

**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

**FAKULTA STROJNÍ**

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky



**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

**Měření aerodynamických parametrů leteckých vrtulí**

Autor práce: Bc. Jan Mixa

Vedoucí práce: Ing. Michal Schmirler, Ph.D.

Praha 2020



# ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Mixa** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **424769**  
 Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
 Zadávací katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**  
 Studijní program: **Strojní inženýrství**  
 Studijní obor: **Aplikovaná mechanika**

## II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

**Měření aerodynamických parametrů leteckých vrtulí**

Název diplomové práce anglicky:

**The Measurement of Air Propellers Aerodynamic Parametres**

Pokyny pro vypracování:

- Proveďte rozbor základních aerodynamických a výkonových parametrů leteckých vrtulí.
- Navrhněte konstrukční uspořádání zařízení použitelného na měření statických parametrů vrtulových jednotek do výkonu 5 kW a rozměru vrtule 30".
- Naplánujte výrobu navrženého zařízení v laboratoři Ú12112, řiďte její průběh v součinnosti s techniky a vedoucím laboratoře.
- Navrhněte sensorické vybavení navrženého zařízení.
- Navrhněte a sestavte systém sběru a vyhodnocení naměřených dat.
- Celý systém otestujte na pohonné jednotce konkrétních parametrů.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího diplomové práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

**Ing. Michal Schmirler, Ph.D., 12112**

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2020**

Termín odevzdání diplomové práce: **31.07.2020**

Platnost zadání diplomové práce: **30.04.2021**

Ing. Michal Schmirler, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce

prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta

## **Anotační list**

Jméno autora: Bc. Jan Mixa

Název diplomové práce: Měření aerodynamických parametrů leteckých vrtulí

Anglický název: The Measurement of Air Propellers Aerodynamic Parametres

Rok: 2020

Studijní program: Strojní inženýrství

Studijní obor: Aplikovaná mechanika

Ústav: Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Vedoucí práce: Ing. Michal Schmirler, Ph.D.

Bibliografické údaje: počet stran: 66

počet obrázků: 62

Klíčová slova: Letecká vrtule, laboratorní měření, charakteristiky vrtule, statický režim

Keywords: Aircraft Propeller, Experimental Measurement, Aerodynamic Characteristics of Propeller, Static Thrust Regime

## **Anotace**

V této práci bylo navrženo laboratorní zařízení určené k měření statických charakteristik leteckých vrtulí, včetně návrhu senzorického vybavení a návrhu řídicího a vyhodnocovacího softwaru. Následně byly změřeny statické charakteristiky dvojice různých vrtulí, a to jak pro každou zvlášť, tak i pro jejich kombinaci v koaxiální protiběžné konfiguraci. Tyto charakteristiky byly porovnány s návrhovými charakteristikami vycházejícími z 3D panelové metody, čímž byla stanovena přesnost návrhu. V poslední části byly obě testované vrtule osazeny do letounu, jemuž jsou určeny a byly opět proměřeny statické charakteristiky. Ty byly následně porovnány s charakteristikami naměřenými s vrtulemi ve volném prostoru a byl vyhodnocen vliv konstrukce letounu.

## **Abstract**

The main point of this thesis was design of a laboratory device for measuring static thrust propeller characteristics, including design of measuring equipment and software. Thereafter static thrust characteristics of two propellers were measured. Propellers were measured separately and in coaxial contra-rotating configuration. Measured data were compared with theoretically calculated data based on the 3D panel method to set precision of this method. In the last part of this thesis both measured propellers were installed in the aircraft which are designed for. Thereafter all static thrust characteristics were measured again and result was compared to single-state static thrust characteristics measured before. Finally the effect of aircraft body was evaluated.

## Prohlášení

Prohlašuji, že diplomovou práci s názvem „Měření aerodynamických parametrů leteckých vrtulí“ jsem vypracoval samostatně pod odborným dohledem vedoucího práce Ing. Michala Schmirlera, Ph.D. a pouze s využitím pramenů uvedené v seznamu literatury.

V Praze, dne .....

.....

## **Poděkování**

Děkuji především svému vedoucímu práce Ing. Michalovi Schmirlerovi, Ph.D. za jeho pomoc, neocenitelné rady a za čas, který mi věnoval po celou dobu mé práce v laboratořích Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky. Dále děkuji všem kolegům, se kterými jsem během realizace této práce mohl spolupracovat za jejich pomoc, rady a trpělivost.

## Obsah

1.	Úvod.....	1
2.	Aerodynamika leteckých vrtulí.....	2
2.1.	<b>Aerodynamika vrtulových listů</b> .....	2
2.1.1.	Základní aerodynamika vrtulového listu.....	2
2.1.2.	Aerodynamika profilu.....	4
2.2.	<b>Charakteristiky vrtule</b> .....	6
2.2.1.	Charakteristiky geometrické.....	6
2.2.2.	Aerodynamické charakteristiky vrtule.....	7
2.2.3.	Dynamické charakteristiky.....	8
2.3.	<b>Aerodynamické teorie vrtulí</b> .....	8
2.3.1.	Hybnostní teorie.....	8
2.3.2.	Teorie izolovaného elementu.....	10
2.3.3.	BEMT.....	12
2.3.4.	Vírová teorie, teorie nosné čáry, teorie nosné plochy.....	13
2.3.5.	Panelové metody.....	15
2.3.6.	CFD.....	16
2.4.	<b>Pracovní režimy vrtule</b> .....	17
2.4.1.	Návrhový bod vrtule.....	17
2.4.2.	Výkonová rezerva vzhledem k pracovnímu bodu.....	18
2.4.3.	Režim statického tahu vrtule.....	19
2.4.4.	Přízemní efekt.....	21
2.5.	<b>Problematika protiběžných vrtulí</b> .....	22
2.5.1.	Proudění koaxiálními protiběžnými propulsory.....	22
2.5.2.	Geometrie protiběžných vrtulí.....	23
3.	Laboratorní stand pro měření statických charakteristik vrtulí.....	25
3.1.	<b>Historie laboratorního měření vrtulí</b> .....	25
3.1.1.	Měření založená na vyhodnocování silových účinků.....	25

3.1.2.	Vizualizace proudění.....	26
3.1.3.	Měření statických charakteristik vrtulí.....	27
3.2.	<b>Cíle měření.....</b>	<b>28</b>
3.2.1.	Měřené UAV .....	28
3.2.2.	Návrhové body měřených vrtulí .....	30
3.2.3.	Návrhové charakteristiky vrtulí .....	31
3.3.	<b>Měřené veličiny a senzorické vybavení k tomu určené.....</b>	<b>33</b>
3.3.1.	Tah .....	34
3.3.2.	Reakční moment .....	34
3.3.3.	Otáčky .....	34
3.3.4.	Teplota .....	34
3.3.5.	Proud .....	35
3.3.6.	Napětí .....	35
3.3.7.	Příkon pohonu.....	35
3.3.8.	Příkon vrtule .....	35
3.3.9.	Figure of Merit.....	35
3.4.	<b>Návrh a realizace standu .....</b>	<b>35</b>
3.4.1.	Nosná konstrukce standu.....	36
3.4.2.	Umístění tenzometrických členů .....	36
3.4.3.	Použité motory, regulátory a baterie .....	38
3.4.4.	Konstrukce tělesa nesoucího motory .....	39
3.4.5.	Určení bezpečné vzdálenosti vrtulí od země .....	40
3.4.6.	Schéma měřicí soustavy .....	40
3.4.7.	Stanoviště operátora a software použitý pro zpracování dat .....	41
4.	<b>Měření, vyhodnocení výsledků měření .....</b>	<b>43</b>
4.1.	<b>Měřené režimy, metodika měření.....</b>	<b>43</b>
4.2.	<b>Měření vrtulí ve volném prostoru .....</b>	<b>44</b>
4.2.1.	Vrtule 1.....	44



4.2.2.	Vrtule 2 – Fiala .....	46
4.2.3.	Vrtule 2.....	46
4.2.4.	Srovnání přesností výpočtů .....	48
4.2.5.	Srovnání původní vrtule 2 a náhradní vrtule 2 – Fiala.....	48
4.2.6.	Hodnoty FoM měřených vrtulí .....	49
4.2.7.	Měření kombinace vrtulí .....	50
4.3.	<b>Měření vrtulí zastavěných v letadle, srovnání s předchozím měřením .....</b>	<b>53</b>
4.3.1.	Vrtule 1.....	53
4.3.2.	Vrtule 2 - Fiala.....	54
4.3.3.	Hodnoty FoM vrtulí měřených v letadle .....	55
4.3.4.	Měření kombinace vrtulí zastavěných v letadle, srovnání těchto režimů s předešlým měřením	55
4.4.	<b>Srovnání statických charakteristik vrtulí v letadle a mimo něj .....</b>	<b>58</b>
4.4.1.	Srovnání tahu vrtulí.....	58
4.4.2.	Srovnání reakčního momentu vrtulí.....	59
4.4.3.	Srovnání příkonů.....	60
4.4.4.	Srovnání hodnot Figure of Merit .....	62
5.	Další měření prováděná na tomto laboratorním standu.....	63
5.1.	<b>Měření 25.5" vrtule.....</b>	<b>63</b>
5.2.	<b>Měření úprav směrovky .....</b>	<b>63</b>
6.	Závěr .....	64
	Seznam použité literatury.....	65

## Použité veličiny a jejich jednotky

znak	jednotka	název
F	[N]	obecná aerodynamická síla
$F_L$	[N]	vztlaková složka aerodynamické síly
$F_D$	[N]	odporová složka aerodynamické síly
T	[N]	tah
$T_e$	[N]	efektivní tah
M	[Nm]	silový moment
$C_l$	[ - ]	součinitel vztlaku
$C_d$	[ - ]	součinitel odporu
$C_m$	[ - ]	součinitel klopného momentu
A	[m <sup>2</sup> ]	plocha
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	hustota vzduchu
v	[m/s]	rychlost nenarušeného proudění
$v_2$	[m/s]	rychlost proudu za propulsorem
$v_1$	[m/s]	rychlost proudu v místě propulsoru
$v_i$	[m/s]	indukovaná rychlost
w	[m/s]	rychlost proudu nabíhajícího na profil řezu
$\Omega$	[ rad ]	úhlová rychlost
Re	[ - ]	Reynoldsovo číslo
$\nu$	[Ns/m <sup>2</sup> ]	kinematická viskozita vzduchu
b	[m]	hloubka vrtulového listu
D	[m]	průměr vrtule
$\alpha$	[ ° ]	úhel náběhu
$\varphi$	[ ° ]	úhel nastavení listu

$P$	[W]	výkon
$P_i$	[W]	indukovaný výkon
$P_{už}$	[W]	užitečný výkon
$P_{GE}$	[W]	výkon v oblasti přízemního efektu
$t$	[m]	tloušťka listu vrtule
$r$	[m]	poloměr
$\sigma$	[ - ]	hustota lopatkové mříže
$N_b$	[ - ]	počet listů vrtule
$c$	[ m ]	charakteristický rozměr, tětíva
$n$	[ 1/s ]	počet otáček
$C_T$	[ - ]	součinitel tahu
$C_P$	[ - ]	součinitel výkonu
$C_M$	[ - ]	součinitel momentu
$\eta$	[ - ]	účinnost
$\lambda$	[ - ]	rychlostní poměr
$\dot{m}$	[kg/s]	hmotnostní tok
$p$	[Pa]	tlak
$a$	[ - ]	osový indukční faktor
$a'$	[ - ]	tangenciální indukční faktor
$\Gamma$	[ - ]	cirkulace
FoM	[ - ]	Figure of Merit

## Seznam obrázků

Obrázek 1: Znázornění roviny profilu listu v dané vzdálenosti od osy rotace [4]

Obrázek 2: Řez vrtulovým listem se znázorněným rychlostním trojúhelníkem [4]

Obrázek 3: Znázornění růstu obvodové rychlosti v závislosti na vzdálenosti od osy rotace vrtule [4]

Obrázek 4: Jednotlivé řezy vrtulovým listem se znázorněnými úhly nastavení a náběhu jednotlivých profilů. [5]

Obrázek 5: Znázornění sil působících na obtékaný profil [6]

Obrázek 6: Proudění ideálním propulsorem s nenulovou rychlostí nabíhajícího proudu [převzato z 11]

Obrázek 7: Proudění ideální vrtulí [4]

Obrázek 8: Silový rozbor v řezu vrtulového listu [upraveno z 12]

Obrázek 9: Znázornění indukovaných rychlostí v řezu vrtulového listu [upraveno z 12]

Obrázek 10: Znázornění vírové struktury za třílistou vrtulí pomocí metody nosné čáry [převzato z 11]

Obrázek 11: Ukázka využití 3D panelové metody na simulaci úplavu vrtulového listu [převzato z 11]

Obrázek 12: Vizualizace proudění za vrtulí pomocí CFD [13]

Obrázek 13: Příklad závislosti účinnosti a tahu na rychlostním poměru [převzato z 14]

Obrázek 14: Proudění ideálním propulsorem ve statickém režimu [převzato z 11]

Obrázek 15: Znázornění proudění na přízemním efektu [převzato z 15]

Obrázek 16: Proudění dvojicí koaxiálních propulzorů [8]

Obrázek 17: Vlevo: Tunel NASA FST s letadlem F4U-1 Corsair ve skutečné velikosti, Vpravo: měřicí stand s třílistou vrtulí umístěný v aerodynamickém tunelu NASA [17,18]

Obrázek 18: Vizualizace obtékání dvoulisté vrtule [19]

Obrázek 19: Vlevo: Snímkování proudění v okolí vrtule pomocí PIV, Vpravo: Výsledná vizualizace proudového pole [20]

Obrázek 20: Vlevo: Stand na statická měření jednoduché vrtule [21], Vpravo: Statické měření protiběžných vrtulí včetně vizualizace proudění [22]

Obrázek 21: Schematický náčrt měřeného UAV bez laminátové kapotáže

Obrázek 22: Měřené UAV při venkovních letových testech

Obrázek 23: Vypočtené charakteristiky měřených vrtulí ve statickém režimu

Obrázek 24: Model vrtule 1 (nahore) a vrtule 2 (dole)

Obrázek 25: Vrtule 1 (nahore) a vrtule 2 (dole)

Obrázek 26: Tenzometrický člen ZEMIC L6D

Obrázek 27: Model nosné konstrukce standu

Obrázek 28: Rozmístění tenzometrických členů

Obrázek 29: Model ložiskového tělesa nesoucího desku s tenzometry

Obrázek 30: Vlastnosti motoru 1 naměřené laboratorním dynamometrem

Obrázek 31: Vlevo: model tělesa nesoucího motory. Vpravo: těleso s motory a vrtulemi připravené k měření

Obrázek 32: Schéma zapojení měřící techniky

Obrázek 33: Uživatelské prostředí vytvořené v programu LabVIEW

Obrázek 34: Stanoviště operátora

Obrázek 35: Naměřené statické charakteristiky vrtule 1

Obrázek 36: Srovnání vypočtené a naměřené závislosti tahu na otáčkách

Obrázek 37: Srovnání metod měření příkonu a srovnání s výpočtem

Obrázek 38: Naměřené statické charakteristiky vrtule 2 - Fiala

Obrázek 39: Naměřené statické charakteristiky původní vrtule 2

Obrázek 40: Srovnání vypočtených a naměřených hodnot tahu původní vrtule 2

Obrázek 41: Srovnání vypočtených a naměřených hodnot příkonu původní vrtule 2

Obrázek 42: Srovnání procentuálních odchylek měření od výpočtů

Obrázek 43: Srovnání charakteristik vrtulí testovaných na motoru 2

Obrázek 44: Srovnání hodnot FoM měřených vrtulí

Obrázek 45: Výsledek měření kombinace obou vrtulí

Obrázek 46: Graf příkonu potřebného k dosažení 50 N tahu v závislosti na poměru otáček motorů

Obrázek 47: Závislost reakčního momentu na poměru otáček vrtulí při konstantním tahu 50 N

Obrázek 48: Naměřené statické charakteristiky vrtule 1 zastavěné v měřeném letadle

Obrázek 49: Srovnání příkonu určeného pomocí elektrických veličin s příkonem určeným pomocí otáček a reakčního momentu

Obrázek 50: Naměřené statické charakteristiky vrtule 2 - Fiala zastavěné v měřeném letadle

Obrázek 51: Hodnoty FoM vrtulí zastavěných v letadle

Obrázek 52: Výsledek měření kombinace obou vrtulí zastavěných v letadle

Obrázek 53: Graf příkonu potřebného k dosažení 50 N tahu v závislosti na poměru otáček motorů – měření s vrtulemi zastavěnými v letadle

Obrázek 54: Závislost reakčního momentu na poměru otáček vrtulí při konstantním tahu 50 N pro vrtule zastavěné v letadle

Obrázek 55: Srovnání tahu obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

Obrázek 56: Procentuální vyjádření rozdílu tahu obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

Obrázek 57: Srovnání reakčního momentu obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

Obrázek 58: Procentuální vyjádření rozdílu reakčního momentu obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

Obrázek 59: Srovnání příkonů obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

Obrázek 60: Srovnání příkonů obou motorů ve volném prostoru a v letadle

Obrázek 61: Srovnání Hodnot FoM měřených vrtulí ve volném prostoru a v letadle

Obrázek 62: Rozšíření standu o měření síly vyvolané kormidlem, detail měřených úprav kormidel

## 1. Úvod

V posledních letech dochází k výraznému rozmachu bezpilotních létajících prostředků známých pod obecnou zkratkou UAV. Tyto prostředky byly po dlouhou dobu záležitostí výhradně vojenského sektoru, kde plnily důležité průzkumné a strategické úkony. Vzhledem k výraznému zlevnění technologií i výroby se letouny typu UAV v posledních letech posunuly i na civilní trh, kde si velmi rychle upevnily místo jak v kategorii zábavních prostředků, tak v amatérském, i profesionálním audiovizuálním průmyslu. V budoucnu se dá očekávat jejich masové nasazení v oblasti civilního monitoringu či komerčního transportu drobnějšího nákladu.

Nejrychleji rostoucí kategorií civilních UAV jsou multikoptéry o čtyřech a více rotorech. Jejich zásadní výhodou je možnost kolmého startu a přistání, stejně jako relativní nenáročnost na automatickou stabilizaci. Naprostá většina multikoptér funguje na elektrický pohon. Vzhledem k tomu a ke stále poměrně nízké specifické hustotě energie baterií ve srovnání se spalovacími motory je pro multikoptéry zásadní maximalizace účinnosti pohonu.

Tato práce bude věnována zejména problematice leteckých vrtulí, jejichž správný návrh je pro dosažení maximální možné účinnosti zásadní. Navzdory velmi pokročilým výpočetním metodám je stále nedílnou součástí procesu vývoje vrtule laboratorní měření, které ověří, zda vrtule odpovídá návrhovým parametrům, a tak může výpočtovým modelům poskytnout cennou zpětnou vazbu.

Teoretická část práce bude věnována rozboru aerodynamiky vrtule. Bude zde uveden přehled základních teoretických modelů, popisujících aerodynamiku vrtule a sloužících k jejímu návrhu. Dále budou rozebrány návrhové podmínky, jež jsou pro moderní UAV stěžejní, a jejich vliv na geometrii vrtule.

Cílem praktické části práce je změření statických charakteristik dvou odlišných vrtulí a jejich kombinace v koaxiální protiběžné konfiguraci. K tomu bude za potřeby navrhnut a sestrojít měřicí stand, který bude schopen tyto charakteristiky spolehlivě měřit. Ideální je potom zařízení, které bude univerzálně použitelné pro měření jakýchkoli vrtulí do daného průměru, ať už samostatně, nebo v protiběžné, či tandemové konfiguraci. Důležitým požadavkem je také možnost kromě samostatných vrtulí do zařízení instalovat i celý letoun a tím získat možnost posouzení vlivu konstrukce letounu na charakteristiky vrtulí. Součástí měřicího zařízení bude také tvorba řídicího softwaru zpracovávajícího veškerá data.

Výstupem práce potom budou naměřené charakteristiky daných vrtulí, a to jak samostatně, tak v protiběžné konfiguraci. Tyto charakteristiky budou následně srovnány s hodnotami, jež byly pro tytéž vrtule vypočteny numerickým modelem. Následně budou vrtule zastavěny do letounu a znovu změřeny, což umožní vyhodnocení ztrát způsobených konstrukcí letounu.

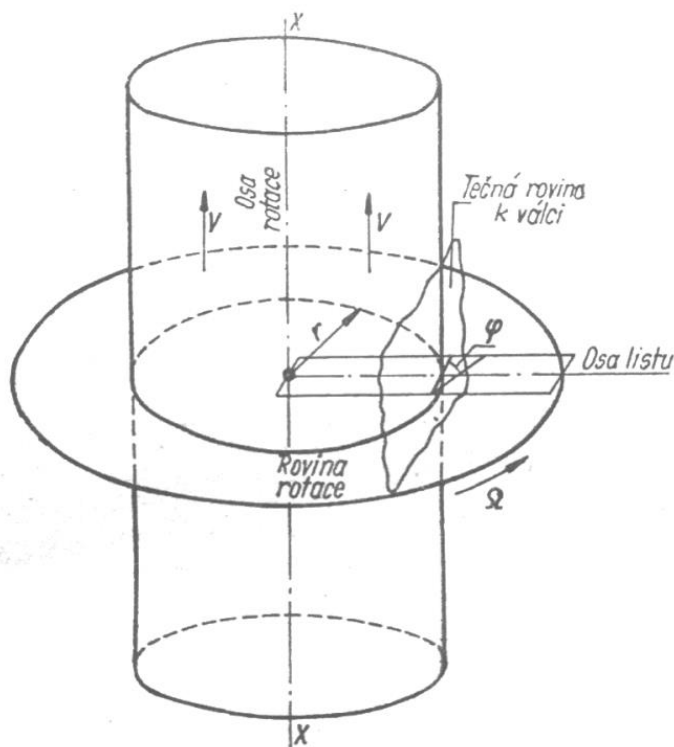
## 2. Aerodynamika leteckých vrtulí

Za počátek moderního přístupu k vývoji leteckých vrtulí je obecně považován přelom 19. a 20. století a následně období související s vývojem během druhé světové války. Mezi nejvýznamnější hybatele této oblasti patřili například Ludwig Prandtl, nebo Nikolay Zhukovsky a jejich následovníci [1].

### 2.1. Aerodynamika vrtulových listů

#### 2.1.1. Základní aerodynamika vrtulového listu

Tah vrtule je způsoben obtékáním jejich listů vzduchem, podobně jako v případě křídla letadla. Zaměříme se nyní na řez vrtulového listu v rovině tečné ke směru rotace vrtule, jak je znázorněno na obr. 1. List vrtule zde představuje prostý obdélník rotující kolem osy rotace  $x$ , mající vůči rovině rotace určitý konstantní úhel  $\varphi^1$ . Vzhledem k tomu, že délka listu vrtule bývá obvykle výrazně větší než jeho hloubka, lze tento řez považovat za rovinný [4].



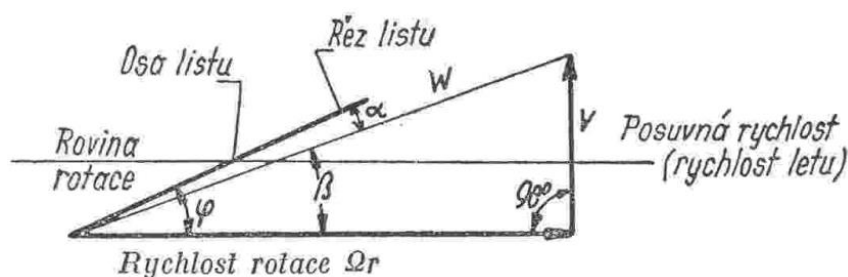
Obrázek 1: Znázornění roviny profilu listu v dané vzdálenosti od osy rotace [4]

Pohyb vrtulového listu je složen z pohybu rotačního a posuvného. Abychom byli schopni popsat směr, kterým nabíhá proud vzduchu na list, je nezbytné tyto pohyby skládat. Rozeberme nyní tuto situaci na řezu vrtulovým listem znázorněném na obr. 1. Rychlost posuvná, která představuje

<sup>1</sup> Tento úhel bude nadále označován jako *úhel nastavení profilu listu*, jeho geometrický význam je dobře patrný z obr.2.

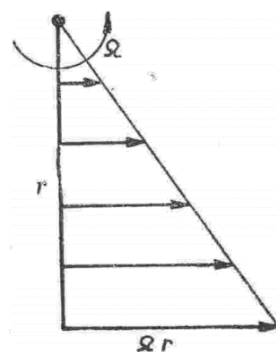


rychlost nabíhajícího proudu kolmé na rovinu rotace vrtule, je na obr. 1. znázorněna jako  $v$ . Obvodová rychlost, příslušící rotačnímu pohybu, je dána součinem vzdálenosti od osy rotace, v případě na obr. 1. poloměrem  $r$ , a úhlové rychlosti  $\Omega$ . Tyto rychlosti jsou na sebe kolmé a jsou znázorněny na obr. 2. Vektorový součet obvodové a posuvné rychlosti je označen jako  $w$  a představuje skutečný směr a rychlost vzduchu, nabíhajícího na řez v daném místě. Vidíme, že svírá s rovinou rotace úhel  $\beta$ . Tento úhel představuje úhel, který svírá nabíhající proud vzduchu s rovinou rotace vrtule v daném řezu. Úhel  $\alpha$  potom v tomtéž řezu představuje úhel náběhu vrtulového listu [4].



Obrázek 2: Řez vrtulovým listem se znázorněným rychlostním trojúhelníkem [4]

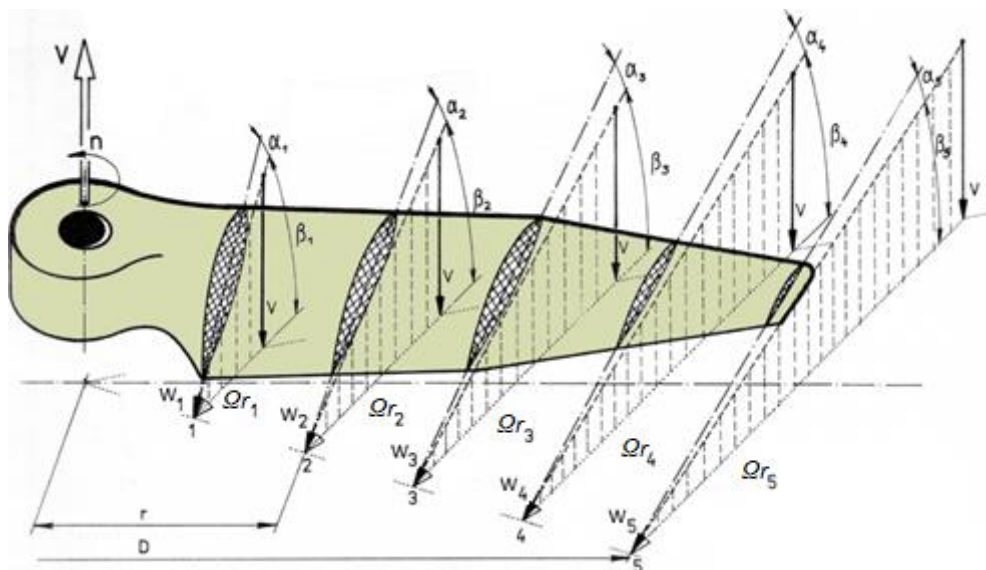
Zatímco posuvná rychlost  $v$  zůstává konstantní po celé délce vrtulového listu, rychlost obvodová se bude měnit v závislosti na vzdálenosti od osy rotace. Tato závislost je lineární a je zobrazena na obr. 3.



Obrázek 3: Znázornění růstu obvodové rychlosti v závislosti na vzdálenosti od osy rotace vrtule [4]

V důsledku toho, že je obvodová rychlost nekonstantní podél délky listu, bude se pro jednotlivé řezy měnit i rychlostní trojúhelník, a tedy i úhel  $\beta$ . Abychom docílili požadovaného úhlu náběhu  $\alpha$ , bude zapotřebí měnit i úhel nastavení profilu listu  $\varphi^2$  [4]. Výsledný tvar vrtulového listu tedy bude mít v každém řezu odlišný úhel nastavení  $\alpha$ , jak bude vysvětleno v následující kapitole, i profil. Nákres vrtulového listu s vícero řezy v rozdílných vzdálenostech od osy rotace je zobrazen na obr. 4.

<sup>2</sup> V praxi nebývá úhel náběhu  $\alpha$  konstantní. Obvykle se volí tak, aby byl optimální pro profil použitý v daném řezu vrtulového listu [5].



Obrázek 4: Jednotlivé řezy vrtulovým listem se znázorněnými úhly nastavení a náběhu jednotlivých profilů. [5]

### 2.1.2. Aerodynamika profilu

Jak bylo uvedeno na začátku minulé kapitoly, letecká vrtule vyvolává tah díky obtékání jejího povrchu proudem tekutiny. Zaměříme se nyní na silové působení v obecném řezu vrtulového listu. V takovém řezu lze síly působící na list vrtule popsat pomocí mechaniky obtékání tělesa v rovině, stejně jako v případě popisu křídla letadla [2,6].

Na profil obtékáný proudící tekutinou působí tato tekutina silami, jak je znázorněno na obr. 5. Jednotlivé složky sil lze popsat pomocí známých vzorců pro sílu vztlakovou:

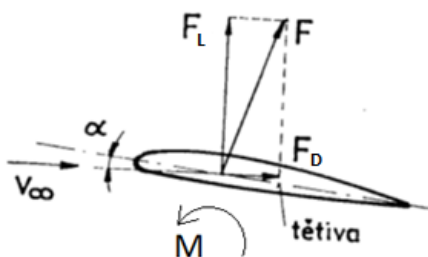
$$F_L = C_l \cdot A \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \quad (1)$$

kde  $F_L$  je síla kolmá na směr obtékající tekutiny,  $C_l$  součinitel vztlaku,  $A$  charakteristická plocha profilu (v případě vrtulového listu jeho půdorys),  $\rho$  hustota tekutiny,  $v_\infty$  rychlost nenarušeného proudění, a sílu odporovou:

$$F_D = C_d \cdot A \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \quad (2)$$

kde  $F_D$  je síla ve směru proudění tekutiny a  $C_d$  součinitel odporu. Z obr. 5 je patrné, že výsledná síla, kterou působí obtékající tekutina na profil je následující:

$$F = \sqrt{F_D^2 + F_L^2} \quad (3)$$



Obrázek 5: Znázornění sil působících na obtékaný profil [6]

Posledním silovým účinkem znázorněným na obr. 5 je klopný moment  $M$ . Lze ho snadno určit pomocí vztahu [2,6]:

$$M = C_m \cdot \rho \cdot A \cdot b \cdot \frac{v^2}{2} \quad (4)$$

kde  $b$  je charakteristický rozměr měřeného profilu (v případě leteckého profilu tětiva) a  $C_m$  součinitel klopného momentu.

Z obr. 5 je také patrné, že dané síly platí pro daný úhel náběhu  $\alpha$ . Pokud budeme tento úhel měnit, budeme měnit i tyto síly. Součinitele odporu  $C_d$  a vztlaku  $C_l$  jsou také závislé na úhlu náběhu  $\alpha$ , a právě tyto jsou velmi podstatné pro maximalizaci tahu vrtule. Je evidentní, že požadavkem na profil je co možná nejvyšší hodnota  $C_l$ , a naopak co nejnižší hodnota  $C_d$  [2].

Kromě úhlu náběhu závisí součinitele vztlaku a odporu také na Reynoldsově čísle, které lze určit vztahu:

$$Re = \frac{v^2 \cdot b}{\nu} \quad (5)$$

kde  $\nu$  je kinematická viskozita obtékající tekutiny [2,6].

Z hlediska návrhu vrtulového listu je vhodné zvolit pro každý řez vhodný profil vzhledem k Reynoldsovu číslu v daném řezu a následně takový úhel náběhu  $\alpha$ , pro který vychází optimální hodnota poměru  $C_l / C_d$  daného profilu. Tímto způsobem však získáme pouze teoretický návrhový bod, tj. konkrétní podmínky, ve kterých vrtule bude pracovat. V praxi je však běžné, že vrtule kromě návrhového bodu musí pracovat i mimo něj, což dělá situaci výrazně komplikovanější. Kromě nutnosti uvažovat účinnost a stabilitu profilu v nenávrhových podmínkách je také zapotřebí brát v potaz pevnostní a tuhostní požadavky na list vrtule i jeho uložení [4].

## 2.2. Charakteristiky vrtule

Pro snazší orientaci a možnost srovnání leteckých vrtulí byly některé vlastnosti zahrnuty mezi tzv. vrtulové charakteristiky [4]. Obecně jsou rozděleny do tří základních skupin:

1. Geometrické charakteristiky
2. Aerodynamické charakteristiky
3. Dynamické charakteristiky

### 2.2.1. Charakteristiky geometrické

Jsou hojně používané a slouží k základnímu popisu vrtule. Vztahují se pouze ke geometrii vrtule, neříkají tedy nic o jejích aerodynamických vlastnostech. Řadí se mezi ně mimo jiné [4]:

- Průměr vrtule  $D$  – základní parametr, obvykle je volen na základě aplikace, ke které je vrtule použita. Geometricky se jedná o průměr kružnice, opsané koncem vrtulových listů [4].
- Hloubka listů vrtule  $b$  – alternativně nazývána šířkou listu vrtule, jedná se o délku tětiny v řezu listu. Vzhledem ke komplikované geometrii listu nebývá tato hodnota konstantní. Běžně se pracuje s hodnotou maximální, případně poměrnou, danou vztahem [3,4]:

$$\bar{b} = \frac{b}{D} \quad (6)$$

- Tloušťka listu vrtule  $t$  – je definována jako maximální hodnota tloušťky profilu v daném řezu. Je úzce spojena s hloubkou listu a použitým profilem a taktéž nebývá konstantní [4].
- Úhel nastavení profilu  $\varphi$  – je popsán v kapitole 2.1.1., opět nebývá konstantní.
- Zkroucení listu – jedná se o průběh úhlů nastavení podél poloměru. Dle [4] se za referenční profil volí profil v 75% hloubky listu.
- Hustota lopatkové mříže  $\sigma$  – je dána podílem části průtečné plochy, jež je zabrána vrtulovými listy k celé této ploše. Je dána vztahem [8]:

$$\sigma = \frac{N_b c}{\pi r} \quad (7)$$

Kde  $N_b$  představuje počet listů vrtule,  $c$  ekvivalentní délku tětiny a  $r$  poloměr vrtule [8].

### 2.2.2. Aerodynamické charakteristiky vrtule

Tyto charakteristiky slouží k popisu aerodynamických vlastností vrtule. Vzhledem k potřebě srovnávat i vrtule nesterjých průměrů a geometrií je vhodné převádět aerodynamické charakteristiky na bezrozměrné koeficienty [7,8]:

- Tah  $T$  – je základní charakteristikou každé vrtule. Jedná se o sílu působící ve směru kolmém na vrtulový disk. Bezrozměrný koeficient určíme dle vztahu [7,8]:

$$C_T = \frac{T_e}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4} \quad (8)$$

kde  $\rho$  je hustota vzduchu,  $n$  počet otáček za sekundu,  $D$  průměr vrtule a  $T_e$  představuje efektivní tah. Hodnota efektivního tahu má význam v případě měření vrtule osazené v letadle, jelikož zahrnuje změnu odporu vlivem úplavu vrtule. Pro měření samotných vrtulí je postačující použití tahu změřeného na vrtulové hřídeli.

- Výkon  $P$  – představuje výkon, který je vrtule schopna přenést z motoru na okolní vzduch. Z hlediska návrhu velmi důležitá hodnota, jelikož zásadně ovlivňuje výběr motoru, s nímž má vrtule pracovat. Koeficient určíme pomocí vztahu [7,8]:

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} \quad (9)$$

kde  $\rho$  je hustota vzduchu,  $n$  počet otáček za sekundu a  $D$  průměr vrtule.

- Moment  $M$  – jedná se o moment působící na vrtulové hřídeli. Opět se jedná o důležitý parametr při výběru vhodného motoru. Bezrozměrný koeficient je následující [7,8]:

$$C_M = \frac{M}{\rho \cdot n^2 \cdot D^5} \quad (10)$$

kde opět  $\rho$  je hustota vzduchu,  $n$  počet otáček za sekundu a  $D$  průměr vrtule.

- Účinnost  $\eta$  – vyjadřuje míru, s jakou je vrtule schopna přenést výkon motoru na okolní vzduch. Je definována dle vztahu [7]:

$$\eta = \frac{C_T}{C_P} \cdot \frac{v}{n \cdot D} \quad (11)$$

kde  $v$  představuje rychlost nenarušeného proudění,  $n$  počet otáček za sekundu a  $D$  průměr vrtule.

- Rychlostní poměr  $\lambda$  – udává poměr rychlosti nabíhajícího proudu k rychlosti obvodové [4]:

$$\lambda = \frac{v}{n \cdot D} \quad (12)$$

### 2.2.3. Dynamické charakteristiky

Dynamické charakteristiky popisují tuhost a pevnost, a to jak vrtulového listu, tak vrtule jako celku včetně náboje. Podstatné je především zachování geometrie vrtulového listu i při vysoké zátěži. Jak plyne z 2.1. i malá změna geometrie se nutně projeví na aerodynamických charakteristikách vrtule. Toto téma je nicméně nad rámec této práce, a proto se mu nadále nebudeme věnovat.

## 2.3. Aerodynamické teorie vrtulí

Aerodynamickými teoriemi vrtulí rozumíme fyzikální modely, jež slouží k popisu přenosu energie z vrtule na okolní vzduch. První takovéto modely vznikaly ve snaze zvýšení efektivity lodních šroubů a vodních turbín, následně vznikaly teorie sloužící výhradně k popisu přenosu energie z vrtule, případně z lopatkových mříží na vzduch. V posledních desetiletích se díky rozvoji výpočetních technologií začaly prosazovat numerické výpočetní metody a přímé využití CFD [9].

V následujících odstavcích budou uvedeny vybrané teorie vrtulí. Vzhledem k rozsahu této práce a komplexnosti problematiky jednotlivých teorií budou tyto teorie uvedeny jen ve stručné podobě.

### 2.3.1. Hybnostní teorie

Tato teorie byla poprvé použita W. G. Rankinem a R. E. Froudem k popisu lodního šroubu. Teorie je nicméně aplikovatelná i na problematiku leteckých vrtulí, případně proudových motorů [9].

Hybnostní teorie<sup>3</sup> pracuje s tzv. ideálním propulsorem, který je definován jako disk se schopností urychlovat tekutinu, která skrze něj proudí. Předpokladem je ideální proud tekutiny (nevazká a stabilní), tedy bez třecích ztrát. Dále se jedná pouze o jednorozměrovou úvahu, neuvažuje se zde tedy rotace proudu vzduchu za vrtulovým listem. Tato teorie popisuje pouze vztah mezi výkonem, tahem a rychlostním polem v okolí vrtule, nijak neuvažuje geometrii vrtule a pro návrh vrtule samotné ji tedy nelze využít. Je nicméně možné s její pomocí kvantifikovat ztráty srovnáním hodnot vypočtených touto teorií s hodnotami získanými měřením [4,8,9].

Dle hybnostní teorie lze tah propulsoru vyjádřit jako změnu hybnosti urychlované tekutiny:

$$T = \dot{m} \cdot (v_2 - v) \quad (13)$$

kde  $T$  je tah propulsoru,  $\dot{m}$  hmotnostní tok,  $v$  rychlost nabíhajícího (nenarušeného) proudění a  $v_2$  rychlost proudu za propulsorem, viz obr 6 [4,10].

---

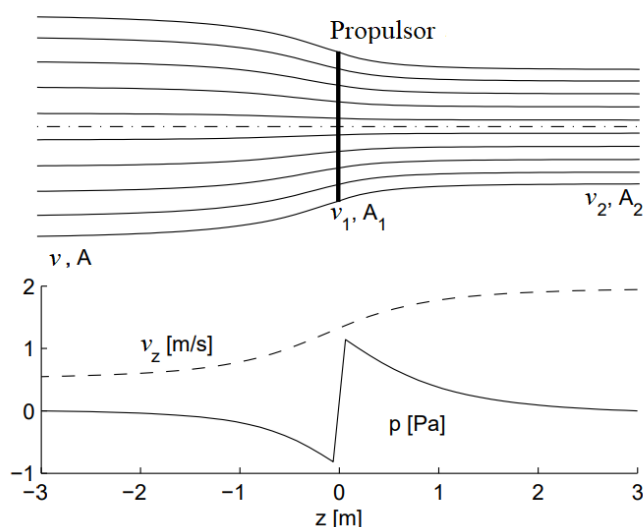
<sup>3</sup> Dříve byla známa jako *Teorie ideálního propulsoru* [4], v anglické literatuře ji lze dohledat jako *Momentum theory*, případně *Actuator disc theory*.

Výkon potřebný k dosažení požadovaného tahu (indukovaný výkon) lze potom zapsat jako rozdíl kinetických energií před a za propulsorem<sup>4</sup> [4,10,11]:

$$P_i = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot (v_2^2 - v^2) \quad (14)$$

Účinnost propulsoru potom lze vyjádřit jako podíl výkonu dodaného propulsořem ( $P_{už}$  – užitečný výkon) a energie, předané tekutině za danou jednotku času ( $P_i$  – indukovaný výkon) [10]:

$$\eta = \frac{P_{už}}{P_i} = \frac{T \cdot v}{\frac{1}{2} \dot{m} \cdot (v_2^2 - v^2)} = \frac{2}{1 + \frac{v_2}{v}} = \frac{v}{v_1} \quad (15)$$



Obrázek 6: Proudění ideálním propulsořem s nenulovou rychlostí nabíhajícího proudu [převzato z 11]

Na obr. 6 je znázorněno proudění ideálním propulsořem. Průběh rychlosti proudu vzduchu je označen jako  $v_z$  a je zobrazen v grafu níže. Proud v trubici musí vyhovovat rovnici kontinuity, což nutně způsobí zúžení proudové trubice za propulsořem [11].

Důležitou veličinou v popisu propulsoru je indukční faktor  $a$ . Je definován pomocí vztahů (16) a (17) a je zásadní pro popis proudění vrtule pomocí teorie BEMT v odstavci 2.3.3.

$$v_1 = v + v_i = v \cdot (1 + a) \quad (16)$$

$$v_2 = v \cdot (1 + 2a) \quad (17)$$

<sup>4</sup> Kromě indukovaného výkonu vypočteného dle hybostní teorie (14) je potřebné vrtuli dodat i výkon potřebný k překonání vlastní odporu jejích listů

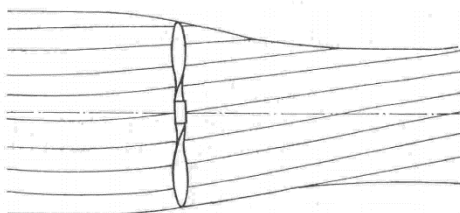
kde  $v_i$  je indukovaná rychlost ve směru osy propulsoru (lze odvodit:  $v_i = a \cdot v$ ),  $v$  rychlost nabíhajícího proudění,  $u_1$  rychlost v místě propulsoru a  $u_2$  rychlost proudu za propulsorem [12].

Tah lze vyjádřit také s pomocí Bernoulliho rovnice, a to ve tvaru [4]:

$$T = A \cdot \Delta p \quad (18)$$

kde  $A$  je průřezná plocha (dle obr. 6 plocha označená jako  $A_I$ ) a  $\Delta p$  změna tlaku před a za touto plochou. Je patrné, že aby propulsor generoval tah, je nezbytný tlakový rozdíl před a za propulsorem, jak je zobrazeno ve spodní části obr. 6. Umožňuje-li to konstrukce, je nicméně obecně výhodnější navyšovat tah průměrem propulsoru, jelikož k navyšování  $\Delta p$  je zapotřebí navyšování indukované rychlosti, což dle (15) vede ke snížení účinnosti [4].

Hybnostní teorii lze dále rozvinout na Teorii ideální vrtule. Zatímco v hybnostní teorii je proudění uvažováno jako 1D, v teorii ideální vrtule je zpracována i složka obvodové rychlosti vrtule a za vrtulí vzniká spirálovitý proud. Tento model dosahuje nižší teoretické účinnosti než model ideálního propulsoru, jelikož jistá část výkonu je vždy spotřebována ke vzniku tangenciální složky rychlosti proudícího vzduchu [4]. Nákres proudění ideální vrtulí je na obr. 7.



Obrázek 7: Proudění ideální vrtulí [4]

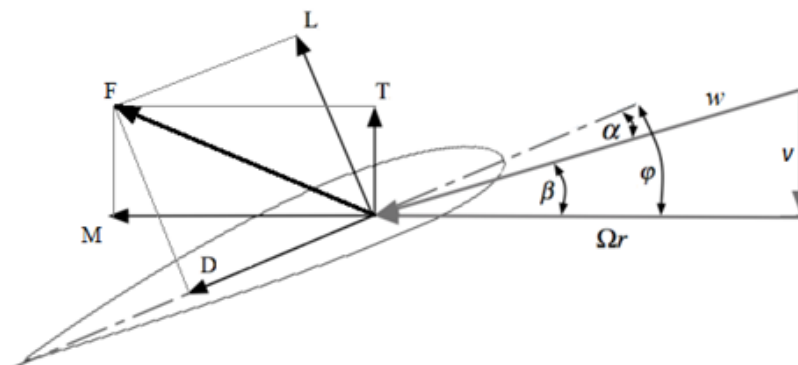
### 2.3.2. Teorie izolovaného elementu

Teorie izolovaného elementu<sup>5</sup> byla obdobně jako hybnostní teorie poprvé použita koncem 19. století a to W. Freudem a následně rozpracována S. Drzewieckim. Její zásadní přínos ve srovnání s hybnostní teorií tkví v tom, že teorie izolovaného elementu uvažuje samotnou geometrii listu [11,4].

<sup>5</sup> V anglické literatuře označována jako *Blade element theory*, zkráceně *BET*



S popisem teorie navažme na odstavce 2.1.1. a 2.1.2. Metoda je založena na rozdělení vrtulového listu na určité množství řezů – profilů, řešení jejich aerodynamiky v rovině a následnou integrací těchto řezů po celé délce listu<sup>6</sup>. Geometrie rychlostních trojúhelníků je popsána na obrázcích 2,3 a 4, rozeberme tedy silové působení v obecném řezu, viz. obr. 8.



Obrázek 8: Silový rozbor v řezu vrtulového listu [upraveno z 12]

Dle kapitoly 2.1.2. generuje obtékaný profil sílu vzlakovou, zde označenou jako  $L$  a sílu odporovou  $D$ . Výslednici těchto sil  $F$  opět rozložíme, tentokrát ve směru osy vrtule. Výsledkem je síla  $T$  působící ve směru osy vrtule – tahová síla vrtule a moment  $M$  působící na ose vrtule [12]:

$$dT = dL \cdot \cos\beta - dD \cdot \sin\beta \quad (19)$$

$$dM = (dD \cdot \cos\beta + dL \cdot \sin\beta) \cdot dr \quad (20)$$

Výsledný tah  $T$  a moment  $M$  potom získáme integrací elementárních sil po délce vrtulového listu, přenásobený počtem vrtulových listů [4].

Výkon spotřebovaný vrtulí lze potom zapsat ve tvaru [4]:

$$P = \Omega \cdot M \quad (21)$$

kde  $\Omega$  značí úhlovou rychlost a lze ji určit, známe-li otáčky jako  $\Omega = 2 \cdot \pi \cdot n$ , kde  $n$  představuje otáčky vrtule. Účinnost lze zapsat jako [4]:

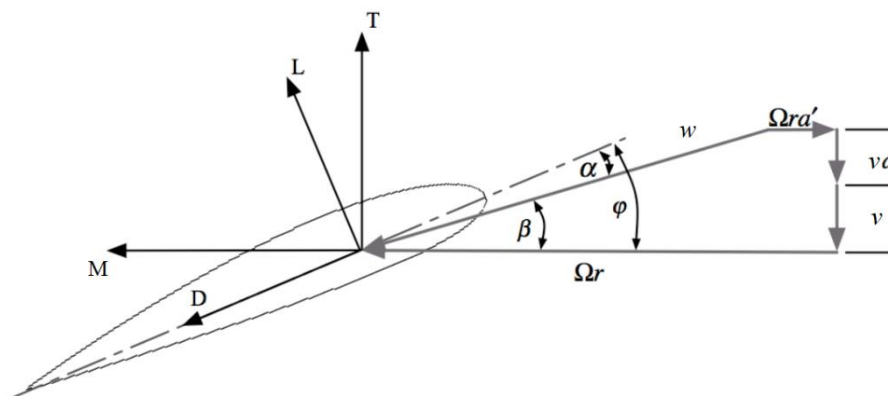
$$\eta = \frac{T \cdot v}{P} \quad (22)$$

Jelikož tato teorie nepopisuje vztah geometrie vrtulového listu k indukované rychlosti proudu vzduchu, sama o sobě pro návrh vrtule není dostačující. Také uvažuje proudění výhradně v rovinách jednotlivých řezů, tedy neuvažuje prostorové proudění, což vede k vyšší teoretické účinnosti, než odpovídá realitě [4,10].

<sup>6</sup> Vzhledem k tomu, že počet uvažovaný řezů je konečný, užívá se v praxi spíše sumace elementů [4].

### 2.3.3. BEMT

Jak bylo řečeno výše, ani hybností teorie, ani teorie izolovaného elementu samy o sobě nedostačují pro návrh vrtule. Je nicméně možné obě varianty zkombinovat. Výsledná metoda je známa pod anglický názvem *Blade Element Momentum Theory* [12].



Obrázek 9: Znázornění indukovaných rychlostí v řezu vrtulového listu [upraveno z 12]

Vraťme se nyní k obr. 8. Rychlost  $v$ , která je na něm zakreslena je rychlost nabíhajícího proudu. Pokud vrtule generuje tah, musíme rychlost  $v$  navýšit o indukovanou rychlost, jak popisuje hybnostní teorie. Rychlostní trojúhelník s uvažováním indukované rychlosti je na obr. 9.

Indukovaná rychlost ve směru osy vrtule je znázorněna součinem  $v \cdot a$  kde  $v$  je rychlost nabíhajícího proudu a  $a$  osový indukční faktor, který byl definován vztahy (16) a (17) v kapitole 2.3.1. Indukovaná rychlost v tangenciálním směru je označena jako  $\Omega r a'$ , kde  $\Omega$  představuje úhlovou rychlost,  $r$  vzdálenost daného řezu od osy vrtule a  $a'$  tangenciální indukční faktor. Vzhledem ke změně geometrie rychlostního trojúhelníka je nutné určit úhel  $\beta$  pomocí trigonometrie [12]:

$$\beta = \tan^{-1} \frac{v \cdot (1+a)}{\Omega \cdot r \cdot (1-a')} \quad (23)$$

Rychlost  $w$ , jež nezbytná pro výpočet sil  $L$  a  $D$  pomocí vztahů (1) a (2), vyjádříme ve tvaru:

$$w = \frac{v \cdot (1+a)}{\sin \beta} \quad (24)$$

a společně se vztahy (1) a (2) dosadíme do (18) a (19) [12]:

$$dT = B \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c \cdot \frac{v^2 \cdot (1+a)^2}{\sin^2 \beta} (C_l \cdot \cos \beta - C_d \cdot \sin \beta) dr \quad (25)$$

$$dM = B \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c \cdot \frac{v^2 \cdot (1+a)^2}{\sin^2 \beta} (C_l \cdot \sin \beta - C_d \cdot \cos \beta) \cdot r dr \quad (26)$$

Tyto vztahy již obsahují jak geometrické charakteristiky vrtulového listu, tak osový a tangenciální indukční faktor a lze je tedy použít společně se vztahy uvedenými v odstavci 2.3.1. k návrhu vrtule.

Teorie BEMT má však stále limity, jelikož, stejně jako teorie izolovaného elementu, neuvažuje proudění v radiálním směru vrtulového listu. Nepracuje tedy ani s koncovými víry, které mají na celkovou účinnost vrtule podstatný vliv. Toto lze řešit pouze do jisté míry, a to za pomoci korekčních funkcí, např. Prandtlovou ztrátovou funkcí [12].

#### 2.3.4. Vírová teorie, teorie nosné čáry, teorie nosné plochy

Základy vírové teorie položili N. J. Žukovskij a M. W. Kutta. Teorie je ve srovnání s uvedenými teorie zásadně odlišná tím, že uvažuje vzájemné ovlivnění sousedních elementů. Dle této teorie se nosná plocha (ať už vrtulového listu, nebo nosná plocha letadla) nahrazuje soustavou vázaných vírů<sup>7</sup>. U vrtulové listů (případně křídel) s vysokou štíhlostí a minimálním zkroucením podél listu lze uvažovat jediný vázaný vír (obr. 10). Zásadní pro vírovou teorii je definování cirkulace  $\Gamma$ . Cirkulace určuje rychlostní pole kolem elementu vrtulového listu, přičemž toto pole podél vrtulového listu obecně není konstantní. To má za následek různé odtrhávání vírů v různých částech vrtulového listu, což nutně vede ke vzniku radiální složky rychlosti. Vztah mezi cirkulací a vztlakovou silou elementu popisuje Žukovského věta [4]:

$$dL = \rho W \times \Gamma dr \quad (27)$$

kde  $\Gamma$  označuje cirkulaci,  $dL$  je elementární vztlaková síla daného elementu,  $\rho$  hustota vzduchu a  $w$  skutečná rychlost proudu nabíhajícího na daný profil.

Vírová teorie sice již popisuje interakci sousedních elementů cirkulací  $\Gamma$ , ale stále dostatečně dobře nepopisuje jevy na konci vrtulového listu a koncové víry. Na to se zaměřila práce L. Prandtla a A. Betze, jejíž výsledkem byla tzv. teorie nosné čáry. Za základní vztahy této teorie lze považovat následující rovnice vyjadřující pomocí cirkulace tah daného elementu  $dT$  a elementární moment  $dM$  [12]:

$$dT = \rho \cdot \Gamma \cdot \Omega \cdot r \cdot (1 - a') dr \quad (28)$$

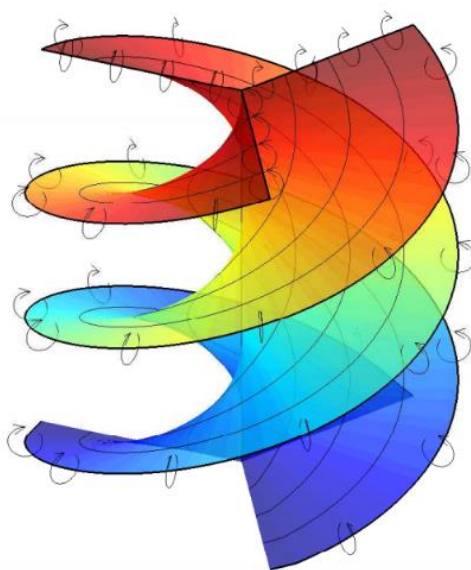
$$dM = \rho \cdot \Gamma \cdot v \cdot (1 + a) dr \quad (29)$$

kde  $\Omega$  je úhlová rychlost,  $r$  poloměr daného elementu a  $v$  rychlost nabíhajícího proudu. Teorie nosné čáry již uvažuje pohyb vázaných vírů směrem ke konci vrtulového listu a následný vznik koncového víru. Z Teorie nosné čáry byla také definována tzv. podmínka maximální účinnosti vrtule, jež byla

<sup>7</sup> Vázanými víry označujeme víry tvořící nosnou plochu, odtékající víry nazýváme volnými víry [4].

následně doplněna o ztrátové funkce a do příchodu výpočetní techniky se jednalo o základní nástroj pro návrh vrtulí [4,12].

Pokud je geometrie vrtulového listu komplikovanější, tj s výraznějším zakřivením, nebo prohnutím listu a nízkou štihlostí, nelze již použít metodu nosné čáry. Jelikož na komplikovanější povrch již nedostačuje jediný vázaný vír, je vrtulový list nahrazen plochou tětivy, případně střední čáry profilu a na něm je následně modelováno vírové pole po celé ploše. Profil v daném řezu je pak simulován úpravou charakteristik v daném místě. Tato metoda je známa pod názvem teorie nosné plochy a do nástupu výkonných výpočetních jednotek byla hojně využívána [11].

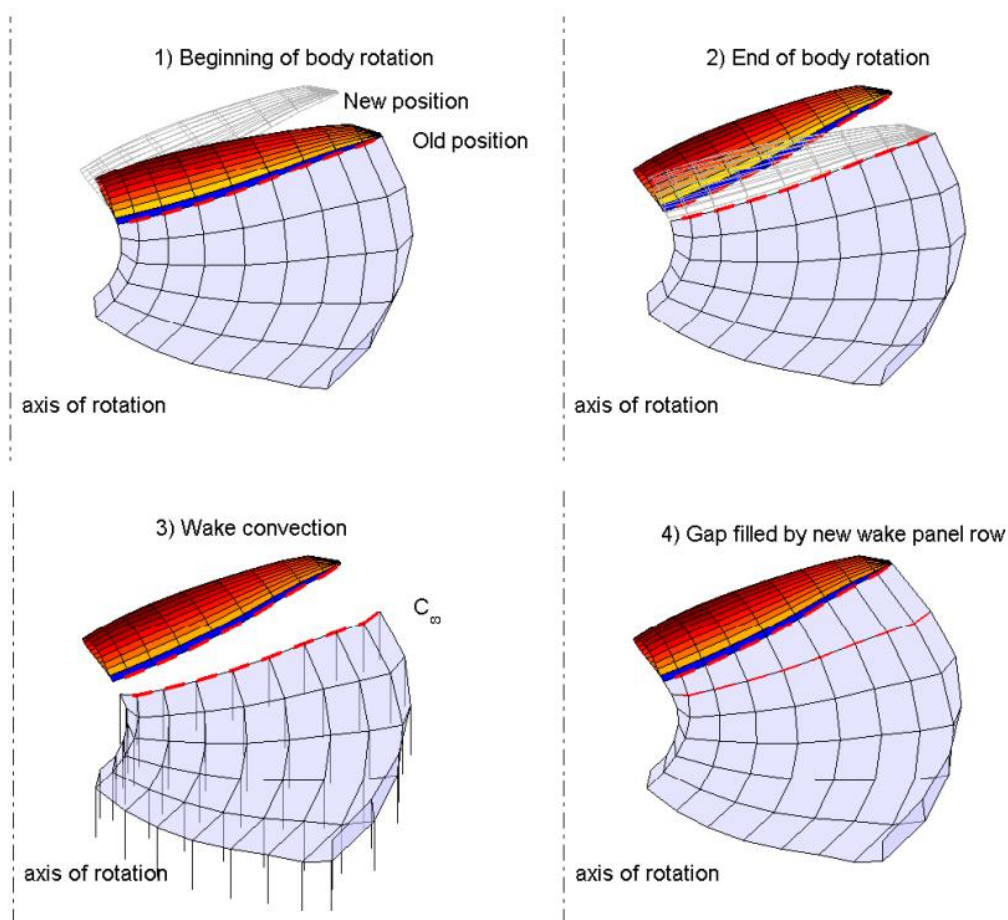


*Obrázek 10: Znázornění vírové struktury za třílistou vrtulí pomocí metody nosné čáry [převzato z 11]*

### 2.3.5. Panelové metody

Panelové metody slouží především k optimalizaci a představují pokročilejší a výpočetně náročnější metodu, než jsou metody dosud uvedené. Průkopníky v oblasti této metody v aerodynamice byli zejména J. L. Hess a W. O. Valarezo, jež jako první použili panelovou metodu (do té doby využívanou zejména k návrhu lodních šroubů) k modelování obtékání letecké vrtule [10,11].

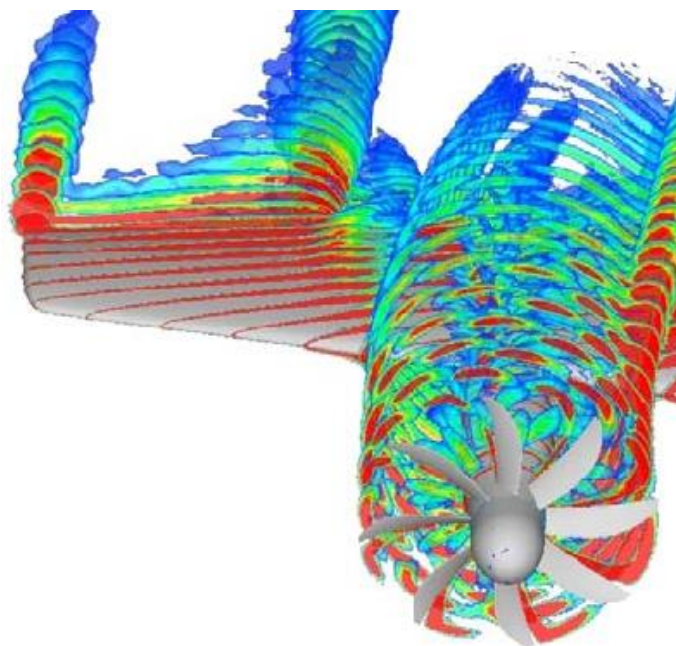
Principem panelových metod je rozdělení povrchu zkoumaného tělesa (křídlo, vrtule, lodní šroub a další) na elementy, jež jsou pak vyšetřovány jednotlivě a dohromady utváří proudové pole podél zkoumaného povrchu. V případě 2D panelových metod jsou těmito elementy přímky, případně křivky, v případě 3D panelových metod pak rovné, nebo zakřivené plochy, obvykle čtyřúhelníky. Předpokladem pro většinu panelových metod je potencionální proudění podél povrchu a v případě obtékání profilů tzv. Kuttova podmínka, která prakticky definuje odtokovou hranu, čímž umožňuje vyšetření celkového vztlaku daného profilu. Ostatní okrajové podmínky se mohou výrazně lišit v závislosti na konkrétní metodě [11].



Obrázek 11: Ukázka využití 3D panelové metody na simulaci úplavu vrtulového listu [převzato z 11]

### 2.3.6. CFD

Metody CFD (Computational Fluid Dynamics – Počítačová mechanika tekutin) jsou nejmladší a v současné době nejpokročilejší metodou modelování mechaniky tekutin. Obdobně jako panelové metody, jsou i CFD metody využívány spíše k optimalizaci než k prvotnímu návrhu. K analýze leteckých vrtulí se nejčastěji používají metody typu RANS, tedy metody časového středování Navier Stokesových rovnic. Pomocí CFD je možné simulovat nestacionární jevy a při dostatečně jemné síti je možné popisovat jevy u kořene vrtulového listu i na jeho konci, kde ostatní metody naráží na své limity. Nevýhodou CFD je vysoká výpočetní náročnost, zejména pro komplexnější geometrie a (stejně jako v případě ostatních metod) je stále doporučováno experimentální ověření dosažených výsledků [11,13].



Obrázek 12: Vizualizace proudění za vrtulí pomocí CFD [13]

## 2.4. Pracovní režimy vrtule

V kapitole 2.3. byly popsány výpočetní metody, které umožňují s větší, či menší přesností určit tah, příkon a účinnost na základě jistých vstupních parametrů. Rozeberme nyní tyto vstupní parametry a okolnosti na kterých jsou závislé.

### 2.4.1. Návrhový bod vrtule

Při návrhu vrtule je zásadní určení návrhového bodu<sup>8</sup>. V zásadě se jedná o kombinaci tahu, otáček a rychlosti nabíhajícího proudu, ve kterých bude vrtule pracovat nejčastěji, a tudíž optimalizace pro tento stav přinese největší efekt. Návrhový bod vrtule se vždy odvíjí od aplikace, kde je daná vrtule požitá, je však nezbytné mít na paměti, že ani u letadel, ani u multikoptér nepracují vrtule pouze v návrhovém režimu, ale často i výrazně mimo něj. Je proto důležité zvážit i tyto režimy a zajistit správné fungování pohonu i v nich (viz kapitola 2.4.2.).

U letadel je obvykle návrhovým bodem cestovní rychlost, která je zároveň rychlostí nabíhajícího proudu. Potřebný tah se poté určí na základě odporu celého letadla. Co se týče návrhových otáček, závisí volba na více faktorech, zejména na průměru vrtule, který konstrukce letadla umožňuje a na použitých motorech, zejména jedná-li se o elektromotory bez převodu apod. [4].

U multikoptér a podobných koncepcí je obvykle návrhovým bodem stav statického visu. Potřebný tah se určí na základě hmotnosti multikoptéry a počtu vrtulí. I zde samozřejmě hraje roli průměr vrtulí a použité motory.

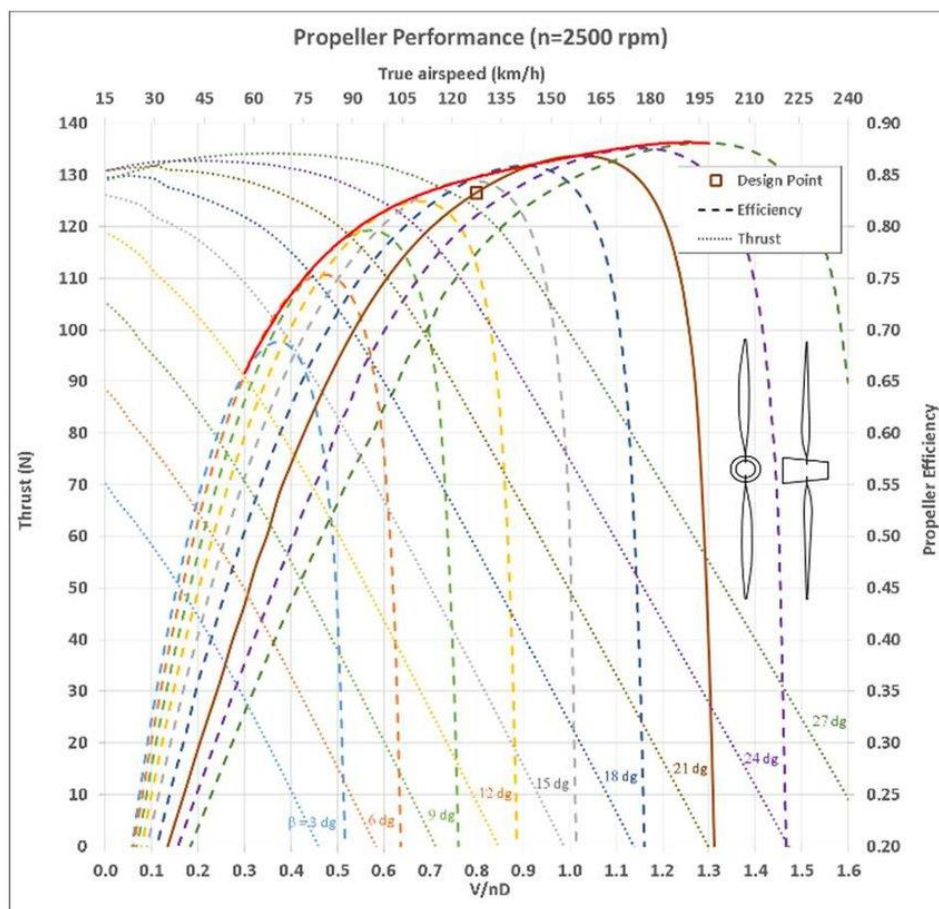
Pokud je cílem návrhu univerzální vrtule, určená např. pro širší škálu letadel, multikoptér apod., je nezbytné dodat k vrtuli dokumentaci obsahující graf účinnosti vrtule. Příklad takového grafu je na obr. 13. Jedná se graf závislosti účinnosti na rychlostním poměru. Často v něm bývá uveden i tah a u vrtulí se stavitelným úhlem nastavení v něm obvykle bývají vyneseny křivky pro vícero úhlů nastavení. Na obr. 13 vidíme tučnou čarou hnědé barvy vybraný úhel nastavení a na něm znázorněný návrhový bod, jež byl vybrán pro dané použití (letadlo jménem *Regenerative Soarer*, [14]). Červenou barvou je pak vyznačena obálková křivka účinnosti. Ta zobrazuje maximální dosažitelnou účinnost dané stavitelné vrtule v závislosti na rychlostním poměru<sup>9</sup> [4].

---

<sup>8</sup> Bývá označován také jako pracovní bod, či návrhový režim.

<sup>9</sup> V uvedeném příkladu jsou pevně dány otáčky (2500 rpm), křivka tedy zobrazuje účinnost v závislosti na rychlosti nabíhajícího proudu, tedy rychlosti letu.





Obrázek 13: Příklad závislosti účinnosti a tahu na rychlostním poměru [převzato z 14]

#### 2.4.2. Výkonová rezerva vzhledem k pracovnímu bodu

Velmi důležitá je také výkonová rezerva. Je-li návrhový bodem letadla cestovní rychlost, je nezbytné, aby pohon disponoval dostatečnou výkonovou rezervou zejména pro start, go-around a v podobných situacích, které jsou specifické nízkou rychlostí letu. Pokud nemá vrtule stavitelný úhel náběhu listů, obvodová rychlost v těchto chvílích výrazně převyšuje rychlost nabíhajícího proudu a vrtule pracuje pod vysokým úhlem náběhu. V těchto situacích může dojít odtržení proudění obtékajícího vrtulové listy a k rapidnímu poklesu účinnosti (viz. obr. 13). Pro bezpečný provoz letadla je nezbytné, aby motor v tuto chvíli stále disponoval dostatečnou výkonovou rezervou a byl schopen dosáhnout požadovaného tahu i přes pokles účinnosti [4,10].

Výkonová rezerva vůči návrhovému bodu v případě multikoptér obvykle představuje schopnost dostatečně rychlého stoupání a robustnost vůči poryvům větru. I zde dochází vzhledem k potřebě prudkého navýšení tahu ke skokovému navýšení otáček při (téměř) konstantní rychlosti nabíhajícího proudu, a tedy poklesu účinnosti. Multikoptéry také obvykle nedisponují měnitelným převodem, ani stavitelnými listy a rezerva tahu představuje v podstatě rezervu otáček motoru. Na to je potřebné pamatovat při výběru optimální sestavy motor – vrtule.



### 2.4.3. Režim statického tahu vrtule

Režim statického tahu je specifický režim, kdy vrtule pracuje na místě, rychlost nabíhajícího proudu je tedy nulová. U letadel a UAV se standartními nosnými plochami není tento režim příliš podstatný, jelikož základem jejich fungování je právě určitá rychlost dopředného pohybu. U multikoptér a UAV typu V-TOL je však tento režim zásadní. U multikoptér se jedná o převládající režim a u letounů typu V-TOL je zásadní pro start a přistání. Právě start a přistání jsou potom pro tyto letouny energeticky velmi náročné a optimalizovaná vrtule s vysokou účinností dokáže přinést zásadní úsporu.

Návrh vrtule ve statickém režimu se příliš neliší od standartního návrhu, je pouze zapotřebí uvažovat nulovou (nebo velmi nízkou) rychlost nabíhajícího proudu. Pro základní návrh, jež je možné porovnávat s naměřenými daty může posloužit hybnostní teorie. Jak bylo řečeno, uvažujeme pro režim statického tahu rychlost nabíhajícího proudu  $v$  rovnou nule (viz. obr.14) Pokud tento předpoklad dosadíme do vztahu (15), dostáváme pro ideální propulsor nulovou účinnost, což znamená, že propulsor jako pohon nekoná žádnou práci. Stále však generuje tah, který určíme snadno pomocí (13), tak, že dosadíme nulovou rychlost nabíhajícího proudu [4,11]:

$$T = \dot{m} \cdot v_2 \quad (30)$$

kde  $\dot{m}$  představuje hmotnostní tok a  $v_2$  rychlost proudu za propulsořem. Výkon pak určíme stejnou úpravou rovnice (14):

$$P_i = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot (v_2^2) \quad (31)$$

Z hybnostní teorie plyne, že rychlost na propulsoru je rovna průměru rychlostí před a za propulsořem [4]. Pro nulovou rychlost nabíhajícího proudu tedy můžeme psát<sup>10</sup> [11]:

$$P_i = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A_1 \cdot v_1 \cdot (2 \cdot v_1)^2 = 2 \cdot \rho \cdot A_1 \cdot v_1^3 \quad (32)$$

kde  $A_1$  je plocha propulsoru,  $\rho$  hustota vzduchu a  $v_1$  je rychlost proudu v propulsoru. Statický výkon lze také vyjádřit pomocí rychlosti proudu v propulsoru a tahu [11]:

$$P_i = v_1 \cdot T \quad (33)$$

Porovnáním vztahů (32) a (33) potom snadno získáme vztah pro indukovanou rychlost ve statickém režimu, která je dle (16) rovna rychlosti  $v_i$  [4,10]:

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A_1}} \quad (34)$$

<sup>10</sup> Hmotnostní tok je definován následujícím vztahem:  $\dot{m} = \rho \cdot A_1 \cdot v_1$

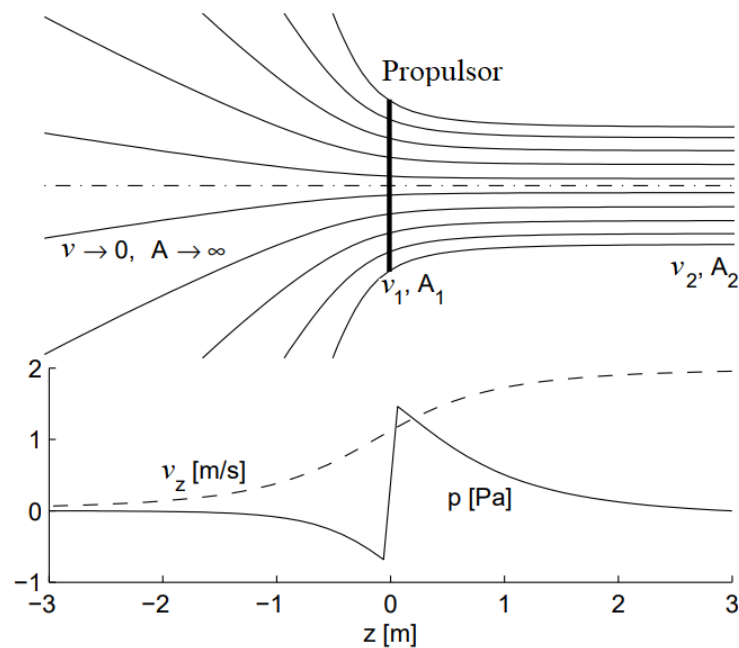
Z rovnic (32) a (33) lze také určit vztah pro výkon potřebný k dosažení požadovaného tahu neboli indukovaný výkon [11]:

$$P_i = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot A_1}} \quad (35)$$

Z tohoto vztahu byl odvozen vztah pro tzv. Figure of Merit, zkráceně *FoM*. Jedná se o poměr výkonu potřebného ke generování určitého tahu ve statickém režimu ideálním propulsorem k výkonu potřebnému k udržení stejného tahu v témže režimu analyzovanou vrtulí [11]:

$$FoM = \frac{T^{3/2}}{P \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot A_1}} \quad (36)$$

kde  $P$  představuje výkon analyzované vrtule, potřebný k výše uvedenému. Tento výkon může být zjišťován buď experimentálně, nebo některou z uvedených pokročilejších metod. Je zřejmé, že *FoM* bude (podobně jako účinnost) nabývat hodnot od nuly, do jedné. *FoM* tedy může, stejně jako účinnost v hybnostní teorii, posloužit ke srovnání jednotlivých vrtulí mezi sebou a k základnímu posouzení ztrát, byť bez možnosti určení jejich původu [8].



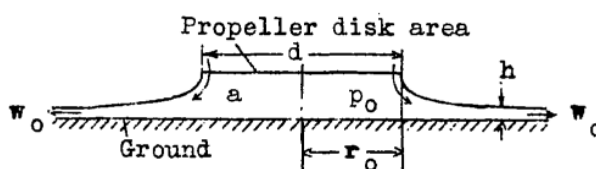
Obrázek 14: Proudění ideálním propulsorem ve statickém režimu [převzato z 11]

#### 2.4.4. Přízemní efekt

Přízemní efekt je jev, ke kterému dochází, přiblíží-li se vrtule k zemi. Lze ho popsat jako nárůst účinnosti vrtule v blízkosti země, nebo jiné rozlehlé plochy (alternativně jako nárůst tahu vrtule při konstantním spotřebovávaném výkonu). Mezi první, kdo se tímto jevem zabýval patřil A. Betz. Betz stanovil dva základní vztahy pro výpočet nárůstu výkonu vrtule na přízemním efektu, ve srovnání s výkonem vrtule ve volném prostoru za konstantního tahu [15]:

$$\frac{P_{GE}}{P} = 4 \cdot \frac{a}{D} \quad (37)$$

kde  $P_{GE}$  je výkon vrtule na přízemním efektu,  $P$  výkon vrtule ve volném proudu,  $a$  vzdálenost od země a  $D$  průměr vrtule. Tento vztah vychází z předpokladu, že veškerý vzduch musí v mezeře mezi vrtulí a zemí tloušťky  $a$  změnit svůj směr z axiálního na radiální vůči vrtuli, jak je patrné z obr. 15. Tento vztah nicméně platí jen pro vzdálenosti od země  $a$ , které jsou výrazně menší, než průměr vrtule [8,15].



Obrázek 15: Znázornění proudění na přízemním efektu [převzato z 15]

Pro větší vzdálenosti Betz definoval vztah, který již nevychází z předpokladu změny směru, ale z analytického popisu úplavu (stále však v 1D) za vrtulí. Tento vztah lze psát ve tvaru [15]:

$$\frac{P_{GE}}{P} = 1 + \frac{1}{64} \cdot \left(\frac{D}{a}\right)^2 \quad (38)$$

Detailnější rozbor přízemního efektu lze nalézt v knize J.G. Leischmana [8]. Tato kniha se zabývá zejména aerodynamikou vrtulníků, pro něž je vliv přízemního efektu v určitých manévrech významný. Lze v ní také nalézt komplexnější rozbor této problematiky včetně korekčních funkcí, které jsou pro správné určení těchto jevů nezbytné.

Z hlediska této práce, jejíž cílem je návrh komplexního měřicího standu pro letecké vrtule, je posouzení přízemního efektu podstatné z hlediska ovlivnění měření statického tahu. Na navrhovaném standu bude možné měření statického tahu jak ve volném proudu, tak i ovlivněného přízemním efektem. Pro multikoptéry a V-TOL UAV nicméně přízemní efekt nehraje příliš významnou roli, jelikož už v relativně malé výšce přestává hrát významnější roli. Výjimkou je přistání, kdy přízemní efekt způsobí zakolísání tahu těsně před dosednutím, což může (v kombinaci s dalšími povětrnostními jevy) být náročnější pro jednotku autopilota.

## 2.5. Problematika protiběžných vrtulí

Protiběžné vrtule<sup>11</sup> představují alternativu ke standardním vrtulím. Výhodou této koncepce je nulový výsledný moment na osu, nevýhodou potom vyšší hlučnost a náročnost koaxiální konstrukce, a to jak po stránce vrtulové hlavy, tak po stránce motorů. Protiběžné vrtule mají sice nižší účinnost, než dvě samostatné vrtule se stejným průměrem a poloviční hustotou lopatkové mříže (případně se samostatně měřenými vrtulemi protiběžné jednotky), ale ve srovnání s jednou vrtulí o stejné hustotě lopatkové mříže a stejném průměru nabízejí účinnost vyšší [16]. Hodí se tedy ideálně tam, kde je z konstrukčních důvodů omezený průměr a počet vrtulí. To je obecně požadavek moderních multikoptér a UAV, u nichž skladnost hraje významnou roli. Další známé využití protiběžných rotorů<sup>12</sup> je u některých vrtulníků, kde je využito výhody nulového výsledného momentu rotorů.

### 2.5.1. Proudění koaxiálními protiběžnými propulsory

Začneme u popisu proudění koaxiálními protiběžnými vrtulemi stejného průměru. Rozbor provedeme pro případ statického režimu, jelikož právě v něm jsou v současnosti protiběžné vrtule využívány nejčastěji. Na obr. 14 v kapitole 2.4.3. je znázorněno proudění ideálním propulsorem ve statickém režimu. Na obr. 16 je tento model rozšířen o druhý propulsor. Pro první propulsor platí popis dle teorie kapitoly 2.4.3.<sup>13</sup>, druhý propulsor však již pracuje v odlišných podmínkách. Podstatnou roli zde hraje zúžení proudové trubice za prvním propulsorem. Na obr. 16 je patrné, že zatímco určitá vnitřní část druhého propulsoru pracuje v proudové trubici za prvním propulsorem, vnější část díky jejímu zúžení pracuje s již odlišnou rychlostí nabíhajícího proudu. Poměr těchto dvou částí je závislý na vzdálenosti obou propulsorů a tvaru proudové trubice [8].

V určitých případech, kdy jsou propulsory bezprostředně za sebou je lze považovat za jeden propulsor s dvojnásobnou hustotou lopatkové mříže. Přijmeme-li tento předpoklad lze dvojici propulsorů řešit pomocí teorie uvedené v kapitole 2.4.3. a vztah (36) potom nabude následující podoby [11]:

$$FOM = \frac{(T_I + T_{II})^{3/2}}{(P_I + P_{II}) \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \max(A_I, A_{II})}} \quad (39)$$

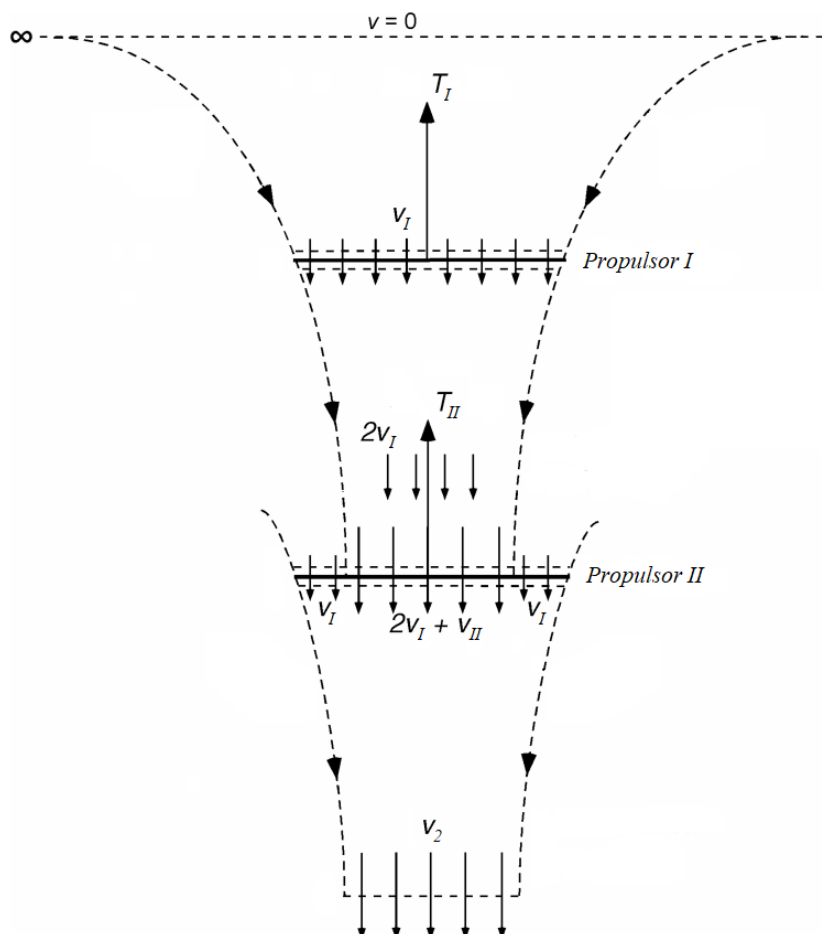
kde  $T_I$  a  $T_{II}$  představují tah prvního a druhého propulsoru,  $P_I$  a  $P_{II}$  jejich výkon a  $A_I$  a  $A_{II}$  jejich plochu.

<sup>11</sup> V anglické literatuře známé pod zkratkou CRP, neboli contra-rotating propellers

<sup>12</sup> U vrtulníků a aplikací, kde je přítomna cyklika, se běžně používá výraz „rotor“, v ostatních případech si vystačíme s pojmem vrtule, případně stavitelná vrtule.

<sup>13</sup> Experimentálně bylo zjištěno i ovlivnění prvního propulsoru druhým, avšak v relativně malém rozsahu a zde se jím nebudeme zabývat [16].

Pro variantu s vyšší vzdáleností mezi propulsory lze výpočet *FoM* a dalších charakteristik také odvodit, jak je uvedeno např. v [8], kde lze najít kompletní návrhový aparát. Sofistikovanější analýzu lze provést pomocí metody BEMT a zejména pomocí panelových metod (viz. [11]), nebo CFD.



Obrázek 16: Proudění dvojicí koaxiálních propulsorů [8]

### 2.5.2. Geometrie protiběžných vrtulí

Z hlediska geometrie lze rozlišovat mnoho druhů protiběžných vrtulí. Kromě charakteristik, uvedených v kapitole 2.2. zde přibývá mnoho dalších, popisující zejména vzájemnou rozdíllost vrtulí a jejich vzdálenost.

Z obr. 16. je evidentní, že každá vrtule pracuje v jiném návrhovém režimu. Základním rozdílem je, že druhá vrtule (nebo alespoň její dominantní část) nepracuje ve statickém režimu, jako vrtule první, ale s rychlostí nabíhajícího proudu rovné rychlosti  $2v_r$ . Z teorie izolovaného elementu potom lze snadno odvodit, že druhá vrtule musí mít vyšší úhel nastavení než vrtule první. Má-li potom druhá vrtule mít optimální úhel nastavení i v místech, kde dochází ke změně rychlosti nabíhajícího proudu,

bude návrh její geometrie velmi komplikovaný. Na okrajích proudové trubice první vrtule je navíc oblast jejich indukovaných vírů, což vede k nestacionárním jevům, jež je nutné při návrhu také zohlednit [8].

Během let vývoje protiběžných vrtulí byl detailně zkoumán vliv těchto jevů a bylo testováno mnoho možných řešení. Přehledný popis těchto testů lze nalézt v [16]. Mezi nejčastější řešení patří použití vrtulí o rozdílném průměru, kdy druhá vrtule pracuje celá v proudové trubici vrtule první a vyhne se tak indukovaným vírům vrtule první. Dále pak situaci lze řešit rozdílným počtem listů, rozdílnou hustotou lopatkové mříže, nebo specifické tvarování konců vrtulových listů. Zajímavým zjištěním výzkumů uvedených v [16], je také to, že vzdálenost vrtulí nemá zásadní vliv na celkový tah, ale na distribuci tahu mezi jednotlivými vrtulemi a jejich hlučnost. Z rozdílné geometrie protiběžně konfigurovaných vrtulí také plyne, že má-li být splněna podmínka nulového výsledného momentu na hřídeli, budou mít obě vrtule rozdílné otáčky, což může přinést konstrukční komplikace, stejně jako rozdílný tah a spotřebovaný výkon vrtulí. I přesto jsou v době silně se rozvíjejících multikoptér a V-TOL letadel protiběžné vrtule považovány, zejména pro svou prostorovou nenáročnost, za efektivní a užitečnou alternativu ke klasickým vrtulím. [11].

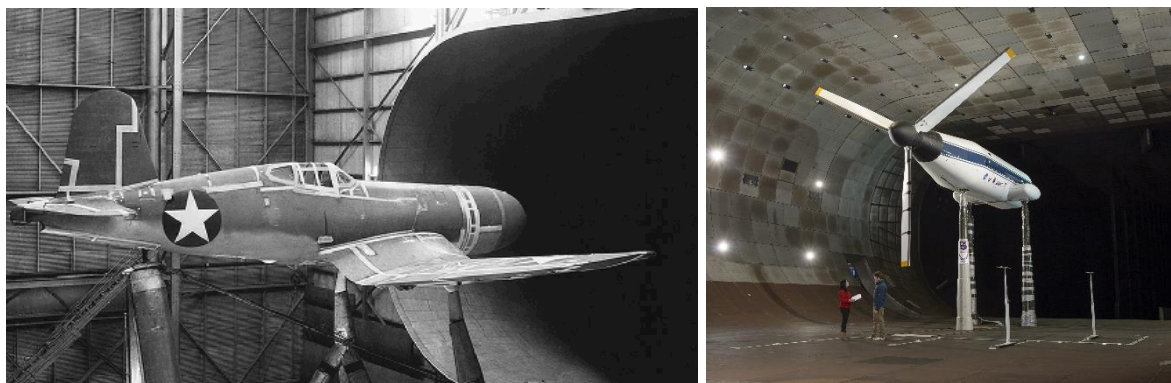
### 3. Laboratorní stand pro měření statických charakteristik vrtulí

I přes nesporný pokrok návrhových a optimalizačních metod uvedených v kapitole 2.3. je laboratorní měření stále nedílnou součástí vývoje vrtulí hned z několika důvodů. Pro všechny výpočetní metody je měření nezbytné pro ověření správnosti výpočetní metody, případně pro určení korekčních funkcí. Měření také nabízí možnost posouzení pracovních režimů, které by pro výpočet nebo numerickou simulaci byly příliš náročné. To se týká zejména komplexnějších měření, kde je zkoumáno vzájemné ovlivnění vrtule a konstrukce letadla a také měření nenávrhových režimů, kde výpočetní metody ztrácejí na přesnosti.

#### 3.1. Historie laboratorního měření vrtulí

##### 3.1.1. Měření založená na vyhodnocování silových účinků

Laboratorní testování leteckých vrtulí přirozeně následovalo vývoj výpočetních metod. Největšího rozmachu potom zaznamenalo v období první a druhé světové války, kdy bylo vývoji letectví věnováno enormní úsilí. Vzhledem k tomu, že se jednalo o vývoj vrtulí pro pilotovaná letadla, a také k tomu, že pro zachování Reynoldsových čísel bylo vhodné měřit vrtule ve skutečné velikosti, bylo zapotřebí skutečně rozměrných aerodynamických tunelů. Těmi disponovaly pouze velké státní agentury pro vývoj (např. NASA) a proto právě v jejich laboratořích docházelo v oblasti leteckých vrtulí, i aerodynamiky obecně, k největším pokrokům. Vrtule byly měřeny i samostatně, ale vzhledem k možnostem aerodynamických tunelů byly velmi často měřeny i s celým letadlem (viz. obr. 17) [17]. Testování vrtulí pro pilotovaná letadla je i v dnešní době povětšinou soustředěno do pracovišť, která disponují velkými aerodynamickými tunely. Měření vrtulí menších průměrů již není tak náročné a věnuje se mu celá řada pracovišť vědeckých, i komerčních v aerodynamických tunelech menších rozměrů. Aparát nutný k měření a vyhodnocení sil byl vždy poplatný době, ve které bylo dané měření uskutečněno, v principu ale vždy jde o systém vah, jež měří rozdíly proti výchozímu stavu. Měření výkonů je potom závislé na použitém pohonu vrtule.



Obrázek 17: Vlevo: Tunel NASA FST s letadlem F4U-1 Corsair ve skutečné velikosti, Vpravo: měřící stand s třilistou vrtulí umístěný v aerodynamickém tunelu NASA [17,18]

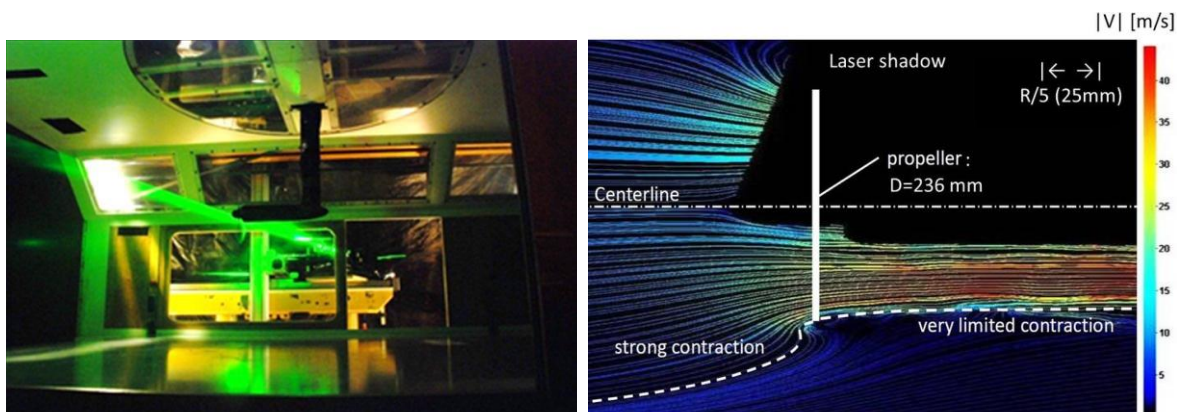
### 3.1.2. Vizualizace proudění

Důležitou součástí měření vrtulí je také vizualizace dotčeného proudu vzduchu. Výše zmíněné váhy dokáží spolehlivě říci, zdali konkrétní změny na vrtuli přináší zvýšení účinnosti, či nikoli, ale o konkrétních dopadech provedených změn např. na tvar úplavu, nebo velikosti indukovaných vírů nevypovídají. K tomu je zapotřebí nějakým způsobem vizualizovat proudění v okolí vrtule. Dříve byl k tomuto účelu použit buď obarvený vzduch, nebo, za specifických podmínek, voda (viz. obr. 18) [19].



Obrázek 18: Vizualizace obtékání dvoulisté vrtule [19]

Na obr. 19. je potom vizualizace pomocí metody PIV<sup>14</sup>. PIV je optická metoda, založená na odrazu světla od částic, rozptýlených ve vzduchu v sledovaném prostoru. K nasvícení těchto částic využívá lasery, jež svítí ve sledované rovině a odražené paprsky jsou následně zachycovány soustavou kamer [20]. Výsledek takovéto vizualizace je potom na obr. 19 vpravo.



Obrázek 19: Vlevo: Snímkování proudění v okolí vrtule pomocí PIV, Vpravo: Výsledná vizualizace proudového pole [20]

<sup>14</sup> Particle Image Velocimetry, v českém překladu Integrální laserová anemometrie



### 3.1.3. Měření statických charakteristik vrtulí

Měření statických charakteristik bylo vždy součástí návrhu vrtulí [4]. Nejprve se jednalo pouze o režim standartních vrtulí, s nástupem vrtulníků se ale stalo podstatnou součástí vývoje rotorů. V posledních desetiletích, kdy dochází k mohutnému rozmachu multikoptér, je pak vývoji a s tím spojenému testování vrtulí, optimalizovaných pro statický režim, věnována velká pozornost.

Měření statických charakteristik je výrazně snazší než měření vrtulí s nenulovou rychlostí nabíhajícího proudu, jelikož není zapotřebí aerodynamický tunel. Stejně jako v případně standartního měření vrtulí, i zde lze měřit buď silové účinky, nebo nějakým způsobem sledovat proudění za vrtulí. Na obr. 20 jsou potom příklady měření vrtulí ve statickém režimu v jednoduché i protiběžné konfiguraci. U protiběžné konfigurace je patrná vizualizace proudění. U protiběžných vrtulí je také nezbytný podstatně složitější mechanismus přenosu sil na měřící členy, jelikož je nezbytné měřit každou vrtuli zvlášť, ale zároveň zachovat jejich souosost a vzdálenost [16].



Obrázek 20: Vlevo: Stand na statická měření jednoduché vrtule [21], Vpravo: Statické měření protiběžných vrtulí včetně vizualizace proudění [22]

### 3.2. Cíle měření

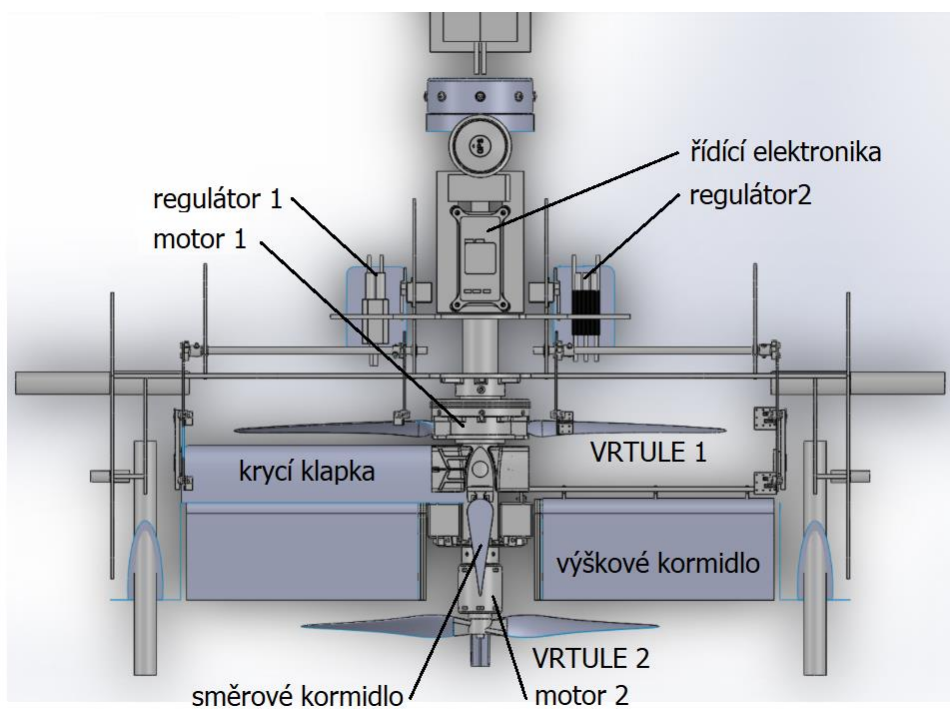
Návrh standu a následné měření s jeho využitím bylo provedeno v rámci projektu Programu Epsilon TH02011007 s názvem *Optimalizace a testování bezpilotních létajících prostředků s novým koncepčním uspořádáním*. Cílem tohoto projektu byl návrh a optimalizace letounu typu UAV V-TOL. Cíle měření jsou potom následující:

- Ověření návrhových charakteristik obou vrtulí, a to jak každé zvlášť, tak obou společně
- Určení ztrát vlivem odporu konstrukce letadla porovnáním měření vrtulí ve volném prostoru a zastavěných v letadle
- Ověření funkčnosti pohonného systému letadla

#### 3.2.1. Měřené UAV

Zásadním specifikem tohoto letounu je uspořádání vrtulí. Letoun je vybaven dvěma vrtulemi, z nichž každá plní specifickou roli. Větší, přední vrtule (dále vrtule 1) o průměru 22" je optimalizována pro statický režim a jejím smyslem je poskytnout dostatečný tah pro kolmý start a následně umožnit stabilní vis. Po přechodu do horizontálního letu je tato vrtule zastavena a tah, potřebný pro horizontální let již poskytuje jen vrtule zadní o průměru 16 " (dále vrtule 2). Jak je patrné z obr. 21. a 22., vrtule 1 je umístěna ve štěrbině v křídle, ve které je po zastavení zakryta klapkou. Cílem tohoto řešení je minimalizace odporu za horizontálního letu, což přirozeně vede ke zvětšení operačního rádiusu. Vrtule 2 je potom optimalizována pro cestovní rychlost v horizontálním letu a při statickém visu pracuje tedy v nenávrhových podmínkách, navíc v úplavu vrtule první. Její tah ve statickém režimu je nicméně nezbytný pro bezpečný vis letadla.

Koncepce použitá pro měření UAV s sebou přináší několik komplikací. Z aerodynamického hlediska je podstatné, že prací ve štěrbině snížena účinnost vrtule 1 (viz. dále) a lze také očekávat značné zvýšení hluku. Z konstrukčního hlediska je potom koncepce problematická především proto, že nosnou část, k níž je připevněn motor pohánějící vrtuli 2 (dále motor 2), i veškeré kabely k motoru 2, je nutné vést středem motoru pohánějícího vrtuli 1 (dále motor 1), jak je patrné z obr. 21. To vyžaduje 40 mm otvor v jeho středu, díky čemuž není možné použít komerční motor a je ho tedy potřebné zhotovit na zakázku. Z hlediska řízení je potom náročnějším úkonem vrtuli 1 zastavit přímo ve štěrbině. Z tohoto důvodu je nezbytné, aby byl motor 1 vybaven Hallovou sondou, která umožní přesné snímání polohy vrtule.



Obrázek 21: Schematický náčrt měřeného UAV bez laminátové kapotáže



Obrázek 22: Měřené UAV při venkovních letových testech

### 3.2.2. Návrhové body měřených vrtulí

Návrhové body vycházejí z výše uvedených pracovních režimů obou vrtulí. V režimu visu, případně vertikálního stoupání budou pracovat obě vrtule současně, přičemž vrtule 1 ponese 75 % váhy a vrtule 2 zbylých 25 %. Návrhová hmotnost plně vybaveného letadla je 5 kg, na vrtuli 1 tedy v režimu statického visu připadá přibližně 40 N tahu, na vrtuli 2 přibližně 10 N.

Pro vrtuli 1 bude použit motor REG-20-4, jež dosahuje při použití 10 článků LiPol baterií 7881 ot/min. Jelikož se jedná o zakázkový motor, nejsou k němu známa data potřebná k určení maximálních otáček zatíženého motoru. Z toho důvodu byly maximální otáčky zatíženého motoru 1 odhadnuty na 7500 ot/min. Z důvodu dostatečné výkonové rezervy pro nabrání vertikální rychlosti pro přechod do horizontálního letu (cca 15 m/s) bude motor 1 při statickém visu letadla pracovat na 75 % uvažovaných maximálních otáček zatíženého motoru. Vzhledem k nepřesnostem, které vznikají při výpočtu statického tahu použitou panelovou metodou, byla zvolena rychlost nabíhajícího proudu 5 m/s, což je hodnota dostatečně blízká statickému režimu. Na základě velikosti šterbiny, v níž bude vrtule 1 pracovat je také omezena hloubka listu na 40 mm u kořene listu a 35 mm u konce listu [23].

Motorem pro vrtuli 2 bude AXI 4120/20 Gold Line V2. Při použití pěti článků dosahuje dle výrobce 7000 ot/min při zatížení obdobnou vrtulí stejného průměru. Návrhovou rychlostí nabíhajícího proudu (tedy cestovní rychlostí letadla) pro tuto vrtuli je 20 m/s. Tah potřebný k udržení této rychlosti byl určen na základě výpočtu nosných ploch a odhadu odporu centroplánu na 8 N. Vzhledem k tomu, že v režimu visu připadá na vrtuli 2 přibližně 15 N tahu a vzhledem k dostatečné výkonové rezervě byl návrhový bod stanoven na 65 % maximálních otáček zatíženého motoru [23].

Návrhové body vrtulí jsou tedy následující:

Vrtule 1:

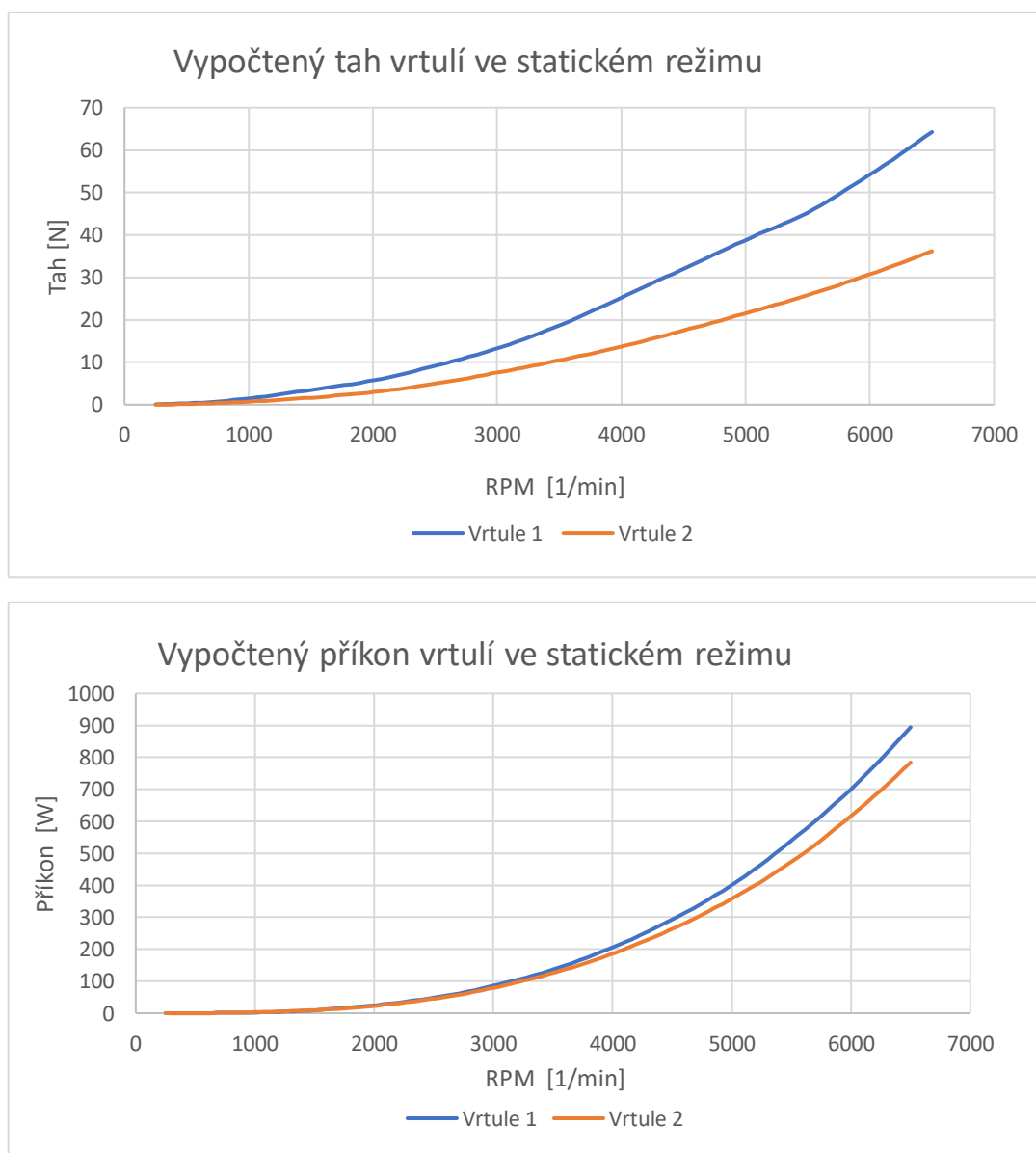
- Tah: 45 N
- Rychlost nabíhajícího proudu: 5 m/s
- Otáčky: 5625 ot/min

Vrtule 2:

- Tah: 8 N
- Rychlost nabíhajícího proudu: 20 m/s
- Otáčky: 4500 ot/min

### 3.2.3. Návrhové charakteristiky vrtulí

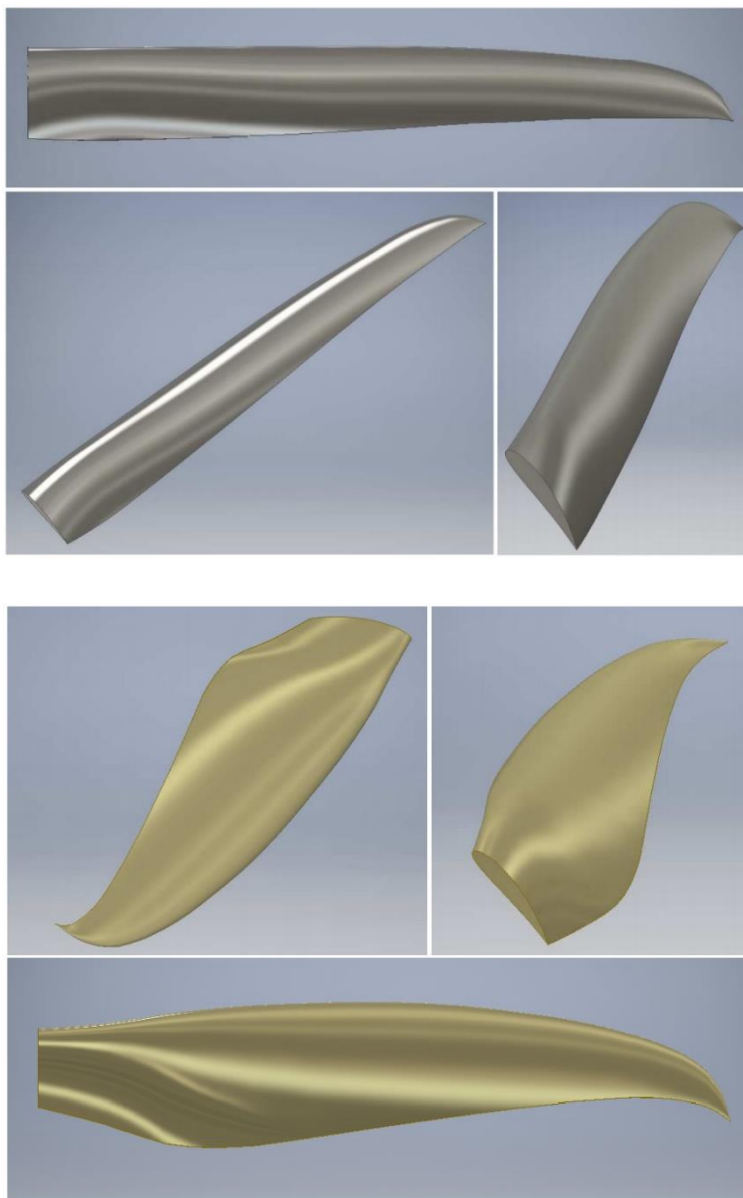
Vrtule byly navrženy na základě výše uvedených návrhových parametrů pomocí 3D panelové metody (detailně popsané v [11]). Během návrhu vrtule 1 byl kladen důraz na maximální účinnost v blízkosti statického režimu a také na maximální využití omezeného prostoru šterbiny. U vrtule 2 byla věnována pozornost zejména optimalizaci geometrie za cílem zvýšení tahu při nízkých rychlostech nabíhajícího proudu při zachování maximální možné účinnosti v návrhovém bodě. Tvar listu vrtule 2 byl také optimalizován pro snížení hluku při práci v protiběžném režimu (patrné šavlovité zakončení listů). Jelikož budou obě vrtule měřeny ve statickém režimu, byly pomocí stejné výpočetní metody určeny charakteristiky právě v tomto režimu<sup>15</sup>.



Obrázek 23: Vypočtené charakteristiky měřených vrtulí ve statickém režimu

<sup>15</sup> Jak bylo uvedeno v odstavci 3.2.2., je tento stav velmi blízký návrhovému 5 m/s.

Na obr. 24 a obr. 25 jsou potom obě vrtule. Vrtule 1 je specifická nadstandardním otvorem v jejím středu. Toho je zapotřebí kvůli použitému motoru 1, jehož středem jsou vedeny veškeré kabely k motoru 2 a některému senzorickému vybavení. Kvůli nestandardní geometrii středu vrtule musel být zvolen specifický výrobní postup a je vyžadována zvýšená opatrnost během testování.



*Obrázek 24: Model vrtule 1 (nahore) a vrtule 2 (dole)*





*Obrázek 25: Vrtule 1 (nahore) a vrtule 2 (dole)*

### **3.3. Měřené veličiny a senzorické vybavení k tomu určené**

K ověření charakteristik vrtulí je zapotřebí měření řady veličin. Některé potřebné veličiny, jako například tah, teplotu, nebo hladinu akustického tlaku, lze měřit přímo, jiné, jako například výkon je zapotřebí měřit nepřímo.

Všechny veličiny, s výjimkou hladiny akustického tlaku, byly měřeny pomocí systému National Instruments. Jednotlivé veličiny byly snímány příslušnými senzory, následně potom pomocí snímacích karet NI a pomocí jednotky NI C-DAQ 9185 odeslány do řídicího PC vybaveného softwarem NI LabVIEW. Měřené veličiny byly následující:

### 3.3.1. Tah

Tah byl měřen pomocí tří tenzometrických členů ZEMIC L6D-5 kg. Jelikož bude UAV umístěno tak, aby generovaný tah působil vzhůru, maximálního zatížení tenzometrů bude dosaženo při nulovém tahu a toto zatížení se bude rovnat váze UAV. Během měření na laboratorním standu bude UAV napájeno externími bateriemi, které budou umístěny na konstrukci standu. Hmotnost UAV bude tedy cca o 2 kg nižší, než návrhová – přibližně 4 kg. Souhrnná zatížitelnost trojice tenzometrů je 15 kg a je tedy s rezervou dostačující. Signál z tenzometrů byl zpracován můstkovým modulem NI 9237. Tenzometry byly jednotlivě kalibrovány certifikovanými laboratorními závažími a následně byla stanovena nejistota typu B na 0,28 N (konfidenční interval nejistoty 65 %).



Obrázek 26: Tenzometrický člen ZEMIC L6D

### 3.3.2. Reakční moment

Reakční moment byl měřen, obdobně jako tah, pomocí tenzometrického členu ZEMIC L6D-2 kg. Tento tenzometr je umístěn vůči ose rotace na rameni, díky čemuž s jeho pomocí lze vyhodnotit reakční moment k této ose. Stejně jako tenzometry vyhodnocující tah, i signál z tohoto tenzometru byl zpracován pomocí můstkového modulu NI 9237. Tenzometr byl kalibrován stejnou sadou laboratorních závaží a jeho nejistota typu B byla stanovena na 0,41 N (konfidenční interval nejistoty 65 %). Tato hodnota je vyšší než v případě tahových tenzometrů, jelikož je ovlivněna uložením rotační části standu (viz kapitola 3.4.).

### 3.3.3. Otáčky

Otáčky byly měřeny na každé vrtuli odlišnou metodou. Na vrtuli 2 byly měřeny standartním optickým snímačem a zpracovány digitálním modulem NI 9241. Na vrtuli 1 byly měřeny pomocí Hallovovy sondy, jež byla součástí motoru 1. V tomto případě byl ke zpracování signálu použit napěťový modul NI 9201.

### 3.3.4. Teplota

Teplota byla měřena pomocí senzoru PT100, zapojeného pomocí RTD modulu NI 9217. Měření teploty je zásadní zejména pro určení hodnoty FoM, případně pro srovnání měření silových charakteristik v rozdílných podmínkách.



### 3.3.5. Proud

K měření proudu byly využity proudové bočníky. Pro motor 1 byl využit bočník 60 mV 100 A, pro motor 2 bočník 60 mV 150 A. Ke zpracování signálu byl následně využit napěťový modul NI 9201.

### 3.3.6. Napětí

Napětí je měřeno pomocí napěťového děliče, sestaveného z laboratorních rezistorů s tolerancí 1 %. Signál je poté, stejně jako v předchozích případech, zpracován pomocí modulu NI 9201.

### 3.3.7. Příkon pohonu

Příkon je dopočítán jako součin napětí a proudu. Jelikož jsou tyto veličiny měřeny před regulátory, nejedná se o příkon vrtule, ale o příkon celé sestavy regulátor – motor – vrtule. Chceme-li znát příkon samotné vrtule, je zapotřebí příkon vypočtený z elektrických veličin vynásobit účinnostmi regulátoru a účinnostmi motoru, nebo určit z dalších měřených veličin (viz 3.3.8.). Hodnota příkonu pohonu je nicméně velmi důležitá, jelikož z ní lze odvodit spotřebu energie a tedy i výdrž baterií.

### 3.3.8. Příkon vrtule

Příkon samotné vrtule určíme snadno dle vztahu (21). Veškeré k tomu potřebné veličiny jsou uvedeny výše (3.3.2. a 3.3.3).

### 3.3.9. Figure of Merit

Hodnota FoM je dopočtena dle vztahu (36). FoM závisí na hustotě vzduchu (jež lze určit pomocí teploty), ploše vrtulového disku a tahu, což jsou vše měřené veličiny.

## 3.4. Návrh a realizace standu

Stand byl navržen pro laboratoř Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky Fakulty strojní. Jak již bylo řečeno, je určen pro měření statických charakteristik vrtulí, a to jak samostatných, tak zastavěných do příslušného letadla, případně multikoptéry. To přináší zásadní výhodu, jelikož zejména u letadel dochází ke značnému zvýšení spotřeby vlivem odporu, kterým působí konstrukce letadla na proud vzduchu generovaný vrtulí a měření celého letadla poskytne mnohem přesnější vstupní parametry pro výpočet akčního rádiusu letadla. Aby bylo možné na standu měřit celé letadlo, musí být adekvátně dimenzován. Z důvodu zachování maximální přesnosti měření je důležité, aby žádná část standu nezasahovala do proudu vzduchu před a za vrtulí, a to ani v případě, kdy je do standu umístěno celé letadlo.

### 3.4.1. Nosná konstrukce standu

Nosná konstrukce standu byla sestavena z profilů Alutec o průřezu 90x90 mm. Alutec byl zvolen pro svou vysokou pevnost a flexibilitu. Vnitřní prostor standu je 3000x1500x1500 mm. Je zde tedy dostatek prostoru pro měřené UAV a v budoucnu i pro letadla obdobně veliká. Přímo na rámu je potom umístěn teploměr a to tak, aby byl v nasávaném proudu vzduchu, ale v dostatečné vzdálenosti, aby tento proud neovlivňoval. Na rámu je také umístěna sada baterií pro napájení motorů.



Obrázek 27: Model nosné konstrukce standu

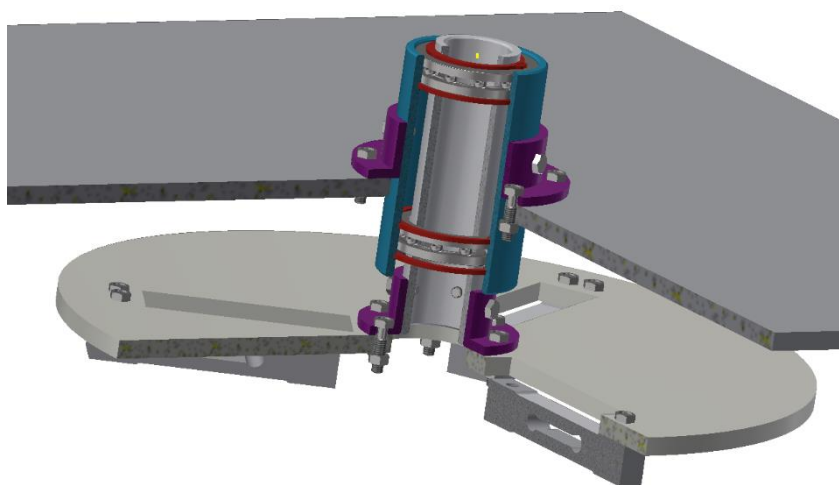
### 3.4.2. Umístění tenzometrických členů

Z hlediska správného vyhodnocení působících sil je klíčové rozmístění tenzometrů a jejich uložení. Pro měření tahu byly vybrány tři tenzometrické členy (viz. kapitola 3.3.1.), které byly uloženy na pomocné desce a to tak, aby každý nesl přesně jednu třetinu zátěže (obr. 28). Aby nedocházelo k přenosu vibrací mezi tělesem nesoucím motory a vrtule (případně celým měřeným UAV) a tenzometry, byl jejich spoj opatřen silikonovým tlumícími elementy.



*Obrázek 28: Rozmístění tenzometrických členů*

Měření reakčního momentu vrtulí je konstrukčně komplikovanější záležitostí. Těleso nesoucí motory s vrtulemi musí být k tenzometrům měřicím tah připevněno nehybně. Aby bylo možné měřit reakční moment vrtulí, musí mít celá tato sestava možnost volné rotace kolem osy vrtulí. Toho bylo docíleno uložení desky s tenzometry na ložiska (obr. 29). Reakční moment je potom měřen tenzometrickým členem, umístěným tak, aby snímal moment, jež rotaci způsobuje. Tento tenzometrický člen je patrný na obr. 26 na vzdálenější straně rámu. Jelikož je tento tenzometrický člen pevně spojen s nosnou konstrukcí, rotaci omezí na minimum, ale díky ložiskovému uložení snímá moment, působící na ose rotace. Veškeré kabely jak od tenzometrických členů, tak od pohonu jsou potom vedeny středem ložiskového tělesa, jež bylo z tohoto důvodu vytvořeno ze silnostěnné trubky.

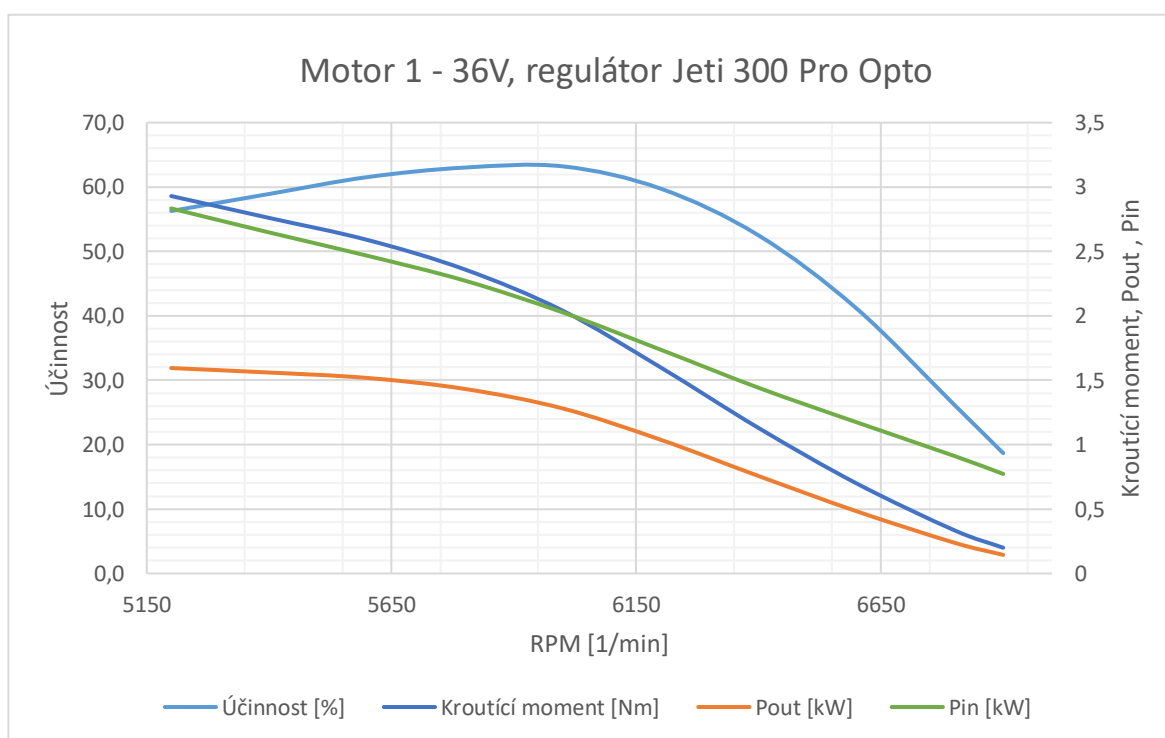


*Obrázek 29: Model ložiskového tělesa nesoucího desku s tenzometry*

### 3.4.3. Použité motory, regulátory a baterie

Použité motory byly již zmíněny v kapitole 3.2.2. Pro vrtuli 2 byl zvolen standartní motor AXI 4120/20 Gold Line V2 o maximálním udávaném výkonu 1160 W a maximální účinnosti 89 %, pracující na pěti článkové baterii, tedy na napětí cca 21 V. K řízení motoru byl použit programovatelný regulátor TMM 7035-3 X2 series, jež umožňuje ukládání provozních dat a je schopen pracovat s trvalým proudem 70 A. Účinnost regulátoru se pohybuje v rozmezí 92 % - 96 %.

Pro vrtuli 1 byl použit motor REG-20-4. Jelikož se jedná o zakázkový motor, byly jeho vlastnosti změřeny laboratorním dynamometrem. Výsledek měření je na obr. 30. Motor byl měřen při napětí 36 V a k měření byl použit jiný, avšak velice podobný typ regulátoru (Jeti 300 Pro Opto) Maximální výkon motoru je 1590 W a maximální naměřená účinnost dosahuje 63 %. K napájení motoru je určena baterie o deseti článcích a přibližném napětí 42 V. Motor bude řízen regulátorem TMM 14063-3 X2 series, jež nabízí stejné možnosti nastavení i ukládání dat, jako regulátor motoru 2, ale jeho maximum trvalého proudu je 140 A. Účinnost se pohybuje v podobných mezích, jako v předchozím případě: 92 % - 96 %.



Obrázek 30: Vlastnosti motoru 1 naměřené laboratorním dynamometrem

Jelikož bude měření vrtulí časově náročnější, bylo rozhodnuto namísto LiPol baterií pro UAV použít set autobaterií. Ty mají ve srovnání s LiPol bateriemi připravenými pro toto UAV větší kapacitu a jsou také tvrdším zdrojem napětí. Umístěny budou na horní části nosné konstrukce tak, aby nezasahovaly do proudícího vzduchu. Aby bylo dosaženo podobného napětí, jakým budou disponovat baterie LiPol, budou pro motor 1 použity 3 autobaterie o celkovém napětí cca 36 V a pro motor 2 dvě autobaterie o celkovém napětí 24 V. Napětí, na kterém budou motory pracovat během testování se liší od návrhového napětí LiPol baterií. Jejich napětí se nicméně během cyklu značně mění, od návrhových 4,2 V na článek při plném nabití, po nominálních 3,7 V na článek. Pro účel ověření návrhových charakteristik a srovnání jednotlivých režimů je podstatné, aby veškerá měření probíhala za neměnného napětí, což lze s pomocí autobaterií splnit.

#### 3.4.4. Konstrukce tělesa nesoucího motory

Jak bylo zmíněno výše, obě vrtule budou nejprve měřeny samostatně, následně budou instalovány do UAV a měřeny v něm, tedy v podmínkách, které budou velmi blízké režimu stabilního visu UAV, případně staru a přistání. Aby byly podmínky měření shodné pro oba případy, budou obě vrtule (i se svými motory) připevněny na nosné těleso, které bylo navrženo tak, aby byla zachována jak výška vrtulí od země, tak jejich vzájemná vzdálenost. Veškeré kabely jsou potom z důvodu minimalizace vlivu na proudění vedeny středem tohoto tělesa. Nosné těleso je na obr. 31.



Obrázek 31: Vlevo: model tělesa nesoucího motory. Vpravo: těleso s motory a vrtulemi připravené k měření

### 3.4.5. Určení bezpečné vzdálenosti vrtulí od země

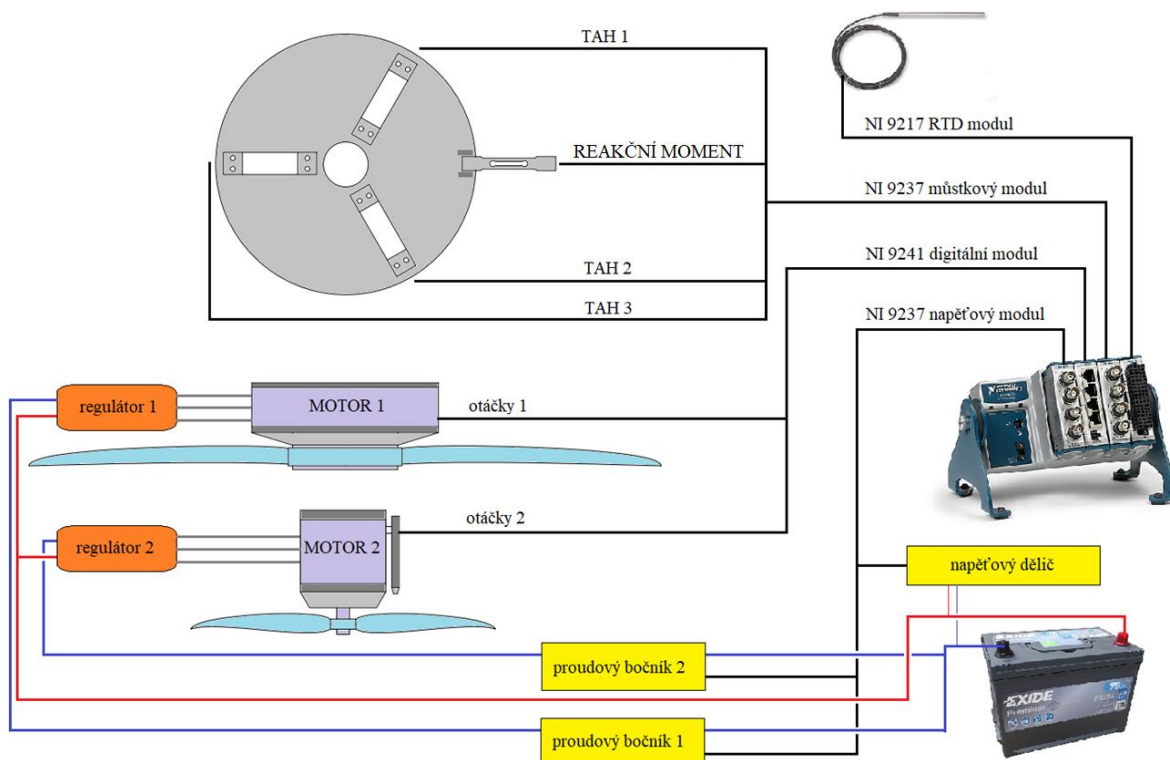
Jak bylo popsáno v kapitole 2.4.4., jsou-li měřeny statické charakteristiky vrtulí, je nezbytné zamezit vlivu přizemního efektu (není-li právě jeho měření cílem experimentu). Pomocí vztahu (38) byla určena minimální vzdálenost, ve které musí pracovat. Z podstaty rovnice (38) vyplývá, že její pravá strana nebude nikdy rovna jedné, tedy je zapotřebí stanovit procentuální hranici ovlivnění, která je přípustná. Vzhledem k ostatním nejistotám měřícího řetězce byla tato hranice stanovena na 0,5 %. Rovnice 38 potom přejde do tvaru:

$$1,005 = 1 + \frac{1}{64} \cdot \left(\frac{D}{a}\right)^2 \quad (40)$$

kde za  $D$  bylo dosazeno nejprve 22" a poté 16" a  $a$  představuje výslednou minimální vzdálenost vrtule od země. Pro 22" vrtuli je výsledná minimální vzdálenost se stanovenou mírou ovlivnění 980 mm, pro 16" vrtuli potom 720 mm. Vzhledem k celkové výšce standu však nebyl problém obě vrtule umístit do téměř dvojnásobné výšky a ovlivnění přizemním efektem je tedy zcela zanedbatelné.

### 3.4.6. Schéma měřící soustavy

Veškeré senzorické vybavení standu popsané v kapitole 3.3. je zapojeno dle následujícího schématu. Výjimku tvoří měření hluku, které bylo měřeno samostatným aparátem. Jak vyplývá ze schématu níže, baterie napájí pouze motory, jednotka NI C-DAQ je napájena ze sítě.



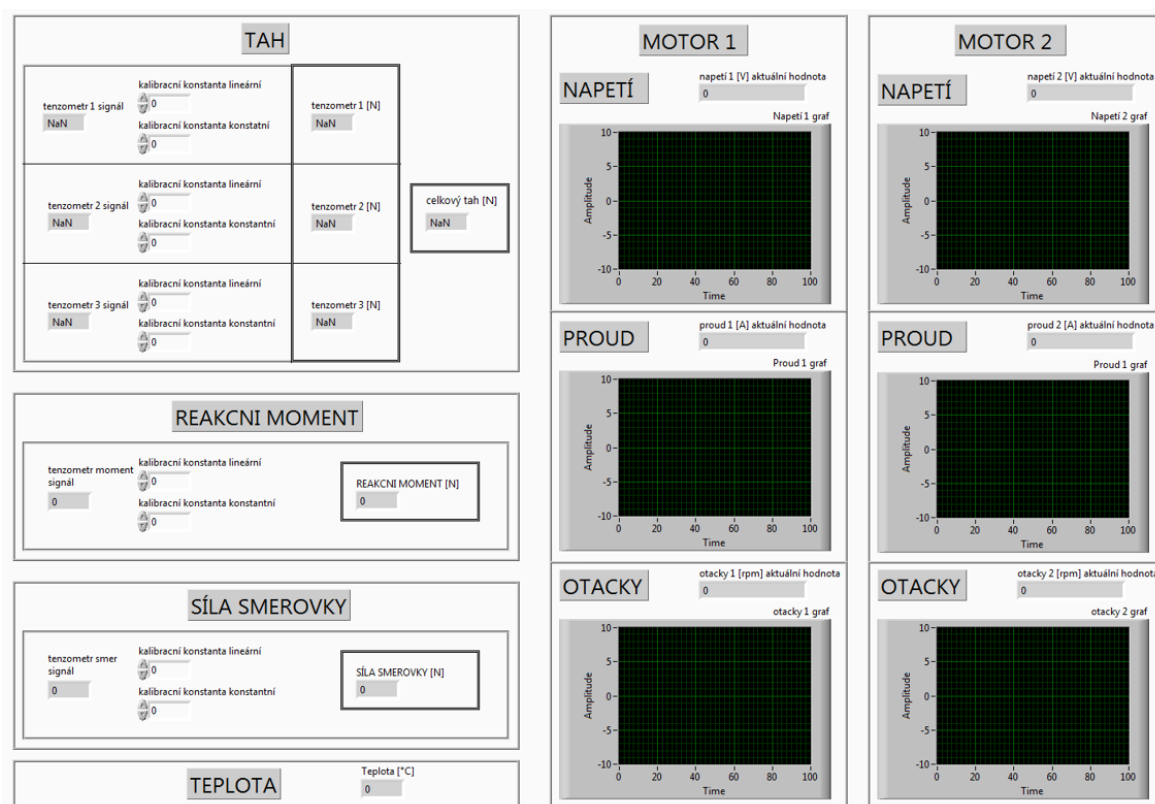
Obrázek 32: Schéma zapojení měřící techniky

### 3.4.7. Stanoviště operátora a software použitý pro zpracování dat

Vzhledem k tomu, že vrtule během testování dosahují značných otáček a k tomu, že testovaná vrtule 1 byla vyrobena experimentální metodou bylo stanoviště operátora umístěno mimo prostor rotujících vrtulí tak, aby v případě pevnostní poruchy nebyl zasažen letícími úlomky.

Veškerá měřená data jsou zpracována pomocí softwaru vytvořeného v prostředí LabVIEW. Ten je stejně jako měřicí moduly dodán společností National Instruments a tvoří k nim tedy spolehlivého SW partnera. Kromě stability při práci s moduly NI patří mezi přednosti LabVIEW propracované uživatelské prostředí s širokou paletou zpracování a vyhodnocení měřených dat.

Pomocí LabVIEW byla sestavena aplikace, která přehledně zobrazuje všechna měřená a zpracovaná data a umožňuje jejich rychlé uložení pro další vyhodnocení. Do aplikace lze také přímo zadat kalibrační data jednotlivých tenzometrických členů. Uživatelské rozhraní aplikace bylo sestaveno s důrazem na snadné a rychlé užívání a je na obr. 33.



Obrázek 33: Uživatelské prostředí vytvořené v programu LabVIEW



Ke kontrole otáček motorů potom slouží panel se servotestery, umístěný na stanovišti operátora (obr. 34). Servotestery jsou zapojeny přímo do regulátorů a motory jsou tedy pod přímou kontrolou operátora bez závislosti na výpočetní technice. Na ovládacím panelu je potom umístěno celkem šest tenzometrů. Dva slouží k ovládání motorů a zbylé čtyři lze použít k ovládání kormidel pro další měření.



*Obrázek 34: Stanoviště operátora*



## 4. Měření, vyhodnocení výsledků měření

Během přípravy měření došlo k nejasnostem při výrobě vrtule 2 a ta byla laboratoři zaslána s opačným smyslem stoupání. Jelikož ale bylo nezbytné měření uskutečnit z důvodu dodržení časového plánu projektu, byla tato vrtule nahrazena vrtulí výrobce Fiala Prop s.r.o., která má stejný průměr (16") a podobné stoupání (10"), jako vrtule 2. Původní vrtule byla měřena pouze samostatně (nezastavěná do letadla) ve statickém tahu, aby bylo možné porovnat skutečné charakteristiky s návrhovými. Měření v kombinaci s vrtulí 1 již nemělo smysl, jelikož by vrtule nepracovali v protiběžné, ale v tandemové konfiguraci. V následujících grafech a vyhodnocení bude původní vrtule 2 nadále označována jako „vrtule 2“, náhradní vrtule výrobce Fiala Prop s.r.o. potom bude označována jako „vrtule 2 – Fiala“.

### 4.1. Měřené režimy, metodika měření

Nejprve byly u všech tří vrtulí proměřeny statické charakteristiky. Konkrétně bylo měření provedeno v deseti bodech, jež pokrývají celé spektrum otáček daného motoru. Druhým měřeným režimem byl opět režim statického tahu, tentokrát však pro kombinaci vrtule 1 a vrtule 2 - Fiala<sup>16</sup>. Posledním měřeným režimem byl režim konstantního tahu (50 N), ve kterém se postupně měnil poměr zatížení jednotlivých motorů. Měřena byla opět kombinace vrtule 1 a vrtule 2 – Fiala.

Po proměření výše zmíněných režimů samostatných vrtulích byly vrtule zastavěny do UAV. Statické charakteristiky byly již měřeny pouze pro vrtuli 1 a vrtuli 2- Fiala. Zbývající režimy byly měřeny stejně jako v předchozím případě.

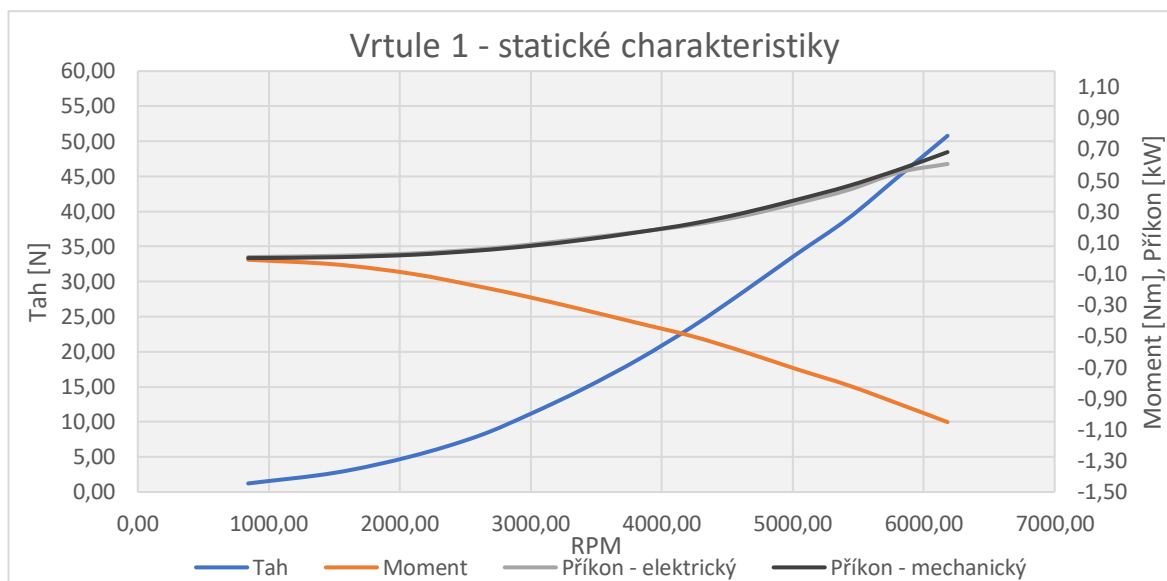
---

<sup>16</sup> Při tomto měření vrtule 2 již nepracuje ve statickém režimu, jelikož je v proudu vzduchu vrtule 1. Jako celek nicméně můžeme vrtule považovat za protiběžné vrtule pracující ve statickém režimu. Hodnota FoM je potom dána vztahem (39).

## 4.2. Měření vrtulí ve volném prostoru

### 4.2.1. Vrtule 1

Jako první byla proměřena Vrtule 1. Veškeré statické charakteristiky jsou uvedeny v grafu na obr. 35. Příkon vrtule lze v tomto případě určit dvěma způsoby, buď přímo pomocí otáček a reakčního momentu (označeno jako příkon mechanický), nebo pomocí elektrických veličin (za předpokladu znalosti účinnosti pohonu). V grafu na obr. 35 jsou uvedeny obě varianty.

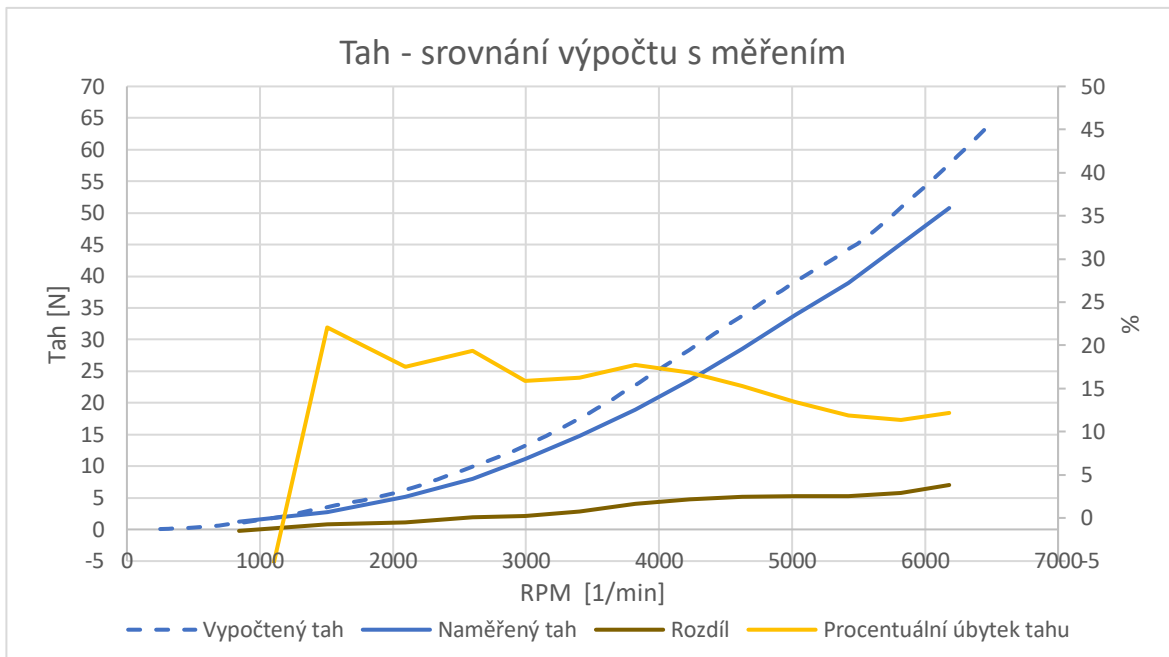


Obrázek 35: Naměřené statické charakteristiky vrtule 1

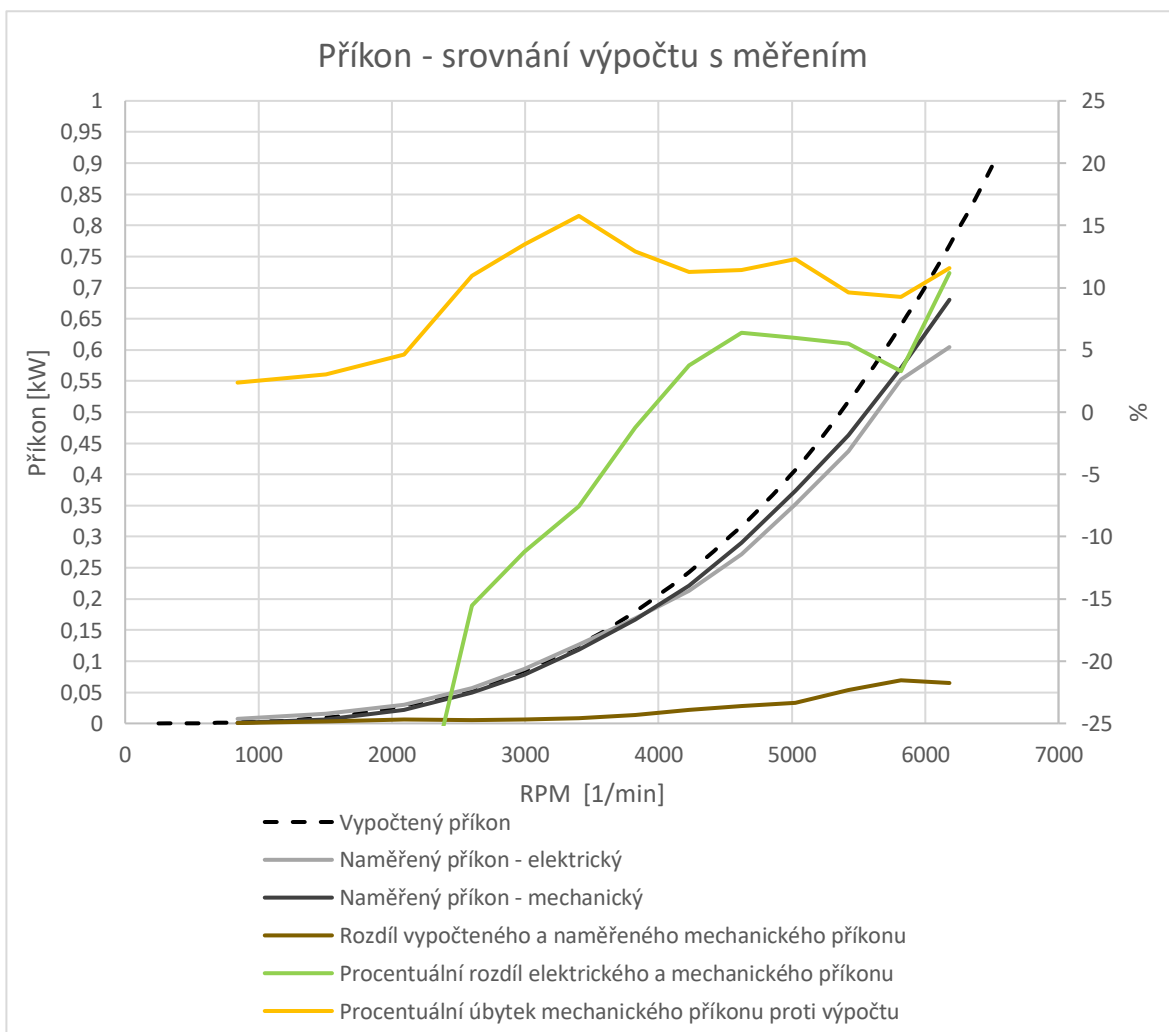
V grafu na obr. 36. je srovnání naměřeného tahu s vypočtenými hodnotami. Je dobře patrné, že co se týče tahu, byl výpočet optimističtější. Při nižších otáčkách se úbytek naměřeného tahu ve srovnání s vypočteným pohybuje kolem 20 %, avšak za hranicí 5000 rpm, tedy v oblasti, kde bude vrtule pracovat, se tato hodnota pohybuje mezi 10 % a 15 %, což poukazuje na vyšší přesnost výpočtu blíže návrhovému bodu (5625 rpm).

V grafu na obr. 37. je potom srovnání výsledků měření příkonu různými metodami. Je patrné, že metoda vycházející z měření reakčního momentu a otáček je blíže výpočtu. Procentuální rozdíl mezi oběma metodami potom v oblasti od 3500 rpm do oblasti návrhového bodu vrtule 1 kolísá v řádu jednotek procent. Hodnota vypočtená pomocí elektrických veličin je závislá na účinnosti pohonného řetězce a navzdory znalosti účinností všech komponent je zatížena větší chybou. Proto bude v následujících srovnání využívána hodnota příkonu mechanického pro všechny měřené vrtule<sup>17</sup>. Rozdíl mezi tímto mechanickým příkonem a vypočteným příkonem pro vrtuli 1 se potom ve sledované oblasti od 3500 rpm pohybuje mezi 10 % a 15 % podobně, jako v případě tahu.

<sup>17</sup> Pro vyloučení nejistoty typu B byl vždy spočten i příkon z elektrických veličin a následně bylo provedeno srovnání obou příkonů. Pohyboval-li se rozdíl do 10 %, byla data považována za korektně naměřena.



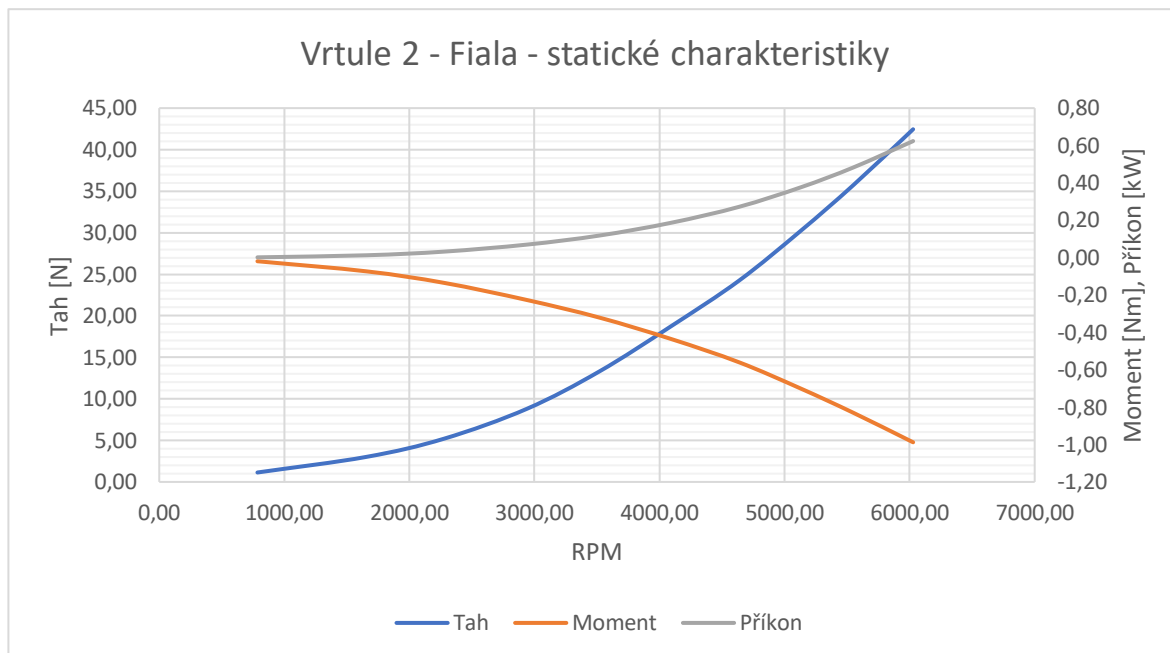
Obrázek 36: Srovnání vypočtené a naměřené závislosti tahu na otáčkách



Obrázek 37: Srovnání metod měření příkonu a srovnání s výpočtem

#### 4.2.2. Vrtule 2 – Fiala

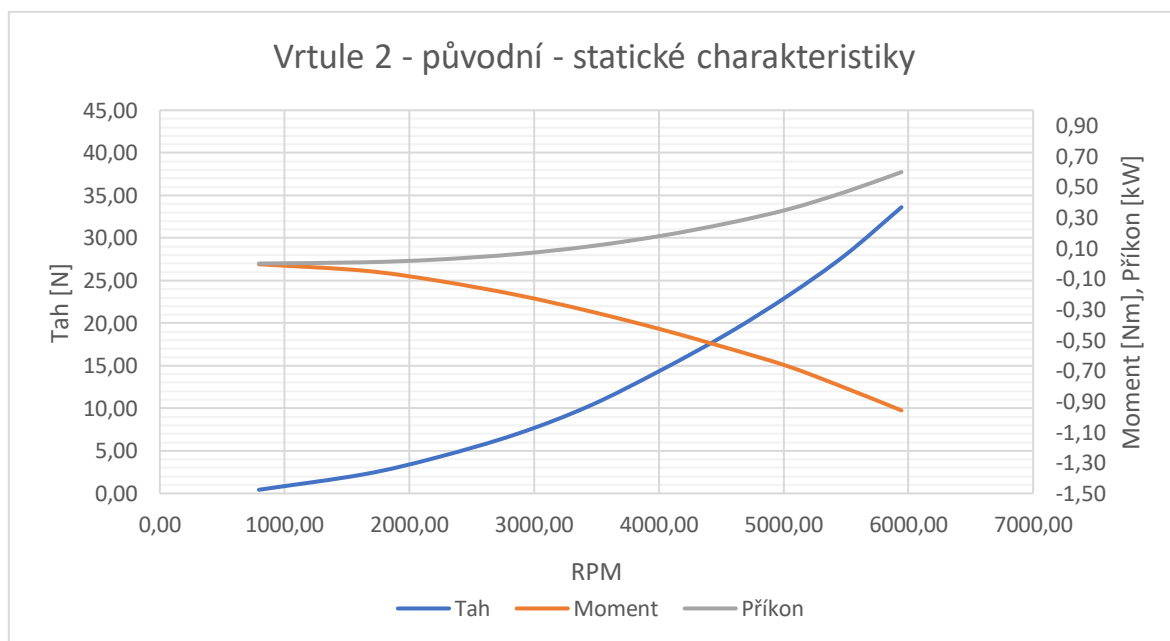
Jako druhá byla měřena vrtule 2 – Fiala. Jelikož k této vrtuli nejsou známy návrhové charakteristiky, není jí prozatím s čím srovnat. V grafu na obr. 38 jsou naměřené charakteristiky. Příkon byl počítán z mechanických veličin, jak bylo popsáno v odstavci 4.2.1.



Obrázek 38: Naměřené statické charakteristiky vrtule 2 - Fiala

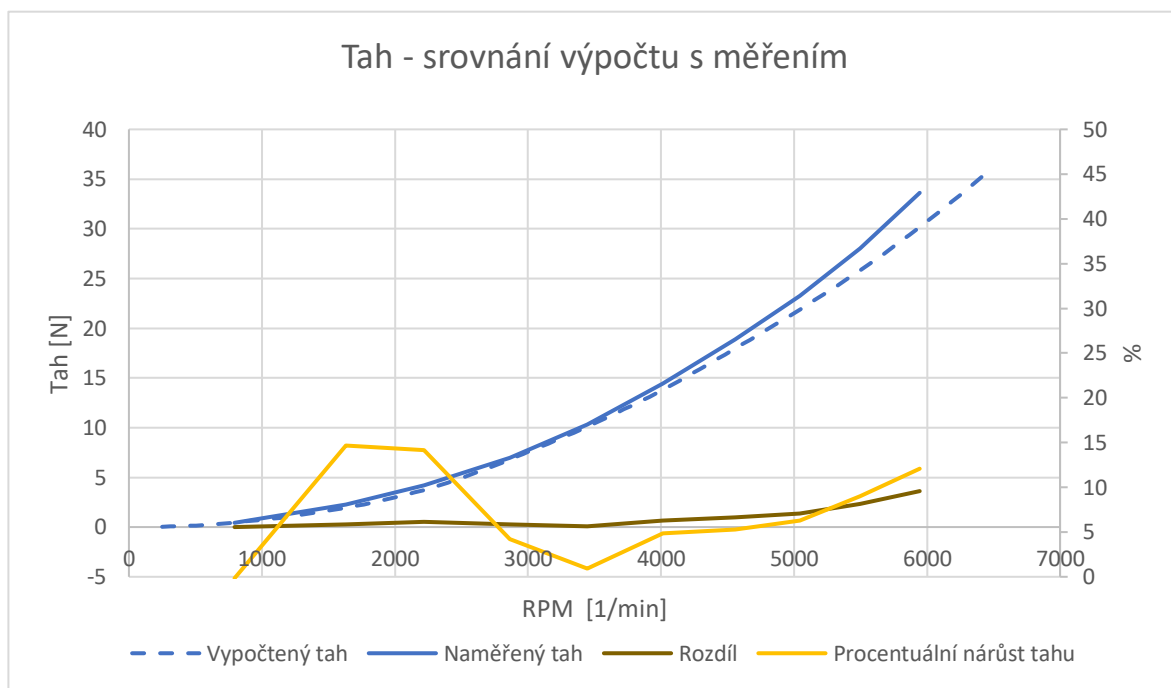
#### 4.2.3. Vrtule 2

Jako poslední byla měřena původní vrtule 2. V grafu na obr. 39 jsou její naměřené statické charakteristiky.

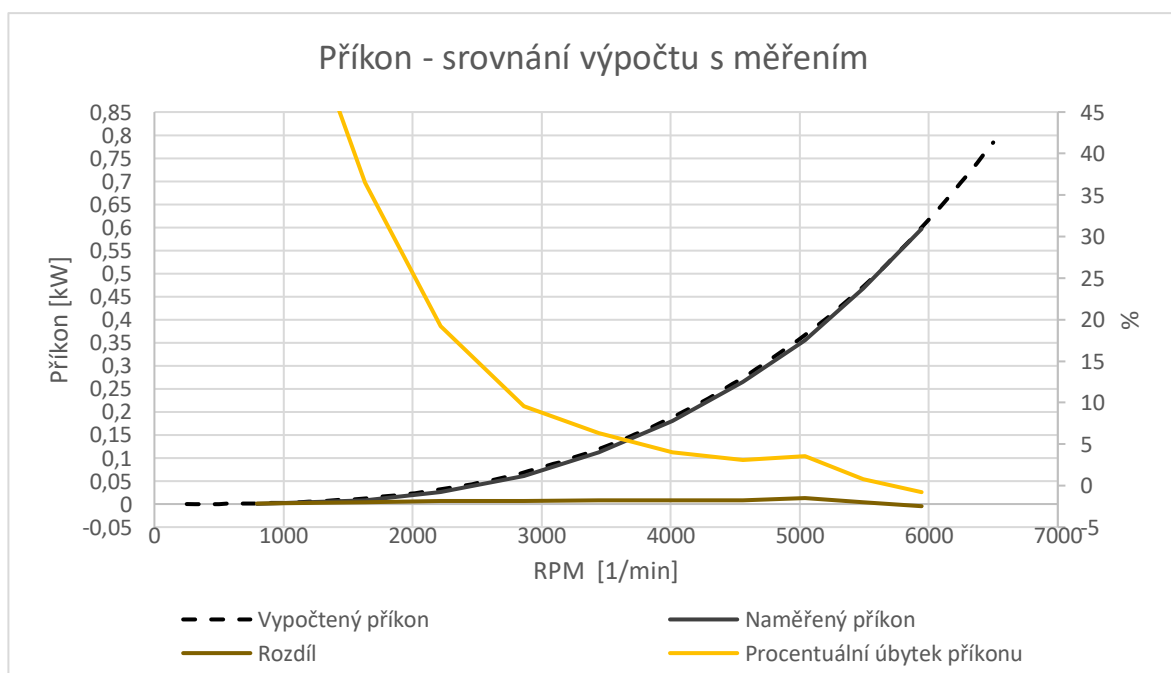


Obrázek 39: Naměřené statické charakteristiky původní vrtule 2

V následujících grafech je naměřená závislost tahu a příkonu srovnána s vypočtenými hodnotami, obdobně jako v případě vrtule 1. Z grafu na obr. 40 je vidět, že narozdíl od vrtule 1, kde byl optimističtější výpočet, vychází v tomto případě lépe měření. Procentuální rozdíl se pohybuje v menších mezích (v řádu jednotek procent), než v u vrtule 1. V případě příkonu (obr. 41) je potom procentuální rozdíl v oblasti nad 3500 rpm obdobný jako v případě tahu a shoda měření s výpočtem je tedy větší, než v případě vrtule 1.



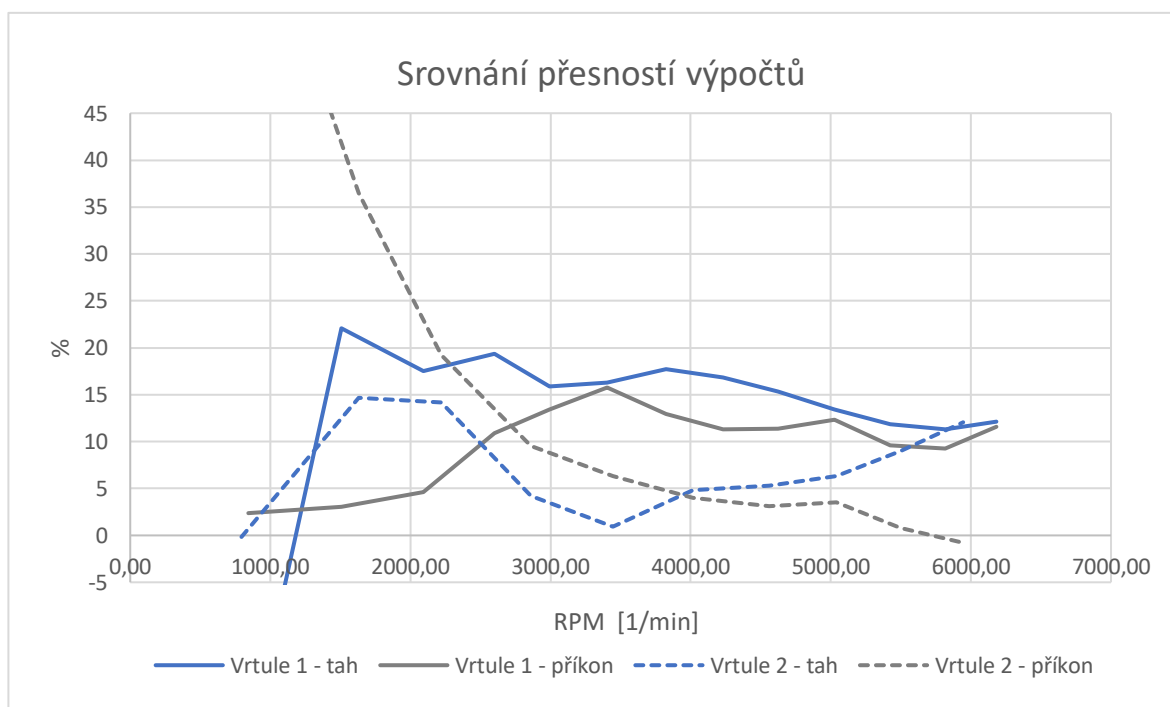
Obrázek 40: Srovnání vypočtených a naměřených hodnot tahu původní vrtule 2



Obrázek 41: Srovnání vypočtených a naměřených hodnot příkonu původní vrtule 2

#### 4.2.4. Srovnání přesností výpočtů

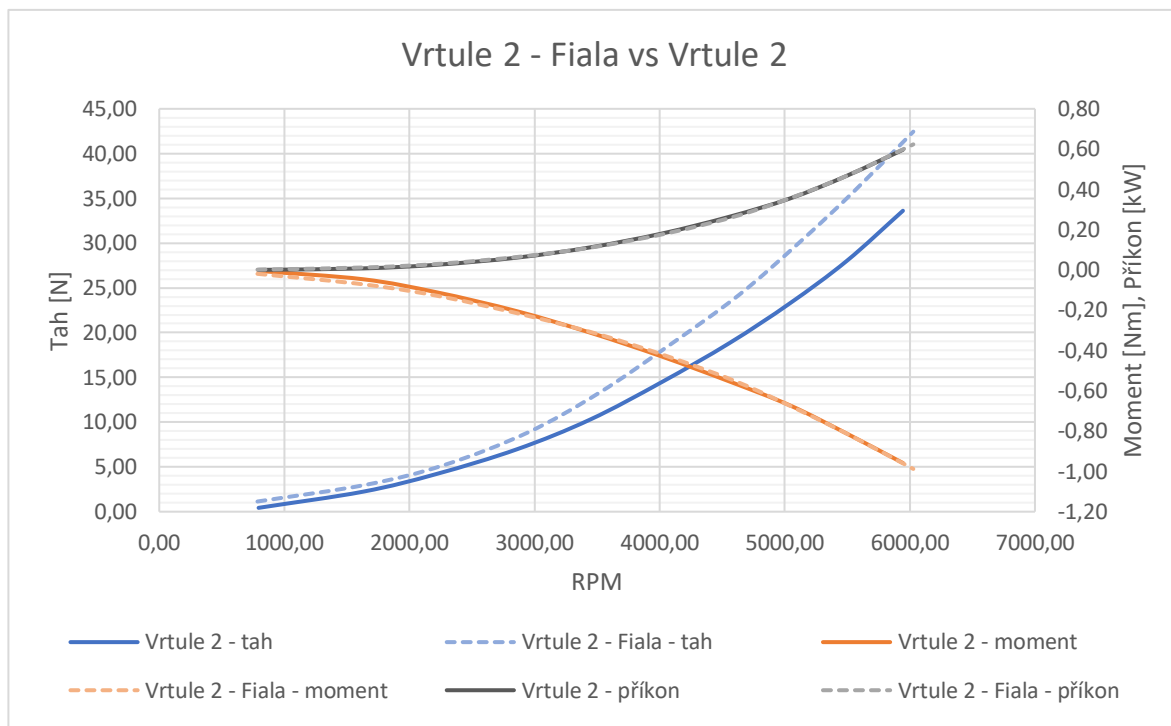
Z grafu na obr. 42 je patrné, že přesnost použité výpočetní metody je nejvyšší v blízkosti návrhových bodů vrtulí (5650 rpm pro vrtuli 1 a 4500 rpm pro vrtuli 2). Za přesnější lze rozhodně považovat výpočet vrtule 2, v jejímž případě se rozdíly nad 3000 rpm drží většinou do 10 %. V případě vrtule 1 je přesnost výpočtu nižší, avšak v oblasti návrhového bodu se pohybuje do 12 %, což lze považovat za dobrý výsledek. V oblasti do 3000 rpm se hodnoty výpočtu a měření liší výrazněji. Je to dáno jednak tím, že při nízkých otáčkách se zvyšuje nepřesnost měření a také tím, že použitá výpočetní metoda nepracuje dostatečně přesně v režim takto vzdálených návrhovému bodu.



Obrázek 42: Srovnání procentuálních odchylek měření od výpočtů

#### 4.2.5. Srovnání původní vrtule 2 a náhradní vrtule 2 – Fiala

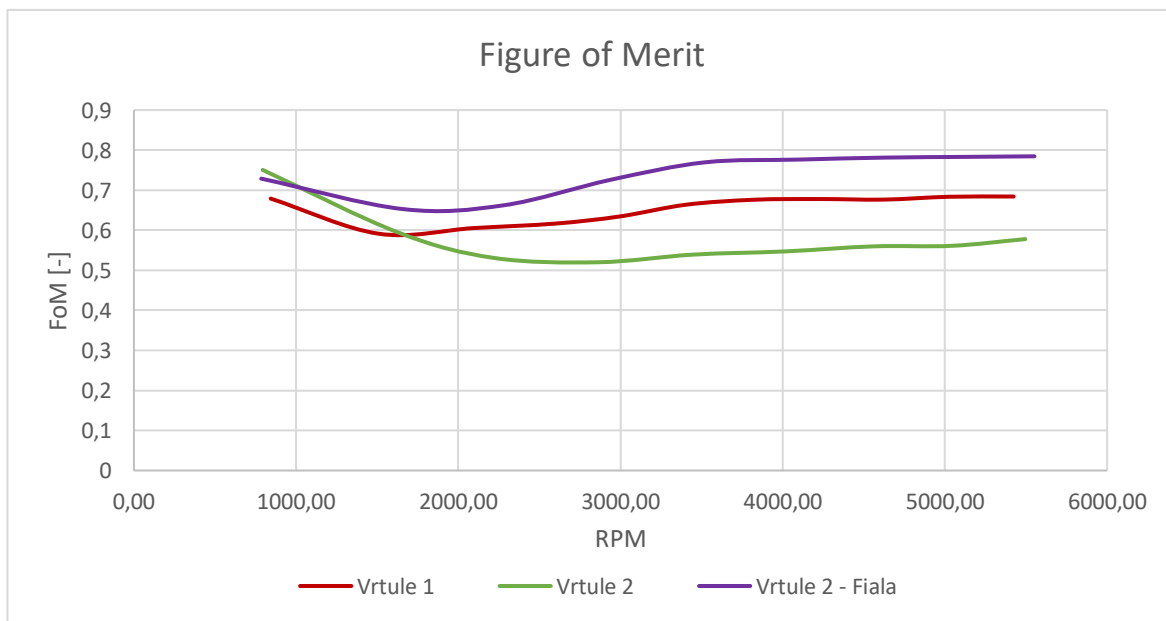
Toto srovnání (obr. 43) bylo provedeno pouze z informativních důvodů. Vzhledem k rozdílným návrhovým bodům obou vrtulí nelze ze srovnání vyvodit mnoho závěrů. Je nicméně patrné, že vrtule 2 – Fiala nabízí větší tah, ostatní parametry jsou v podstatě totožné.



Obrázek 43: Srovnání charakteristik vrtulí testovaných na motoru 2

#### 4.2.6. Hodnoty FoM měřených vrtulí

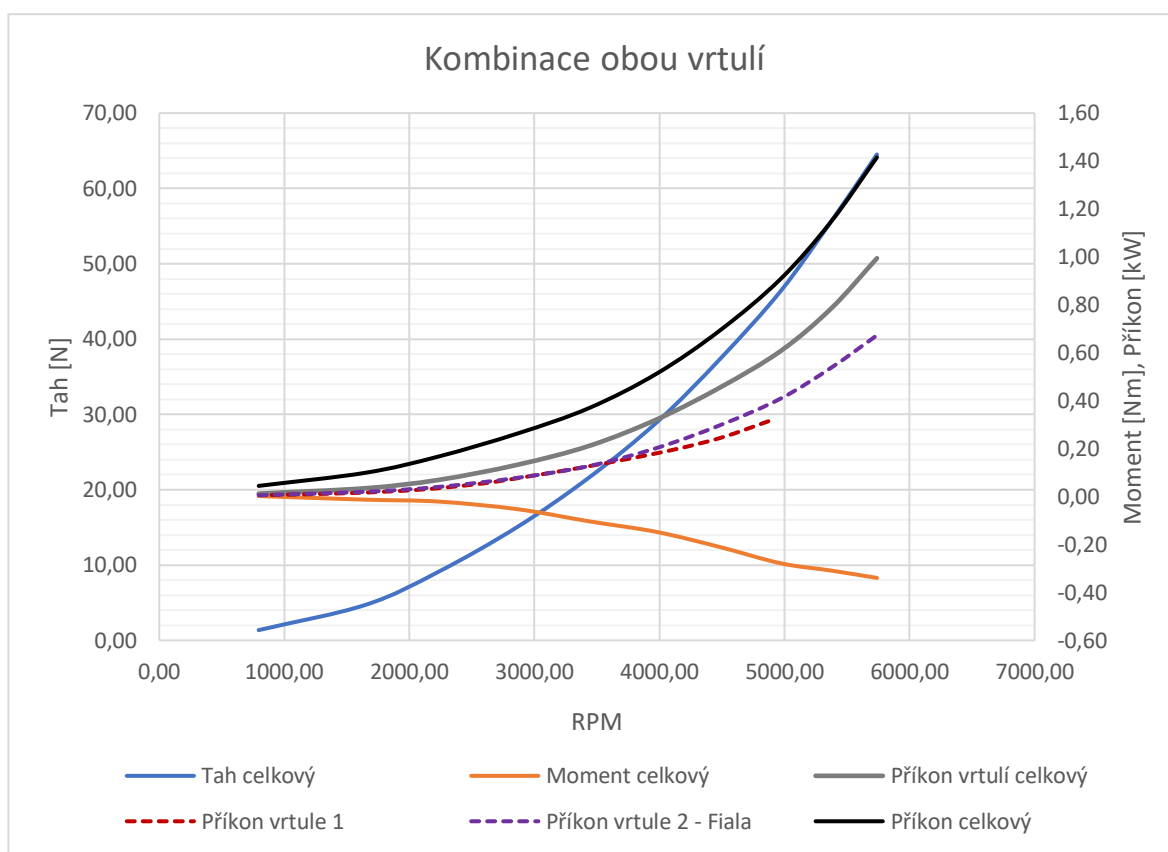
Jak bylo popsáno v kapitole 2.4.3., hodnota Figure of Merit může posloužit ke srovnání vrtulí různých průměrů mezi sebou. V následujícím grafu (obr. 44) je srovnání hodnoty FoM všech tří měřených vrtulí. Nejlepších hodnot dosahuje vrtule 2 – Fiala, následovaná vrtulí 1. Vrtule 2 není navržena pro statický režim, a tudíž není nejnižší hodnota FoM překvapující.



Obrázek 44: Srovnání hodnot FoM měřených vrtulí

#### 4.2.7. Měření kombinace vrtulí

V režimu statického visu, případně při startu, nebo přistání, budou obě (vrtule 1 a vrtule 2 – Fiala) vrtule pracovat společně. V následujícím grafu na obr. 45 jsou uvedeny charakteristiky tohoto režimu. Tah je v tomto případě měřen jako celkový, stejně jako reakční moment. Měření příkonu vychází v tomto případě z měření elektrických veličin a je uvedena jak hodnota každé vrtule zvlášť, tak jejich součet (v grafu uveden jako Příkon vrtulí celkový). Dále je v grafu uvedena hodnota příkonu celé sestavy, tedy se započítáním ztrát v pohonném řetězci vrtulí. Tato hodnota je v grafu uvedena jako příkon celkový.

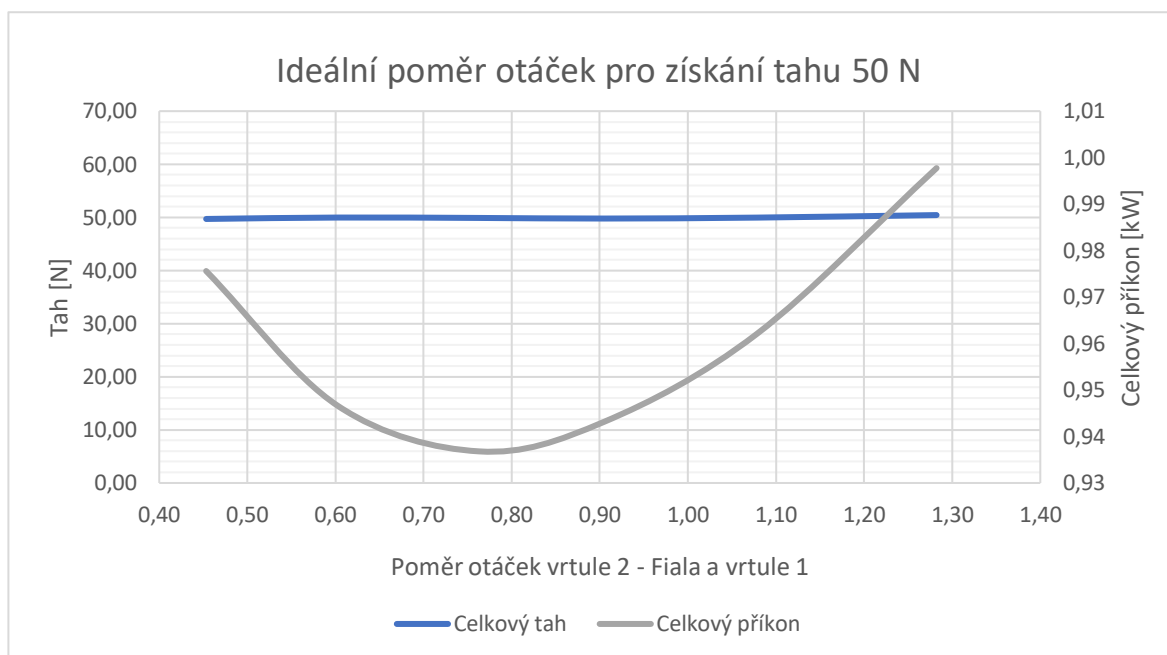


Obrázek 45: Výsledek měření kombinace obou vrtulí

Z grafu měření obou vrtulí společně je patrný maximální dosažený tah 65 N. Ten by měl s dostatečnou rezervou převyšovat hmotnost měřeného UAV a tím mu zajistit hladký start a možnost stabilního visu i v náročnějších povětrnostních podmínkách. V grafu je také vidět, že vrtule 1 nepracovala na maximálních otáčkách. Z toho lze odvodit, že maximální dosažitelný tah dosáhne ještě vyšší hodnoty.



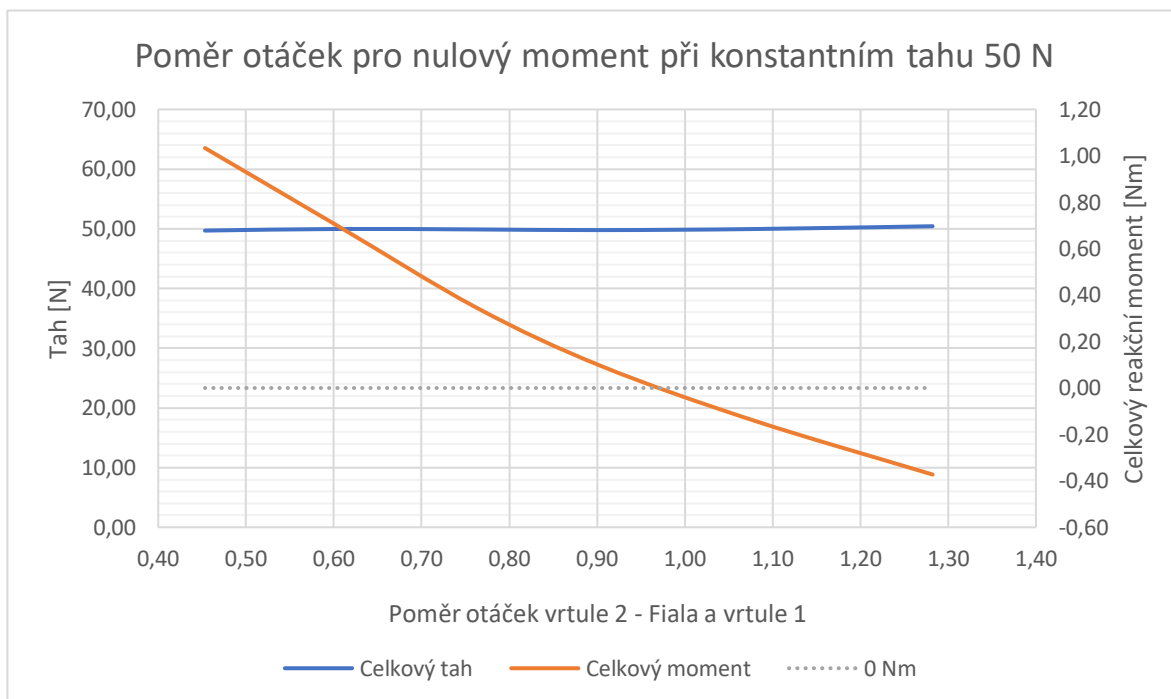
Z křivek příkonu uvedených v tomto grafu lze také vysledovat účinnost celého letounu. Jelikož ale závislosti účinnosti na otáčkách nejsou konstantní, bude se celková účinnost letounu pro požadovaný tah měnit v závislosti na poměru otáček vrtulí. Pro využití maximální účinnosti pohonu ve statickém režimu je zapotřebí znát optimální poměr otáček motorů, při kterém systém dosahuje právě nevyšší účinnosti. Jelikož návrhová hmotnost měřeného letadla je 5 kg, byla hodnota maximální účinnosti pohonu zjišťována pro celkový tah 50 N. Výsledná závislost je na obr. 46.



*Obrázek 46: Graf příkonu potřebného k dosažení 50 N tahu v závislosti na poměru otáček motorů*

Z uvedené závislosti je evidentní, že nejnižšího příkonu dosahuje systém, jsou-li otáčky vrtulí v poměru 4:5 ve prospěch vrtule 1. Tato hodnota je velice důležitá pro nastavení regulace otáček v jednotce autopilota.

Z hlediska stabilního visu je také důležitá znalost poměru otáček, při kterém je nulový výsledný reakční moment. Ve chvíli, kdy výsledný reakční moment nulový není, musí jednotka autopilota (případně pilot) korigovat rotaci plochami kormidel, což jednotku autopilota zbytečně zatěžuje. Poměr otáček, při kterých je reakční moment nulový je patrný z obr. 47 a je téměř roven jedné. V tuto chvíli je na zvážení, zdali dát přednost maximální účinnosti, nebo vyšší stabilitě při statickém visu, případně umístit pracovní otáčky motorů ve statickém režimu někam mezi tyto poměry.



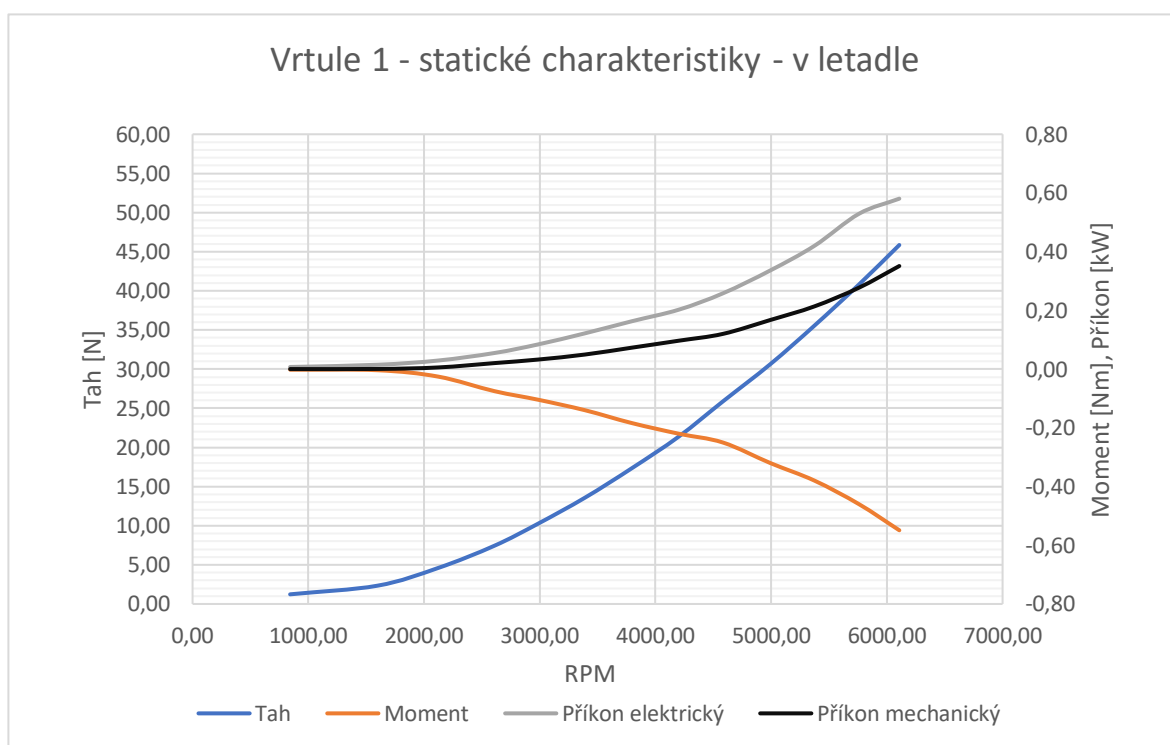
*Obrázek 47: Závislost reakčního momentu na poměru otáček vrtulí při konstantním tahu 50 N*

### 4.3. Měření vrtulí zastavěných v letadle, srovnání s předchozím měřením

Po dokončení fáze měření vrtulí ve volném prostoru byly vrtule i s motory odeslány výrobci měřeného UAV. Tam bylo vše zastavěno do konstrukce letadla a následně vráceno zpět pro další měření. Kromě náhrady tělesa nesoucího motory celou konstrukcí UAV byly veškeré podmínky testování zcela totožné, jako při měření vrtulí ve volném prostoru. Původní vrtule 2 již nebyla při těchto měřeních použita a veškerá následující měření byla tedy prováděna s vrtulí 2 – Fiala.

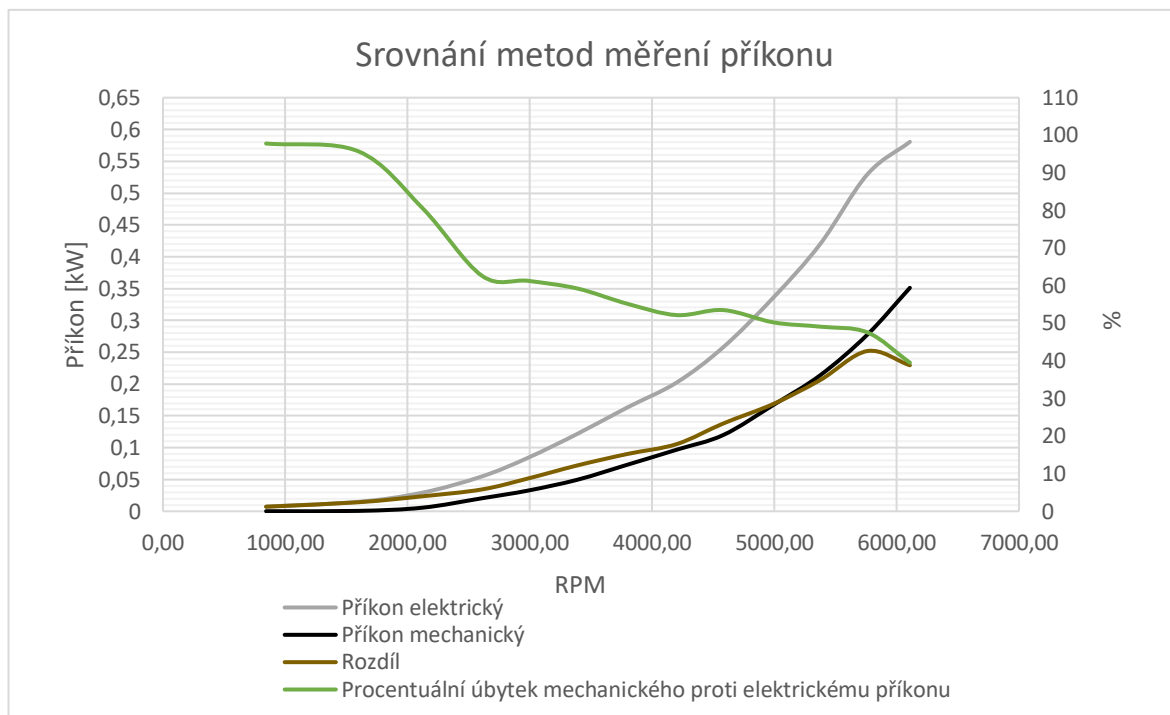
#### 4.3.1. Vrtule 1

Jako první byla opět měřena vrtule 1. Její statické charakteristiky jsou opět uvedeny v grafu (obr. 48). Příkon byl opět vyhodnocen jak pomocí elektrických veličin a účinností, tak pomocí otáček a reakčního momentu.



Obrázek 48: Naměřené statické charakteristiky vrtule 1 zastavěné v měřeném letadle

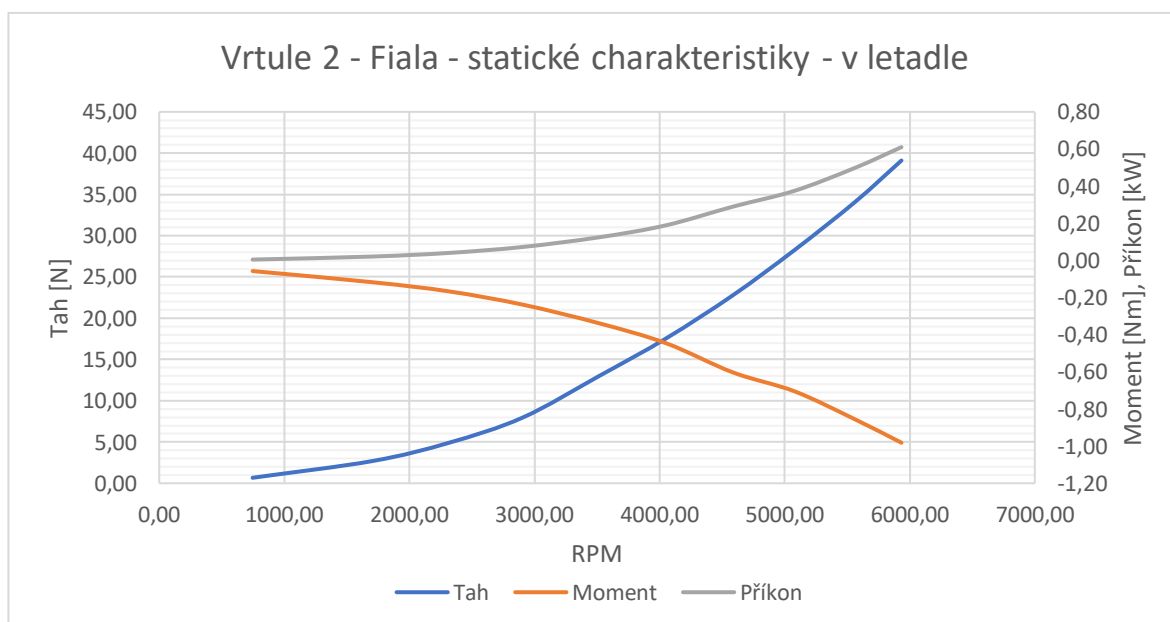
Na první pohled je evidentní zásadní rozdíl mezi příkonem určeným z elektrických veličin a příkonem určeným z mechanických veličin. V grafu na obr. 49 je rozdíl mezi příkony vyjádřen v procentech a ukazuje, že nárůst elektrického příkonu proti mechanickému je v řádu desítek procent. Srovnáme-li tuto skutečnost s měřením vrtule 1 ve volném proudu (viz kapitola 4.4.), zjistíme, že zatímco příkon vrtule vypočtený z elektrických veličin a tah se liší jen minimálně, reakční moment se liší až dvounásobně. Tato skutečnost je ale v rozporu se vztahem (21), který udává lineární závislost mezi reakčním momentem a příkonem – je-li poloviční reakční moment, musí být za konstantních otáček poloviční příkon. Z tohoto plyne, že pro vrtuli pracující ve štěrbině v konstrukci letadla (viz kapitola 3.2.1.) již nelze použít základní vztahy z teorií popsaných v kapitole 2.3.



Obrázek 49: Srovnání příkonu určeného pomocí elektrických veličin s příkonem určeným pomocí otáček a reakčního momentu

### 4.3.2. Vrtule 2 - Fiala

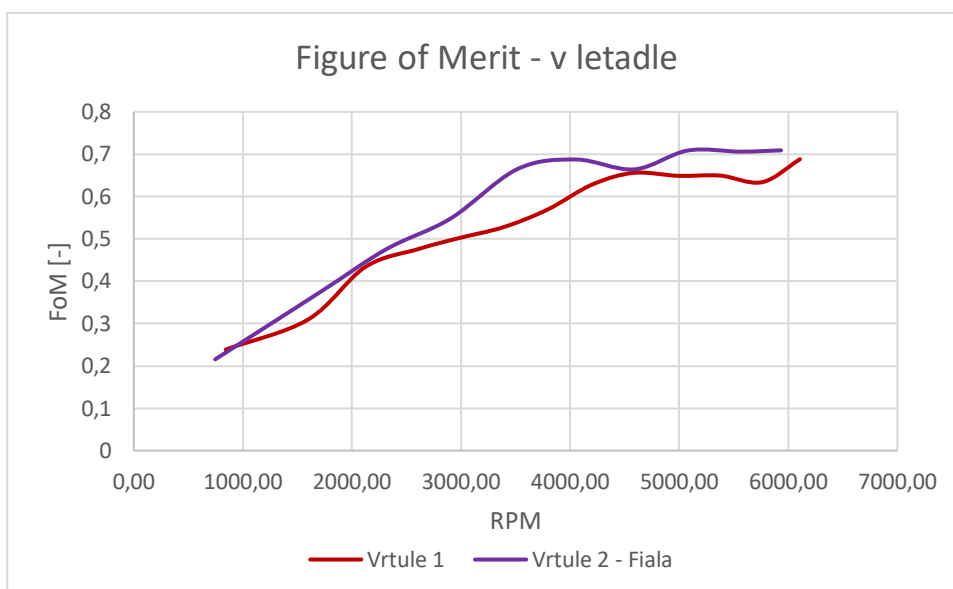
Jako druhá byla měřena opět vrtule 2 – Fiala. Po zástavbě do letadla byly její charakteristiky naměřeny a jsou zobrazeny v obr 50. Příkon zobrazený v grafu byl určen pomocí reakčního momentu a otáček. Kontrola pomocí elektrických veličin však byla provedena, jak je popsáno v odstavci 4.2.1.



Obrázek 50: Naměřené statické charakteristiky vrtule 2 - Fiala zastavěné v měřeném letadle

### 4.3.3. Hodnoty FoM vrtulí měřených v letadle

Stejně jako v případě vrtulí pracujících ve volném prostoru, i u vrtulí zastavěných do letadla byla určena hodnota Figure of Merit pro pozdější srovnání. Hodnota FoM vrtulí osazených v letadle je v grafu na obr. 51. Vrtule 2 – Fiala vyšla opět lépe, než vrtule 1. Vrtule 1 je ale při měření v letadle mnohem více ovlivněna konstrukcí letadla, zejména potom šterbinou, v níž musí pracovat.

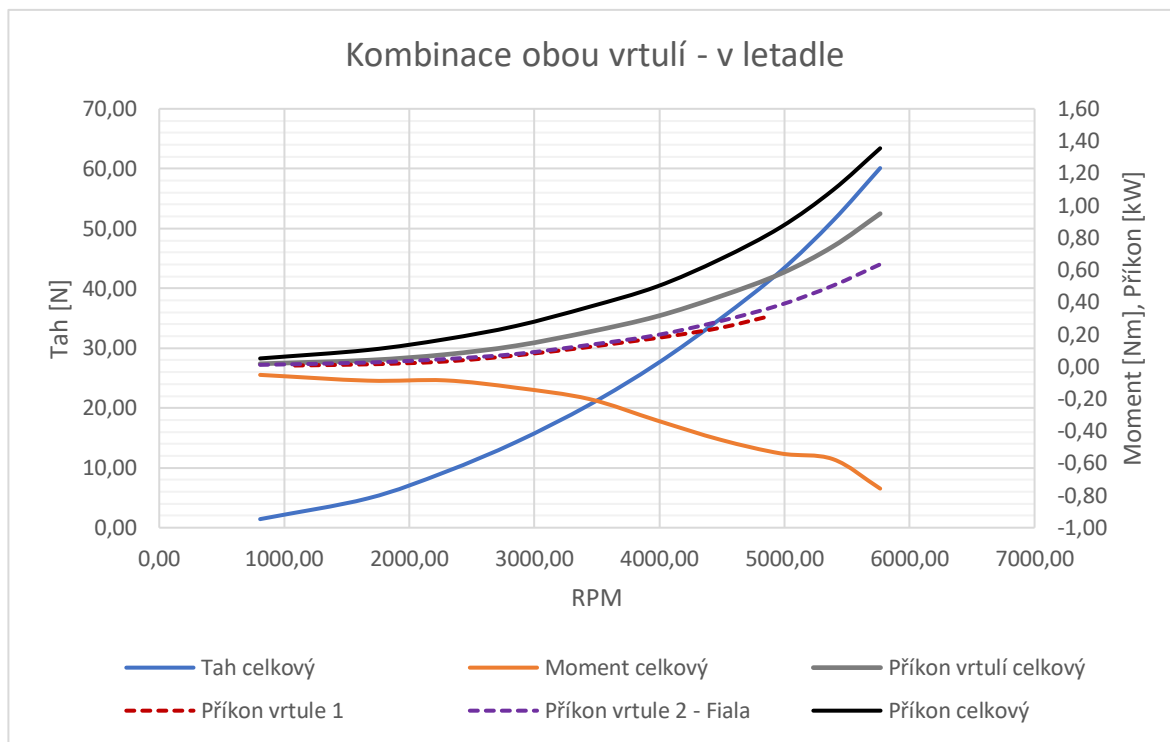


Obrázek 51: Hodnoty FoM vrtulí zastavěných v letadle

### 4.3.4. Měření kombinace vrtulí zastavěných v letadle, srovnání těchto režimů s předešlým měřením

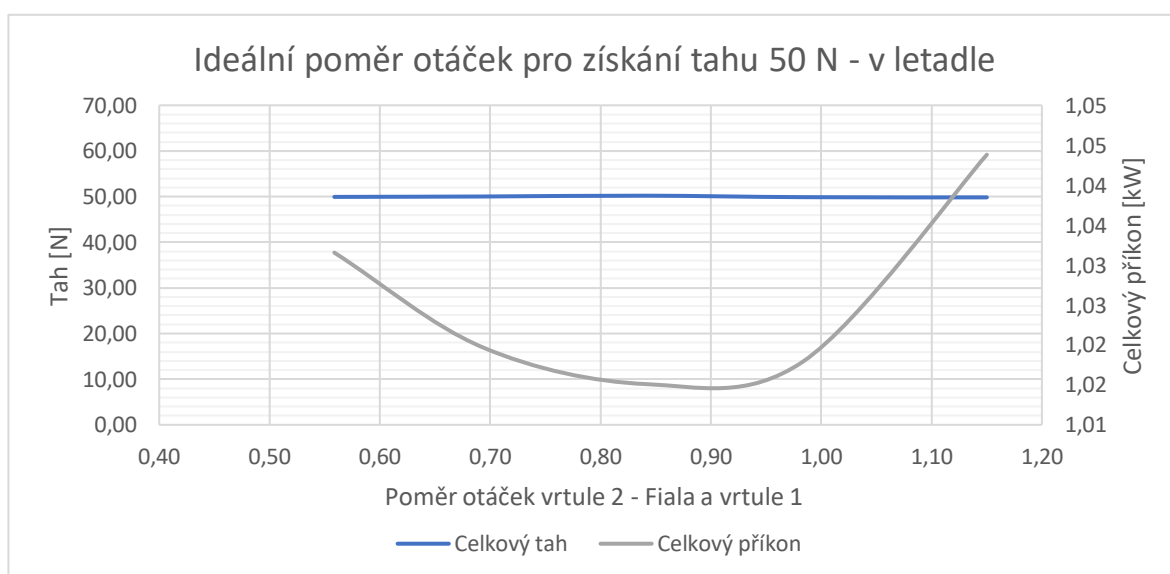
Měření bylo provedeno zcela stejným způsobem, jako případě vrtulí ve volném proudu. Nejprve byla změřeny statické charakteristiky kombinace obou vrtulí. Výsledek měření je uveden v grafu na obr. 52. Křivka s názvem „Příkon celkový“ znamená stejně jako v předchozím případě příkon celého pohonného řetězce, tedy se započítáním ztrát na motorech i regulátorech.

Při srovnání Výsledků z obr. 45 a obr. 52 je zjevné, že konstrukce letadla působí odpor a ten snižuje maximální tah cca o 8 %. Dále je dobře patrný výrazný nárůst reakčního momentu v oblasti od 3000 rpm, a to více než dvounásobně. Příkon naopak zůstává v obou případech skoro stejný. Je tedy evidentní, že konstrukce letadla má vliv zejména na reakční moment, což je zásadní veličina z hlediska řízení, jak bylo zmíněno v kapitole 4.2.7. Právě výsledky uvedené v grafech na obr. 53 a obr. 54 budou velmi hodnotným vstupem pro ladění jednotky autopilota.



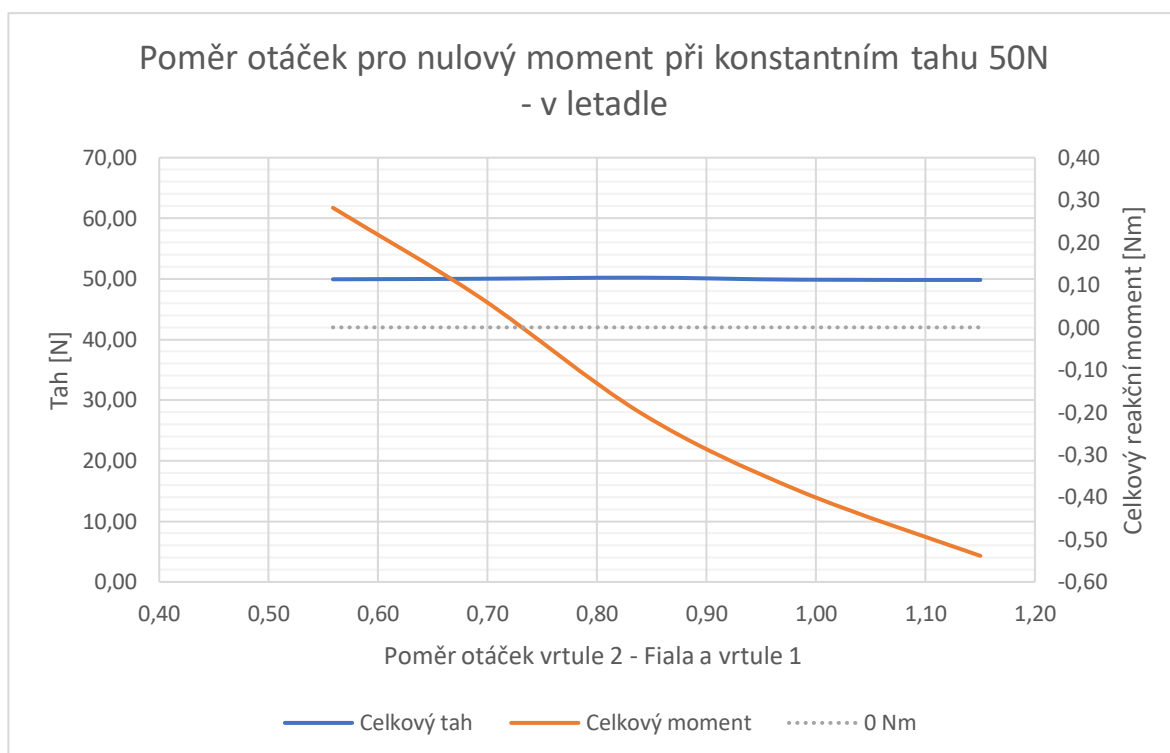
Obrázek 52: Výsledek měření kombinace obou vrtulí zastavěných v letadle

V grafu na obr 53. je zobrazena křivka poměru otáček pro dosažení minimálního příkonu za konstantního tahu 50 N. Měření bylo provedeno stejným způsobem, jako v případě vrtulí ve volném prostoru. Minimální příkon v tomto případě vychází při poměru 9:10 ve prospěch vrtule 1, došlo tedy k mírné změně ve srovnání s předchozím stavem. Křivka je ale v oblasti nejnižšího příkonu plošší, což umožňuje využití širšího spektra poměrů otáček s jen minimálním nárůstem příkonu.



Obrázek 53: Graf příkonu potřebného k dosažení 50 N tahu v závislosti na poměru otáček motorů – měření s vrtulemi zastavěnými v letadle

Posledním měřením byl získán bod nulového momentu při tahu 50 N s vrtulemi zastavěnými v letadle. Stejně jako v případě předchozího měření tohoto režimu byla naměřena závislost celkového reakčního momentu na poměru otáček vrtulí (za konstantního tahu 50 N). Výsledná závislost je zobrazena na obr. 54. Na první pohled je zřejmé, že zatímco v případě vrtulí ve volném proudu byl poměr potřebný k dosažení nulového reakčního momentu téměř roven jedné, v tomto případě je výsledný poměr přibližně 3:4 ve prospěch vrtule 1. Tento poměr není opět zcela ideální z hlediska maximální účinnosti, ale v grafu na obr. 53 se stále pohybuje v oblasti minimálního nárůstu příkonu a statický vis letadla tedy lze nastavit stabilně z hlediska rotace kolem osy letadla jen s minimálním kompromisem.



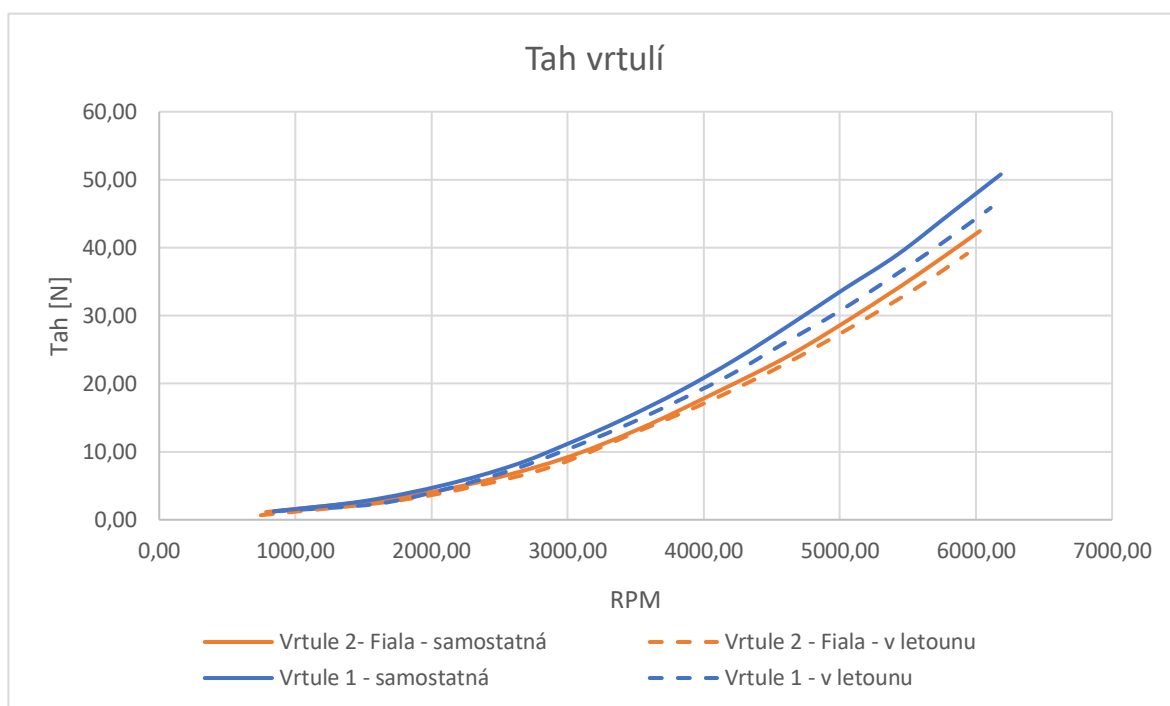
*Obrázek 54: Závislost reakčního momentu na poměru otáček vrtulí při konstantním tahu 50 N pro vrtule zastavěné v letadle*

#### 4.4. Srovnání statických charakteristik vrtulí v letadle a mimo něj

V kapitole 4.2. a 4.3. byly uvedeny výsledky měření vrtulí jak ve volném prostoru, tak osazených v letadle. Nejpodstatnější výsledky a srovnání sice již byly zmíněny v předchozí kapitole, ale kompletnímu srovnání bude věnována až tato kapitola.

##### 4.4.1. Srovnání tahu vrtulí

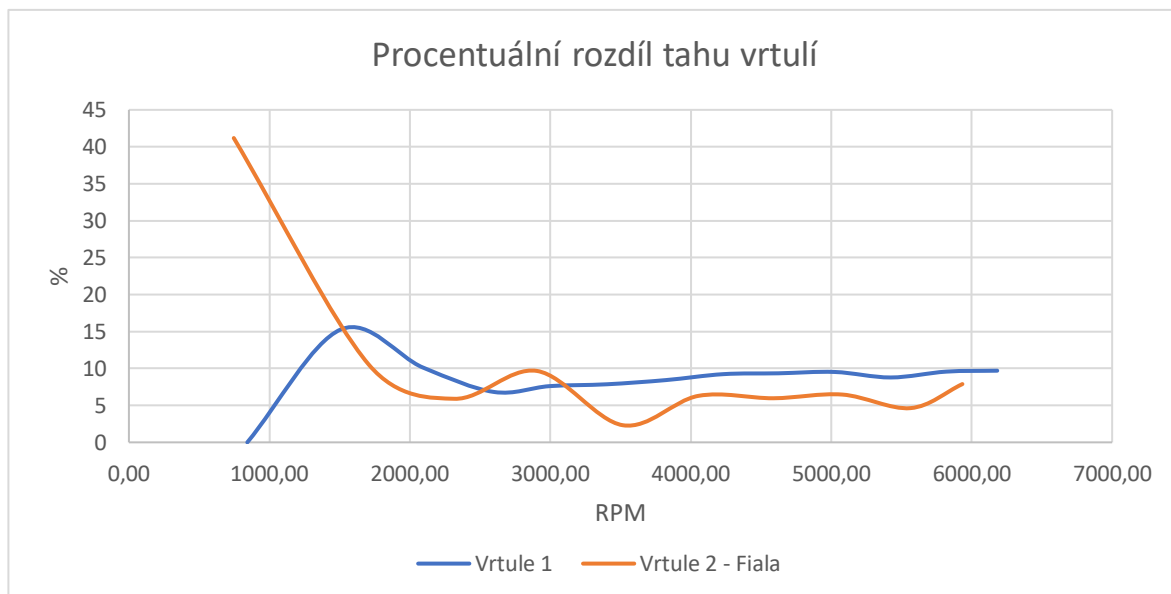
Tah je, jak bylo mnohokrát zmíněno, základní charakteristikou vrtulí. Jelikož ale není závislý pouze na vrtuli samotné, ale i na jejím bezprostředním okolí, které se dá jen velmi těžko výpočtem postihnout, je srovnání tahu vrtulí ve volném prostoru a vrtulí osazených v letadle velmi důležité. Toto srovnání je na obr. 55. Výsledek je následující: Vrtule 1 dosahuje nejvyššího tahu, což je vzhledem k jejímu většímu průměru a k tomu, že statický tah je jejím návrhovým bodem očekávatelný výsledek. Úbytek tahu obou vrtulí po jejich osazení do letadla je také předpokládatelný.



Obrázek 55: Srovnání tahu obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

Procentuální vyjádření tohoto úbytku je v grafu na obr. 56. Vyšší procentuální ztráta u vrtule 1 je také očekávatelná, jelikož tato vrtule po osazení do letadla pracuje ve šterbině, zatímco Vrtule 2 – Fiala má za sebou již otevřený prostor. Hodnoty v oblasti do 3000 rpm vzhledem k použité metodice měření a k použitému vybavení nelze považovat za věrohodné.

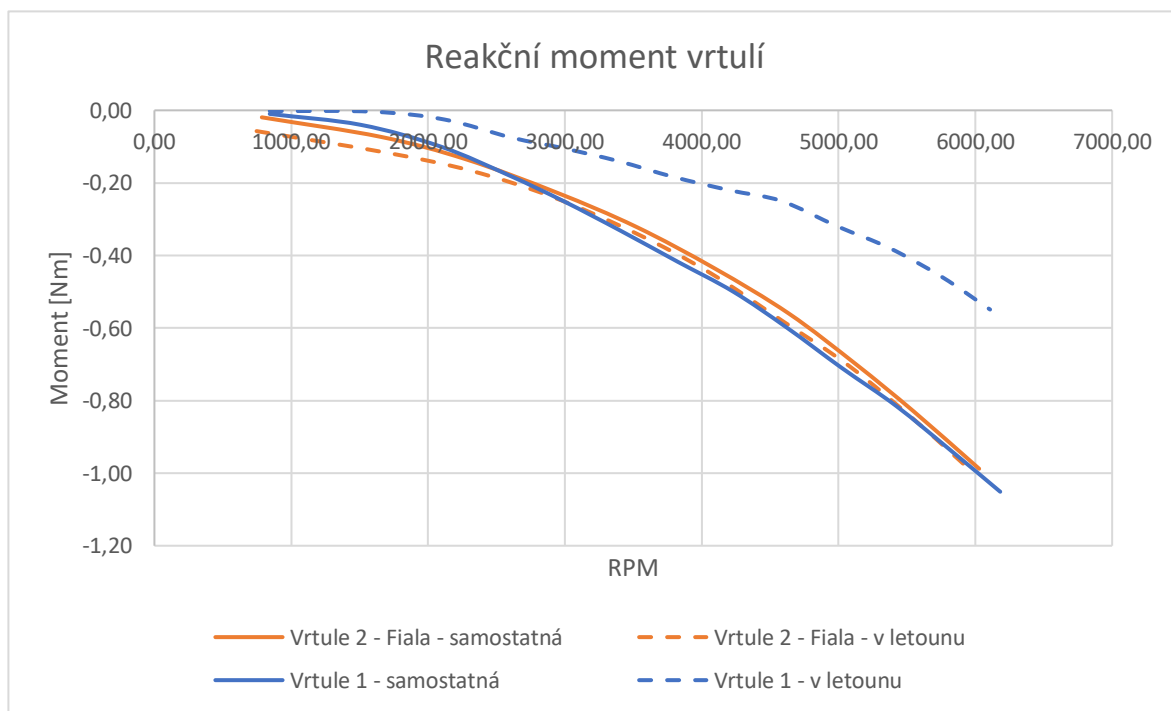




Obrázek 56: Procentuální vyjádření rozdílu tahu obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

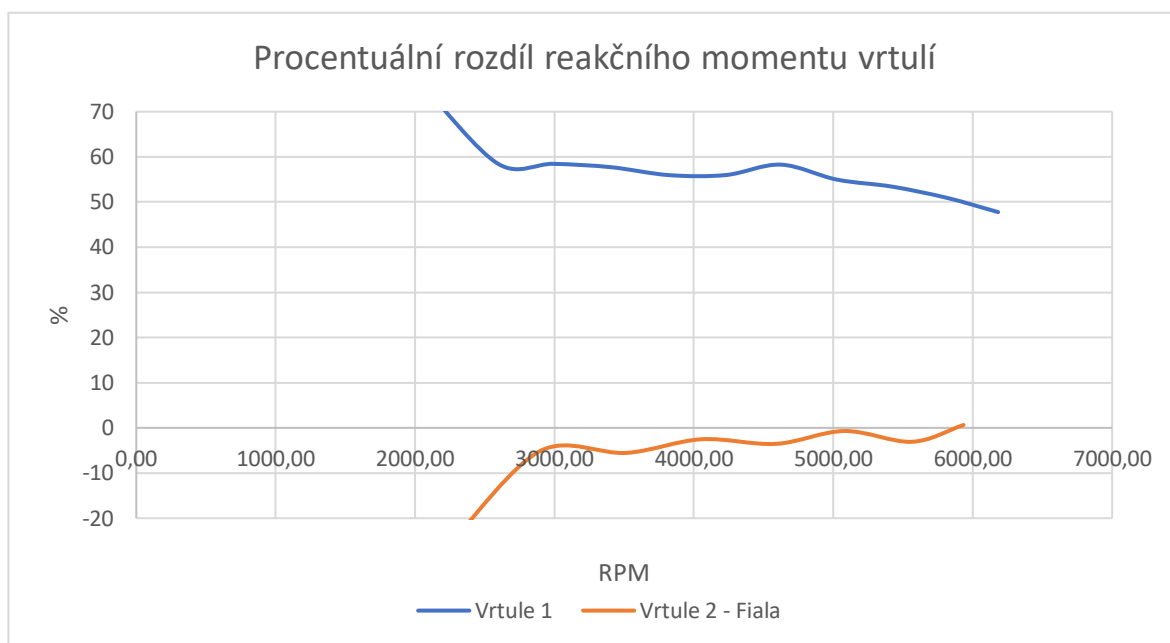
#### 4.4.2. Srovnání reakčního momentu vrtulí

Obdobně jako síla, i reakční moment je velmi důležitou charakteristikou vrtulí. Jak již bylo řečeno v kapitole 4.3.4., jeho hodnota se po osazení vrtulí do letadla značně změnila. Srovnání reakčních momentu obou vrtulí před a po osazení do letadla je v grafu na obr. 57.



Obrázek 57: Srovnání reakčního momentu obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

V následujícím grafu (obr. 58) je opět procentuální vyjádření rozdílů. Zatímco v případě tahu se rozdíly pohyboval do 10 %, v případě vrtule 1 se reakční moment po osazení do letadla změnil o více než 50 %. Vliv štěrbin, v níž vrtule pracuje, je tedy skutečně markantní. Rozdíl u vrtule 2 – Fiala se naopak ve sledovaných mezích udržel pod 10 %, což je očekávatelné, jelikož za vrtulí 2 – Fiala se již nachází jen volný prostor. Stejně jako v předchozím případě, i zde lze za věrohodné považovat hodnoty od 3000 rpm výše.

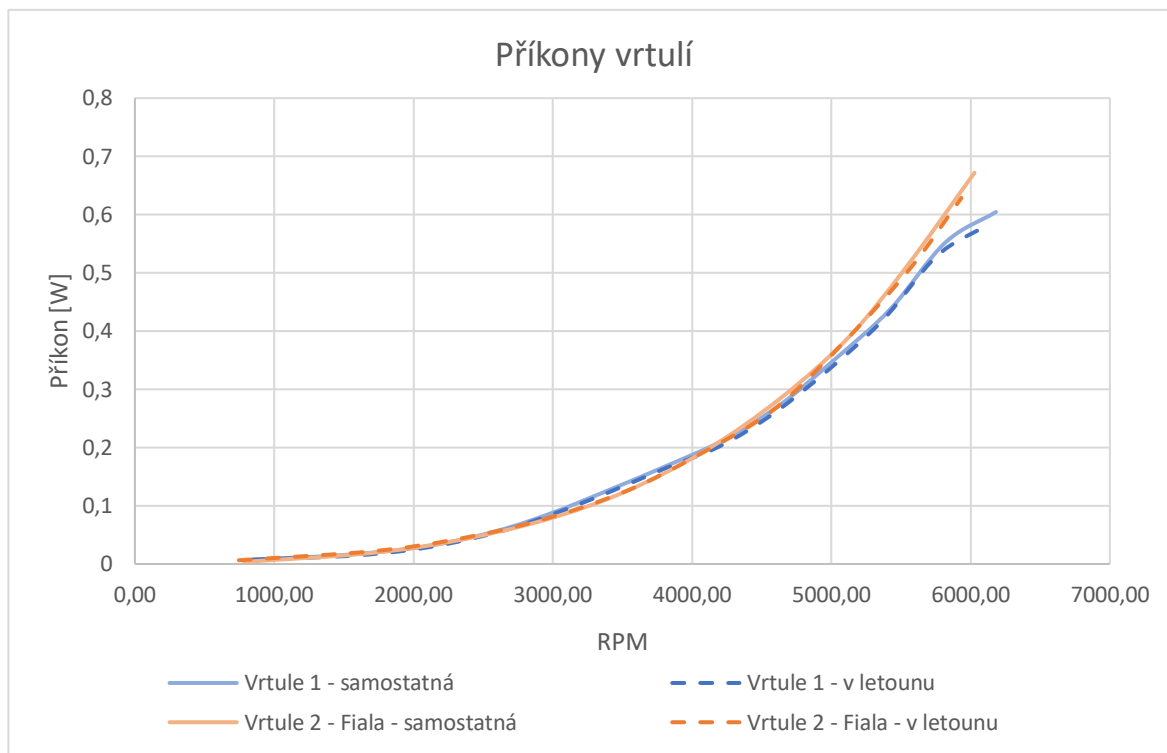


Obrázek 58: Procentuální vyjádření rozdílu reakčního momentu obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle

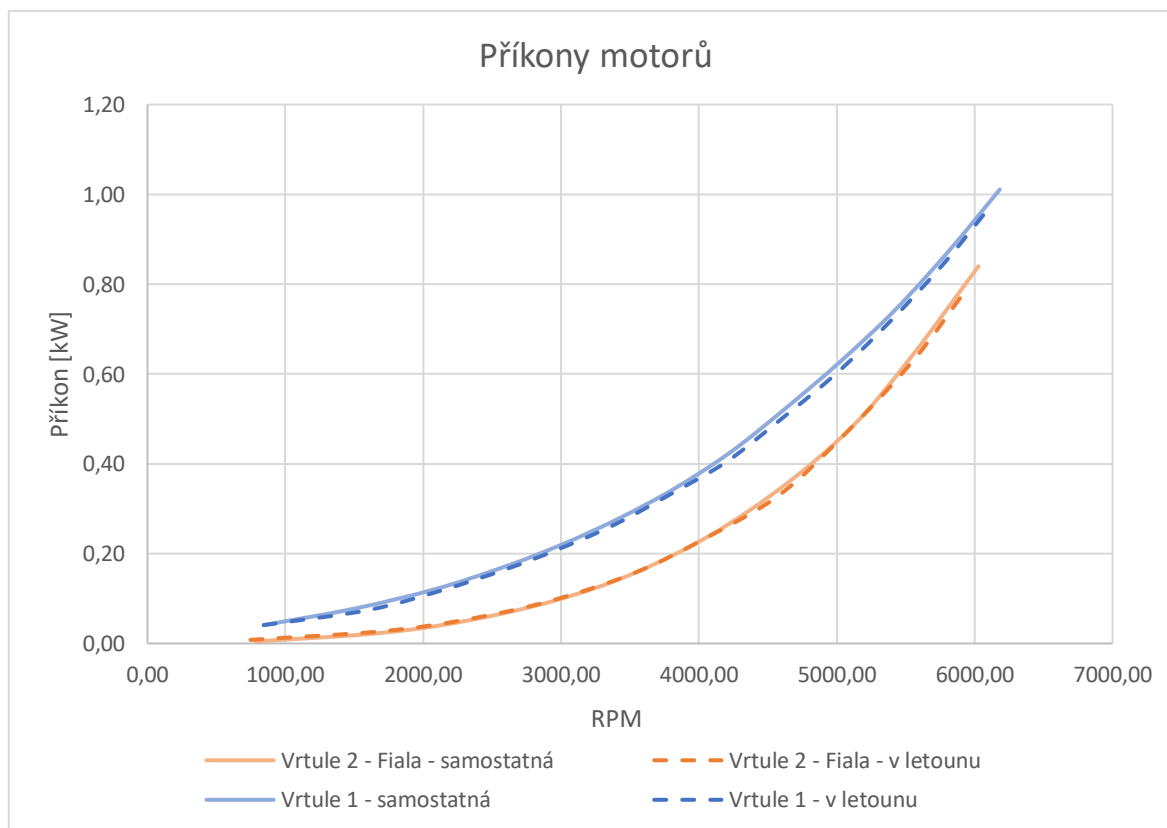
#### 4.4.3. Srovnání příkonů

Další srovnávanou statickou charakteristikou je příkon. Příkon byl v minulých odstavcích měřen pomocí dvou různých metod. V následujícím srovnání budou využity hodnoty příkonu získané pomocí elektrických veličin, jelikož po zástavbě do letounu už nebylo možné metodu dopočítání příkonu pomocí otáček a reakčního momentu správně použít. V grafu na obr. 59 je srovnání příkonů obou vrtulí. Je patrné že hodnoty se téměř neliší. Jedinou výjimku tvoří oblast kolem 6000 rpm u vrtule 1. Tato odchylka je ale způsobena nekonzistentní účinností motoru v těchto otáčkách a odchylku tedy lze připsat chybě měření. Jelikož jsou odchylky ve zbylé části grafu na úrovni přesnosti měření, nemá smysl dále srovnávat jejich procentuální hodnoty.

Na obr. 60 je zobrazen příkon obou motorů (tedy se započtenými ztrátami pohonu). Tato hodnota je velmi důležitá z hlediska návrhu napájení letadla. Právě na této hodnotě závisí akční rádius a na jejím základě je určována kapacita pohonných baterií. Odchylky příkonů motorů při měření ve volném prostoru a mimo něj jsou na podobné úrovni, jako v předchozím případě, a tudíž ani zde nemá význam zpracovávat graf procentuálních hodnot.



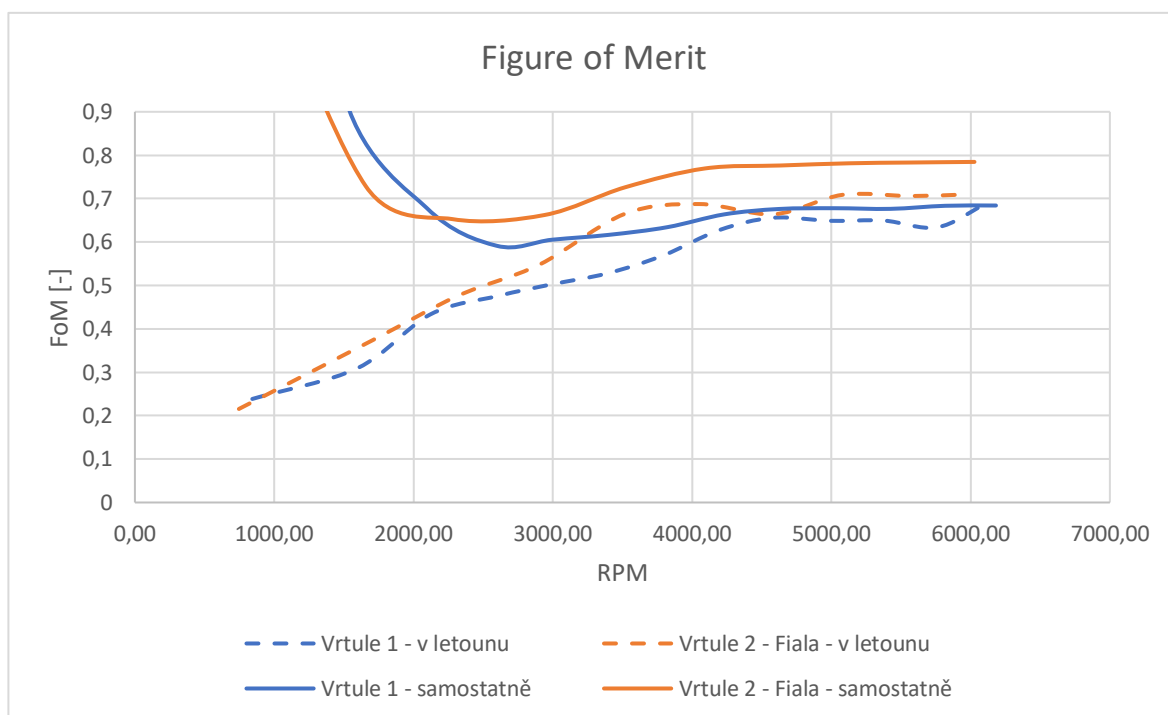
Obrázek 59: Srovnání příkonů obou vrtulí ve volném prostoru a v letadle



Obrázek 60: Srovnání příkonů obou motorů ve volném prostoru a v letadle

#### 4.4.4. Srovnání hodnot Figure of Merit

Jelikož hodnota Figure of Merit nabízí možnost srovnání všech vrtulí bez ohledu na jejich geometrické charakteristiky, je jedinou relevantní hodnotou, použitelnou k porovnání fungování vrtule 1 a vrtule 2 – Fiala. Ze srovnání v obr. 61 je vidět, že hodnota FoM po osazení vrtulí klesla v obou případech. Konstrukce letadla tedy z hlediska účinnosti obě vrtule negativně ovlivnila. Křivka závislosti hodnoty FoM pro vrtule osazené v letadle je také více zvlněná, což poukazuje na různé interakce proudu vzduchu s konstrukcí letadla při různých otáčkách. Hodnoty do 3000 rpm opět nelze považovat za důvěryhodné.



Obrázek 61: Srovnání Hodnot FoM měřených vrtulí ve volném prostoru a v letadle

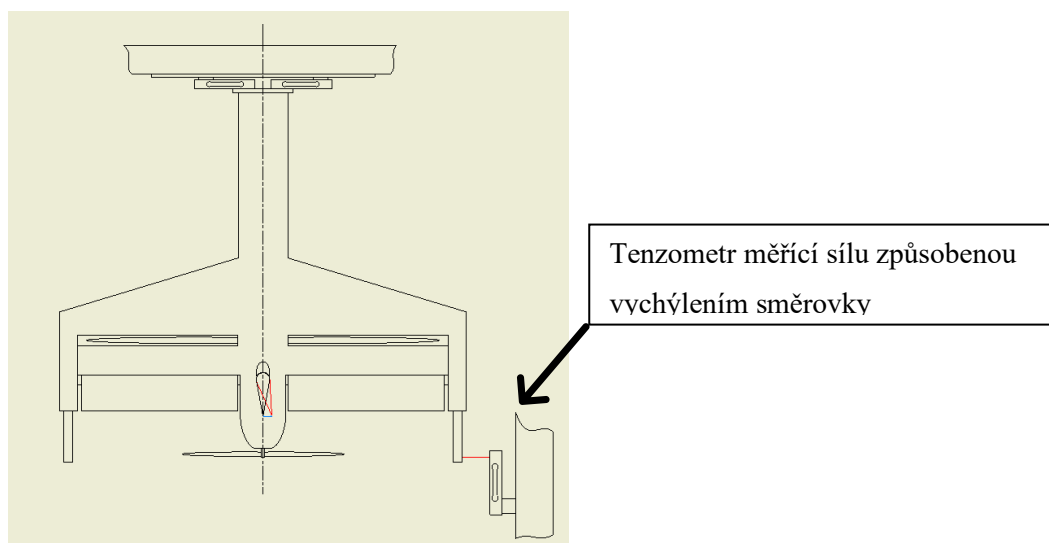
## 5. Další měření prováděná na tomto laboratorním standu

### 5.1. Měření 25.5" vrtule

Po ukončení fáze projektu zaměřené na měření vrtulí bylo měření UAV přesunuto do fáze ladění jednotky autopilota. Během tohoto ladění se však vyskytl problém s nedostatečnou rezervou tahu vrtulí. Ten byl řešen jednak zvýšením počtu článků baterie motoru 1 z deseti na dvanáct a také návrhem nové vrtule 1, jež poskytne vyšší tah. Pro validaci přínosu nové vrtule byly následně standartním postupem proměřeny statické charakteristiky nové vrtule 1.

### 5.2. Měření úprav směrovky

Kromě nedostatečné rezervy tahu se během testování ukázaly jako nedostatečné plochy výškových a směrových kormidel, které jsou zásadní pro stabilizaci v režimu visu. Za účelem navýšení efektivity bylo navrženo několik variant úprav těchto ploch. Stand popsán v této práci byl následně lehce upraven, aby umožňoval měření kormidlem vyvolané síly a jednotlivé varianty upravených kormidel byly změřeny. Schéma úpravy a ukázka z měření je na obr. 62.



Obrázek 62: Rozšíření standu o měření síly vyvolané kormidlem, detail měřených úprav kormidel

## 6. Závěr

Jak bylo zmíněno v úvodu, aerodynamická optimalizace je pro moderní UAV zásadní. Jak bylo ukázáno v této práci, i výsledky použité 3D panelové metody, jež se řadí mezi pokročilé výpočetní metody, je stále zapotřebí porovnávat s laboratorním měřením. Měřené vrtule, jež byly navrženy pro velmi specifické použití byly měřeny v režimu statického visu, a to jak ve volném prostoru, tak osazené v UAV, v němž budou pracovat. Měřeny byly jak samostatně, tak i v koaxiální protiběžné konfiguraci.

V první části měření byly změřeny statické charakteristiky vrtulí umístěných ve volném prostoru a ty byly následně srovnány s výsledkem výpočtu. Pro tento režim lze výsledek výpočtu považovat za poměrně přesný. Při určení tahu se výpočet ukázal být mírně optimistický, avšak odchylka v oblasti pracovního bodu se pohybovala kolem 12 % u vrtule 1, což lze považovat za přijatelnou shodu. V oblasti, v níž bude ve statickém režimu pracovat vrtule 2 odchylka tahu nepřesahovala 10 %, shoda je tedy ještě vyšší. Měření příkonu potom ukázalo odchylku odpovídající odchylkám v případě tahu, což lze opět považovat za doklad přijatelné přesnosti výpočtu.

Ve druhé fázi byly vrtule měřeny osazené v UAV. Zejména pro vrtuli 1 se pracovní podmínky změnilы výrazně, jelikož v UAV pracuje ve štěrbině v křídle. Ztráta tahu po osazení do UAV se u vrtule 1 pohybovala kolem 9 %. Pracovní podmínky vrtule 2 – Fiala se změnilы výrazně méně, čemuž odpovídá menší ztráta tahu, kolem 6 %. Velmi odlišné chování po osazení do letadla bylo zjištěno v oblasti reakčního momentu u vrtule 1, kde se nárůst této hodnoty pohyboval mezi 50 % a 60 %. Změna u vrtule 2 – Fiala se naproti tomu pohybovala do 10 %. Takto výrazný rozdíl je zjevně způsoben průchodem vrtule skrze štěrbinu v křídle letadla, což kromě zvýšení reakčního momentu způsobilo i výrazný nárůst hluku. Z hlediska příkonu potom byly rozdíly u obou vrtulí s přihlédnutím k přesnosti měření zanedbatelné.

Podstatným výstupem měření bylo také stanovení ideálních poměrů otáček vrtulí pro dosažení určitého tahu. Byl stanoven jak ideální poměr z hlediska účinnosti, tak z hlediska rovnováhy reakčních momentů vrtulí, což jsou, jak bylo řečeno dříve, údaje velmi důležité pro kvalitní nastavení jednotky autopilota.

Žádné z měření po celou dobu neodhalilo slabiny v konstrukci standu, ani v oblasti měřicí techniky a stand tak lze prohlásit za spolehlivý nástroj k měření statických charakteristik v laboratoři Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky Fakulty strojů na ČVUT. Přidanou hodnotou standu je potom možnost měření celých letounů (do určité velikosti) a možnost snadného rozšíření měřicího aparátu za účelem měření dalších vlastností letounů, jako například měření úprav směrovky, které bylo provedeno po ukončení měření samotných vrtulí.

## Seznam použité literatury

- [1] Kuik, Sorensen, Okulov. *Rotor theories by proffesor Joukovsky*. Progress in Aerospace Sciences, 2015
- [2] Daněk M. *Aerodynamika a mechanika letu*. Naše vojsko, 1958
- [3] Adkins Ch. N., Liebeck R. H. *Design of Optimum Propellers*, Journal of propulsion and Power, Vol. 10, 1994
- [4] ALEXANDROV V.L. *Letecké vrtule*. Státní nakladatelství letecké literatury, 1954
- [5] Lněnička J. *Aerodynamika a mechanika*. Akademie letectví, 2012
- [6] JEŽEK, VÁRADIOVÁ, ADAMEC. *Mechanika tekutin*. Vydavatelství ČVUT, Praha 6, 2000
- [7] HARTMAN E.P., BIERMANN D., *The Aerodynamic Characteristics of Full-Scale Propellers Having 2, 3, and 4 Blade of Clark Y and R.A.F 6 Airfoil Sections*. National Advisory committee for Aeronautics, 1938
- [8] LEISHMAN J.G., *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge University Press, Cambridge, 2006
- [9] HITCHENS F.E., *Propeller Aerodynamics, The History, Aerodynamics & Operation of Aircraft Propellers*. Andrews UK Limited, 2015
- [10] HOUGHTON E.L., CARPENTER P.W., *Aerodynamics for Engineering Students, fifth edition*. Butterworth-Heinemann, Oxford, 2003
- [11] ŠTORCH V., *Verified Unsteady Model for Analysis of Contra-Rotating Propeller Aerodynamics*, CTU, Department of Fluid Dynamics and Thermodynamics, Prague, 2017
- [12] RWIGEMA M.K., *Propeller Blade Element Momentum Theory with Vortex Wake Deflection*. University of the Witwatersrand, Johannesburg, 2010
- [13] GARDNER A.D., SCHWAMBORN D., *Development of the TAU-Code for aerospace applications*. 50th NAL International Conference on Aerospace Science and Technology, 2008
- [14] CARVALHO R., *Development of the Regenerative Soarer:Theoretical and practical aspects*. 31st International Council of the Aeronautical Sciences, At Belo Horizonte, Brazil, 2018
- [15] BETZ A., *The Ground Efect On Lifting Propellers*, National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, 1937

- [16] COLEMAN C.P., *A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research*. Ames Research Center, Moffett Field, California, 1997
- [17] ALLEN B., *NASA Langley's 30- by 60-Foot Tunnel*. nasa.gov, NASA, 1995
- [18] TABOR A., *Testing on the Ground Before You Fly: Wind Tunnels at NASA Ames*. nasa.gov, NASA 2020
- [19] LARRABEE E.E., *Propellers of minimum Induced Loss and Water Tunnel Tests of Such a Propeller*. Massachusetts Institute of Technology
- [20] YANG Y., RAGNI D., VELDHUIS L., EITELBERG G., *Propeller Induced Ground Vortex*. 28th International Congress of the Aeronautics Sciences, 2012
- [21] *Building test rig for propeller testing*. Mejlík propellers s.r.o. 2019
- [22] MOLTER C., CHENG P.W., *Propeller Performance Calculation for Multicopter Aircraft*. University of Stuttgart, Stuttgart, 2017
- [23] ŠTORCH V., *Interní zpráva projektu Programu Epsilon TH02011007*, Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky, FS ČVUT, 2018