12 lopatkami, 64mm ventilátor s 12 lopatkami, a nakonec 64mm ventilátor s 5 lopatkami. Všechny zmíněné ventilátory lze vidět na obrázku 2-6. Jako první byly otestovány zakoupené verze, které sloužily jako referenční pro všechny dále navržené úpravy. První byla osazena 50mm ventilátorem s 12 lopatkami a druhá zakoupená byla osazena 64mm ventilátorem s 12 lopatkami, oba lze vidět na obrázku 2-4. Testování těchto verzí proběhlo zejména pro ověření údajů udávaných výrobcem a pro získání charakteristiky motoru po celém jeho pracovních rozsahu.

Porovnání závislosti tahu na elektrickém příkonu motoru je na obrázku 3-3. Při testování nebylo možné využít plný potenciál motorů, protože testovací zařízení bylo omezeno na proudový odběr 40 A. Z obrázku je patrné, že zvýšení průměru ventilátoru z 50mm na 64mm poskytuje minimální zlepšení, a dokonce se začne při určité hodnotě mírně zhoršovat, přibližně na hodnotě 0.3 kgf. To je způsobeno rostoucím odporem hmotnostním průtokem ventilátorem a rostoucí hmotností při zvětšování průměru ventilátoru. Tedy, při použití stejného elektrického motoru nemá téměř žádný vliv zvětšení průměru ventilátoru na elektrický příkon, dokonce může dojít v určité fázi k mírnému zhoršení.

Nicméně, podstatný je také obrázek 3-4, který zobrazuje závislost tahu na otáčkách ventilátoru. Z něho vyplývá, že 64mm ventilátor potřebuje mnohem méně otáček pro dosažení stejné hodnoty tahu. Lze vidět, že s rostoucím tahem se rozdíl potřebných otáček zvětšuje, například pro tvorbu tahu o hodnotě 0.2 kgf je rozdíl v potřebných otáčkách přibližně 10 000 ot/min. Pro tvorbu tahu 0.4 kgf je pak rozdíl potřebných otáček již 14 000 ot/min. Tedy 64mm ventilátor potřebuje mnohem méně ot/min než 50mm ventilátor pro dosažení stejného tahu.

Toto zjištění se následně dá využít při výběru vhodného elektrického motoru pro pohon ventilátoru. Protože stačí dosahovat menších otáček, tak je vhodné použít motor s menší hodnotou KV. V souladu se vztahem (1-10) je totiž patrné, že při konstantním odebíraném proudu se bude se snižující hodnotou KV zvyšovat točivý moment motoru. A točivý moment přímo souvisí s hodnotou produkovaného tahu. Tedy, pokud se sníží hodnota KV motoru, dosáhne se produkce stejného točivého momentu, při menší hodnotě odebíraného proudu. Při aplikaci pro 64mm ventilátor by to znamenalo, že se závislost tahu na elektrickém příkonu výrazně zlepší.

Aby bylo možné pozorovat vliv výrobní technologie na výkonnost motorů, byly zakoupené modely přemodelovány a znovu vyrobeny pomocí zvolené výrobní technologie. Ve vyrobených verzích byl také použit přímý profil statorových lopatek, oproti zakřiveným v originálních verzích. Na obrázku 3-1 je znázorněn vyrobený prototyp krytu s konstantním průřezem a 50mm ventilátorem s 12 lopatkami a na obrázku 3-2 je prototyp krytu s konstantním průřezem vybavený 64mm ventilátorem s 12 lopatkami.

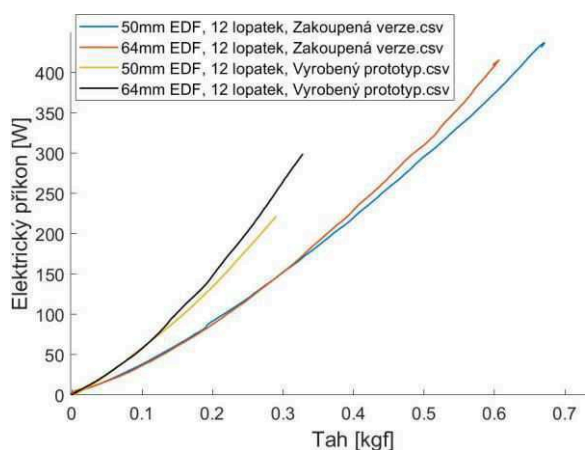


**Obrázek 3-1: Vyrobený prototyp 50mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 1$ .**  
Zdroj: Autor

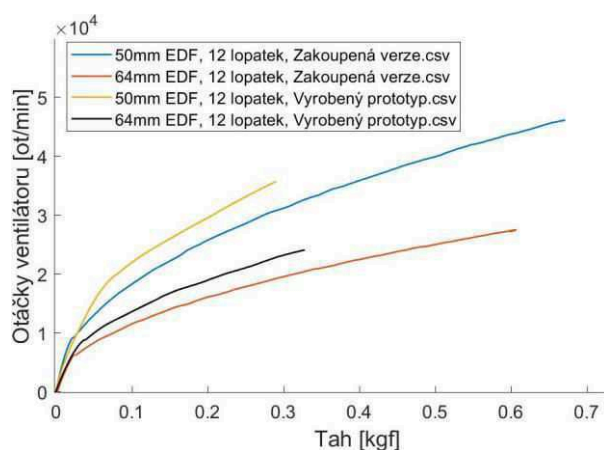


**Obrázek 3-2: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 1$ .**  
Zdroj: Autor

Z obrázku 3-3 a obrázku 3-4 je patrné, že vytištěné prototypy mají zhoršené výkonové parametry, což je způsobeno zejména zhoršenou hladkostí povrchu a také jednodušší konstrukcí statorových lopatek, které jsou použity i v dalších prototypyech. Z toho důvodu budou všechny následující vyrobené prototypy porovnávány s těmito také vyrobenými kopiemi konstantních verzí, právě z důvodu negativních vlivů výrobní technologie.



**Obrázek 3-3: Porovnání energetické charakteristiky EDF s 12 lopatkami a kontrakčním parametrem  $a_w = 1$ .** Zdroj: Autor



**Obrázek 3-4: Porovnání potřebných otáček ventilátoru EDF s 12 lopatkami a kontrakčním parametrem  $a_w = 1$ .** Zdroj: Autor

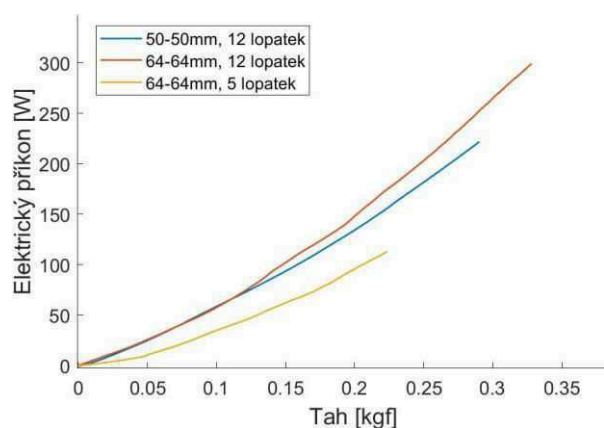
V krytu konstantního průřezu byl také otestován 64mm ventilátor s 5 lopatkami, který lze vidět na obrázku 3-5. Porovnání jeho závislosti elektrického příkonu a tahu s předchozími

12 lopatkovými ventilátory ve vyrobeném krytu je na obrázku 3-6. Z něho je patrné, že 5 lopatkový ventilátor je energeticky mnohem výhodnější, tedy pro dosažení stejné hodnoty tahu je potřeba, při použití stejného elektromotoru, méně energie. Je to z důvodu menší hmotnosti a také menšího odporu ventilátoru, který působí na protékající vzduch menším počtem lopatek, a tedy nemusí překonávat takové síly, jako více lopatkový ventilátor.

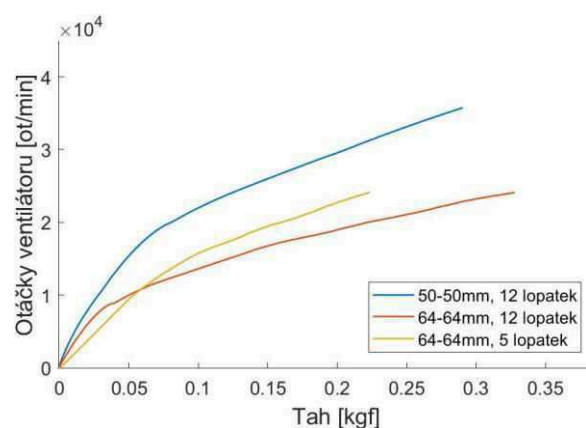


**Obrázek 3-5: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 5 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 1$ .  
Zdroj: Autor**

Na obrázku 3-7 je pak porovnání závislosti otáček ventilátoru na tahu. Stejně jako v přechodím případě pořád platí, že větší ventilátor vyžaduje menší otáčky pro dosažení stejného tahu. Ale dochází ke změně, kdy stejně velký ventilátor, ale s menším počtem lopatek vyžaduje větší otáčky. K tomu dochází vlivem menšího hmotnostního průtoku způsobeného menším počtem lopatek, které působí na protékající vzduch. Nicméně, protože samotný vliv menšího počtu lopatek je mnohem výhodnější ze samotného energetického hlediska, je i přes mírný nárůst potřebných otáček 5 lopatkový ventilátor mnohem výhodnější. Závěrem tedy lze říct, že je zde limit počtu lopatek, který je výhodné použít.



**Obrázek 3-6: Porovnání energetické charakteristiky EDF s různým počtem lopatek a kontrakčním parametrem  $a_w = 1$ . Zdroj: Autor**



**Obrázek 3-7: Porovnání potřebných otáček ventilátoru EDF s různým počtem lopatek a kontrakčním parametrem  $a_w = 1$ . Zdroj: Autor**





Z technických důvodů nebylo možné otestovat 5 lopatkový ventilátor do stejných otáček, jako předchozí dva prototypy, protože vlivem nedokonalého výrobního procesu docházelo u tohoto prototypu k velkým vibracím, které by mohli vést k poškození používané měřicí techniky. Ale dle teorie v kapitole 1.2, by ventilátor s menším počtem lopatek dosahoval menší absolutní hodnoty tahu. Tedy i přesto, že je méně lopatek energeticky výhodnější, může být použití většího počtu lopatek stále vhodné, protože při absolutní hodnotě lze využít menšího průměru ventilátoru a tím menších rozměrů celého motoru, ušetření hmotnosti a zmenšení čelního odporu.

V následující tabulce 3-1 jsou vyobrazené naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 kgf pro konstantní průřezy ventilátorů o průměrech 50mm a 64mm. Z tabulky lze vidět, že vyrobené verze mají horší výkonové parametry, což je způsobené výše popsanými důvody. Poměr tah/hmotnost je uveden pouze pro zakoupené verze a je také počítán pro tah 0.2 kgf. Pro vyrobené prototypy není tento poměr uváděn, protože z důvodu použitých materiálů a výrobní technologie bylo nutné původní konstrukci zesílit a hmotnost samotného krytu tak narostla přibližně o 8g. Tento nárůst hmotnosti je nepodstatný, protože pro dynamické testy by bylo nutné zvolit jinou výrobní metodu, která dovoluje výrazněji snížit hmotnost.

**Tabulka 3-1: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 kgf pro konstantní průřez proudového kanálu. Zdroj: Autor**

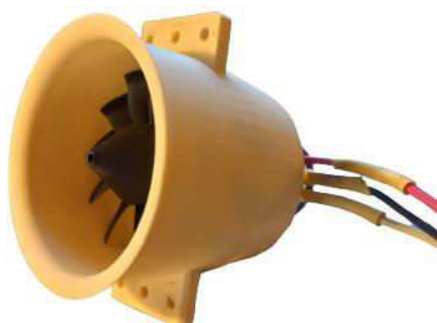
50 a 64mm / 0.2 [kgf]	Otáčky [ot/min]	Tah/hmotnost [kgf/kg] (g)	Účinnost ventilátoru [kgf/W] (g/W)	Elektrický příkon [W]	Spotřeba [Ah]	Hlučnost [dB]
<b>Zakoupená verze</b>						
50mm, $a_w = 1$	26 363	2.7 (75)	0.00204 (2.04)	98	8.14	62
64 mm, $a_w = 1$	16 103	2.4 (83)	0.00230 (2.3)	87	7.23	63
<b>Vyrobená verze</b>						
50mm, $a_w = 1$	29 380		0.00148 (1.48)	135	11.09	63
64 mm, $a_w = 1$	18 973		0.00135 (1.35)	148	11.97	65
<b>Vyrobená verze, 5 lopatek</b>						
64 mm, $a_w = 1$	22 839		0.00206 (2.06)	97	7.81	63

Jeden z parametrů, který se téměř nezměnil, je hlučnost. Ta nabývala hodnot v rozmezí 63 – 65 dB ve všech případech, tedy vyrobený kryt nemá téměř žádný vliv na hlučnost. Zajímavým zjištěním je, že rostoucí průřez také nemá vliv na hlučnost, což je způsobeno tím, že větší ventilátor sice urychluje vzduch na menší rychlost, ale má větší hmotnostní tok, který

dorovná rozdíl v rychlostech a generovaný hluk tak nabývá téměř stejných hodnot. Výše bylo zmíněno, že u 64mm ventilátoru se v určitém bodě začne zhoršovat energetická charakteristika. Ten bod je u něho na hodnotě přibližně 0.3 *kgf*. U vyrobené verze, u které jsou očekávané horší průběhy, má tento bod posunutý do hodnoty 0.11 *kgf*.

### 3.1. Změna výstupního průřezu

Aby byl zjištěn vliv proudového kanálu na výkonové parametry EDF, byly otestovány dva případy změny proudového kanálu. Konkrétně se jedná o zúžení výstupu oproti ventilátoru a rozšíření výstupu proti ventilátoru. Prototypy a způsob jejich provedení je více popsán v podkapitole 2.2. Změna výstupního průřezu byla otestována pro obě velikosti ventilátorů 50mm a 64mm a také pro 5 lopatkový ventilátor o průměru 64mm. Jako první je uvedeno výkonové porovnání 50mm ventilátoru. Vyrobený prototyp se zúženým výstupem je na obrázku 3-8 a prototyp s rozšířeným výstupem je na obrázku 3-9. Vliv změny výstupního průřezu na závislost elektrického příkonu a tahu je na obrázku 3-10. Data uvedená v obrázku potvrzují teoretické poznatky, že rozšiřující výstup by měl zlepšovat energetickou charakteristiku motoru a zúžení výstupu by ji mělo naopak zhoršovat. Kontrakční parametr na rozšiřující verzi byl  $a_w = 1.1$  a s ohledem na velikosti testovaných motorů došlo ke zlepšení energetické náročnosti motoru. Další rozšiřování nebylo u této verze provedeno, nicméně s dalším růstem výstupního průřezu by se charakteristika zlepšovala. V určitém bodě by tento růst přestal a došlo by ke skokovému zhoršení vlivem odtrhávání proudnic podél stěn krytu vlivem nedostatečné energie pro překonání odporu. Kontrakční parametr u zužující verze byl  $a_w = 0.88$  a zhoršení energetické náročnosti bylo značné. Zužující výstup téměř „ucpal“ výstup z motoru a pro další zvyšování tahu bylo potřeba mnohonásobně více energie než u rozšiřujícího výstupu a konstantního průřezu, který byl popsán v předchozí kapitole.



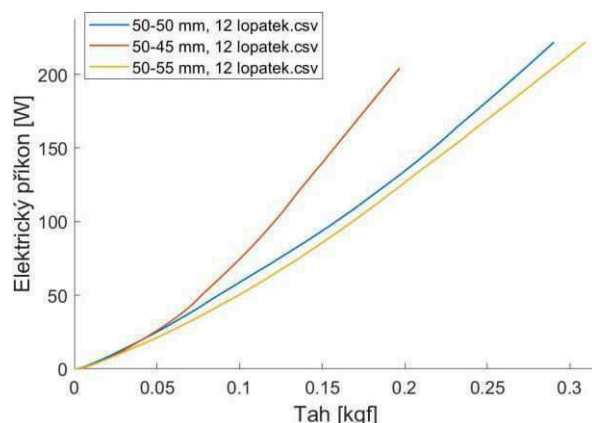
**Obrázek 3-8: Vyrobený prototyp 50mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 0.88$ .**  
Zdroj: Autor



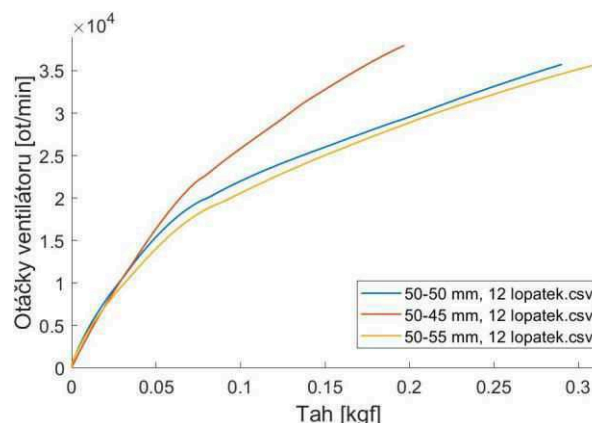
**Obrázek 3-9: Vyrobený prototyp 50mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 1.1$ .**  
Zdroj: Autor



Na obrázku 3-11 je pak porovnání zavllosti otáček ventilátoru a tahu zmíněných verzí. Stejně jako v případě elektrického příkonu, rozšiřující výstup má za následek zmenšení potřebných otáček pro dosažení stejného tahu. Zuzující se výstup pak způsobuje přesný opak a dochází k výraznému nárůstu potřebných otáček pro dosažení stejného tahu.



**Obrázek 3-10: Porovnání energetické charakteristiky 50mm EDF s 12 lopatkami.**  
Zdroj: Autor



**Obrázek 3-11: Porovnání potřebných otáček ventilátoru 50mm EDF s 12 lopatkami.**  
Zdroj: Autor

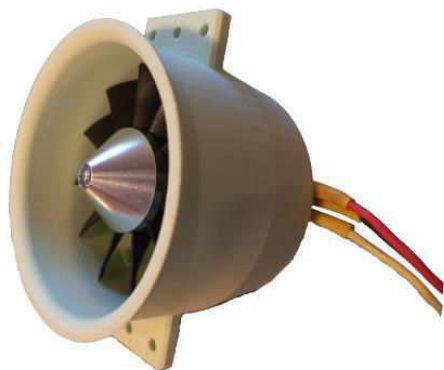
V tabulce 3-2 je porovnání hodnot při tahu 0.2 kgf pro zmíněné 50mm specifikace. Změna parametrů mezi specifikacemi  $a_w = 1$  a  $a_w = 1.1$  je velmi malá. Například za předpokladu baterie s kapacitou 5 Ah, je navýšení doby letu o necelé 2 minuty pro specifikaci s parametrem  $a_w = 1.1$ . Ale jak lze vidět dále v práci, s dalším růstem výstupního průřezu by se tato doba výrazněji prodlužovala. Hlučnost se i v tomto případě změnila výrazně pouze u zuzujícího průřezu a u zbylých dvou se téměř nezměnila.

**Tabulka 3-2: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 kgf pro změnu výstupního průřezu 50mm ventilátoru. Zdroj: Autor**

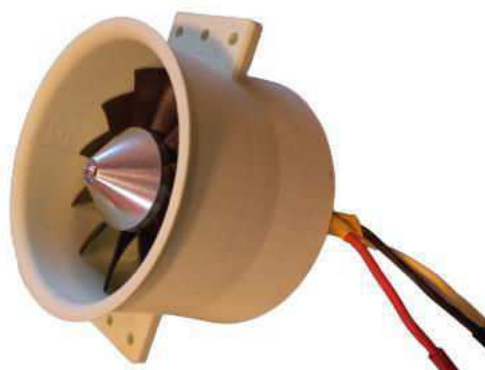
50mm / 0.2 kgf	Otáčky [ot/min]	Účinnost ventilátoru [kgf/W] (g/w)	Elektrický příkon [W]	Spotřeba [Ah]	Hlučnost [dB]
$a_w = 0.88$	37 650	0.00101 (1.01)	198	16.54	71
$a_w = 1$	29 380	0.00148 (1.48)	135	11.09	63
$a_w = 1.1$	29 016	0.00163 (1.63)	123	10.37	64

Jako další byl otestován vliv výstupního průřezu pro 64mm ventilátor. Na obrázku 3-12 je prototyp se zúženým výstupem a na obrázku 3-13 je prototyp s rozšířeným výstupem. Bylo předpokládáno, že vliv výstupního průřezu bude stejný, jako v předchozím případě. Tedy, zuzující výstup bude parametry zhoršovat a rozšiřující výstup je bude zlepšovat. Testování

na 64mm ventilátoru proběhlo zejména pro ověření vlivu kontrakčního parametru na velikost ventilátoru. Jinak řečeno, jestli není nutné používat pro větší průměr ventilátoru, větší kontrakční parametr pro dosažení stejného poměrného zlepšení, jako v případě 50mm ventilátoru. Na obrázku 3-17 je opět porovnání závislosti elektrického příkonu a tahu pro 64mm ventilátor s 12 lopatkami. Pro zužující výstup byl použit, jako v případě 50mm ventilátoru, kontrakční parametr  $a_w = 0.88$ . V obrázku je znázorněn červenou křivkou a stejně jako v předchozím případě, došlo k výraznému zhoršení energetické charakteristiky motoru. Pro rozšiřující výstup byl jako první otestován výstup s kontrakčním parametrem  $a_w = 1.1$ , v obrázku je znázorněna žlutou křivkou. Lze vidět, že oproti konstantnímu průřezu nedošlo k žádné změně, z čehož plyne, že je nutné výrazněji zvednout kontrakční parametr pro 64mm ventilátor, aby bylo možné dosáhnout zlepšení. Následně byl tedy otestován výstup s kontrakčním parametrem  $a_w = 1.3$ , obrázek 3-14. Lze vidět, že již došlo k výraznějšímu zlepšení, které je velmi podobné zlepšení jako v případě 50mm ventilátoru s kontrakčním parametrem  $a_w = 1.1$ . Výsledkem je tedy zjištění, že při rostoucím průřezu je také nutné zvětšit kontrakční parametr, aby došlo ke zlepšení energetických charakteristik. Pro další ověření byl ještě vyroben a otestován kryt s  $a_w = 1.7$ , který je v obrázku vyznačen zelenou křivkou a lze ho vidět na obrázku 3-15.



**Obrázek 3-12:** Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 0.88$ .  
Zdroj: Autor



**Obrázek 3-13:** Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 1.1$ .  
Zdroj: Autor

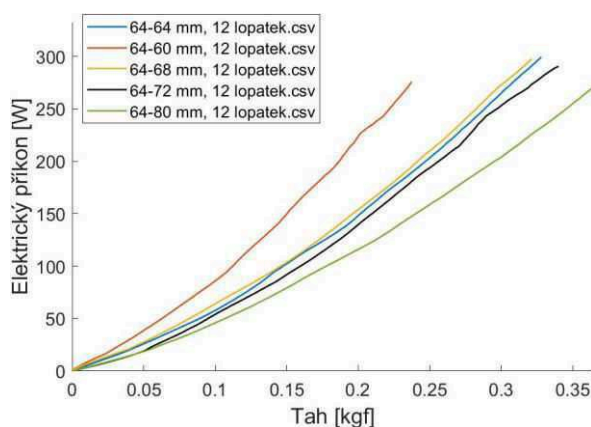


**Obrázek 3-14: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 1.3$ .**  
Zdroj: Autor

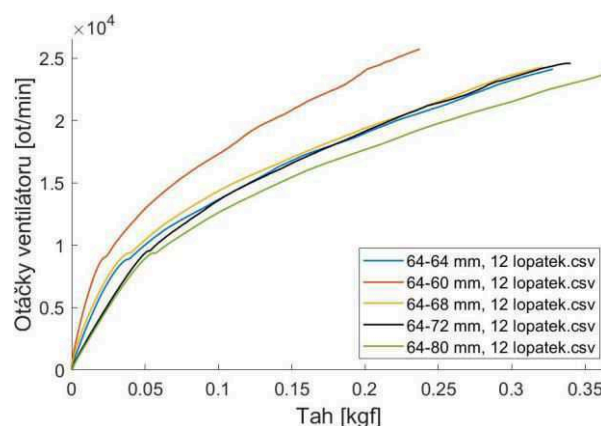


**Obrázek 3-15: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 12 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 1.7$ .**  
Zdroj: Autor

Na obrázku 3-18 je pak závislost otáček ventilátoru a tahu pro 64mm EDF s 12 lopatkami. Platí stejné jako v případě 50mm ventilátoru, kde zužující výstup výrazně zvyšuje potřebu otáček pro dosažení stejné hodnoty tahu. V případě rozšířeného výstupu nedošlo u parametrů  $a_w = 1.1$  a  $a_w = 1.3$  k žádné změně a potřeba otáček zůstala stejná. Zlepšení nastalo až u posledního testovaného parametru  $a_w = 1.7$ , který potřebuje menší otáčky pro dosažení stejného množství tahu.



**Obrázek 3-16: Porovnání energetické charakteristiky 64mm EDF s 12 lopatkami.** Zdroj: Autor



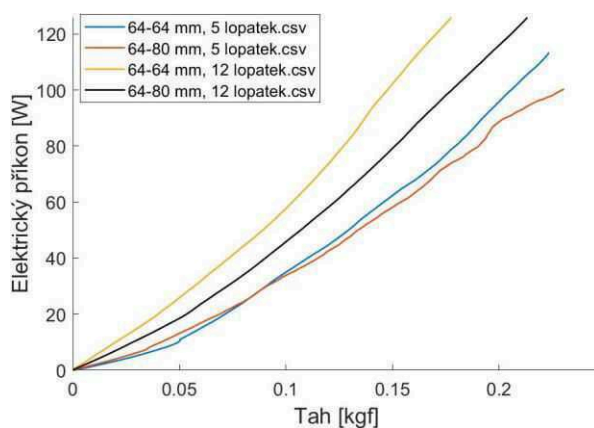
**Obrázek 3-17: Porovnání potřebných otáček 64mm ventilátoru EDF s 12 lopatkami.** Zdroj: Autor

Závěrem tedy lze říct, že nejideálnější konstrukce pro 64mm ventilátor s 12 lopatkami je rozšiřující výstup s parametrem  $a_w = 1.7$ , protože v jeho případě došlo ke zlepšení jak energetické charakteristiky, tak i potřebné otáčky jsou menší. Parametr  $a_w = 1.3$  je také vhodná konstrukce, protože došlo ke zlepšení energetické charakteristiky, ale potřebné otáčky zůstaly stejné, jako v případě konstantního průřezu.

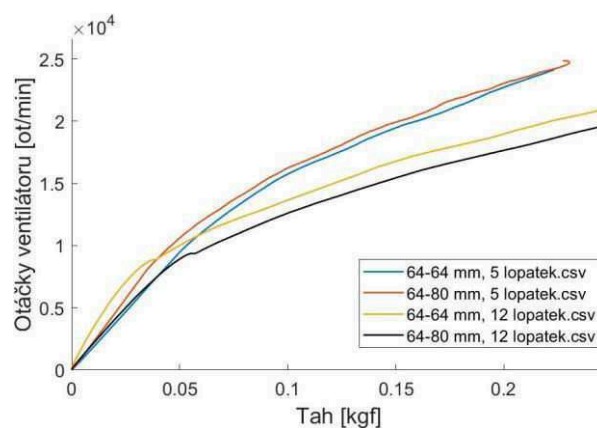
Jako další byl otestován ventilátor s 5 lopatkami v 64mm specifikaci. Specifikace byla otestována pouze v parametrech  $a_w = 1$ , na Obrázek 3-5, a  $a_w = 1.7$ , na obrázku 3-18. To bylo provedeno z toho důvodu, že zužující výstup již byl ověřen, že je nevhodný a rostoucí kontrakční parametry menší než 1.7 nebyly tak výrazné. Na obrázku 3-19 pak lze sledovat, že u ventilátoru s 5 lopatkami je vliv rozšířeného výstupu minimální. Přibližně do hodnoty 0.09 kgf je charakteristika shodná s konstantním průřezem. Za tímto bodem začíná mírné zlepšení, které s rostoucí hodnotou tahu roste. Nicméně se zdá, že při použití malého počtu lopatek není vliv rostoucího průřezu tak výrazný. To může být způsobeno menší dodanou energií ventilátorem s menším počtem lopatek proudícímu vzduchu, čímž nemá vzduch dostatečnou rychlost, aby došlo k potřebnému nárůstu statického tlaku za ventilátorem vlivem rozšiřujícího výstupu. V obrázku je také porovnání s 12 lopatkovým ventilátorem s konstantním průřezem a rozšiřujícím výstupem. V případě potřebných otáček na obrázku 3-20 je to stejné, a tedy nedošlo k žádné změně v potřebných otáčkách.



**Obrázek 3-18: Vyrobený prototyp 64mm EDF s 5 lopatkovým ventilátorem a parametrem  $a_w = 1.7$ . Zdroj: Autor**



**Obrázek 3-19: Porovnání energetické charakteristiky 64mm EDF s 12 lopatkami a s 5 lopatkami. Zdroj: Autor**



**Obrázek 3-20: Porovnání potřebných otáček 64mm EDF s 12 lopatkami a s 5 lopatkami. Zdroj: Autor**



V tabulce 3-3 je pak porovnání naměřených hodnot při hodnotě tahu 0.2 *kgf* pro všechny zmíněné 64mm specifikace. Lze pozorovat postupné zlepšení se změnou kontrakčního parametru u 12 lopatkového ventilátoru. U 5 lopatkového ventilátoru došlo jen k velmi malému zlepšení u hodnot elektrického příkonu, účinnosti ventilátoru a spotřeby. Tyto změny jsou jen ve velmi malých hodnotách a lze předpokládat, že jsou částečně způsobeny oscilacemi, které provázely celé měření, které byly způsobeny vibracemi motoru při určitých otáčkách. Stejně jako v předchozím případě u 50mm ventilátoru je vliv na hlučnost minimální. Pouze v případě zúženého výstupu došlo k výraznému nárůstu hlučnosti o 8 dB oproti specifikaci s konstantním průřezem, což je způsobeno vysokými otáčkami ventilátoru a turbulentním prouděním na výstupu z motoru. Hlučnost u ostatních specifikací se pohybuje v rozmezí 63-65 dB.

**Tabulka 3-3: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 *kgf* pro změnu výstupního průřezu 64mm ventilátoru. Zdroj: Autor**

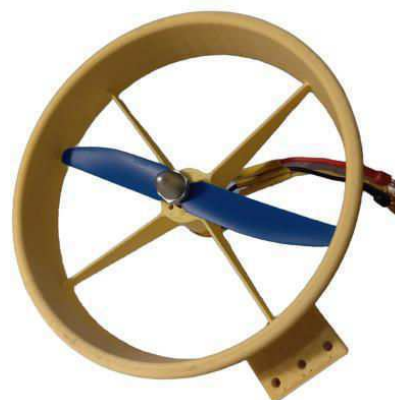
64mm / 0.2 [ <i>kgf</i> ]	Otáčky [ot/min]	Účinnost ventilátoru [ <i>kgf/W</i> ] ( <i>g/w</i> )	Elektrický příkon [W]	Spotřeba [Ah]	Hlučnost [dB]
<b>12 lopatek</b>					
$a_w = 0.88$	23 736	0.00090 (0.9)	220	18	73
$a_w = 1$	18 973	0.00135 (1.35)	148	11.97	65
$a_w = 1.1$	19 292	0.00132 (1.32)	152	12.33	64
$a_w = 1.3$	19 149	0.00143 (1.43)	140	11.38	65
$a_w = 1.7$	17 727	0.00173 (1.73)	116	9.41	64
<b>5 lopatek</b>					
$a_w = 1$	22 839	0.00206 (2.06)	97	7.81	63
$a_w = 1.7$	23 266	0.00222 (2.22)	90	7.22	65

### 3.2. Vrtulový kryt

Pro zjištění vlivu krytu kolem rotoru byla nejdříve otestována samostatná vrtule. Následně byla ta samá vrtule vsazena do krytu s tolerancí 0.3mm mezi koncem vrtulových listů a stěnou krytu. K otestování byly použity dvě různé vrtule, aby bylo možné pozorovat vliv vrtulového krytu s různými profily a zakončení vrtulových listů. V prvním případě se jednalo o vrtuli se dvěma listy Gemfan Propeller 5030 o průměru 127mm [83] a lze ji vidět na obrázku 3-21 a na obrázku 3-22 je umístěná ve vrtulovém krytu. Jedná se o vrtuli, která se běžně používá na malých bezpilotních multikoptérech.

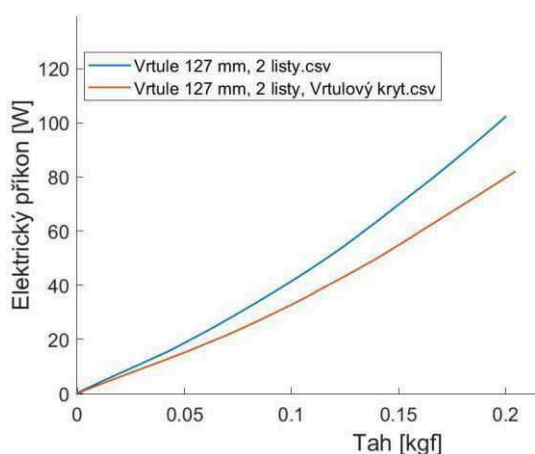


Obrázek 3-21: Gemfan Propeller 5030. Zdroj: Autor

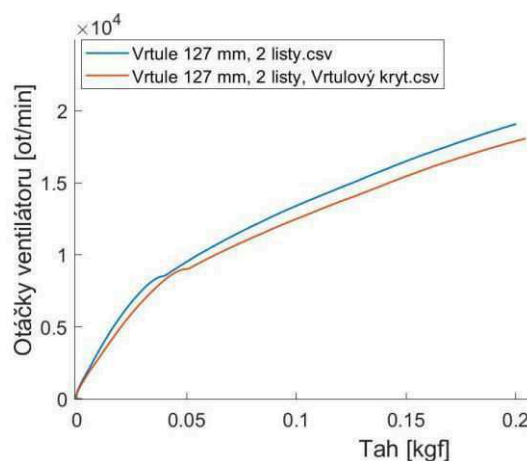


Obrázek 3-22: Vrtule Gemfan Propeller 5030 umístěná ve vrtulovém krytu s tolerancí 0.3 mm. Zdroj: Autor

Energetická charakteristika této vrtule je na obrázku 3-23 označena modrou křivkou. Stejně jako všechny předchozí EDF specifikace byla otestována na stejném elektromotoru, čímž bylo možné sledovat vliv vrtule na elektrický příkon a následně vliv krytu a pak tyto hodnoty lze porovnat s EDF specifikacemi, protože jedinými proměnnými jsou pak pouze rotory a jejich kryty. Vliv krytu je na obrázku označen červenou křivkou, která se značně odchyľuje od křivky samostatné vrtule směrem dolu po ose elektrického příkonu. Výsledkem přidání krytu kolem vrtule je tak snížení potřebného elektrického příkonu, a tím snížení odebraného proudu pro dosažení specifické hodnoty tahu oproti otevřené vrtuli. Došlo tedy ke zlepšení energetické charakteristiky vrtule.



Obrázek 3-23: Porovnání energetické charakteristiky testovaných vrtulí v prostoru a ve vrtulovém krytu. Zdroj: Autor



Obrázek 3-24: Porovnání potřebných otáček testovaných vrtulí v prostoru a ve vrtulovém krytu. Zdroj: Autor

Na obrázku 3-24 je pak porovnání závislosti otáček vrtule a tahu. Lze vidět, že i v tomto případě došlo u verze s vrtulovým krytem k mírnému zlepšení v potřebných otáčkách pro dosažení specifického tahu. Při hodnotě 0.2 kgf došlo k posunu v potřebných otáčkách o přibližně



1 000 *ot/min*. Je také nutné podotknout, že tato vrtule byla roztočena pro dosažení zmíněného tahu za hranici svých běžných otáček, protože oběžná rychlost konců lopatek byla přibližně 260 m/s. V reálných podmínkách by tedy pracovala v menších otáčkách.

Jako druhá vrtule byla otestována třílistá vrtule Dalprop Cyclone T5040C [84] o průměru 127mm, která je na obrázku 3-25. Na obrázku 3-26 je pak vrtule umístěna ve vrtulovém krytu. Jedná se o vrtuli, která se běžně využívá na modelech letounů. Obě vrtule byly vybrány na základě dostupnosti, protože se jedná o nejběžněji dostupné komerční vrtule. Dalším kritériem byla velikost z důvodu omezené výrobní plochy pro výrobu vrtulového krytu. Zatímco první vrtule Gemfan Propeller 5030 je využívána pro multikoptéry, tedy druh VTOL letadla, vrtule Dalprop Cyclone T5040C je využívána pro tvorbu tahu pro dopředný let letounu a listy mají tak rozdílnější profil a zakončení. Je tedy možné pozorovat vliv krytu na tyto dvě rozdílné vrtule.



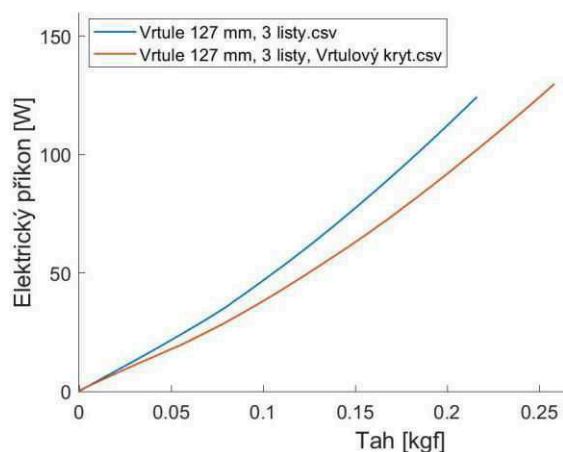
Obrázek 3-25: Dalprop Cyclone T5040C. Zdroj: Autor



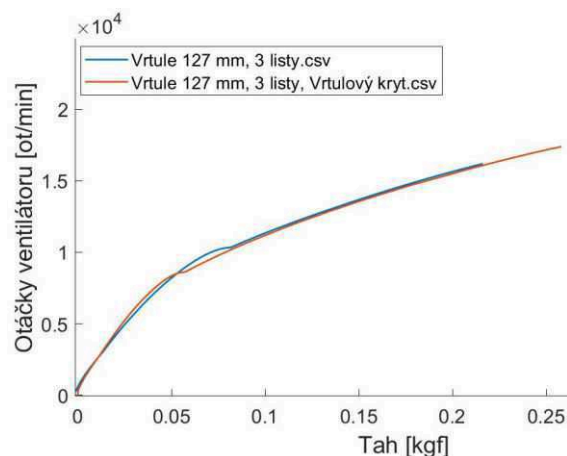
Obrázek 3-26: Vrtule Dalprop Cyclone T5040C umístěná ve vrtulovém krytu s tolerancí 0.3 mm. Zdroj: Autor

Na obrázku 3-27 je opět energetická charakteristika, tentokrát pro vrtuli Dalprop Cyclone T5040C. Stejně jako v případě dvoulisté vrtule Gemfan Propeller 5030 dochází k posunu mezi křivkami vrtule bez krytu a vrtule s krytem. Při tahu 0.2 *kgf* se konkrétně jedná o snížení příkonu o 23 *W*. Trend tedy zůstává i u této vrtule stejný, což potvrzuje teoretické předpoklady zlepšení účinnosti vrtule po přidání vrtulového krytu.

Na obrázku 3-28 je znázorněná závislost potřebných otáček a tahu pro testovanou vrtuli. V tomto případě je rozdíl mezi potřebnými otáčkami minimální. Vrtule uzavřená v krytu sice stále potřebuje menší otáčky pro dosažení specifického tahu, ale rozdíl je minimální. V případě 0.2 *kgf* se jedná o rozdíl přibližně 500 *ot/min*. Lze tedy říct, že u této vrtule ke změně otáček nedošlo, jako v předchozím případě, ale změna v potřebném elektrickém výkonu je výrazná.



**Obrázek 3-27: Porovnání energetické charakteristiky testovaných vrtulí v prostoru a ve vrtulovém krytu. Zdroj: Autor**



**Obrázek 3-28: Porovnání potřebných otáček testovaných vrtulí v prostoru a ve vrtulovém krytu. Zdroj: Autor**

Závěrem tedy lze říct, že vrtulový kryt se zdá být přínosný jak pro vrtuli určenou pro VTOL zařízení, tak pro vrtule určené pro zařízení provádějící primárně horizontální let. V tabulce 3-4 je porovnání hodnot při tahu  $0.2 \text{ kgf}$  pro obě vrtule, jak bez krytu, tak umístěné v krytu. V obou případech došlo ke snížení potřebného elektrického výkonu o přibližně  $20 \text{ W}$ , což samozřejmě vede i ke snížení odebíraného proudu. U vrtule Gemfan Propeller 5030 došlo ke snížení odebíraného proudu o  $1.69 \text{ A}$ , v případě Dalprop Cyclone T5040C došlo ke snížení o  $1.89 \text{ A}$ . Pro hypotetický případ použití baterie s kapacitou  $5 \text{ Ah}$ , v prvním případě dojde k prodloužení doby letu o  $10$  minut a ve druhém případě o  $8$  minut. To je u letounu takových velikostí značná doba. V případě použití vhodnějších vrtulových listů, dalších vylepšení vrtulového krytu a použití přesně vhodného elektromotoru pro danou vrtuli se tato doba ještě prodlouží.

Vrtulový kryt samozřejmě přidá hmotnost celému propulsivnímu systému. Vrtulový kryt byl vyroben v několika specifikacích za účelem dosažení co nejmenší možné hmotnosti, ale při zachování dostatečné tuhosti. Nejmenší dosažená hmotnost celého vrtulového krytu byla  $15 \text{ g}$ , počítáno spolu s úchytem motoru ke krytu. V reálných podmínkách při použití na letadle by se jednalo o přidání pouze samotné obruče s určitými úchytnými elementy, protože systém uchycení motoru se na letadle už nachází, v takovém případě by se hmotnost pohybovala přibližně na hodnotě  $10 \text{ g}$ . Při takové hmotnosti je vrtulový kryt stále výhodnější než otevřená vrtule. Hlučnost je u těchto vrtulí poměrně vysoká při hodnotě  $0.2 \text{ kgf}$ , protože pracují při velmi vysokých otáčkách, které nejsou pro tyto vrtule tak běžné. Hlučnost je větší než u testovaných EDF specifikací a dosahuje až  $73 \text{ dB}$ . Přidání vrtulového krytu nemělo na hlučnost žádný vliv.

**Tabulka 3-4: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 kgf pro vybrané vrtule.**  
Zdroj: Autor

0.2 kgf	Otáčky [ot/min]	Tah/hmotnost [kgf/kg] (g)	Účinnost ventilátoru [kgf/W] (g/w)	Elektrický příkon [W]	Spotřeba [Ah]	Hlučnost [dB]
<b>Gemfan Propeller 5030</b>						
$a_w = 0$	18 984	3.3 (61)	0.002 (2)	100	8.36	72
$a_w = 1$	17 838	2.8 (71)	0.0025 (2.5)	80	6.67	72
<b>Dalprop Cyclone T5040C</b>						
$a_w = 0$	15 669	3.2 (63)	0.00177 (1.77)	113	9.47	73
$a_w = 1$	15 167	2.7 (73)	0.00222 (2.22)	90	7.58	72
<b>Navýšení tahu o hmotnost vrtulového krytu (0.21 kgf)</b>						
5030	18 856	3 (71)	0.00244 (2.44)	86	7.18	
T5040C	15 863	2.9 (73)	0.00217 (2.17)	97	8.08	

### 3.3. Porovnání referenčního EDF s vrtulovým pohonem pro UA

V rámci experimentálních testů byla otestována ještě jedna vrtulová specifikace o větším průměru. Jedná se o vrtuli APC Propeller 8x4E [85], která je na obrázku 3-29. Vrtule má průměr 203mm, je vyrobena z kompozitních materiálů a pracuje s vysokou účinností. K porovnání byla vybrána specificky pro svůj průměr, protože je přibližně 4x větší než 50mm EDF a 3x větší než 64mm EDF. Spolu s předchozími vrtulemi o průměrech 127 mm je tak možné sledovat výkonnostní rozdíly mezi řadou využívaných průměrů rotorů na bezpilotních letadlech. Nebylo možné ji otestovat vsazenou do vrtulového krytu z důvodu nedostatečné výrobní plochy.

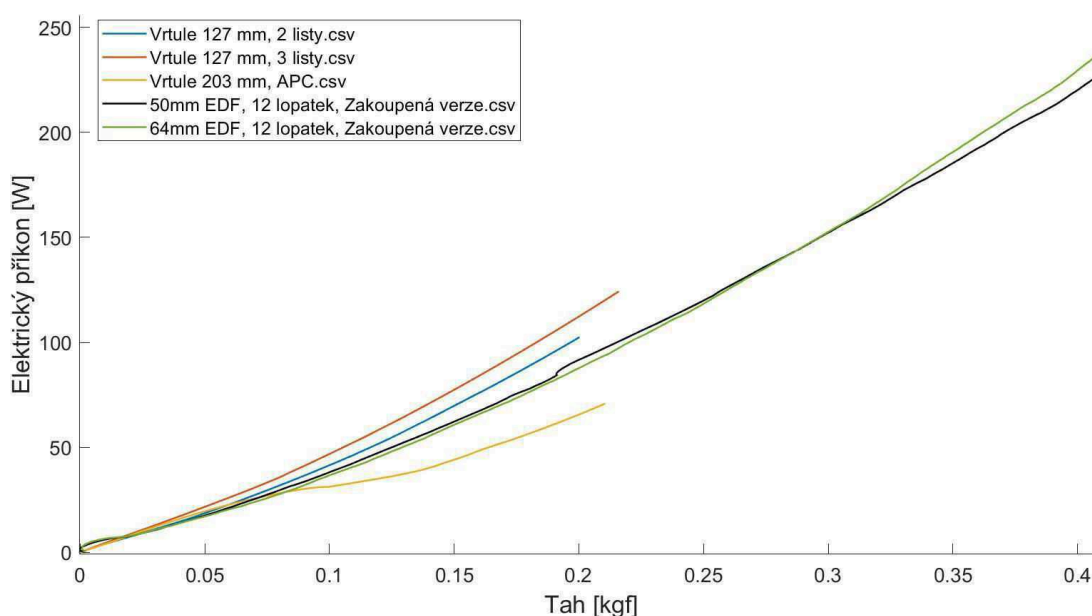


**Obrázek 3-29: APC Propeller 8x4E. Zdroj: Autor**

Protože výrobní technologie zhoršila parametry vyrobených motorů oproti původním referenčním EDF, tak byly pro účely porovnání vyrobeny a otestovány stejné EDF motory podle referenčních, aby bylo možné eliminovat vliv výrobní technologie pro porovnání výkonových parametrů. Výsledky porovnání jsou tak platné i pro referenční motor a případně implementace navržených úprav s využitím vhodnější výrobní technologie.



Rozšiřující výstup by tak i v tomto případě výrazně zlepšil výkonové charakteristiky. Pro účely porovnání s vrtulovými koncepty, včetně vrtulových krytů, bude tak použit pouze referenční zakoupený motor, protože poskytuje skutečné hodnoty, nijak nezkrácené výrobní technologií. Porovnání energetických charakteristik testovaných vrtulí a zakoupených referenčních EDF je na obrázku 3-30. Lze vidět, že testované vrtule 127mm vrtule mají horší závislost elektrického příkonu na tahu než testované 50mm a 64mm EDF. Jak průměr vrtule roste, případ APC Propeller 8x4E, energetická charakteristika se zlepšuje a je lepší jak zmíněná EDF. Je nutné podotknout, že naměřené hodnoty jsou také závislé na použitém profilu listů vrtule a lopatek ventilátoru. Pro další zpřesnění je nutné vyzkoušet různá profilování a jeho vliv zejména na parametry EDF.

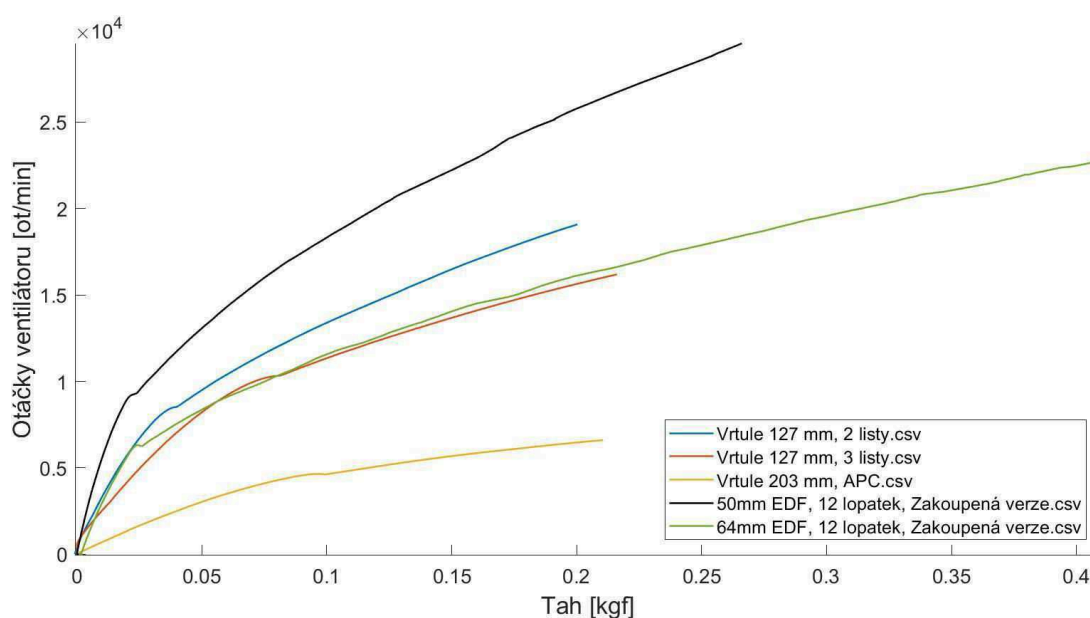


**Obrázek 3-30: Porovnání energetické charakteristiky referenčních EDF a testovaných vrtulí. Zdroj: Autor**

Velmi podstatná informace, která z obrázku 3-30 plyne je, že testovaná EDF dosahují mnohonásobně vyššího tahu než testované vrtule. Vrtule o průměru 127mm dosáhli téměř maximální hodnoty tahu, přibližně 0.2 kgf. Vrtule APC byla testována přibližně do 50% udávaného tahu, výrobce udává tah až 0.4 kgf, protože se v průběhu testování vyskytly silné vibrace a z toho důvodu bylo testování přerušeno. Testované EDF dosáhla tahu až 0.65 kgf. V případě 50mm EDF je výrobcem udávaný maximální tah 0.95 kgf a v případě 64mm je to více jak 1.1 kgf. Bohužel testovací zařízení mělo proudová omezení a nebylo tak technicky možné otestovat jejich plný potenciál. Nicméně, podle naměřených hodnot je velmi pravděpodobné, že udávané hodnoty výrobcem jsou skutečně dosažitelné.

Podle zmíněných rozdílů v generovaném tahu lze konstatovat, že EDF pohonné jednotky jsou schopné generovat 4.5x – 5.5x více tahu při 2x – 2.5x menším průměru ventilátoru oproti vrtulí. V porovnání s vrtulí o průměru 203mm APC je to 2.3x – 2.8x více tahu při 3x-4x menším průměru ventilátoru. Tedy EDF je schopné generovat několika násobně více tahu než vrtule stejného průměru. Přesné hodnoty pak silně závisí na použitém profilu lopatek ventilátoru a listů vrtule

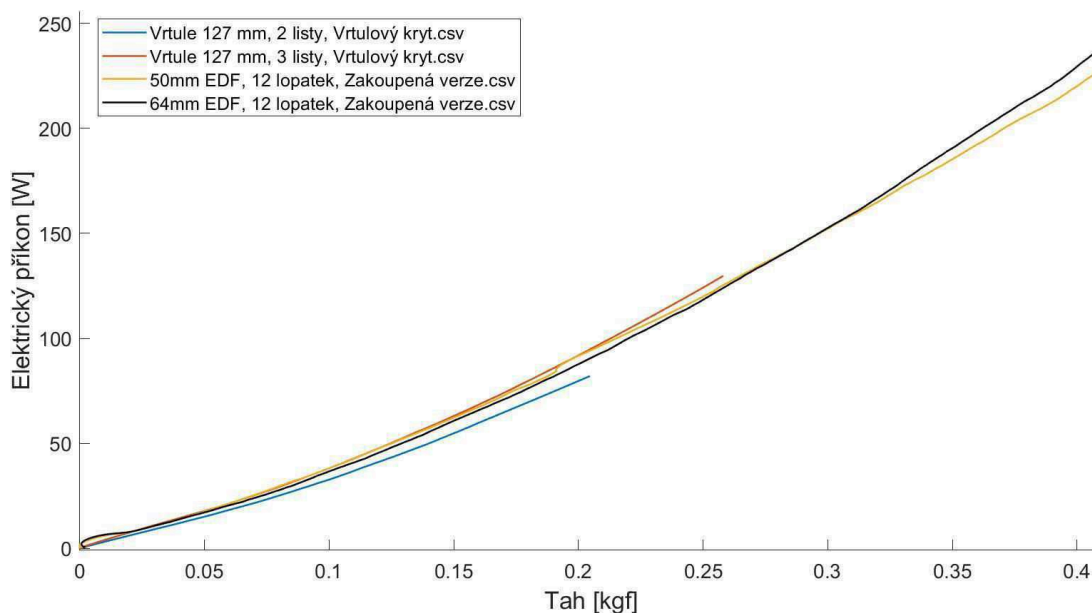
Stejně jako v předchozích případech, bylo provedeno porovnání závislosti otáček a tahu, obrázek 3-31. Z něho vyplývá, že 50mm EDF vyžaduje ze všech testovaných systémů nejvíce otáček. Jak roste průměr ventilátoru, respektive vrtule, potřeba otáček se snižuje. Tento jev je pozorován celým průběhem testování všech prototypů. Ten je způsoben použitím totožného elektromotoru na všechny typy rotorů. Závěrem z toho je, že pro každý rotor je nutné specificky navrhnout také použitý elektromotor a lze vyvodit pravidlo, čím větší rotor, tím menší hodnota KV je potřeba. Zmenšením hodnoty KV se tak dosáhne menšího proudového odběru a tím menší spotřeby. Stejný jev byl pozorován také na všech úpravách s rostoucím výstupem. Pokud bychom tedy na ostatní testované rotory použily specificky navržený motor, energetické charakteristiky se u všech zlepšily. Nicméně, pořád je nutné brát ohled na to, že EDF motory dosáhli mnohonásobně vyššího tahu při mnohonásobně menším průměru.



**Obrázek 3-31: Porovnání potřebných otáček rotoru referenčních EDF a testovaných vrtulí. Zdroj: Autor**

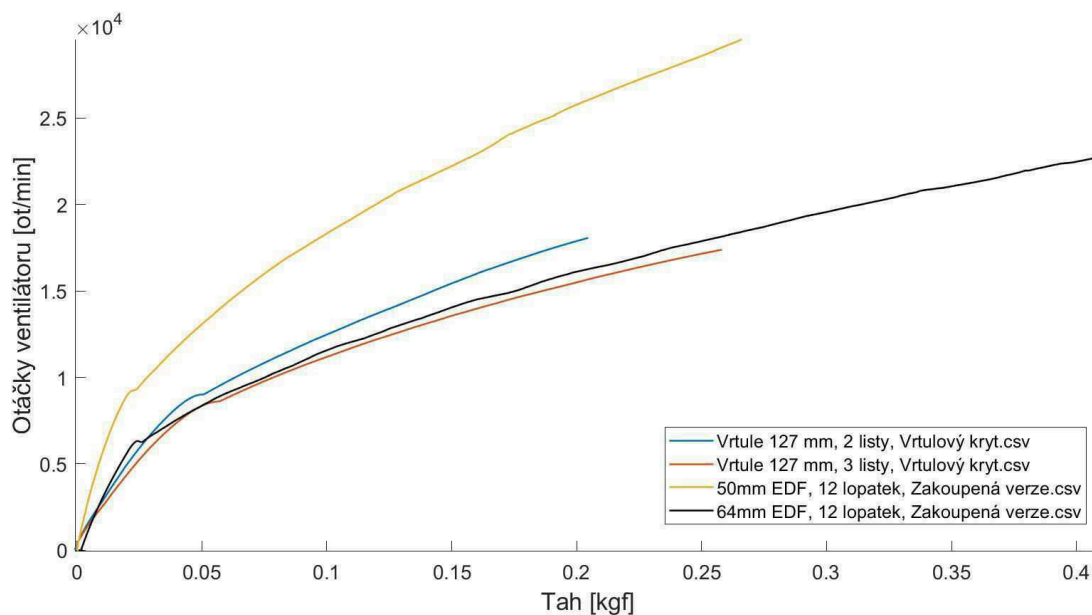
Na obrázku 3-32 je pak porovnání referenčních EDF s testovanými vrtulovými kryty. Lze vidět, že v porovnání s otevřenou vrtulí se energetická charakteristika zlepšila a posunula se na hodnoty v blízkosti těm EDF, jak 50mm, tak 64mm. V případě dvoulisté vrtule došlo dokonce

k mírnému zlepšení proti EDF parametrům. Přidaný kryt tedy dokáže srovnat rozdíly v energetických nárocích jednotlivých specifikací. Nicméně, pořád platí, že EDF motory jsou schopně generovat mnohem více tahu, i přes svůj velmi malý průměr.



Obrázek 3-32: Porovnání energetické charakteristiky referenčních EDF a vrtulového krytu. Zdroj: Autor

Na obrázku 3-33 je pak porovnání závislosti otáček a tahu pro EDF a vrtulové kryty. V tomto případě došlo ke změně pouze u vrtulového krytu s vrtulí Gemfan Propeller 5030, u které došlo ke zmenšení potřebných otáček přibližně o 1 000  $ot/min$ .



Obrázek 3-33: Porovnání potřebných otáček rotoru referenčních EDF a vrtulového krytu. Zdroj: Autor



V tabulce 3-5 jsou naměřené výkonové parametry všech testovaných vrtulí a referenčních EDF při tahu 0.2 kgf. Co se týče všech výkonových parametrů, kromě tahu, tak nejlepších hodnot dosáhla vrtule APC Propeller 8x4E o průměru 203mm, tedy největší ze všech testovaných. Co se týče ostatních, menších vrtulí a ventilátorů, tak nejlepší parametry mají EDF motory a vrtule vsazené do vrtulového krytu. Nicméně EDF motory mají mnohem vyšší maximální hodnotu tahu. Co se týče spotřeby, tak jsou hodnoty velmi podobné, jak u EDF, tak vrtulového krytu. Například 64mm EDF má spotřebu při tahu 0.2 kgf 7.23 A, oproti třílisté vrtuli 127mm se spotřebou 9.47A. To je rozdíl v dodatečné době letu přibližně 10 minut. Zároveň jsou EDF výrazně tišší stroje při daném tahu. Hlučnost vrtule a EDF je velmi podobná až při průměru 203mm u vrtule APC.

Po prozkoumání všech naměřených výsledků se skutečně EDF jeví jako mnohem vhodnější varianta, co se týče tvorby statického tahu, oproti otevřené vrtuli. Pouze samotné přidání krytu po obvodu vrtule výrazně zlepšuje její charakteristiky. Použitím více lopatkové specifikace ventilátoru je pak možné dosahovat vysokých hodnot tahu při mnohem menších průměrech, tedy celkové rozměry motoru se zmenší.

**Tabulka 3-5: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 kgf pro vybrané vrtule a referenční EDF. Zdroj: Autor**

0.2 [kgf]	Otáčky [ot/min]	Tah/hmotnost [kgf/kg]	Účinnost ventilátoru [kgf/W] (g/w)	Elektrický příkon [W]	Spotřeba [Ah]	Hlučnost [dB]
<b>Vrtule, <math>a_w = 0</math></b>						
127mm, 2 listy	18 984	3.3 (61)	0.002 (2)	100	8.36	72
127mm, 3 listy	15 669	3.2 (63)	0.00177 (1.77)	113	9.47	73
203mm, APC	6449	2.8 (72)	0.00313 (3.13)	64	5.34	63
<b>Vrtule s vrtulovým krytem, <math>a_w = 1</math>, <math>T = 0.21</math> kgf</b>						
127mm, 2 listy	18 856	3 (71)	0.00244 (2.44)	86	7.18	
127mm, 3 listy	15 863	2.9 (73)	0.00217 (2.17)	97	8.08	
<b>EDF</b>						
50mm, $a_w = 1$	26 363	2.7 (75)	0.00204 (2.04)	98	8.14	62
64 mm, $a_w = 1$	16 103	2.4 (83)	0.00230 (2.3)	87	7.23	63

### 3.4. Dvourotorové specifikace

Jako poslední byla otestována specifikace s více rotory za sebou. Provedení tohoto konceptu vychází z již fungujících více rotorových specifikací na trhu. Příkladem je Athena Turbine od Neva Aerospace [86]. Účelem této podkapitoly je porovnat vliv změny konfigurace

proudového kanálu na výkonové parametry, nikoliv zjistit, jestli je tato specifikace výhodnější než jednorotorové. Jako základní specifikace byla vytvořena dvourotorová verze se dvěma 50mm ventilátory s 12 lopatkami, obrázek 3-34. Z nedostatku použitelných komponent bylo nutné použít dva pravotočivé ventilátory. Vhodnější by bylo totiž použít dva ventilátory, každý s jiným směrem otáčení. Také bylo nutné použít ventilátory s vysokým počtem lopatek z důvodu absence ventilátoru ve specifikaci 50mm s menším počtem lopatek. Tyto skutečnosti mají negativní vliv na absolutní měřené hodnoty. Nicméně, tyto podmínky jsou totožné i pro další navržené specifikace, a z toho důvodu je možné je mezi sebou porovnávat a sledovat vliv samotné úpravy proudového kanálu.

Jako další prototyp, prototyp č.2, byl vytvořen rozšiřující výstup ve dvourotorové specifikaci, obrázek 3-35. První ventilátor byl ponechán 50mm s 12 lopatkami. Druhý ventilátor, ten zadní, byl nahrazen větším 64mm ventilátorem s 12 lopatkami. Tento prototyp vychází z provedených testů na jednorotorových verzích s rozšiřujícím se výstupem, kde takto tvarovaný kanál zlepšuje charakteristiky. Druhý ventilátor je větší, může tak pracovat při nižších otáčkách a zároveň je výstup z něho také rozšířen. Přední ventilátor má tak výstup s kontrakčním parametrem  $a_w = 1.76$  a zadní ventilátor s  $a_w = 1.7$ . Zároveň je tento prototyp podkladem pro třetí, poslední úpravu, popsanou níže.



**Obrázek 3-34: Dvourotorová specifikace se dvěma 50mm ventilátory a 12 lopatkami. Zdroj: Autor**



**Obrázek 3-35: Dvourotorová specifikace s rozšiřujícím se průřezem. Zdroj: Autor**

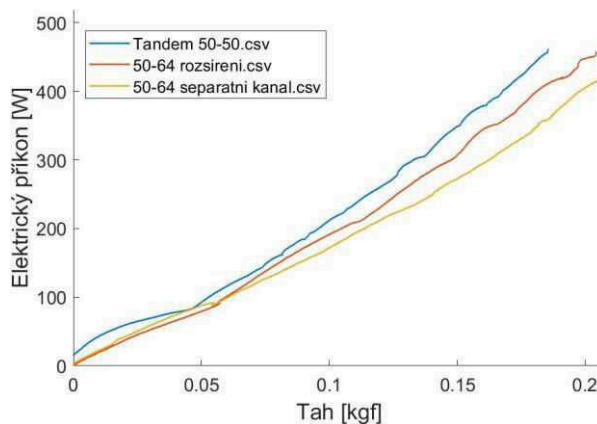
Jako poslední prototyp, prototyp č.3, je dvourotorová specifikace s rozšiřujícím výstupem a separátním kanálem. V základu se jedná o prototyp č.2, tedy přední rotor velikosti 50mm a 12 lopatek a zadní rotor je 64mm s 12 lopatkami. Rozdílem je, že proudový kanál se mezi ventilátory nerozšiřuje, ale zůstává konstantní o průměru korespondující k 50mm ventilátoru. Zbývající prostor do průměru 64mm je pak oddělen a tvoří oddělený kanál, který vede od vstupu do motoru až k 64mm ventilátoru. Jeho účelem je tak přivádět čistý vzduch na část zadního ventilátoru, protože ten musí pracovat se vzduchem ovlivněným od předního



ventilátoru, který je turbulentní, a tak je zhoršena jeho účinnost. Účelem tohoto prototypu je zjistit vliv přivedení části čistého vzduchu na zadní ventilátor. Lze ho vidět na Obrázek 3-36.



**Obrázek 3-36: Dvourotorová specifikace s rozšiřujícím se průřezem a separátním kanálem. Zdroj: Autor**



**Obrázek 3-37: Porovnání energetické charakteristiky dvourotorových specifikací. Zdroj: Autor**

U těchto specifikací bylo potřeba najít optimální kombinaci otáček na obou ventilátorech pro co nejmenší spotřebu elektrické energie. Při testování se tak průběžně měnili poměry otáček ventilátorů a hledala se neoptimálnější hodnota elektrického příkonu. Každý rotor tak pracoval při jiných otáčkách a z toho důvodu zde nebude uvedeno porovnání závislosti otáček na tahu, ale pouze energetická charakteristika zmíněných prototypů, která je na obrázku 3-37.

Z obrázku 3-37 jasně vyplývá, že nejhorší energetické vlastnosti má konstantní průřez celým motorem. Následné použití většího ventilátoru, ve spojení s předním menším, tuto charakteristiku zlepšuje. Poslední prototyp se separátním kanálem pak vychází ze všech tří nejlépe. Dosáhl nejmenších otáček na obou ventilátorech, nejmenšího elektrického příkonu, spotřeby a dokonce hlučnosti. Naměřené hodnoty pro tah 0.2 kgf jsou v tabulce 3-6.

**Tabulka 3-6: Naměřené hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 kgf pro dvourotorové specifikace. Zdroj: Autor**

0.2 kgf	Otáčky N1 [ot/min]	Otáčky N2 [ot/min]	Tah/hmotnost [kgf/kg]	Elektrický příkon [W] (N1/N2)	Spotřeba [Ah]	Hlučnost [dB]
50 – 50	34 349	39 926	1.08 (186)	464	40.06	75
50 – 64	36 703	24 779	1.05 (190)	449	38.69	74
50 – 64 <i>separátní kanál</i>	21 622	25 881	0.96 (209)	395	33.92	70



V podkapitole 2.4 bylo vysvětlena důležitost správně konfigurace uchycení EDF motoru k testovacímu stojanu. Bylo řečeno, že je nutné, aby směr výstupního proudu byl směrem od měřicího stojanu, jinak dojde k výraznému negativnímu ovlivnění měřených parametrů. Při testování těchto motorů nebylo možné uchytit je tak, aby nebyly hodnoty negativně zkresleny, protože otáčky zadního ventilátoru byly měřeny pomocí optického senzoru, který bylo možné použít pouze, pokud byl motor uchycen tímto způsobem. Hodnoty v Tabulka 3-6 neodpovídají skutečným hodnotám pro hodnotu tahu 0.2 *kgf*. Tyto hodnoty budou výrazně menší. V tabulce 3-7 jsou proto hodnoty přepočítané ze znalosti vlivu uchycení.

**Tabulka 3-7: Přepočítané hodnoty výkonových parametrů při hodnotě tahu 0.2 *kgf* pro dvourotorové specifikace. Zdroj: Autor**

<i>0.2 kgf</i>	Otáčky N1 [ot/min]	Otáčky N2 [ot/min]	Tah/hmotnost [kgf/kg] (g)	Elektrický příkon [W]	Spotřeba [Ah]
50 – 50	25 055	29 146	1.08 (186)	204	17.63
50 – 64	26 793	18 089	1.05 (190)	198	17.02
50 – 64 <i>separatní kanál</i>	15 784	18 893	0.96 (209)	174	14.93



## 4. Diskuse výsledků

I přesto, že práce je vedena pro obecné letectví, testované EDF se v práci nakonec porovnávána pouze s elektrickými pohonnými jednotkami bezpilotních letadel. Během práce se zjistilo, že v současné době je EDF nevyhovujícím systémem v pilotovaném letectví, a ani použité velikosti motorů při testování neumožňovali porovnání s jinými propulsními systémy. Z toho důvodu došlo k rozhodnutí, že EDF je v současnosti vhodné primárně pro využití na bezpilotních letadlech, zejména UA typu VTOL. V naprosté většině případů se jedná o UA typu multikoptéra s elektromotory. V posledních letech se také začínají rozvíjet projekty zaměřující se na přepravu nákladu nebo osob pomocí bezpilotních letadel. I u těchto letadel je předpokládáno použití elektrických motorů, protože při jejich provozu ve městech je nežádoucí, aby byly dalším zdrojem škodlivých emisí. Všechny zmíněné UA jsou většinou navrhovány s vrtulovými propulsními systémy s elektromotorem a jedná se o UA typu VTOL. EDF je pak konkurenčním typem pohonu, který poskytuje řadu výhod, zejména pro určité druhy provozu, oproti vrtulovému systému.

Na základě zjištění v této práci lze odvodit, že EDF motory lze rozřadit do tří kategorií. První kategorie jsou EDF osazená ventilátorem s velkým počtem lopatek, 12 lopatek a více. Druhou kategorií jsou EDF osazená ventilátorem s menším počtem lopatek, 5–8 lopatek. Třetí kategorií je ventilátor podobný vrtuli, až se třemi listy/lopatkami. Rozdílem jsou maximální hodnoty tahu a energetická účinnost. V prvním případě, EDF s velkým počtem lopatek, je možné dosahovat vysokých hodnot tahu. Negativním vlivem toho je zvýšení spotřeby energie po celém výkonovém průběhu motoru, což ale lze částečně kompenzovat rozšiřujícím výstupem. Naopak výhodou je právě velmi malý rozměr motoru, s možností vektorování tahu směrováním proudu vzduchu na výstupu z motoru. Ve druhém případě se jedná o ventilátor s menším počtem lopatek. V práci byl otestován ventilátor s 5 lopatkami. Jeho chování je totožné jako v předchozím případě, ale nedosahuje takových maximálních hodnot tahu, nicméně je velmi energeticky výhodný. Lze u něho také využívat rozšíření výstupního průřezu a vektorování tahu. Ve třetí kategorii se jedná například o dvou až třílistou vrtuli vsazenou do vrtulového krytu. Zde dochází k silnému zmenšení spotřeby energie. Snížení se projevuje jak ve srovnání se zmíněnými EDF, tak i samotnou vrtulí v otevřeném prostoru. Nevýhodou tomu je omezený maximální tah, který je jen mírně navýšen oproti otevřené vrtuli, a také nemožnost vektorování tahu. V tabulce 4-1 jsou znázorněny hodnoty při tahu 0.2 kgf vybraných prototypů ze všech tří kategorií.



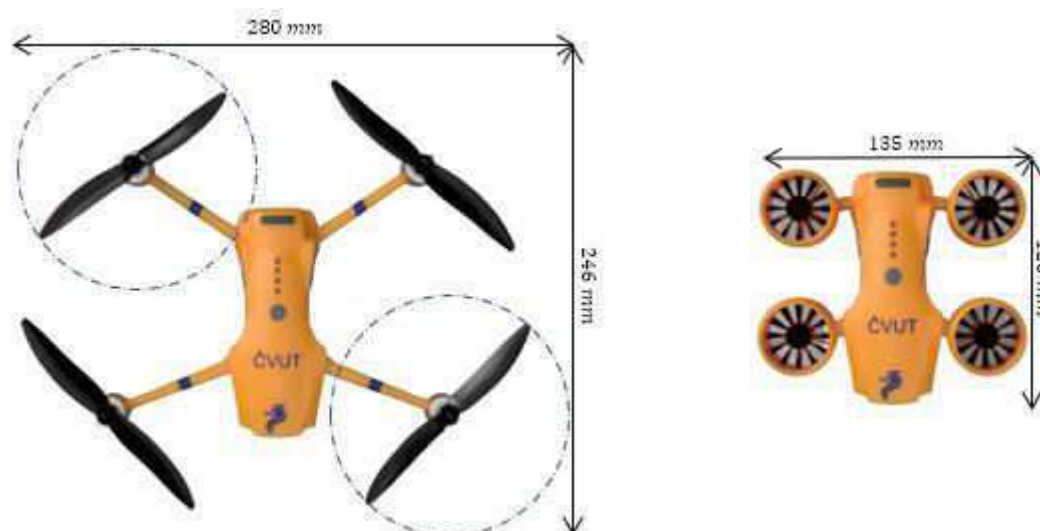
**Tabulka 4-1: Porovnání naměřených hodnot vybraných prototypů pro jednotlivé kategorie. Zdroj: Autor**

Specifikace/ 0.2 [kgf]	Otáčky [ot/min]	Účinnost ventilátoru [kgf/W] (g/w)	Elektrický příkon [W]	Spotřeba [Ah]	Hlučnost [dB]
<b>12 lopatek, 50mm, 1. kategorie</b>					
$a_w = 1.1$	29 016	0.00163 (1.63)	123	10.37	64
<b>12 lopatek 64mm, 1. kategorie</b>					
$a_w = 1.7$	17 727	0.00173 (1.73)	116	9.41	64
<b>5 lopatek, 64mm, 2. kategorie</b>					
$a_w = 1.7$	23 266	0.00222 (2.22)	90	7.22	65
<b>2 listy/lopatky (Gemfan Propeller 5030), 3. kategorie</b>					
$a_w = 1$	18 856	0.00244 (2.44)	86	7.18	72

Tyto tři kategorie pak určují možné použití EDF v provozu. Protože EDF s velkým počtem lopatek poskytuje velké hodnoty tahu pro menší průměr ventilátoru, dojde tak k celkovému snížení rozměru bezpilotního letadla. To je vhodné zejména pro provoz v městských podmínkách, kde je z důvodu velkého množství překážek vhodné používat UA co nejmenších rozměrů. Protože v konstrukci EDF je ventilátor uzavřen v krytu, je tak chráněn proti možnému poškození vnějšími předměty a stejně tak jsou vnější objekty chráněny před tímto rotorem. Dochází tak k výraznému zvýšení bezpečnosti jak pro všechny objekty a osoby v okolí, tak pro samotný prostředek, který je méně náchylný k poškození. S touto výhodou také přichází možnost zabudování celého motoru do konstrukce draku UA. Tím by došlo ke snížení odporu celé pohonné jednotky, který i v případě otevřené vrtule je značný. Toto snížení odporu částečně kompenzuje navýšení hmotnosti způsobené přidáním aerodynamickými kryty a snižuje tak celkovou spotřebu. Navýšení hmotnosti samotného krytu EDF je zanedbatelné, protože poměr tah/hmotnost EDF je velmi podobný, jako v případě otevřené vrtule, která dosahuje stejné maximální hodnoty tahu, viz tabulka 3-5.

Další výhodou pro zmíněný provoz UA je možnost využití řídicích klapek [87] na výstupu z motoru, čímž se dosáhne vektorování tahu. To umožňuje manévrovat UA v horizontální rovině bez nutnosti náklonu. To je vhodné zejména pro přepravu nákladu a osob. Nutnost náklonu je při přepravě osob nevhodná, a tedy možnosti jeho eliminace jsou téměř nutností. V případě přepravy nákladu je pak nutnost náklonu nevhodná zejména z důvodu potřeby přesného určení těžiště, které je při náklonu kritické. U většiny současných konstrukcí je téměř nemožné přepravovat větší náklady, které posouvají těžiště mimo střed multikoptéry.

Na obrázku 4-1 lze vidět porovnání vrtulového UA a následně tu stejnou konstrukci vybavenou EDF motory. Lze vidět, že rozměry vrtulového UA jsou více jak 2x větší než rozměry UA s EDF motory. Na levé části obrázku je UA osazen vrtulemi o průměru 127mm. EDF motory, na UA v pravé části obrázku, jsou o průměru 32mm, což bylo určeno na základě závěrů z podkapitoly 3.3. Takto velké motory jsou dokonce stále schopné produkovat 2x větší tah než zmíněná vrtule. Zmenšení celkových rozměrů UA při použití EDF motoru je tedy výrazné, a to při minimální změně hmotnosti.



*Obrázek 4-1: Porovnání rozměrů konstrukce UA při využití vrtulového pohonu a při využití EDF motorů.  
Zdroj: Autor.*

Využití EDF s malým počtem lopatek, teoreticky vrtule vsazena do vrtulového krytu, je pak zejména pro snížení spotřeby, protože vrtulový kryt poskytuje výrazné zvýšení účinnosti ventilátoru/vrtule. U této specifikace je tedy využití spíše vztažené na větší ekonomičnost provozu. Nedochozí zde ke zmenšení potřebného průměru rotoru. Avšak, je nutné zmínit, že pro příliš vysoký náklon při dopředném letu by mohlo docházet k nadměrnému zvýšení odporu právě vlivem krytu. Je to tedy vhodné řešení spíše pro prostředky s menším náklonem. Tento jev bude nutné při dalším výzkumu vyzkoušet při dynamických testech. Prostřední zmíněná kategorie EDF, 5-8 lopatek, se pak s využitím nachází přesně mezi již zmíněnými. Vlastnosti má stejné jako EDF s vysokým počtem lopatek, nicméně nedosahuje takové maximální hodnoty tahu a většinou bude vyžadovat větší průměr. Ten však bude stále mnohem menší než průměr ekvivalentní vrtule. Energetická náročnost je u těchto motorů menší než u první kategorie, ale zároveň větší než u kategorie třetí. Zároveň bude mít větší maximální hodnotu tahu než opět ekvivalentní vrtule. Je tedy na zvážení potřeb potenciálního uživatele, která kategorie je pro dané využití nejvhodnější.



Co se týče popsaných dvourotorových specifikací, tak při měření bylo obecně zjištěno, že rozšiřující výstup dvourotorového motoru je opět energeticky výhodnější, stejně jako v případě jednorotorové specifikace. Dalšího zlepšení se dosáhlo vytvořením separátního kanálu mezi lopatkou předního 50mm ventilátoru a vnitřní stěnou krytu motoru. Ten přiváděl neovlivněný vzduch k zadnímu ventilátoru a jeho část tak pracovala s větší účinností, čímž se opět zvýšila energetická účinnost celého motoru. Využití dvourotorové specifikace je výhodné zejména s ventilátorem o malém počtu lopatek. Využitím dvou rotorů je tak možné získat větší maximální hodnotu tahu za menšího nárůstu elektrického příkonu.

V podkapitole 2.6 byly vysloveny celkem tři hypotézy. První hypotézou bylo, že rozšiřující výstup bude mít kladný vliv na velikost tahu při specifické hodnotě elektrického příkonu. Tato hypotéza byla potvrzena v podkapitole 3.1, protože bylo zjištěno, že rozšiřující výstup skutečně zlepšuje výkonové parametry motoru při statickém testování. Děje se tomu tak vlivem narůstajícího celkového tlaku za ventilátorem, který přispívá tlakové změně na ventilátoru, která je přímo úměrná velikosti tahu, který ventilátor produkuje. Zuzující výstup naopak způsobuje „ucpání“ proudového kanálu.

Druhou hypotézou byl vliv počtu lopatek na výkonové parametry, konkrétně zmenšení počtu lopatek způsobí snížení potřebného množství energie pro specifickou hodnotu tahu. Tato hypotéza se také potvrdila, protože bylo zjištěno, že jak klesá počet lopatek ventilátoru, tak také klesá potřebná energie pro dosažení specifické hodnoty tahu. Nicméně, je zde určitá hranice, při které již dojde ke zhoršení oproti více lopatkovému ventilátoru. Stejně tak platí pro změnu průměru ventilátoru, kde s rostoucím průměrem klesá potřebná energie pro specifický tah. I přesto, že v práci není velký rozdíl mezi ventilátorem 50mm a 64mm, je nutné brát v potaz použitý elektromotor. Ze závislosti tahu a otáček ventilátoru jasně vyplývá, že 64mm ventilátor je vhodné osadit elektromotorem s menší hodnotou KV. V tu chvíli by došlo k dalšímu snížení potřebné energie pro stejnou hodnotu tahu a rozdíl by byl již mnohem větší.

Třetí hypotéza se zabývala dvourotorovou specifikací. Byl otestován pouze rozšiřující proudový kanál, protože opačný případ byl již vyvrácen v jednorotorové specifikaci. Bylo potvrzeno, že rostoucí průřez, v proudovém kanálu směrem k výstupu, zlepšuje výkonové charakteristiky dvourotorové specifikace. Stejně tak se potvrdila hypotéza o separátním kanálu, tedy přivedení nerozrušeného vzduchu na část zadního, většího ventilátoru, zvyšuje jeho účinnost. Výsledkem bylo, že specifikace se separátním kanálem dosahoval nejlepších naměřených hodnot ve srovnání se specifikací konstantní a rozšiřující.



## 5. Závěr

Tématem práce byl vliv konstrukce EDF motoru na výkonové parametry. V práci jsou představeny vybrané propulsní systémy běžně používané v letectví. Analýza se zaměřila na pístový a turbínový motor, které jsou dnes nejpoužívanějšími typy v pilotovaném letectví. Jako poslední byl představen elektromotor, který je nedílnou součástí EDF a postupně se začíná využívat ve všech směrech letectví. EDF bylo v práci představeno pro obecné porovnání s běžnými propulsními systémy. Práce v úvodu podhaluje, že EDF je v současné době nejvíce vhodné pro použití na bezpilotních letadlech typu VTOL. Následně byla provedena teoretická analýza samotného EDF motoru z pohledu současného stavu, tedy jaký je současný pohled na konstrukci a také byly představeny výkonové a konstrukční parametry. Jako poslední byla představena fyzikální podstata EDF, která sloužila pro výpočet teoretických hodnot navrhovaných úprav v podkapitole 2.1.3. Teoretická část současně rozebírá metody testování, nejprve z obecného hlediska a následně konkrétně pro elektrické pohonné jednotky bezpilotních letadel, protože testovaná EDF se pohybují v této rovině.

V práci se probrala použitá metoda testování, konkrétně se jednalo o jednotku RCbenchmark Series 1580. Dále výpočtový software, který byl vytvořen autorem práce speciálně pro účely této práce v prostředí Matlab. Sloužil pro zjednodušení a vykreslování teoretických výpočtů, které byly podkladem pro navrhované úpravy. S tím souvisí i kapitola pojednávající o navrhovaných úpravách. Úpravy vycházely ze zakoupeného EDF s konstantním průřezem a jednalo se převážně u úpravy výstupního průřezu a počtu lopatek na ventilátoru. Výraznější úpravou byly dvourotorové specifikace, kde bylo nutné navrhnout celý proudový kanál s uchycením pro dva motory a ventilátory. Samotná výroba prototypů byla pak provedena pomocí technologie 3D tisku.

V práci bylo zjištěno, že nejvýhodnější je používat koncepci s rozšiřujícím se výstupem oproti průměru ventilátoru a z energetického hlediska je výhodnější používat ventilátory s menším počtem lopatek, nicméně za cenu menší hodnoty maximálního tahu. Zjistilo se, že vrtulový kryt výrazně zvyšuje účinnost vrtule, a tím i snižuje její spotřebu energie. Závěrem tedy je, že pro snížení spotřeby je vhodné používat ventilátor, podobný koncepci vrtule, uzavřený v krytu, dojde tak ke snížení spotřeby, nicméně tah zůstává téměř stejný. Pro zvýšení maximální hodnoty tahu je pak nutné počet lopatek zvyšovat. Co se týče hlučnosti, tak jednotlivé prototypy neměli žádný, popřípadě jen velmi malý, vliv. Největší rozdíl byl naměřen mezi testovanými EDF a vrtulemi, kde 127mm vrtule byly mnohem hlučnější než 50m EDF. To bylo z důvodu,



že zmíněné vrtule byly provozovány na kritických maximálních otáčkách. Tedy v práci bylo zjištěno, že EDF poskytuje jisté zmenšení hlučnosti oproti vrtuli.

Všechny výše zmíněné možnosti užití EDF v praxi jsou vztažena na měření pro jednorotorové specifikace. Zjištění jsou všechna relevantní, nicméně při dalším výzkumu by bylo vhodné prozkoumat větší škálu možných specifikací, zejména specifikací ventilátorů a vrtulí, protože se ukázalo, že profil lopatek a listů vrtule má významný vliv na jejich výkonnost. Dále limitace testovacího stojanu při proudovém odběru 40 A, nebylo tak možné otestovat plný potenciál zakoupených EDF motorů a získat tím tak jejich úplnou výkonovou charakteristiku. Při této práci byl využit jeden elektromotor na všech prototypch EDF a vrtulí pro získání přehledu o aerodynamických vlastnostech a jejich vlivu na výkon.

Nevýhodou dvourotorových konstrukcí je zejména nevhodná stavba konstrukce celého motoru. Nicméně, protože konstrukce byla „srovnatelně špatná“ u všech třech specifikací, je možné je porovnávat mezi sebou a rozdíly tak budou relevantní. Z toho důvodu nelze tyto specifikace porovnávat s jednomotorovými specifikacemi, ale výsledky slouží pouze pro ověření hypotézy o rozšiřujícím a separátním kanále. Další podstatnou nevýhodou bylo samotné měření. Z důvodu umístění optického senzoru bylo nutné upevnit motor na měřicí stojan v nevhodné konfiguraci a z toho důvodu byly naměřeny údaje zhoršené tímto uchycením. Naměřené hodnoty byly následně přepočítány, ale jedná se pouze o hrubý výpočet a skutečné hodnoty tak nelze získat. Pro lepší představu by tam bylo nutné navrhnout jiný způsob uchycení, popřípadě použít jinou metodu tetování pro dvourotorové specifikace.

Přínosem této práce je zejména nalezení vhodných konstrukčních směrů EDF motorů a porovnání s konvenčním vrtulovým pohonem, který je dnes běžně používán na bezpilotních letadlech. Prokázalo se, že EDF je v určitých případech vhodnější na použití než otevřená vrtule. Pro potenciálního čtenáře je pak přínosem výsledné rozčlenění EDF motorů do tří kategorií, podle kterých je možné určit technologický směr EDF a na základně uvedených naměřených hodnot a porovnání jednotlivých specifikací je možné využít jako základ pro určení vhodné konstrukce pro vybrané použití.

V případě dalšího výzkumu EDF bude nutné otestovat mnohem větší počet ventilátorů s různými specifikacemi, aby byl získán co největší přehled o výkonových parametrech různých specifikací. Dále bude nutné využít různé elektromotory, které jsou speciálně navržené pro danou specifikaci, protože to má výrazný vliv na energetickou charakteristiku systému. Nakonec bude potřeba provést dynamické testy při určitém úhlu náběhu, aby bylo možné ověřit použitelnost EDF motoru v reálném provozu, zejména ovladatelnost a využít





řídících klapek na výstupu z motoru. Při dalších testech je také nutné využít CFD simulace pro dosažení co největší aerodynamické účinnosti proudového kanálu. S tím také souvisí nutná povrchová úprava, popřípadě jiná výrobní technologie, aby byla získána co největší aerodynamická hladkost povrchu krytu motoru.



## Seznam použité literatury

- [1] ALBRECHT, Friedemann Georg a Tuong-Van NGUYEN. Prospects of electrofuels to defossilize transportation in Denmark – A techno-economic and ecological analysis. *Energy* [online]. 2020, **192** [cit. 2022-05-11]. ISSN 03605442. Dostupné z: doi:10.1016/j.energy.2019.116511
- [2] *Solar Impulse foundation* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://aroundtheworld.solarimpulse.com/adventure#zero-fuel-aircraft>
- [3] *EUR-Lex (EU) 2019/945*. In: . 09/08/2020. Dostupné také z: [https://eur-lex.europa.eu/eli/reg\\_del/2019/945/oj](https://eur-lex.europa.eu/eli/reg_del/2019/945/oj)
- [4] *Aircraft Powerplants: Seventh Edition*. Glencoe/McGraw-Hill 8787 Orion Place Columbus, OH 43240, 1995. ISBN 978-0-02-801874-4.
- [5] BENEŠ, Ladislav. *Učebnice pilota: aerodynamika, letecká meteorologie, letecká navigace, GPS, letadla, ... 2.*, opr. vyd. Cheb: Svět křídel, 2000. ISBN 80-852-8030-2.
- [6] ZHANG, Bowen, Zaixin SONG, Fei ZHAO a Chunhua LIU. Overview of Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles. *Energies* [online]. 2022, **15**(2) [cit. 2022-03-14]. ISSN 1996-1073. Dostupné z: doi:10.3390/en15020455
- [7] EL-SAYED, Ahmed F. Piston Engines and Propellers. *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion* [online]. London: Springer London, 2016, 219-314 [cit. 2022-05-15]. ISBN 978-1-4471-6794-5. Dostupné z: doi:10.1007/978-1-4471-6796-9\_4
- [8] *Unmanned Aircraft System Propulsion Systems Technology Survey* [online]. 75 [cit. 2022-03-14]. Dostupné z: <https://commons.erau.edu/publication/72/>
- [9] *Aeroweb: Cessna 172* [online]. In: . [cit. 2022-03-15]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/letouny/cessna-172>
- [10] *Aeroweb: Robinson R44 Raven II* [online]. In: . [cit. 2022-03-15]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/vrtulniky/robinson-r44-raven-ii>



- [11] *Military.com: MQ-1B Predator* [online]. In: . [cit. 2022-03-15]. Dostupné z: <https://www.military.com/equipment/mq-1b-predator>
- [12] *PrimocoUAV: TESTOVÁNÍ ČESKÉHO BEZPILOTNÍHO LETOUNU PRIMOCO UAV ONE 150 PRO POTŘEBY ARMÁDY ČR* [online]. In: . [cit. 2022-03-15]. Dostupné z: <https://uav-stol.com/cs/media/testovani-ceskeho-bezpilotniho-letounu-primoco-uav-one-150-pro-potreby-armady-cr/>
- [13] *3w-modellmotoren: 3W-28i CS* [online]. In: . [cit. 2022-03-15]. Dostupné z: <https://3w-modellmotoren.de/produkt/3w-28i-cs/?lang=en>
- [14] *Aviationpros: Turbine Engine History* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.aviationpros.com/engines-components/aircraft-engines/turbine-engines-parts/article/10383708/turbine-engine-history>
- [15] HANUS, Daniel. *Pohon letadel*. Vyd. 3. V Praze: České vysoké učení technické, 2008. ISBN 978-80-01-04104-8.
- [16] KOCÁB, Jindřich a Josef ADAMEC. *Letadlové pohonné jednotky*. 2. nezměn. vyd. Praha: Nakladatelství dopravy a spojů, 1990. ISBN 80-703-0103-1.
- [17] *Rolls-Royce: Trent 1000* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-1000.aspx#/>
- [18] *Pratt and whitney: F135 THE WORLD'S MOST ADVANCED FIGHTER ENGINE* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://prattwhitney.com/en/products-and-services/products/military-engines/f135>
- [19] *AeroWeb: Boeing 787 Dreamliner vzletl ke zkušebnímu letu* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/2112-boeing-787-dreamliner-vzletl-ke-zkusebnimu-letu>
- [20] *Armádní noviny: Rekordní výroba letadel F-35 Lightning II v roce 2019* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.armadninoviny.cz/rekordni-vyroba-letadel-f-35-lightning-ii-v-roce-2019.html>
- [21] *Rolls-royce: AE 3007* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/business-aviation/ae-3007.aspx#/>



- [22] *Airforce-technology: RQ-4A/B Global Hawk HALE Reconnaissance UAV* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/rq4-global-hawk-uav/>
- [23] *Rolls-royce: TP400-D6* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/defence/aerospace/transport-tanker-patrol-and-tactical/tp400-d6.aspx#/>
- [24] *AeroWeb: L410 Turbolet UVP* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/letouny/l410-turbolet-uvp>
- [25] *Airbus: Flexing its muscles: the A400M Atlas is proven in service as Germany's 15th aircraft is delivered* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2018-01-flexing-its-muscles-the-a400m-atlas-is-proven-in-service-as-germanys-15th>
- [26] *General Atomics: MQ-9A "Reaper"* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.ga-asi.com/remotely-piloted-aircraft/mq-9a>
- [27] *Safran: TP400- A new-generation turboprop engine* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.safran-group.com/products-services/tp400-new-generation-turboprop-engine>
- [28] *Armádní noviny: Válka dronů: MQ-9 Reaper získá zbraně vzduch-vzduch* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.armadninoviny.cz/predator-konci-a-mq-9-reaper-ziska-zbrane-vzduch-vzduch.html>
- [29] *Rotory vrtulníků* [online]. Brno, 2012 [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: [https://www.vut.cz/www\\_base/zav\\_prace\\_soubor\\_verejne.php?file\\_id=52852](https://www.vut.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=52852). BAKALÁŘSKÁ PRÁCE. VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ. Vedoucí práce Doc. Ing. MILOSLAV PETRÁSEK, CSc.
- [30] *Airbus: H135* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/en/products-services/helicopters/civil-helicopters/h135>
- [31] *Robinsonheli: R66 Turbine & R66 Turbine Marine* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://robinsonheli.com/r66-specifications/>



- [32] *MODELOVÁNÍ POHONU S DC MOTOREM V PROSTŘEDÍ MATLAB/SIMULINK*.  
[online]. Brno, 2009 [cit. 2022-03-21]. Dostupné z:  
[https://www.vut.cz/www\\_base/zav\\_prace\\_soubor\\_verejne.php?file\\_id=17932](https://www.vut.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=17932).  
BAKALÁŘSKÁ PRÁCE. VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ. Vedoucí práce ING.  
VLADIMÍR HUBÍK.
- [33] TOLIYAT, Hamid A. *Handbook of Electric Motors* [online]. Second Edition. 2004 [cit. 2022-04-07]. ISBN 978-1-4200-3038-9. Dostupné z:  
[https://books.google.cz/books?hl=en&lr&id=0Y\\_MBQAAQBAJ&oi=fnd&pg=PP1&dq=electric+motors&ots=aAjI9jdSN5&sig=-1GEXUOPTqneHlfBtYiUJb5W9\\_g&redir\\_esc=y&pli=1#v=twopage&q&f=true](https://books.google.cz/books?hl=en&lr&id=0Y_MBQAAQBAJ&oi=fnd&pg=PP1&dq=electric+motors&ots=aAjI9jdSN5&sig=-1GEXUOPTqneHlfBtYiUJb5W9_g&redir_esc=y&pli=1#v=twopage&q&f=true)
- [34] *Electrical Technology: Brushless DC Motor (BLDC) – Construction, Working & Applications* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z:  
<https://www.electricaltechnology.org/2016/05/bldc-brushless-dc-motor-construction-working-principle.html#hall-sensors>
- [35] *Air Energy: AE-1 Silent* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z:  
<https://www.airenergy.de/en/referenzprojekte/ae-1-silent/>
- [36] *Air-e: First solar powered aircraft: Mauro Solar Riser* [online]. In: . [cit. 2022-03-21].  
Dostupné z: <http://air-e.nl/announcement/first-solar-powered-aircraft-mauro-solar-riser/>
- [37] THE. *The guardian: Solar Impulse's troubled round-the-world flight: 'We need to raise €20m'* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z:  
<https://www.theguardian.com/environment/2015/jul/27/solar-impulse-round-the-world-flight-raise-20-million-euros>
- [38] *DJI: MAVic 3* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z: <https://www.dji.com/cz/mavic-3>
- [39] *Acr.army: RAVEN RQ-11B* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z:  
<https://acr.army.cz/technika-a-vyzbroj/letecka/raven-rq-11b-89946/>
- [40] *Trustedreviews: DJI Mavic 3 Review* [online]. In: . [cit. 2022-03-21]. Dostupné z:  
<https://www.trustedreviews.com/reviews/dji-mavic-3>



- [41] *AERODYNAMIC EXPERIMENTS ON A DUCTED FAN IN HOVER AND EDGEWISE FLIGHT* [online]. 2009 [cit. 2022-04-05]. Dostupné z: <https://etda.libraries.psu.edu/catalog/9585>. Thesis. The Pennsylvania State University.
- [42] CORY, WTW (Bill). Fan history, types and characteristics. *Fans and Ventilation* [online]. Elsevier, 2005, 1-33 [cit. 2022-04-05]. ISBN 9780080446264. Dostupné z: doi:10.1016/B978-008044626-4/50003-6
- [43] ALESSANDRO BACCHINI. *Electric VTOL preliminary design and wind tunnel tests* [online]. [cit. 2022-04-08]. Dostupné z: [https://www.researchgate.net/publication/343513740\\_Electric\\_VTOL\\_preliminary\\_design\\_and\\_wind\\_tunnel\\_tests](https://www.researchgate.net/publication/343513740_Electric_VTOL_preliminary_design_and_wind_tunnel_tests)
- [44] *Diseno-art: DOAK Model 16 VZ-4 VTOL Aircraft* [online]. In: . [cit. 2022-04-08]. Dostupné z: [http://www.diseno-art.com/encyclopedia/strange\\_vehicles/doak\\_model\\_16\\_vz-4.html](http://www.diseno-art.com/encyclopedia/strange_vehicles/doak_model_16_vz-4.html)
- [45] *NASA: Newton's Laws of Motion* [online]. In: . [cit. 2022-04-08]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/BGP/newton.html>
- [46] *NASA: Thrust to Weight Ratio* [online]. In: . [cit. 2022-04-11]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fwrat.html>
- [47] HALE, Francis Joseph. Aircraft Performance and Design. *Encyclopedia of Physical Science and Technology* [online]. Elsevier, 2003, 365-397 [cit. 2022-04-11]. ISBN 9780122274107. Dostupné z: doi:10.1016/B0-12-227410-5/00912-1
- [48] ABDI, Hamdi, Ramtin RASOULI NEZHAD a Mohammad SALEHIMALEH. Fuel Cells. *Distributed Generation Systems* [online]. Elsevier, 2017, 221-300 [cit. 2022-04-12]. ISBN 9780128042083. Dostupné z: doi:10.1016/B978-0-12-804208-3.00005-4
- [49] *EASA: Certification Noise Levels* [online]. In: . [cit. 2022-04-17]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/domains/environment/easa-certification-noise-levels>
- [50] *Dotterel: Passive Noise Reduction* [online]. In: . [cit. 2022-04-17]. Dostupné z: <https://www.dotterel.com/technology>



- [51] WEN-CHAO, Huang a Ng CHUNG-FAI. Sound insulation improvement using honeycomb sandwich panels. *Applied Acoustics* [online]. 1998, **53**(1-3), 163-177 [cit. 2022-04-17]. ISSN 0003682X. Dostupné z: doi:10.1016/S0003-682X(97)00033-9
- [52] QUAN, Quan. *Introduction to Multicopter Design and Control* [online]. Singapore: Springer Singapore, 2017 [cit. 2022-04-08]. ISBN 978-981-10-3382-7. Dostupné z: <https://link.springer.com/content/pdf/10.1007%2F978-981-10-3382-7.pdf>
- [53] CHOI, H., P. STURDZA a R.M. MURRAY. Design and construction of a small ducted fan engine for nonlinear control experiments. *Proceedings of 1994 American Control Conference - ACC '94* [online]. IEEE, 1994, 2618-2622 [cit. 2022-05-16]. ISBN 0-7803-1783-1. Dostupné z: doi:10.1109/ACC.1994.735033
- [54] JIANG, Yun, Bo ZHANG a Tao HUANG. CFD Study of an Annular-Ducted Fan Lift System for VTOL Aircraft. *Aerospace* [online]. 2015, **2**(4), 555-580 [cit. 2022-04-07]. ISSN 2226-4310. Dostupné z: doi:10.3390/aerospace2040555
- [55] *Esotec: Duct Myths, Duct Physics* [online]. In: . [cit. 2022-04-07]. Dostupné z: <http://www.esotec.org/hbird/HTML/DuctMyths.html?fbclid=IwAR1boX6kQU0FwZ-OBHoftnKAWJ4eBf4EtFRSml3b0DMX9X5ozIONaufBR34>
- [56] *DETERMINING ELECTRIC MOTOR LOAD AND EFFICIENCY* [online]. [cit. 2022-04-07]. 10097-517. Dostupné z: <https://www.energy.gov/sites/prod/files/2014/04/f15/10097517.pdf>
- [57] *Yokogawa: Electric Motor Power Measurement and Analysis* [online]. In: . [cit. 2022-04-07]. Dostupné z: <https://www.yokogawa.com/eu/library/resources/media-publications/electric-motor-power-measurement-and-analysis/#:~:text=In%20an%20electric%20motor%2C%20the,one%20Newton%2DMeter%20per%20second>
- [58] *NASA: Conservation of Mass* [online]. In: . [cit. 2022-04-07]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mass.html>
- [59] *NASA: Conservation of Momentum* [online]. In: . [cit. 2022-04-07]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/conmo.html>



- [60] NASA: *Conservation of Energy* [online]. In: . [cit. 2022-04-06]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/thermo1f.html>
- [61] NASA: *Bernoulli's Equation* [online]. In: . [cit. 2022-04-07]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/bern.html>
- [62] MOAAD, Yacoubi, Jlassi ALAAEDDINE, Karoun JAWAD, Ben TARIK, Bekkali LEKMAN, Jhabli HAMZA a Hendrick PATRICK. *Design and optimization of a ducted fan VTOL MAV controlled by Electric Ducted Fans* [online]. [cit. 2022-04-08]. Dostupné z: <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2019-0108.pdf>
- [63] OHANIAN, OSGAR JOHN. *Ducted Fan Aerodynamics and Modeling, with Applications of Steady and Synthetic Jet Flow Control* [online]. [cit. 2022-04-07]. Dostupné z: <https://vtechworks.lib.vt.edu/handle/10919/27687>
- [64] WALTER, Jiří. *NÁVRH A KONSTRUKCE ZAŘÍZENÍ PRO MĚŘENÍ AERODYNAMICKÝCH PARAMETERŮ LETECKÝCH VRTULÍ* [online]. ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE: FAKULTA STROJNÍ, 2020 [cit. 2022-03-30]. Dostupné z: [https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/89775/F2-BP-2020-Walter-Jiri-BP-2020-Walter-Jiri-Bc\\_prace\\_mereni\\_vrtuli.pdf?sequence=-1&isAllowed=y](https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/89775/F2-BP-2020-Walter-Jiri-BP-2020-Walter-Jiri-Bc_prace_mereni_vrtuli.pdf?sequence=-1&isAllowed=y). BAKALÁŘSKÁ PRÁCE. ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE FAKULTA STROJNÍ. Vedoucí práce Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
- [65] POLK, James, Anthony PANCOTTI, Thomas HAAG, Scott KING, Mitchell WALKER, Joseph BLAKELY a John ZIEMER. Recommended Practice for Thrust Measurement in Electric Propulsion Testing. *Journal of Propulsion and Power* [online]. 2017, **33**(3), 539-555 [cit. 2022-03-30]. ISSN 0748-4658. Dostupné z: doi:10.2514/1.B35564
- [66] FARLEY, Aaron. *Design and Implementation of a Small Electric Motor Dynamometer for Mechanical Engineering Undergraduate Laboratory* [online]. 2012 [cit. 2022-03-30]. Dostupné z: <https://scholarworks.uark.edu/cgi/viewcontent.cgi?referer=&httpsredir=1&article=1335&context=etd>. Graduate Theses and Dissertations. University of Arkansas, Fayetteville.
- [67] *Overview of Load Cells* [online]. [cit. 2022-03-30]. Dostupné z: [https://www.researchgate.net/publication/355370308\\_Overview\\_of\\_Load\\_Cells](https://www.researchgate.net/publication/355370308_Overview_of_Load_Cells)





- [68] *Passive-components: Linear Variable Differential Transformers LVDTs Explained* [online]. In: . [cit. 2022-03-30]. Dostupné z: <https://passive-components.eu/linear-variable-differential-transformers-lvdt-explained/>
- [69] *TytoRobotics: Series 1580/1585 Test Stand* [online]. [cit. 2022-04-11]. Dostupné z: <https://www.tytorobotics.com/pages/series-1580-1585>
- [70] *TytoRobotics: Series 1580 Test Stand Datasheet*. 2022. Dostupné také z: [https://cdn.rcbenchmark.com/landing\\_pages/Manuals/Series%201580%20Datasheet.pdf](https://cdn.rcbenchmark.com/landing_pages/Manuals/Series%201580%20Datasheet.pdf)
- [71] *BigHobby: Regulátor Favourite SKY 80A SBEC (2-6S) 82g ESC - Air/Heli* [online]. In: . [cit. 2022-04-27]. Dostupné z: <https://www.bighobby.cz/regulator-favourite-sky-80a-sbec--2-6s-82g--esc-air-heli/>
- [72] *Solidworks* [online]. In: . [cit. 2022-04-27]. Dostupné z: <https://www.solidworks.com/>
- [73] MWEMA, Fredrick Madaraka a Esther Titilayo AKINLABI. Basics of Fused Deposition Modelling (FDM). *Fused Deposition Modeling* [online]. Cham: Springer International Publishing, 2020, 1-15 [cit. 2022-04-16]. SpringerBriefs in Applied Sciences and Technology. ISBN 978-3-030-48258-9. Dostupné z: doi:10.1007/978-3-030-48259-6\_1
- [74] *Levna3Dtiskarna: 3D tiskárna Creality Ender 3 PRO* [online]. In: . [cit. 2022-04-28]. Dostupné z: <https://www.levna3dtiskarna.cz/3d-tiskarna-creality-ender-3-pro/>
- [75] RAJ, S. Aravind, E. MUTHUKUMARAN a K. JAYAKRISHNA. A Case Study of 3D Printed PLA and Its Mechanical Properties. *Materials Today: Proceedings* [online]. 2018, 5(5), 11219-11226 [cit. 2022-04-28]. ISSN 22147853. Dostupné z: doi:10.1016/j.matpr.2018.01.146
- [76] *Aliexpress: 50mm 12 Blades Ducted fan EDF CW CCW With QX-MOTOR QF2611 3S 4S Brushless Motor 3300kv/4000kv/4600kv/5000kv* [online]. In: . [cit. 2022-04-29]. Dostupné z: [https://www.aliexpress.com/item/4001351294181.html?spm=a2g0o.order\\_list.0.0.6f331802HpFtQB](https://www.aliexpress.com/item/4001351294181.html?spm=a2g0o.order_list.0.0.6f331802HpFtQB)
- [77] *Aliexpress: QX-Motor 6 Blades 12 Blades Fan EDF Ducted Fan Barrel Without Motor 30mm / 60mm / 64mm / 70mm For RC Airplane Model Drone* [online]. In: . [cit. 2022-



04-29]. Dostupné z:

[https://www.aliexpress.com/item/1005002760690627.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.690796f4I0FvH1&algo\\_pvid=312b8221-28db-4dc1-8869-6e82a8ef02e1&algo\\_exp\\_id=312b8221-28db-4dc1-8869-6e82a8ef02e1-18&pdp\\_ext\\_f=%7B%22sku\\_id%22%3A%2212000022057621997%22%7D&pdp\\_npi=1%40dis%7CCZK%7C%7C205.52%7C%7C%7C%7C%7C%402100bdf016512292320903343ea378%7C12000022057621997%7Csea](https://www.aliexpress.com/item/1005002760690627.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.690796f4I0FvH1&algo_pvid=312b8221-28db-4dc1-8869-6e82a8ef02e1&algo_exp_id=312b8221-28db-4dc1-8869-6e82a8ef02e1-18&pdp_ext_f=%7B%22sku_id%22%3A%2212000022057621997%22%7D&pdp_npi=1%40dis%7CCZK%7C%7C205.52%7C%7C%7C%7C%7C%402100bdf016512292320903343ea378%7C12000022057621997%7Csea)

- [78] *AliExpress: 50mm 12 Blades Ducted fan EDF With QX-MOTOR QF2611* [online]. In: . [cit. 2022-04-16]. Dostupné z:  
[https://www.aliexpress.com/item/4001351294181.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.64db7d74mWG7VH&algo\\_pvid=7319bce7-0968-43bc-a120-e15e9db0c862&algo\\_exp\\_id=7319bce7-0968-43bc-a120-e15e9db0c862-9&btsid=2100bb4a16173988380661213e198a&ws\\_ab\\_test=searchweb0\\_0,searchweb201602\\_,searchweb201603\\_](https://www.aliexpress.com/item/4001351294181.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.64db7d74mWG7VH&algo_pvid=7319bce7-0968-43bc-a120-e15e9db0c862&algo_exp_id=7319bce7-0968-43bc-a120-e15e9db0c862-9&btsid=2100bb4a16173988380661213e198a&ws_ab_test=searchweb0_0,searchweb201602_,searchweb201603_)
- [79] *AliExpress: 12 Leaves 64mm Duct Fan Unit 4500KV with QX-Motor* [online]. In: . [cit. 2022-04-16]. Dostupné z:  
<https://www.aliexpress.com/item/4001245487582.html?spm=a2g0o.detail.1000023.7.2ab06dd6qFfpuw>
- [80] HORECKÝ, Rostislav. *Modul 17 - Vrtule*. Ostrava: Vysoká škola báňská - Technická univerzita, 2004. ISBN 80-248-0688-6.
- [81] AI, Tianfu, Wei FAN, Bin XU, Changle XIANG, Yu ZHANG a Zhiran ZHAO. Aerodynamic analysis and modeling of coaxial ducted fan aircraft with the ceiling effect. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics* [online]. 2021, **15**(1), 1563-1584 [cit. 2022-04-16]. ISSN 1994-2060. Dostupné z:  
doi:10.1080/19942060.2021.1984311
- [82] *Lenovo Ideapad 100S-14IBR* [online]. In: . [cit. 2022-04-28]. Dostupné z:  
<https://pcsupport.lenovo.com/cz/cs/products/laptops-and-netbooks/100-series/100s-14ibr/80r9/solutions/pd104051-product-overview-ideapad-100s-14ibr>
- [83] *RC-levneji: Gemfan Propeller 5030* [online]. In: . [cit. 2022-04-29]. Dostupné z:  
<https://www.rc-levneji.cz/gemfan-propeller-5030-red-cwccw-2pcs>



- [84] *4FPVQuad: Vrtule Dalprop Cyclone T5040C Pro* [online]. In: . [cit. 2022-04-29].  
Dostupné z: <https://www.4fpvquad.cz/vrtule-dalprop-cyclone-t5040c-pro#detail-anchor-description>
- [85] *APC Propellers: 8x4E* [online]. In: . [cit. 2022-04-29]. Dostupné z:  
<https://www.apcprop.com/product/8x4e/>
- [86] *Neva-Aerospace* [online]. In: . [cit. 2022-04-27]. Dostupné z: <https://www.neva-aero.com/>
- [87] KANTNER, M., B. BODENHEIMER, P. BENDOTTI a R.M. MURRAY. An experimental comparison of controllers for a vectored thrust, ducted fan engine. *Proceedings of 1995 American Control Conference - ACC'95* [online]. American Autom Control Council, 1995, 1956-1961 [cit. 2022-05-16]. ISBN 0-7803-2445-5. Dostupné z: doi:10.1109/ACC.1995.531229