

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA STROJNÍ

ÚSTAV MECHANIKY TEKUTIN A TERMODYNAMIKY



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

NÁVRH A KONSTRUKCE ZAŘÍZENÍ PRO MĚŘENÍ AERODYNAMICKÝCH
PARAMETERŮ LETECKÝCH VRTULÍ

THE DESIGN OF AIR PROPELLER TEST BENCH

Autor práce: Jiří Walter

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

Praha, 2020

Zadání

Anotační list

Jméno autora:	Jiří Walter
Název bakalářské práce:	Návrh a konstrukce zařízení pro měření aerodynamických parametrů leteckých vrtulí
Title:	The Design of Air Propellers Test Bench
Akademický rok:	2019/2020
Studijní program:	(B2342) Teoretický základ strojního inženýrství
Studijní obor:	(2301R000) bez oboru
Ústav:	(12112) Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí bakalářské práce:	Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
Bibliografické údaje:	Počet stran: 57
	Počet obrázků: 35
	Počet tabulek: 9
	Počet příloh: 2

Klíčová slova: Vrtule, aerodynamický tunel, experiment, tenzometr, National Instruments, LabVIEW, APC 14x8,5, součinitel tahu, součinitel výkonu

Keywords: Propeller, wind tunnel, experiment, strain gauge, National Instruments, LabVIEW, APC 14x8,5, thrust factor, power factor

Anotace

Cílem této práce je vytvořit experimentální zařízení pro analýzu dynamických vlastností leteckých vrtulí, které jsou důležité pro správnou a efektivní funkčnost pohonného mechanismu bezpilotních letadel. Úvodní část práce je zaměřena na metody návrhu leteckých vrtulí, seznámení s metodami vyhodnocování a rozdělení aerodynamických tunelů. Následuje popis experimentálního zařízení a popis uskutečnění samotného experimentu na vybrané vrtuli.

Abstract

The aim of this work is to create experimental devices for analyzing the dynamic properties of aerial propellers, which are important for the proper and efficient functioning of the unmanned aircraft propulsion mechanism. The initial part of the work focuses on methods of designing aerial propellers, familiarity with methods of evaluating and dividing aerodynamic tunnels. The following is a description of the experimental device and a description of the execution of the experiment itself on the selected propeller.

Prohlášení

„Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci s názvem: Návrh a konstrukce zařízení pro měření aerodynamických parametrů leteckých vrtulí vypracoval samostatně, pod vedením Ing. Michala Schmirlera, Ph.D. Veškerou literaturu a další zdroje, z nichž jsem při zpracování čerpal, v práci řádně cituji a jsou uvedeny v seznamu použité literatury.“

V Praze dne:

Podpis:

Poděkování

Děkuji Ing. Michalu Schmirlerovi, Ph.D. za rady a vedení v průběhu zpracování mé bakalářské práce. Také děkuji Ing. Jakobovi Deverovi, Ing. Jakobovi Suchému, panu Františku Hlaváčovi a Bc. Jindřichu Paurovi za jejich pomoc při konstruování experimentálního zařízení. V neposlední řadě děkuji všem dotazovaným za jejich ochotu a spolupráci.

Obsah

1 Úvod.....	14
2 Metody vyhodnocení výkonových parametrů vrtulí.....	14
2.1 Charakteristika vrtule	14
2.2 Metody analýzy vrtule	17
2.2.1 Hybnostní teorie	17
2.2.2 Teorie izolovaného elementu listu	19
2.2.3 Vírová teorie	22
3 Metody měření výkonových parametrů vrtulí	23
3.1 Statická měření.....	23
3.2 Za letu	24
4 Aerodynamické tunely.....	25
4.1 Rozdělení Aerodynamických tunelů	25
4.1.1 Rozdělení podle geometrie.....	26
4.1.2 Rozdělení podle rychlosti	27
4.2 Části aerodynamického tunelu	28
5 Popis měřicího stanoviště aerodynamického tunelu	28
5.1 Měřicí snímače.....	29
5.1.1 Měření síly a momentu.....	29
5.1.2 Měření otáček.....	31
5.1.3 Měření rychlosti proudění média	34
5.1.4 Měření hustoty plynu	37
6 Sběr a zpracování dat	37
7 Experiment	38
7.1 Úvod.....	38
7.2 Návrh experimentálního zařízení	38
7.3 Měřené veličiny a příslušné snímače.....	39
7.3.1 Senzor pro měření tahu	39
7.3.2 Senzor pro měření momentu	41
7.3.3 Měření otáček.....	42
7.3.4 Měření napětí	43
7.3.5 Měření proudu.....	43
7.3.6 Měření teploty	43
7.3.7 Měření rychlosti proudu.....	44

7.3.8	Měření hustoty vzduchu	44
7.4	Sběr a zpracování dat	45
7.4.1	Karta NI 9237	45
7.4.2	Karta NI 9216	45
7.4.3	Karta NI 9215	46
7.4.4	Karta NI 9401	46
7.4.5	Šasi NI cDAQ-9185	46
7.4.6	LabVIEW	47
7.5	Test měření výkonových parametrů vrtule	48
7.5.1	Měřená vrtule	48
7.5.2	Podmínky měření	48
7.5.3	Vyhodnocení	49
8	Závěr	52
	Literatura	53
	Příloha	55

Seznam použitých symbolů

Značení	Jednotka	Význam
D	[m]	Průměr vrtule
n	[ot/min]	Otáčky vrtule
M	[Nm]	Moment
T	[N]	Tah
ρ	[kg/m ³]	Hustota vzduchu
v	[m/s]	Rychlost proudu
P	[W]	Výkon
J	[1]	Poměrná rychlost (předstih)
c_T	[1]	Součinitel tahu
c_M	[1]	Součinitel momentu
c_P	[1]	Součinitel výkonu
η	[1]	Účinnost vrtule
v_A	[m/s]	Rychlost proudu vzduchu před vrtulí
v_C	[m/s]	Rychlost proudu vzduchu za vrtulí
v_B	[m/s]	Rychlost proudu vzduchu v rovině disku
A	[m ²]	Průřez disku
p_{B1}	[Pa]	Tlak před vrtulí
p_{B2}	[Pa]	Tlak za vrtulí
Δp	[Pa]	Rozdíl tlaků
α	[°]	Úhel náběhu vrtule
φ	[°]	Úhel nastavení vrtule
ω	[rad/sec]	Úhlová rychlost
B	[1]	Počet listů vrtule
K	[kg/hp]	Jakost letecké vrtule
q	[kg/hp]	Zatížení na jednoho koně
c_y	[1]	Součinitel vztlaku profilu
c_x	[1]	Součinitel čelního odporu profilu
A_n	[m ²]	Průřez čelní plochy
K	[1]	Deformační citlivost
ε	[1]	Poměrná deformace
σ	[Pa]	Napětí v tahu
l	[m]	Délka
Δl	[m]	Prodloužení
I	[A]	Proud
V	[V]	Napětí

Značení	Jednotka	Význam
R	$[\Omega]$	Elektrický odpor
g	$[m/s^2]$	Gravitační zrychlení
h	$[m]$	Výška hladiny
p_c	$[Pa]$	Tlak celkový
p_d	$[Pa]$	Tlak dynamický
p_s	$[Pa]$	Tlak statický
R	$[J \cdot mol^{-1} \cdot K^{-1}]$	Plynová konstanta
r	$[J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$	Měrná plynová konstanta
n	$[mol]$	Látkové množství
T	$[K]$	Teplota

Seznam použitých obrázků

Obr. 1 Závislost J na η s pevným úhlem nastavení [1]	16
Obr. 2 Závislost η na J s proměnným úhlem nastavení [1]	16
Obr. 3 Závislost c_T na J vrtule McCornick-1979 [1]	17
Obr. 4 Závislost c_P na J vrtule McCornick-1979 [1]	17
Obr. 5 kontrolní oblast průtoku vzduchu diskem [4]	18
Obr. 6 Detail úhlu náběhu vrtule [7]	20
Obr. 7 Schéma vektorů rychlostí a sil působících na lopatku [6]	20
Obr. 8 Soustava vírů [9]	22
Obr. 9 Soustava podkovitých vírů [9]	22
Obr. 10 Soustava vírů na listech vrtule [9]	23
Obr. 11 Aerodynamické váhy [9]	25
Obr. 12 Typy aerodynamických tunelů	26
Obr. 13 Tunel s uzavřeným okruhem [12]	26
Obr. 14 Tunel s otevřeným okruhem	27
Obr. 15 Schéma supersonického, otevřeného tunelu [17]	28
Obr. 16 Kovový tenzometr [20]	30
Obr. 17 Deformace tenzometru [20]	30
Obr. 18 Rozdělení snímačů otáček	31
Obr. 19 Hallův jev [24]	34
Obr. 20 Pitotova trubice [5]	35
Obr. 21 Prandtlůva trubice [25]	35
Obr. 22 Schéma sběru a zpracování dat	38

Obr. 23 Rozměry BLDC motoru [27]	39
Obr. 24 Schéma snímače Zemic.....	40
Obr. 25 Vstupy a výstupy snímače Zemic.....	40
Obr. 26 Kalibrační křivka tenzometru Zemic.....	41
Obr. 27 Schéma snímače JNNT	42
Obr. 28 Kalibrační křivka tenzometru JNNT	42
Obr. 29 Kalibrační křivka rychlosti na frekvenci řízení.....	44
Obr. 30 Řídící PWM signál.....	46
Obr. 31 Ovládací panel	47
Obr. 32 Struktura uložených dat.....	47
Obr. 33 Závislost koeficientu tahu na poměrné rychlosti	49
Obr. 34 Závislost koeficientu výkonu na poměrné rychlosti	50
Obr. 35 Závislost účinnosti na poměrné rychlosti	51

Seznam použitých tabulek

Tab. 1 Měřitelné parametry.....	15
Tab. 2 Parametry aerodynamického tunelu.....	39
Tab. 3 Parametry BLDC motoru	39
Tab. 4 Parametry snímače Zemic.....	40
Tab. 5 Parametry snímače JNNT	41
Tab. 6 Parametry kleškového adaptéru.....	43
Tab. 7 Parametry snímače PT 100	44
Tab. 8 Technické parametry snímače COMET	45
Tab. 9 Podmínky během experimentu	48

1 Úvod

Při návrhu bezpilotních letadel je kladen důraz dosáhnout co nejlepších hodnot doletu, doby letu, hmotnosti letadla a užitečné zátěže. Všechny tyto parametry jsou pevně spjaty s pohonnou jednotkou letadla, která se obvykle skládá z motoru a vrtule generující tah. Z tohoto důvodu je nezbytně nutné navrhnout takovou pohonnou jednotku, která zajistí maximální výkon pro správný chod modelu a zároveň co nejvyšší účinnost.

Každá vrtule má své parametry a specifikace, které je nutné dodržet pro co nejvyšší účinnost. Pro docílení této účinnosti je zapotřebí znát geometrické nebo výkonnostní charakteristiky, které většina dostupných vrtulí na trhu postrádá. Nezbyvá nic jiného, než se spoléhat na přiložené informace z katalogu motoru, který obsahuje výčet vhodných vrtulí. Z tohoto důvodu vznikl nápad vytvořit experimentální zařízení, jež dokáže analyzovat neznámé výkonnostní parametry vrtule, které pak lze využít pro správné použití v dané aplikaci.

Výhodou tohoto experimentálního zařízení bude též měření dynamických vlastností vrtule, které budou simulovány v aerodynamickém tunelu. Ten nám umožní docílit podmínek, které jsou srovnatelné s reálnými podmínkami letu.

První část této publikace se zabývá teoretickou analýzou dostupných metod návrhu parametrů leteckých vrtulí a jejich vyhodnocování, seznámení s jednotlivými typy aerodynamických tunelů a jejich následné využití. Dále je zde popsán princip měření hledaných veličin, jejich následné zpracování a vyhodnocení.

V druhé části této publikace je popsán návrh, výroba a realizace zařízení v praxi. V neposlední řadě dochází k ověření správné funkčnosti navrženého zařízení testováním modelářské vrtule.

2 Metody vyhodnocení výkonových parametrů vrtulí

Aby bylo možné věnovat se vyhodnocování výkonových parametrů leteckých vrtulí, je potřeba dobře se orientovat v principech, terminologii a činnosti vrtulích samotných.

2.1 Charakteristika vrtule

Vrtule je lopatkové zařízení transformující energii z pohonné jednotky (motoru) na tah. Její geometrie je obvykle definována sadou základních parametrů. Velikostí vrtule, což je kvantifikováno jako průměr konců lopatek, dopřednou roztečí popsanou jako zdánlivé axiální posunutí za jednu otáčku, počtem listů, směrem otáčení, úhlem nastavení, což je úhel mezi vektorem rychlosti proudu vzduchu a kolmicí k ose otáčení. [1]

Vrtule obvykle disponuje dvěma a více listy. Více listů je vyžadováno u výkonnějších motorů, tím je docílen větší tah, ovšem za cenu nižší účinnosti v důsledku většího indukovaného odporu. Všechny listy na jedné vrtuli mají stejnou geometrii. Letecká vrtule funguje na podobném principu jako křídlo (rozdíl tlaků způsobený odlišnými rychlostmi obtékaného proudu kolem horní a spodní plochy profilu vytváří vztlak) s tím rozdílem, že každý bod vrtule koná kromě posuvného pohybu i pohyb rotační. Výsledná aerodynamická síla přeměňována vrtulí lze rozložit do dvou složek. První složka je osová síla působící na rovinu disku rotoru, která reprezentuje tah. Druhá složka je síla momentová, jež působí v ose motoru. Velikost tahu vrtule není konstantní, ale je závislá na parametrech motoru

(točivý moment, otáčky) a na letových podmínkách (rychlostí proudícího větru, letové výšky, meteorologických podmínek). To ovlivňuje i účinnost celé pohonné soustavy. Aby bylo tedy možné dosáhnout co nejvyšší účinnosti, je potřeba jednotlivé letecké vrtule charakterizovat a znát jejich parametry. Tyto parametry lze získat cestou dopočítání přes metody analýzy vrtulí, využití pokročilé metody počítačových simulací CFD (Computational Fluid Dynamics), či změření v experimentálních zařízeních. [2] [3] [4]

Parametr	Symbol	Jednotky
Průměr vrtule	D	m
Otáčky	n	ot/min
Moment	M	Nm
Tah	T	N
Hustota vzduchu	ρ	kg/m^3
Rychlost nabíhajícího proudu vzduchu	v	m/s

Tab. 1 Měřitelné parametry

Z těchto hodnot je dále možné vyjádřit koeficienty, jež jsou obecnou funkcí konstrukce vrtule.

$$c_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4} \quad (1)$$

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

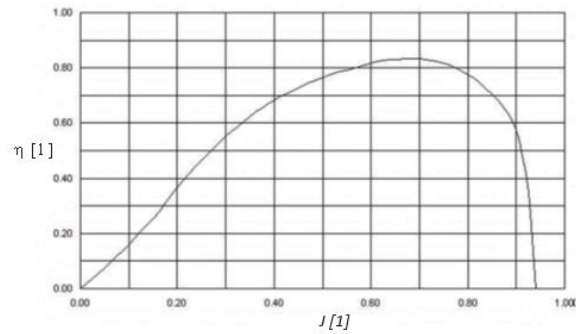
$$c_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} \quad (3)$$

$$J = \frac{v}{D \cdot n} \quad (4)$$

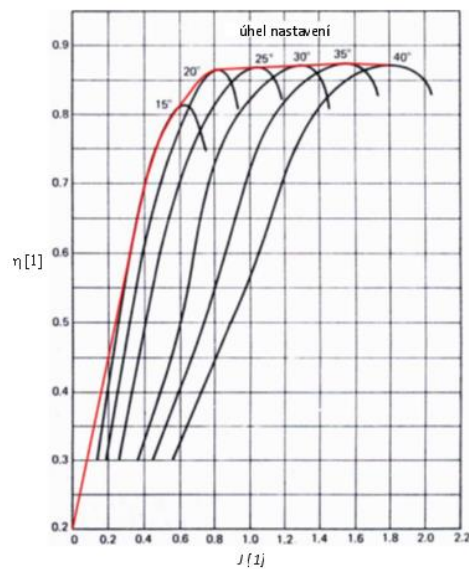
$$\eta = \frac{T \cdot v}{2\pi \cdot n \cdot M} = J \cdot \frac{c_T}{c_P} \quad (5)$$

Kde c_T reprezentuje koeficient tahu, c_M popisuje koeficient kroutícího momentu, c_P koeficient výkonu, J zvaný předstih (advance ratio) udává poměr mezi rychlostí letu a rychlostí otáčení vrtule, který je důležitý pro vyhodnocování účinnosti vrtule (η) na úhlu

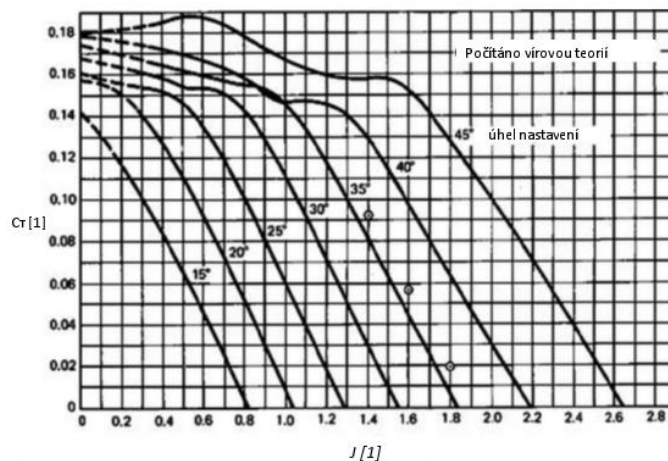
nastavení lopatek. Příkladem typické charakteristiky vrtule (účinnosti (η) na poměru předstihu (J)) je na Obr. 1 . Jedná se o charakteristiku dvoulisté vrtule McCauley 7557, používanou na letadle Cessna 172s, bez možnosti změny úhlu nastavení. Druhým příkladem charakteristiky vrtule je na Obr. 2, který popisuje vrtuli s proměnným úhlem nastavení McCormick-1979 určené pro letadla Cessna 2000. Další důležité charakteristiky popsány zmíněnými koeficienty jsou závislosti c_T na J vyobrazené na Obr. 3 a c_P na J na Obr. 4, které též platí pro vrtuli McCormick-1979. [1], [2]



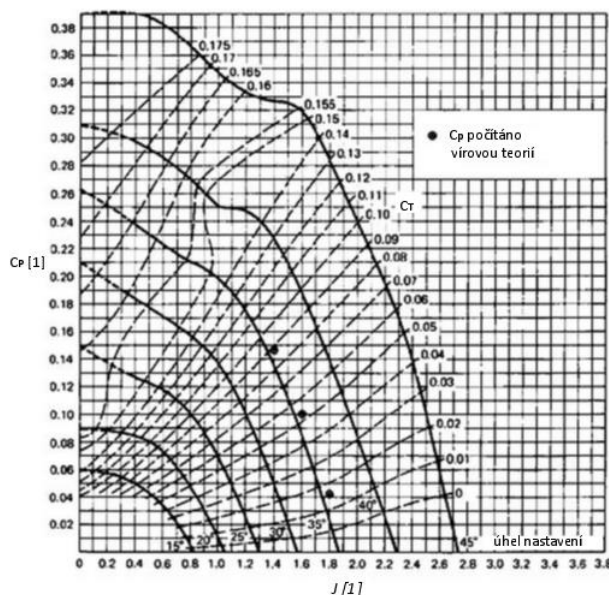
Obr. 1 Závislost J na η s pevným úhlem nastavení [1]



Obr. 2 Závislost η na J s proměnným úhlem nastavení [1]



Obr. 3 Závislost c_r na J vrtule McCormick-1979 [1]



Obr. 4 Závislost c_p na J vrtule McCormick-1979 [1]

2.2 Metody analýzy vrtule

Postupem času, z kraje 19. století, se začaly vyvíjet výpočtové metody pro analýzu vrtulí. Z počátku se jednalo o zdokonalení lodních šroubů. Později při rozmachu letectví, kde velkým milníkem je považován první let letadla bratrů Orvilla a Wilbura Wrightů v roce 1903, se tyto teorie využívaly a nadále využívají i v leteckém průmyslu.

2.2.1 Hybnostní teorie

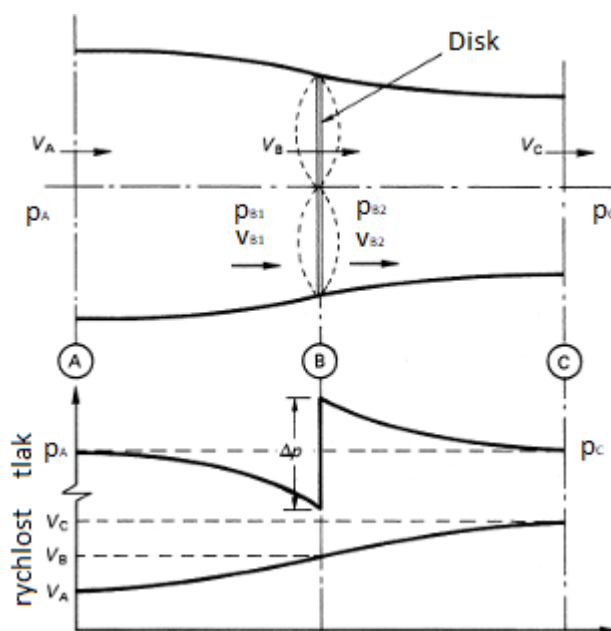
Hybnostní teorie (v anglicky mluvících zemích actuator disc theory, momentum theory) byla prvně zveřejněna v roce 1888 britským fyzikem W. J. M. Rankinem a později zdokonalena R. E. Froudem (1889). Tato teorie je založena na základních principech mechaniky a mechaniky tekutin, větě o hybnosti a momentu hybnosti, které je možné

aplikovat na vzdušné proudění. Pro platnost této analýzy je potřeba přihlédnout k předpokladům, na kterých W. J. M. Rankin vypracoval svou původní teorii.

První z předpokladů říká, že vrtule pracuje v ideální tekutině, to znamená, že nevznikají energetické ztráty v důsledku tření, viskozity tekutiny a dalších, jako jsou ztráty energie v důsledku rotace proudění za vrtulí.

Druhým předpokladem je, že vrtule je nahrazena nekonečně tenkým diskem o stejném průměru jako vrtule samotná, ten vytváří tlakovou diferenci mezi přední a zadní stranou disku.

Třetí předpoklad říká, že vrtule (disk) produkuje tah, aniž by způsobila rotaci proudu kapaliny. R.E Froud později třetí předpoklad odstranil, tudíž umožnil vrtuli propůjčit rotační rychlost proudu. Tím se tato teorie stala realističtější modelem. I přes toto zdokonalení je tato teorie založena na jednorozměrném proudění kapaliny, neurčuje závislost geometrie vrtule na rychlosti proudění. Tuto teorii není tedy možné použít na samotný návrh tvaru vrtule, lze ji ovšem použít u obecnějších úvah. [2], [4]



Obr. 5 kontrolní oblast průtoku vzduchu diskem [4]

Vrtule urychlí proud vzduchu ve vyznačené oblasti z rychlosti v_A na rychlost v_C . Jak je zobrazeno na Obr. 5. Před vrtulí vznikne podtlak a za vrtulí přetlak z důvodu udělení energie průchodem skrz vrtuli.

$$T = \dot{m} \cdot (v_C - v_A) = \rho \cdot A \cdot v_B \cdot (v_C - v_A) \quad (6)$$

T značí velikost síly urychlující vzduch neboli tah. v_A a v_C jsou rychlosti v dostatečné vzdálenosti před a za vrtulí (diskem), kde tlak je roven tlaku barometrickému. v_B značí rychlost vzduchu v rovině disku, ρ je hustota protékajícího vzduchu a A je průřez disku. Tah lze též získat z rozdílů tlaků před p_{B1} a za vrtulí p_{B2} . Rozdíl tlaků Δp v bezprostřední blízkosti disku je zobrazen v dolní části na Obr. 5.

$$T = A \cdot (p_{B1} - p_{B2}) \quad (7)$$

Při využití předpokladu ideálního plynu, lze použít Bernoulliho rovnici.

$$p_A + \frac{\rho}{2} \cdot v_A^2 = p_{B1} + \frac{\rho}{2} \cdot v_B^2 \quad (8)$$

a

$$p_{B2} + \frac{\rho}{2} \cdot v_B^2 = p_C + \frac{\rho}{2} \cdot v_C^2 \quad (9)$$

Za podmínky $p_A = p_C$ platí:

$$p_{B1} - p_{B2} = p_C = \frac{\rho}{2} \cdot (v_A^2 - v_C^2) \quad (10)$$

Následně po dosazení rovnic (8) a (9) do (10) lze vypočítat rychlost vzduchu v rovině vrtule. [5]

$$v_B = \frac{v_A - v_C}{2} \quad (11)$$

Ideální činnost vrtule η lze vyjádřit jako poměr tahového a dodaného. [3]

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{v_B}{v_A}} \quad (12)$$

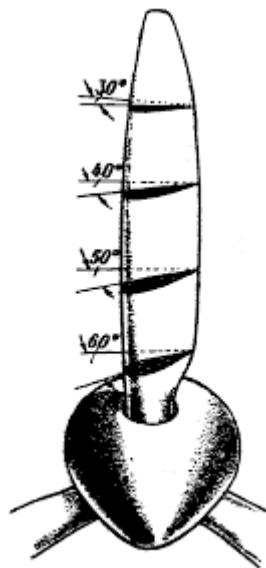
2.2.2 Teorie izolovaného elementu listu

Teorie izolovaného elementu listu BET (Blade element theory), je matematický proces, který navrhl William Froude (1878), David W. Taylor (1893) a Stefan Drzewiecki. Na rozdíl od Hybnostní teorie, ve které je tah závislý pouze na rychlostním poli, je tato teorie závislá pro získání parametrů tahu a výkonu pouze na geometrii vrtule samotné. I přesto je velmi důležitá pro další vývoj teorii zkoumající stejný problém.

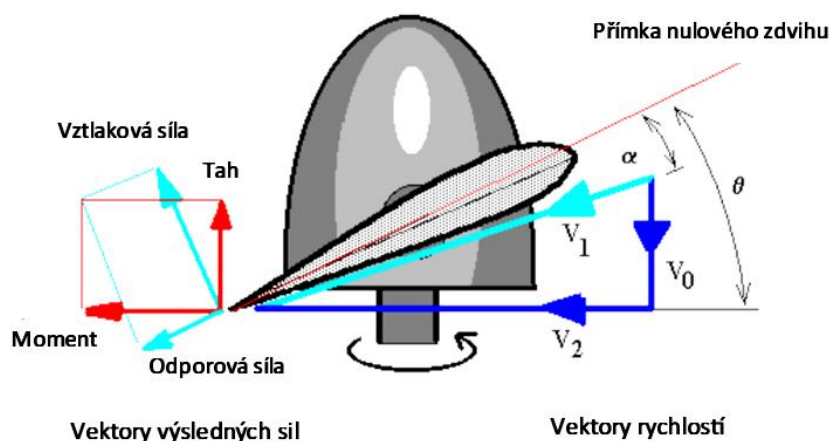
Jak již název napovídá, vrtule je rozdělena do několika nezávislých sekcí, kde každý element představuje nezávislý profil, na který působí dvourozměrné aerodynamické síly. Jelikož se jedná o rotující těleso, každý element na jedné lopatce má odlišné geometrické rozměry z důvodu odlišných sil a rychlostí působících v závislosti na poloměru od středu otáčení. Příklad proměnné geometrie lopatky je na Obr. 6, kde se úhel náběhu mění se vzdáleností od středu otáčení.

Teorie nezahrnuje sekundární účinky, jako jsou například trojrozměrné rychlostní proudy indukované na koncích vrtule, nebo radiální složky toku proudu vzduchu indukované

úhlovým zrychlením v důsledku otáčení vrtule. Ve srovnání se skutečnými výsledky tato teorie předpovídá vyšší účinnost vrtule, než které získáme z experimentálních měření. Hodnoty účinnosti mohou být i o 5 až 10 % vyšší, než ve skutečnosti jsou. [4], [6]



Obr. 6 Detail úhlu náběhu vrtule [7]



Obr. 7 Schéma vektorů rychlostí a sil působící na lopatku [6]

Poněvadž je list nastaven na určitý úhel nastavení, výsledný vektor rychlosti v_1 popisuje úhel náběhu proudu v daném úseku. Z této úvahy lze dopočítat vztlak a odpor ze základních parametrů daného profilu. Přepočtem vztlaku a odporu do osy otáčení a horizontální osy vrtule získáme hodnoty tahu a kroutícího momentu. Rozdíl úhlu mezi tahem a vztlakem je určen jako:

$$\varphi = \theta - \alpha \quad (13)$$

Pomocí úhlu φ lze dopočítat složku tahu T a momentu M .

$$\Delta T = \Delta F_{vz} \cdot \cos \varphi - \Delta F_R \cdot \sin \varphi \quad (14)$$

$$\Delta M = \Delta F_{vz} \cdot \sin \varphi + \Delta F_R \cdot \cos \varphi \quad (15)$$

Kde vztaková síla F_{vz} a odporová F_R je vyjádřena ze součinitelů vzlaku c_{vz} a odporu c_R .

$$\Delta F_{vz} = \frac{1}{2} \cdot c_{vz} \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot c \cdot dr \quad (16)$$

$$\Delta F_R = \frac{1}{2} \cdot c_R \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot c \cdot dr \quad (17)$$

ρ je hustota proudícího vzduchu a součin $c \cdot dr$ reprezentuje element plochy listu. Pokud dosadíme rovnice (16) a (17) do rovnic (14), (15), získáme výsledný tah a moment pro jeden list lopatky. Přenásobením celkovým počtem lopatek B dostaneme celkový tah vrtule. Integrační meze značí délku lopatky od uchycení r až po konec lopatky R .

$$T = B \cdot \int_r^R \left[\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot c \cdot (c_{vz} \cdot \cos \varphi - c_R \cdot \sin \varphi) \right] dr \quad (18)$$

$$M = B \cdot \int_r^R \left[\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot c \cdot (c_{vz} \cdot \sin \varphi + c_R \cdot \cos \varphi) \cdot r \right] dr \quad (19)$$

Účinnost lze následně vyjádřit jako:

$$\eta = \frac{T \cdot v_0}{M \cdot \omega} \quad (20)$$

$$\omega = 2 \cdot \pi \cdot n \quad (21)$$

Kde je úhlová rychlost značená jako ω a n jsou otáčky vrtule. [6], [3]

Pro tuto teorii existují i rozšíření, která například počítají se ztrátami koncových vírů. Teorie se též využívá v kombinaci s hybnostní teorií. Tato kombinace teorií se nazývá BEMT (Blade Element Momentum Theory). Zde se určuje vztah mezi rychlostním polem a geometrickými parametry listu vrtule. Tyto dvě metody nám dávají řadu rovnic, které lze iterativně vyřešit. Výsledkem této teorie jsou poměrně přesné hodnoty charakteristik vrtulí. [7]

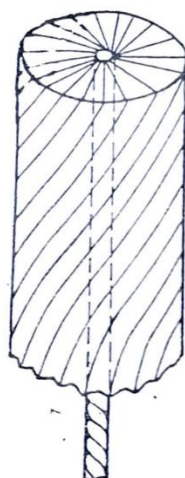
2.2.3 Vírová teorie

Vírovou teorii sepsal N. J. Žukovský skloňovaný jako zakladatel moderní aeromechaniky a hydromechaniky. Tato teorie fyzikálního modelu je vhodná pro kompletní návrh, či analýzu tahu a rychlostního pole vrtule.

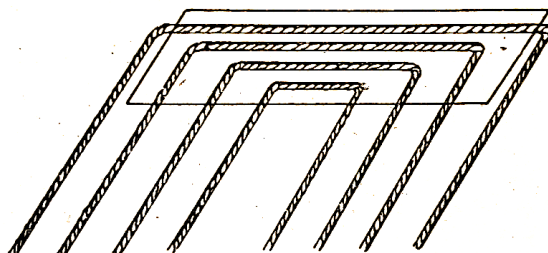
Žukovského vírová teorie popisuje následující vztahy. Vztah mezi cirkulací a rychlostmi indukovanými vrtulí v proudu, vztah mezi cirkulací a konstrukčními parametry listu (neboli základní rovnice), vztah mezi cirkulací a výkonem, cirkulací a tahem vrtule.

Základ tvořící model vírové teorie je založen na několika předpokladech. První předpoklad říká, že účinek vrtule na proud vzduchu je nahrazen analogickým účinkem vírové soustavy. Tato vírová soustava se skládá z centrálního vírového vlákna, vírového rovinného dna a vírové vrstvy tvaru válce, která se vytvoří podél proudnic relativního pohybu listu. Tento válec ohraničuje proud vzduchu za vrtulí a má totožný průměr jako průměr vrtule. Druhý předpoklad popisuje soustavu vírů jako válcové plochy, jejichž cirkulace se rovná součtu cirkulací kolem listu. Třetí a zároveň poslední předpoklad říká, že rychlostní pole kolem vrtule je nahrazeno středními rychlostmi podél kružnic válce. Vírová soustava je zobrazena na Obr. 8.

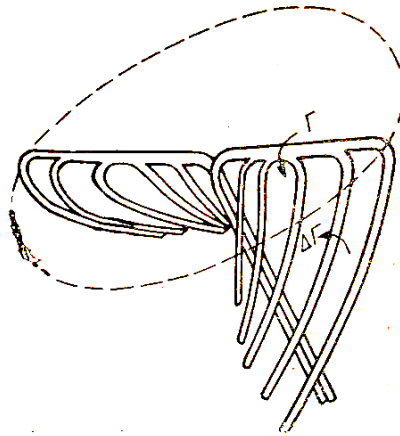
Podle vírové teorie se nosná plocha nahrazuje soustavou vírů Obr. 9. Zobrazené vírové podkovy nahrazují nosnou plochu, ty se nazývají vázané víry a víry, které odtékají, jsou volné víry. Z každého listu odtéká soustava vírů ve tvaru šroubovice. Soustava je zobrazena na Obr. 10.



Obr. 8 Soustava vírů [9]



Obr. 9 Soustava podkovitých vírů [9]



Obr. 10 Soustava vírů na listech vrtule [9]

Výše uvedené předpoklady ve třetím odstavci vedou k závěrům, které je potřeba při případném návrhu, či analýze vrtule brát v potaz. První závěr říká, že výsledné odvozené vzorce jsou platné jen tehdy, pokud se tvar proudu za vrtulí ztelně neliší od uvažovaného válce. Tento závěr lze zvažovat, pokud je měrné zatížení vrtule tahem malé. Dále je tah a výkon přímo úměrný počtu listů. Poslední závěr říká, že ze střední rychlosti nevyplývá periodická proměnlivost práce vrtule, která v reálných podmínkách vzniká.

Pro přesnější výpočty návrhu vrtulí vznikly mnohé variace této teorie. Jedna z dokonalejších teorií nahrazuje uvažované válce rotačními plochami, které s rostoucí vzdáleností od vrtule přecházejí v sousedě válce. Další zdokonalená teorie nazvaná listová teorie zaměřuje jednotlivé volné víry vírovými vrstvami rovnoměrně rozloženými na válcových plochách. Toto zdokonalení značně zjednodušilo původní vírovou teorii. Toto zjednodušení mělo za následek značné nepřesnosti při větším počtu listů. [8]

3 Metody měření výkonových parametrů vrtulí

Dle dostupných možností se zkoušky realizují tak, aby vystihly co nejpřesněji skutečné parametry na letadle. Při existenci teorie aerodynamických podobností vrtulí (ze kterých vycházejí rovnice (1) a (3)) a podmínky, že součinitelé c_T a c_P jsou stejní při téže hodnotě J , je možné určit hodnoty tahu a účinnosti vrtule z tunelového měření bez ohledu na vazbu mezi vrtulí a letadlem.

Měření je možné realizovat dvěma způsoby.

3.1 Statická měření

Základní předpoklad statického měření parametrů vrtulí spočívá v nulové rychlosti proudu vzduchu nabíhajícího na vrtuli. Pohonná jednotka je upevněna pevně ke statickému stojanu. V důsledku toho je nulová výsledná hodnota účinnosti vrtule, jak je patrné z rovnice (5). Z tohoto důvodu se uvažuje jako měřítko jakosti práce vrtule na místě poměr $\frac{T_0}{P_0}$, kde indexy 0 značí parametry při $v = 0$. Výsledný vztah pro jakost vrtule je rovnice (22).

$$K = \frac{T_0}{P_0} = \frac{c_{T_0} \cdot D^{\frac{2}{3}}}{c_{P_0}^{\frac{2}{3}}} \cdot \sqrt[3]{\frac{\rho}{P_0}} \quad (22)$$

Jakost vrtule při statickém měření je tedy možné měnit buďto změnou geometrických parametrů vrtule, jako je úhel nastavení listu, či jeho délka, nebo změnou otáček vrtule. Čím menší je úhel nastavení listu, nebo čím větší je délka listu, tím je jakost vrtule vyšší. Z toho plyne, proč rotory vrtulníků, u kterých lze uvažovat malé, či dokonce nulové hodnoty nabíhajícího proudu vzduchu, mají značně dlouhé rotorové listy s malým úhlem nastavení.

Hodnoty jakosti u leteckých vrtulí bývá při práci na místě řádově 1 až 2 *kg/hp*.

Závěrem tedy je, že pro statické měření výkonových parametrů vrtulí je nutné měřit tah, výkon a otáčky vrtule.

Hlavní předností využívání této metody je absence zajištění nabíhajícího proudu vzduchu.

3.2 Za letu

Měření za letu je metoda, při které na měřenou vrtuli působí vnější proud vzduchu. Při této metodě je snaha docílení stejných podmínek jako při samotném letu.

První metody měření výkonových parametrů vrtulí byly realizovány pomocí aerodynamických vah. Ukázka měření je na Obr. 11. Konstrukce vah byly rozmanité. Výsledné údaje se buďto odčítaly vizuálně, nebo byly zaznamenány mechanickými přístroji na papír. Při zkouškách vrtulí o větších průměrech ve velkých aerodynamických tunelech se celá pohonná soustava včetně motoru umístila na váhy, kterým se měřil čelní odpor. Pro měření tahu a výkonu byl na hřídel mezi vrtulí a motorem umístěn dynamometr.

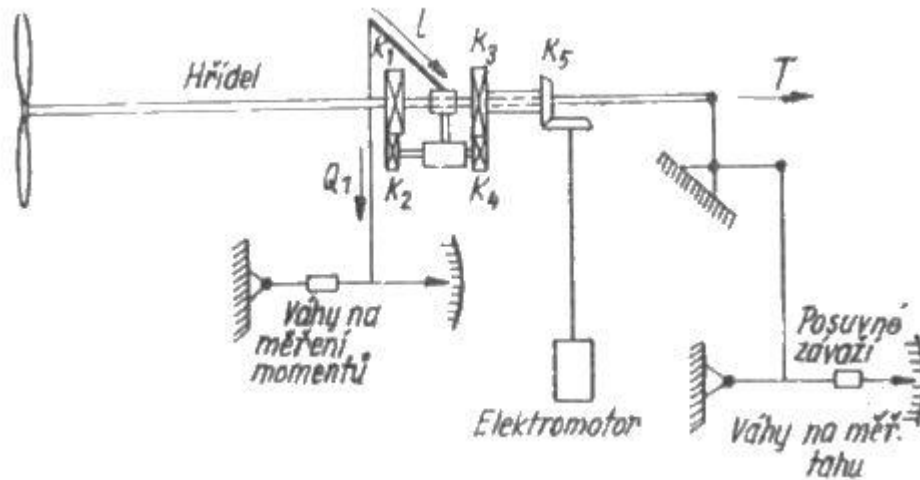
Měření vrtulí bylo též realizováno přímo na letadle za letu. Během tohoto měření ovšem docházelo k mnoha komplikacím. Jednou z komplikací byl výsledný vztah rovnice (23), kde hodnoty rychlosti a zatížení na jednoho koně lze přesně určit. A tedy je možné dopočítat součin účinnosti vrtule a poměrného součinitele vztlaku celého letadla. Celý problém stále spočívá v tom, že není možné tyto hodnoty od sebe oddělit, jelikož se součinitel vztlaku musí určovat na letadle s vrtulí. Ovšem tato vrtule zkresluje výsledné hodnoty a není možné vrtuli od letadla oddělit.

$$\eta \cdot \frac{c_y}{c_x} = \frac{v \cdot q}{75} \quad (23)$$

V současnosti se k měření výkonových parametrů využívají aerodynamické tunely, které umožňují velkou variabilitu při instalaci měřicích zařízení a nastavování rychlosti proudu v . Jiným možným způsobem je připevnění leteckého motoru s vrtulí k dopravnímu automobilu, či kamionu. Tato metoda se využívá převážně pro měření pohonných jednotek určené pro menší letadla, či letadla bezpilotní. Předností tohoto měření je jeho snadná realizace, kde není potřeba složitých zařízení jako je například aerodynamický tunel. Naopak nevýhodou je omezená rychlost proudu vzduchu v , která se odvíjí od rychlosti jízdy automobilu.

Obecně je měření výkonových parametrů metodou za letu užitečnější než statické, jelikož výsledky měření jsou srovnatelné s parametry během samotného letu. Pro vyhodnocení jsou užity rovnice (1) až (5). Z rovnic je patrné, že velikost výkonu vrtule

(platí pro vrtuli s neměnným úhlem nastavení) je závislá na J , tedy poměru rychlosti proudu vzduchu v a otáček n . [8]



Obr. 11 Aerodynamické váhy [9]

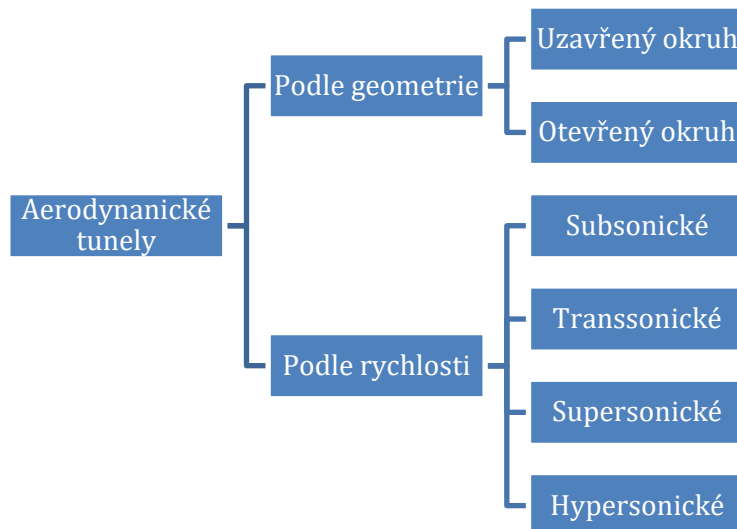
4 Aerodynamické tunely

Aerodynamické tunely jsou nedílnou součástí všech technických odvětví, které zkoumají aerodynamické vlastnosti těles. Výhoda těchto zařízení vychází z možnosti přesného nastavení podmínek (rychlost vzduchu, teplota), které mají přímý dopad na aerodynamiku měřeného objektu.

První známý návrh aerodynamického tunelu byl představen Francisem Wenhamem (1824–1908) v anglickém Greenwichi v roce 1871. Tunel se skládal z čtvercové trubice o průřezu 450 mm^2 a délce $3,5 \text{ m}$. Ve vstupní části tunelu byl ventilátor poháněný parním strojem, který zajišťoval proudění vzduchu tunelem. Měřicí část byla uložena v ústí trubice. I přesto, že se jednalo o velmi primitivní zařízení, výsledky měření, které prováděl Francis Wenham se svými kolegy, napomohly k ověření a pochopení základních principů aerodynamiky. [9]

4.1 Rozdělení Aerodynamických tunelů

Větrné tunely jsou navrženy pro konkrétní účel a rozsah rychlostí. Proto existuje mnoho různých typů a několik různých způsobů jejich klasifikace. Je například možné je rozdělit do dvou základních skupin, podle geometrie a rychlosti.

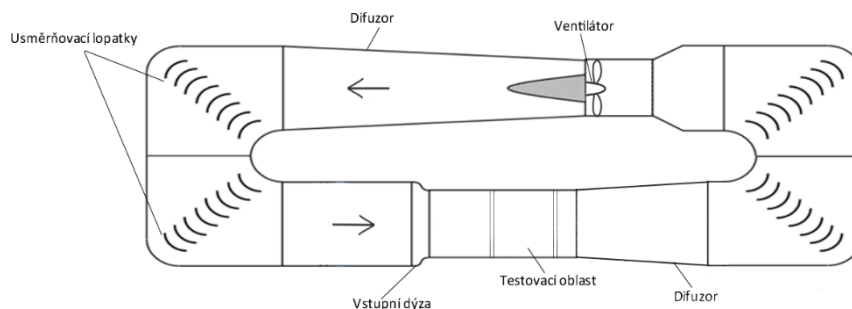


Obr. 12 Typy aerodynamických tunelů

4.1.1 Rozdělení podle geometrie

4.1.1.1 Tunel s uzavřeným okruhem

Tyto tunely, též zvané Prandtlovy či Gottingenské, jsou specifické tím, že je v nich dosažena cirkulace vzduchu. Mohou být jak vertikální, tak i horizontální. Díky cirkulaci vzduchu jsou méně energeticky náročné a snáz se v nich vytvářejí ustálené proudy vzduchu. Další výhodou je nižší hluchnost oproti tunelům otevřeným. Nevýhodou je poměrně velká plocha zastavěného prostoru, vyšší pořizovací náklady, a navíc při kouřovém měření dochází k hromadění kouře uvnitř tunelu. Jeden z hlavních problémů, který vzniká při delším měření, je zvyšování teploty plynů z důvodu tření molekul plynů o sebe a stěny. To má nepříznivý dopad na výsledky měření. Z tohoto důvodu jsou tunely opatřeny chladícím systémem. Jeden ze způsobů chlazení je využití výměníku tepla. [10]

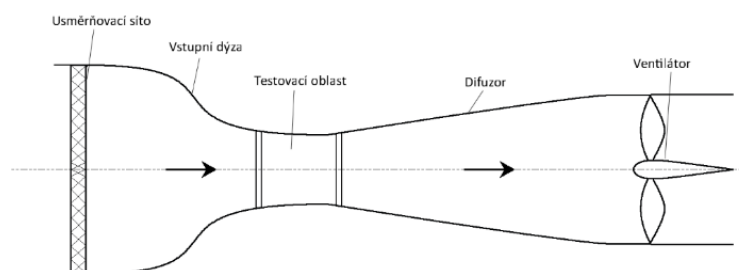


Obr. 13 Tunel s uzavřeným okruhem [12]

4.1.1.2 Tunel s otevřeným okruhem

Jednodušší, častější, a tedy i početnější variantou je tunel, často nazývaný Eiffelův nebo NPL (National Physical Laboratory in England, kde byl poprvé použit). Schématický

popis je na Obr. 14. Zde je vzduch nasáván přes vstupní hrdlo a hnán skrz dýzu, měřící oblast a difuzor. Výhodou tohoto zařízení jsou nízké stavební náklady, malá zastavěná plocha oproti tunelu s uzavřeným okruhem a možnost využít vizualizaci proudu vzduchu kouřem, jelikož nedochází k jeho hromadění. Pokud je teplota okolí neměnná, ani v tunelu nedochází k teplotním výkyvům. Bohužel vliv okolí je zároveň i jeho nevýhodou (platí převážně pro tunely umístěné venku). Příkladem může být vlhkost vzduchu, či povětrnostní podmínky narušující proudění. Jednou z dalších nevýhod je nižší linearita proudícího vzduchu, vyšší provozní náklady (ventilátor musí neustále zrychlovat tok plynu tunelem) a hlučnost. [11]



Obr. 14 Tunel s otevřeným okruhem

4.1.2 Rozdělení podle rychlosti

Tunely můžeme taktéž dělit dle dosažitelných rychlostí proudění v testovací oblasti vzhledem k rychlosti zvuku. Rychlost zvuku odpovídá 340 [m/s] ve výšce hladiny moře a při teplotě 15 °C.

4.1.2.1 Subsonické:

Prvním představitelem tunelů rozdělených dle dosažitelných rychlostí je tunel subsonický (podzvukový), který se dále člení na nízkorychlostní a vysokorychlostní. V těchto tunelech rychlost proudu vzduchu dosahuje až k hranici rychlosti zvuku ($Ma < 0,8$). V nízkorychlostních tunelech se rychlost proudu vzduchu obvykle pohybuje v hodnotách Machova čísla do 0,4. Vysokorychlostní tunely pokrývají zbylou část rychlostí, tedy přibližně od 0,4 do 0,8 Ma . Tunely mohou být konstruovány jak s otevřeným okruhem, tak uzavřeným. [12], [13]

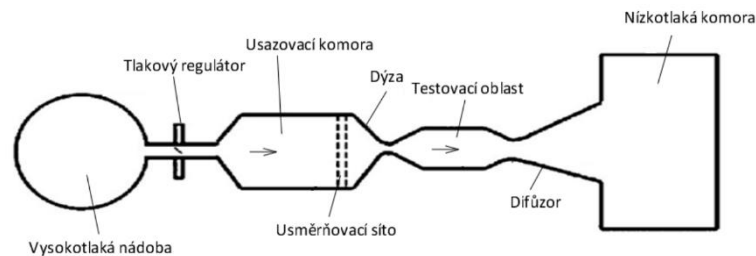
4.1.2.2 Transsonické

Do této kategorie spadají tunely, jejichž maximální rychlost proudících plynů je v mezích od 0,8 až 1,2 Ma . Jsou navrženy na stejných principech jako Subsonické. Při testování na hranici transonických rychlostí je potřeba uvažovat se stlačitelností vzduchu a vzniku rázových vln, které se odráží od stěn měřící oblasti. Tyto rázové vlny můžeme částečně eliminovat použitím šterbinové stěny.

4.1.2.3 Supersonické

Za supersonická se považují taková proudění, která se pohybují v oblasti od 1,2 do 5 Ma . Tunely dosahující těchto parametrů se využívají také v oblasti transsonické

rychlosti. I zde se musí počítat s vlivy stlačitelnosti plynu a rázových vln. U tohoto typu se často používá tunel s přerušovaným chodem (blowdown wind tunnel). Zkušební čas v těchto tunelech je podstatně kratší nežli v tunelech s kontinuálním průtokem. Nadzvukový tok je dosažen tlakovým poměrem, který vytváří vzduch proudící z vysokotlaké komory do nízkotlaké. [14]



Obr. 15 Schéma supersonického, otevřeného tunelu [17]

4.1.2.4 Hypersonické

Jedná se o méně početnou skupinu tunelů. Do této kategorie spadají tunely, v nichž je vzduch urychlován na rychlost od pěti a více Ma . Při těchto rychlostech již není možné zanedbávat úvahy o chemických vlastnostech plynů, jako je ionizace a disociace. Hlavní využití je převážně pro vesmírné technologie, jako jsou únikové moduly.

4.2 Části aerodynamického tunelu

Základními částmi většiny aerodynamických tunelů je generátor proudu vzduchu, soustava kanálů a měřicí část. Jako generátor proudu vzduchu lze použít buďto ventilátor nebo kompresor. Další možností je vytvořit rozdíl tlaku mezi vstupem a výstupem z tunelů pomocí tlakových nádob. Poslední varianta se především využívá u zařízení, kde je požadovaná rychlost překonávající rychlost zvuku. Podstatnou částí tunelu je soustava kanálů, které mají za úkol usměrňovat tok vzduchu do testovací sekce. Aby výsledek měření byl co možná nejpřesnější, je zapotřebí vytvořit v tunelu laminární proudění a eliminovat proudění turbulentní. Toho lze docílit jak tvarem průřezu kanálu, tak použitím usměrňovacích lopatek či usměrňovacího síta. Průřez tunelu může mít mnoho tvarů, které se liší podle účelu (velikosti a tvaru měřených těles, dosažitelné rychlosti) a pořizovací ceny. Příkladem průřezu může být: kruhový, čtvercový, obdélníkový, osmiúhelníkový či eliptický. [15]

5 Popis měřicího stanoviště aerodynamického tunelu

Měřicí stanoviště je zařízení, díky kterému lze vyhodnocovat hledané aerodynamické vlastnosti měřených těles. Každé toto stanoviště má své specifické vlastnosti, které se odvíjí od velikosti měřicí oblasti aerodynamického tunelu a typu měřicích snímačů. Jedním z příkladů měřicích stanovišť mohou být aerodynamické váhy.

Jedná se o zařízení, které zjišťuje velikosti aerodynamických sil, v důsledku působení protékajícího proudu vzduchu kolem měřeného objektu. Tyto síly lze změřit buďto principem pákových vah, nebo pomocí tenzometrů.

Měření sil pomocí pákových vah bylo používáno převážně v dřívějších dobách, kdy nebyly vynalezeny dokonalejší metody jako jsou tenzometrické měření. Váhy pracují na principu dvouramenné páky, kde střed leží na podpěře. Na jednom konci ramene je uchycen měřený objekt, na druhém pak zavěšené závaží. Podpěra a závaží se nacházejí mimo měřicí oblast tunelu. V počátečním stavu je soustava uvedena do rovnováhy. Poté je v tunelu vzduch urychlen a dojde díky aerodynamickým silám k porušení statické rovnováhy vah. Je tedy potřeba opět uvést soustavu do rovnováhy, toho docílíme přidáním, či odebráním závaží. Podle velikosti závaží jsme schopni dopočítat velikost sil, které vznikají v důsledku proudění vzduchu kolem měřeného objektu. Touto metodou se obvykle měří tři parametry najednou (vztlak, odpor a klopivý moment). Není ovšem vyloučeno měřit všechny tři složky sil a momentů (vztlak, odpor, boční síla, moment klopivý, klonivý a zatáčivý) najednou, jednalo by se ovšem o velice komplikovaný mechanismus.

Druhým sofistikovanějším a přesnějším měřením je pomocí tenzometrů. Samotný princip tenzometrů bude podrobněji popsán dále. Hlavní myšlenka měření zůstává stejná jako u pákových vah, jen s tím rozdílem, že není potřeba používat složité mechanismy vyvažování, ale měří se velikost deformací. Tenzometry lze umístit přímo do měřeného objektu, či do měřicí plošiny, ke které je měřený objekt pevně přichycen. [16]

Výsledky naměřených sil lze využít k dopočítání součinitele vztlaku c_{vz} a součinitele odporu c_R , které charakterizují měřený objekt, dle rovnic (24) a (25). [5]

$$F_{vz} = \frac{1}{2} \cdot c_{vz} \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot A_n \quad (24)$$

$$F_R = \frac{1}{2} \cdot c_R \cdot \rho \cdot v_1^2 \cdot A_n \quad (25)$$

5.1 Měřicí snímače

5.1.1 Měření síly a momentu

Fyzikální veličiny jako je síla a moment se neměří přímo, ale měří se přes deformace, podle Hookova zákona (26). Deformace jsou nejčastěji měřeny tenzometry. Tenzometry se dělí na dvě hlavní kategorie, kovový a polovodičový.

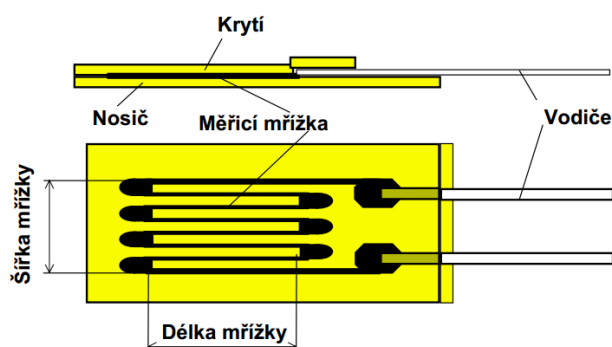
Kovový tenzometr zobrazen na Obr. 16 je tenký kovový drát nalepený na folii, který má při nulových deformacích nominální hodnotu elektrického odporu. Pokud dojde k pružným deformacím tenkého drátku (do platnosti Hookova zákona), změní se hodnota jeho odporu dle vztahu (27). Změny velikostí odporu lze snadno analyzovat a zaznamenat. Pro popis parametrů tenzometru a snadný přepočítání z velikosti odporu na deformace se zavedla konstanta K , takzvaná deformační citlivost, která se liší podle použitého materiálu tenzometru (pro konstantan 2,1). Jak je vidět z rovnice (27) závislost změny odporu na deformaci pro kovové tenzometry je lineární, což je jedna z jeho výhod.

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} = \frac{\Delta l}{l} \quad (26)$$

$$R = \rho \cdot \frac{l}{A} \quad (27)$$

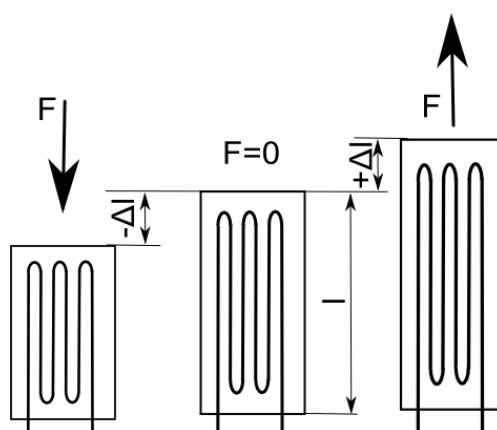
$$\frac{dR}{R} = \frac{dl}{l} - \frac{dA}{A} + \frac{d\rho}{\rho} = K \cdot \varepsilon \quad (28)$$

Kde ε je poměrná deformace, E modul pružnosti v tahu, σ napětí v tahu, l nominální délka tělesa a Δl proudloužení tělesa.



Obr. 16 Kovový tenzometr [20]

Polovodičový tenzometr pracuje na stejném principu jako kovový s tím rozdílem, že závislost elektrického odporu na deformacích není přímo závislá, ale je podmíněná funkcí $R = f(\varepsilon)$. Tato závislost je pro každý typ polovodičového tenzometru jiná a je uvedena v katalogu výrobce. Nespornou výhodou těchto tenzometrů je vysoká citlivost oproti kovovým, přibližně 25x větší.



Obr. 17 Deformace tenzometru [20]

Pro správné měření deformací, tedy sil a momentů, je důležité vhodné umístění tenzometrů. Pokud se jedná o jednoosé deformace a je znám směr hlavního napětí, lze použít jednoosý tenzometr. Jestliže dochází k víceosým deformacím, lze použít

tenzometrický kříž. Pokud není známo hlavní napětí je potřeba použít tenzometrickou růžici, a podle rozšířeného Hookova zákona hlavní deformace, síly dopočítat.

Pro zjištění velikosti odporu tenzometru, se vychází z Ohmova zákona (29). Kde velikosti napětí U a proudu I je znám.

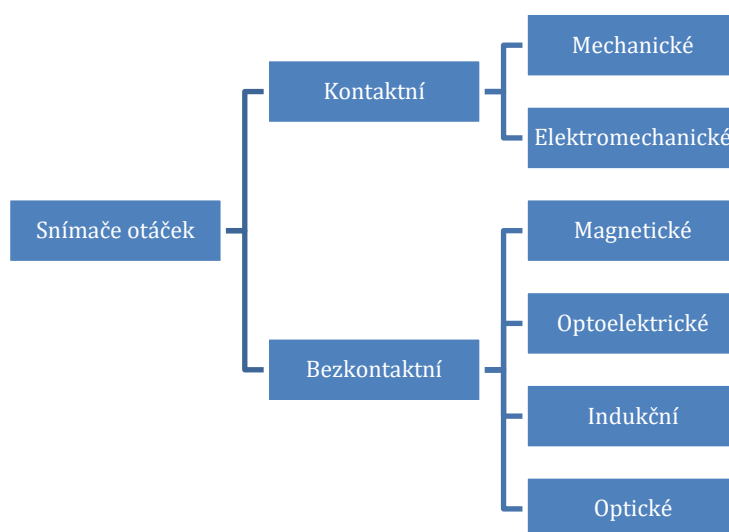
$$I = \frac{U}{R} \quad (29)$$

Značnou komplikaci při použití tenzometrů je teplotní kompenzace. Aby se eliminoval vliv elektrického odporu na změně teploty, je potřeba zapojit tenzometry do takzvaných můstků ($1/4$ můstek, $1/2$ můstek, plný můstek). Každý z těchto můstků plní úkol teplotní kompenzace, s tím rozdílem, že u každého ze tří zmíněných typů je v obvodu zapojen jiný počet tenzometrů. Podle toho se odvíjí kvalita teplotní kompenzace a jejich cena. Dalšími elementy narušující měření jsou vlhkost, hysterezie a elektromagnetické pole, které sniží kvalitu výstupního signálu tenzometru.

Podle potřeby dané aplikace lze využít samostatné tenzometry, nebo použít takzvané tenzometrické snímače. Tyto tenzometrické snímače mají specifický tvar podle účelu použití. Jsou v nich již zakomponovány tenzometry s teplenou kompenzací, obvykle plné můstky. Výhodou těchto snímačů představuje jednodušší použití a manipulaci, oproti samostatným tenzometrům. Existuje mnoho typů těchto snímačů, ať už jde o snímače pro měření tahu, tlaku, momentu nebo vibrací.

5.1.2 Měření otáček

Měření otáček je nedílnou součástí mnoha strojírenských zařízení, které lze díky tomu zdokonalovat a optimalizovat pro co nejvyšší efektivitu. Snímače otáček se dělí do mnoha kategorií, kde každá kategorie má své specifické charakteristiky a podle nichž se určují technické parametry a vhodnost použití. Mezi základní technické parametry snímačů otáček patří maximální rychlost snímání, přesnost snímání, rozsah rychlostí a dosah.



Obr. 18 Rozdělení snímačů otáček

5.1.2.1 Kontaktní snímače otáček

Kontaktní snímače rychlosti jsou typickými představiteli snímačů otáček. Kontaktní snímače jsou takové snímače, které jsou mechanicky propojeny s měřeným předmětem. Jedná se o první metodu měření otáček k analýze, či regulaci zařízení.

5.1.2.1.1 Mechanické snímače otáček

Jedná se o první představitele v oblastní měření otáček. Typickým zástupcem těchto snímačů je odstředivý otáčkoměr pracující na principu Wattova regulátoru. Princip měření spočívá v odstředivé síle působící na rameno se závažím, které je připevněné přes objímku na rotující zařízení. Při zvýšení otáček se rameno se závažím oddaluje od osy otáčení v důsledku působení odstředivé síly. Tato odstředivá síla je úměrná okamžité rychlosti otáčení a výchylka ramene je vzhledem k setrvačné hmotě systému úměrná střední hodnotě rychlosti. Odchylka měřených otáček od skutečných hodnot může u tohoto zařízení dosahovat pouze desetin procent. Dříve se tyto otáčkoměry používaly v automobilové dopravě, či v energetice pro regulaci parních strojů. [17]

5.1.2.1.2 Elektromechanické snímače otáček

Elektromechanický snímač neboli tachodynamo má stejnou konstrukci jako stejnosměrný motor. Skládá se z rotorové části obsahující vynutí s komutátorem a statorovou část s permanentními magnety. Hřídel rotoru je pevně spojena s hřídelí měřeného zařízení. Při otáčení rotorové části se indukuje elektromotorické napětí. Velikost indukovaného napětí je přímo lineárně úměrné úhlové rychlosti otáčení hřídele. Z důvodu nenulové velikosti odporu vinutí motoru a úbytku napětí na kartáčích komutátoru se uvádí konstanta tachodynamo, stanovující poměr mezi svorkovým napětím na rotoru a velikosti úhlové rychlosti.

Výhodou tohoto zařízení je poměrně snadné měření otáček a vysoká přesnost, naopak slabinou jsou sběrací kartáče komutátoru, u kterých dochází k jiskření a opotřebení. [17]

5.1.2.1.3 Elektromagnetické snímače otáček

Tento typ měřidla je obvykle použit jako ukazatel rychlosti, či otáček motoru dopravních prostředků. Základním prvkem magnetického měření otáček jsou účinky vířivých proudů. Snímač se skládá z rotoru a prstence (statoru). Na rotorové části je umístěn magnet, který je pevně spojen s měřeným zařízením a otáčí se ve statorovém prstenci (obvykle hlinkovém). Otáčením magnetu se v prstenci indukují vířivé proudy, které svým momentem unášejí prstenec. Prstenec je pevně spojen s ručičkou ukazatele otáček a spirálové pružinky, která vyrovnává momentové síly vířivých proudů a zároveň zabraňuje protáčení prstence. [17]

5.1.2.2 Bezkontaktní snímače otáček

Bezkontaktní snímače otáček oproti kontaktním nepotřebují přímý dotyk měřeného zařízení, což je v mnoha případech velmi užitečné.

5.1.2.2.1 Indukční snímače otáček

Indukční snímač otáček je odvozen od indukčního zákona, který říká, že při každé změně magnetického indukčního toku za určitou dobu se ve vodiči indukuje střídavé napětí. Snímač je rozdělen na dvě části. První, část snímače je uchycena mimo měřený objekt a obsahuje cívku, na které se měří změna indukovaného napětí, například pomocí čítače. Druhá část snímače je permanentní magnet, pevně přichycen k měřenému rotačnímu objektu v minimální vzdálenosti od měřicí cívky. V momentě, kdy se permanentní magnet přiblíží k měřicí cívce, dojde ke změně magnetického toku, a tedy k naindukování střídavého napětí, tato změna magnetického toku je přímo úměrná s rychlostí otáčení měřeného objektu. Existuje také i varianta, kde je permanentní magnet nahrazen ozubeným kolem z feromagnetického materiálu a cívka je doplněna o jádro z permanentního magnetu. Princip činnosti je stejný jako u předchozí varianty snímače. [17], [18]

5.1.2.2.2 Kapacitní snímače otáček

Pro bezkontaktní měření otáček je možné použít kapacitní snímače, ovšem nejedná se o často používanou variantu měření. Snímače jsou schopné detekovat prakticky libovolný materiál až do vzdálenosti několika milimetrů. Základní princip měření je obdobný jako u indukčních snímačů. S tím rozdílem, že u kapacitních snímačů pozorujeme změnu permitivity prostředí. Obvod snímače obsahuje OSC (RC Oscilátor), který je rozladován změnou kapacity kondenzátoru. Kondenzátor je složen z válcové a kruhové elektrody. Pokud se k elektrodě přiblíží libovolný předmět, dojde ke změně dielektrika kondenzátoru, a tedy ke změně jeho kapacity. Výstupní napětí oscilátoru je zpracováváno komparátorem, nebo frekvence/napětí převodníkem. [19]

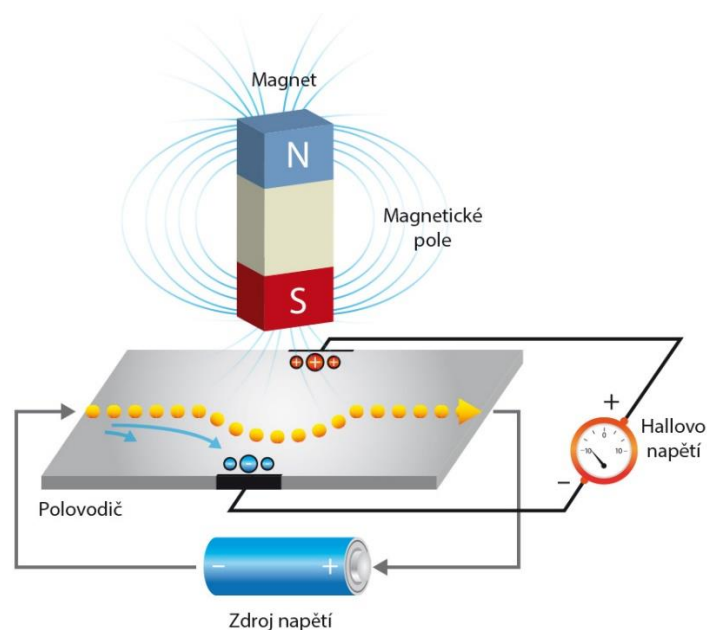
5.1.2.2.3 Optické snímače otáček

Do této kategorie spadají snímače, které pro své měření využívají detekci světelných paprsků. Snímače jsou rozděleny na vysílač a přijímač, kde vysílač emituje světelné paprsky a přijímač tyto paprsky přijímá. Jako vysílač se obvykle používají infračervené LED (Light Emitting Diode) nebo laserový paprsek. Jako přijímač je obvykle použita fotodioda nebo fototranzistor, u kterých vlivem působení fotonů dochází k fotoelektrickému jevu, a tím ke změně elektrických vlastností dané součástky. Mezi vysílačem a přijímačem je obvykle umístěn kotouč s otvory, který při své rotaci přerušuje světelný paprsek. Podle počtu otvorů v kotouči a frekvenci přerušování paprsku, lze dopočítat otáčky měřeného předmětu. Maximální počet snímaných otáček je omezen mezní frekvencí optoelektrické snímacího prvku při daném počtu otvorů v disku. [17]

5.1.2.2.4 Snímače s Hallovou sondou

Jde o snímače pracující na principu Hallova jevu objeveném Edwardem Halleem v roce 1879. Tento jev je založen na polovodiči se čtyřmi póly, na dva protilehlé póly je přiloženo napětí a tedy, polovodičem začne procházet elektrický proud I . Pokud je polovodič vložen do magnetického pole kolmo k jeho siločárám, dojde působením Lorentzovy síly k vychýlení elektronů z přímé dráhy k jednomu z bočních pólů. Díky tomu vznikne rozdílný potenciál mezi bočními svorkami, a tedy vznik napětí nazvané Hallovo. Schéma snímače je zobrazeno na Obr. 19. Pro vznik magnetického pole se využívá permanentní magnet umístěn na rotační

součásti. Podle frekvence generování Hallova napětí je možné dopočítat otáčky měřené součásti. Tento snímač se obvykle používá u tachometrů jízdních kol. [20], [17]



Obr. 19 Hallův jev [24]

5.1.3 Měření rychlosti proudění média

5.1.3.1 Pitotova trubice

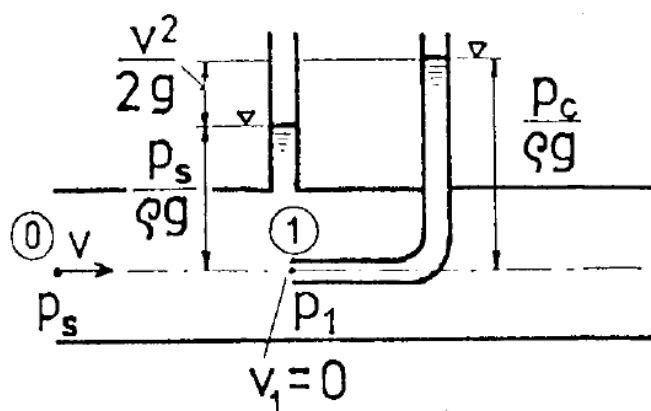
Jedná se o jedno z nejstarších a nejjednodušších měřidel rychlostí proudů média. Vynalezl ji v první polovině 18. století Henri Pitot. Hlavní využití má v letecké dopravě a pro měření průtoku kapaliny v potrubí. Pitotova trubice je zobrazena na Obr. 20. Hlavními částmi trubice jsou obecně dvě tenké trubičky. Středová trubice je umístěna ve směru proudění měřeného média, vstupním otvorem proti proudu. Druhá je umístěna kolmo ke středové trubici (kolmo k proudu média). Výstupy trubic jsou zavedeny do tlakoměrů. Výstupní hodnoty z tlakoměrů jsou dvě hodnoty tlaků p_s a p_c . Kde p_c je definován jako tlak celkový a p_s tlak statický. Rozdíl těchto tlaků $p_c - p_s = p_d$ je roven tlaku dynamickému. Pokud se měřené rychlosti budou pohybovat v oblasti, kde je možné považovat médium za nestlačitelné ($< 1 Ma$), lze dynamický tlak pozorovat jako tlak kinematický, definován z Bernoulliovy rovnice (30). [21]

$$\frac{1}{2}\rho v^2 + p + \rho gh = konst. \quad (30)$$

Následně hledaná rychlost vychází ze vztahu (31).

$$v = \sqrt{2 \cdot \frac{p_d}{\rho}} \quad (31)$$

Kde v je rychlost proudění média, g značí gravitační zrychlení, h je výška hladiny a ρ představuje hustotu média.



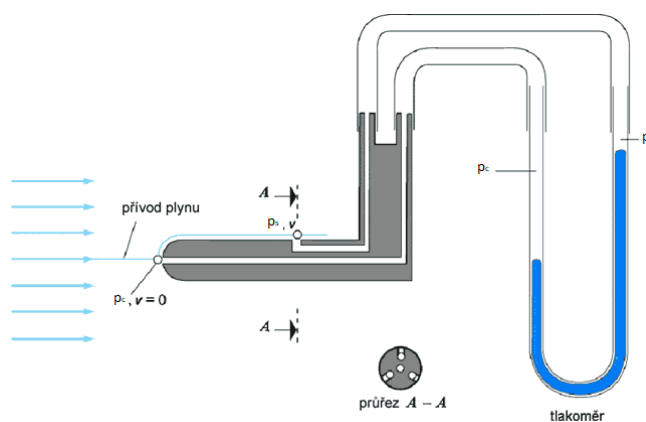
Obr. 20 Pitotova trubice [5]

Pitotovy trubice není vhodné využívat pro měření nízkých rychlostí, jelikož tlakový rozdíl může dosahovat tak malých hodnot, které tlakové převodníky nejsou schopny měřit bez garantování dostatečné přesnosti.

Pokud by se naopak měření dostalo do vysokých hodnot rychlostí ($> 1 Ma$) přestal by platit předpoklad z Bernoulliho rovnice o ideálním plynu a měřené hodnoty by neodpovídaly skutečnosti. Dále by se na přední straně trubice objevila rázová vlna, která by ovlivnila hodnotu celkového tlaku. [21]

5.1.3.2 Prandtlova trubice

Jedná se též o rychlostní sondu pracující na principu měření tlaků. Je tvořena dvěma oddělenými sousými trubičkami, které umožňují odebírat tlak p_c a p_s ve svou blízkých bodech. Celkový tlak se snímá v čele trubice a statický je měřen štěrbinami ve válcovité části sondy, kde minimální vzdálenost štěrbin od čela je tři vnější průměry trubice. V této vzdálenosti je tlak roven tlaku nerušeného proudu média. [5], [21]



Obr. 21 Prandtlova trubice [25]

5.1.3.3 Anemometr

Termín anemometrie odvozená z řeckého slova „anemos“ přeloženo do češtiny jako „vítr“ neboli „větroměr“. Jde o přístroj měřící rychlost proudění vzduchu. Při proudění vzduchu dochází k roztáčení mechanické části anemometru, kterou mohou být miskky, lopatky nebo vrtulka. Miskové lopatky jsou obvykle v kombinaci s „korouhví“, která se natáčí podle směru proudění vzduchu. Miskové anemometry nejsou závislé na směru proudění, pouze musí být dodržena podmínka kolmosti vektoru rychlosti proudění k ose otáčení. Hlavní využití těchto anemometrů je v meteorologii. Lopatkové anemometry, spadají do kategorie axiálních měřidel. I zde musí být dodržena podmínka kolmosti vektoru rychlosti proudění k ose rotoru.

Anemometry nejsou pouze mechanické. Dalším typem jsou snímače elektrické (zchlazovací). Tenký žhavený drátek o průměru 0,01 až 0,1 *mm* z platiny, konstantanu či wolframu je vystaven zchlazujícímu účinku proudu vzduchu, tedy odvod tepla je funkcí rychlosti proudění. Elektrické anemometry se dále dělí na tři druhy, podle principu měření. První druh je anemometr s konstantní teplotou drátku, kde rychlost proudu vzduchu je funkcí topného proudu. Využívají se pro rychlosti 1 až 300 *m/s*. Druhý typ je anemometr s konstantním topným proudem. Měřená rychlost je funkcí teploty drátku, kde teplota drátku je vyjádřena jeho odporem. Rozsah měřitelných rychlostí je stejný jako u předešlého typu. Třetím typem je snímač založený na konstantním topném příkonu. I zde je rychlost funkcí teploty drátku, ovšem je měřena termočlávkovým teploměrem. Je využíván pro malé rychlosti do 1 *m/s*.

Posledním typem anemometrů jsou ultrazvukové pracující na Dopplerova principu. Rychlost proudění se měří změnou frekvence vysílaného ultrazvukového signálu, kde změna frekvence je funkcí rychlosti proudění. [21]

5.1.3.4 Tlakové poměry

Základní myšlenka spočívá v měření tlakové ztráty, kterou vyvolá škrtící předmět. Velikosti tlaků se měří před a za škrtícím předmětem. Příkladem škrtícího předmětu může být dýza, clona, Venturiho trubice. Vztah tlaku a rychlosti proudícího média, kde při průchodu překážkou (zúžením) dojde k poklesu tlaku a ke zvýšení rychlosti, popisuje Bernoulliho rovnice. Rovnice popisující zákon zachování mechanické energie v tekutinách. Po úpravě rovnice vznikne konečný vztah (32).

$$v = k \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{\Delta p}{\rho}} \quad (32)$$

Kde v je hledaná rychlost média. Hodnota k měřená experimentálně určuje vlastnost škrtícího předmětu. Δp je rozdíl tlaků a ρ značí hustotu protékajícího média. [21], [22]

5.1.4 Měření hustoty plynu

Obecně je hustota látky poměr mezi její hmotností a objemem, tedy:

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (32)$$

U plynů lze hustotu spočítat ze stavové rovnice ideálního plynu (33). Kde pro výpočet hustoty je zapotřebí znát tyto termofyzikální vlastnosti plynu: termodynamická teplota T , látkové množství n , molární plynová konstanta R a tlak p .

$$p \cdot v = n \cdot R \cdot T \quad (33)$$

$$\rho = \frac{p}{n \cdot R \cdot T} \quad (34)$$

$$\rho = \frac{p}{r \cdot T} \quad (35)$$

Dalším způsobem, jak změřit hustotu plynu je použití vibračního hustoměru. Ten vyhodnocuje změnu rezonanční frekvence, která je funkcí hustoty plynu. Plyn je přiváděn do měřicí U trubice o známém objemu, trubice je následně elektromagneticky rozkmitána buďto pomocí piezoelektrického jevu, nebo kmitající membrány. Pro snímání vibrací se používá piezoelektrický snímač.

6 Sběr a zpracování dat

Sběr a zpracování dat DAQ (Data Acquisition) je proces, který převádí fyzikální jevy či stavy, do digitálních číselných hodnot. Příkladem fyzikálních jevů je napětí, proud, teplota, tlak, vibrace. Systém DAQ v sobě zahrnuje tři základní komponenty. Prvním jsou měřicí senzory, převádějící fyzikální parametry na elektrické signály. Dalším komponentem je zařízení pro konvertování a úpravu signálů. Výstupní signály mají takový formát, který lze snadno a přesně měřit. Příkladem je vzorkování, zesílení signálu, A/D a D/A (Analog/Digital) převodníky. Tyto zařízení dále obsahují sběrnice pro přenášení dat do počítače, tím může být například PCI, PCI-E, USB. Poslední částí jsou softwarové programy anglicky Data loggers, plnící úkol analýzy, shromažďování a prezentaci dat. U těchto programů je zapotřebí, aby obsahovaly kompatibilní ovladače, přes které lze ovládat měřicí zařízení. Obecně jsou vyvinuty z různých základních programovacích jazyků jako je Assembler, C, C++, Java, LabVIEW, Fortran.



Obr. 22 Schéma sběru a zpracování dat

7 Experiment

7.1 Úvod

Jak již bylo zmíněno v úvodu, výsledkem této práce je testovací zařízení pro měření aerodynamických parametrů leteckých vrtulí. V této části je detailně popsán projekt od návrhu až po samotné měření letecké vrtule. Při návrhu byl kladen důraz na jednoduchost a univerzálnost samotného zařízení, která zajistí snadnou obsluhu a případnou modifikaci dle potřeby uživatele. Rozměry zařízení byly primárně uzpůsobeny pro provoz dynamických zkoušek v prostorách laboratoří Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky. Laboratoře disponují několika typy tunelů s rozdílnými parametry. Pro naše potřeby byl zvolen tunel s otevřeným okruhem, který je pro experiment nejvhodnější.

7.2 Návrh experimentálního zařízení

Pro dynamické zkoušky je zapotřebí, aby měřicí zařízení bylo možné umístit do měřicího prostoru aerodynamického tunelu. Jak bylo uvedeno v úvodu experimentu, pro měření byl zvolen aerodynamický tunel s otevřeným okruhem. Hlavní výhodou tohoto konkrétního tunelu je jeho měřicí sekce disponující obdélníkovým průřezem, s malým rozdílem velikostí stran. Parametry tunelu jsou uvedeny v Tab. 2 Parametry aerodynamického tunelu. Aby bylo dosaženo skutečných podmínek, které působí na vrtuli za letu, je vhodné měřit v otevřeném tunelu vrtule maximálně do průměru menším, než je poloměr ústí tunelu. V našem případě je průměr ústí tunelu velikost menší strany průřezu výstupní dýzy. Při větších rozměrech vrtule by docházelo ke zkreslování naměřených charakteristik vrtule.

Zobrazení samotné konstrukce měřicího zařízení je uvedena v příloze. Zařízení je rozděleno na dvě primární části stojan a hlava. Stojan je zhotoven z ocelové trubky, ke které jsou přivařena čtyři dlouhá ocelová ramena, pro dostatečnou stabilitu. Každé rameno je opatřeno nastavitelnou nohou pro dosažení stability v případě nerovného podkladu. Druhou a zároveň hlavní částí je odnímatelná hlava zařízení. Díky oddělené konstrukci je možné hlavu připevnit do jiného tunelu, či přímo na letadlo. Na hlavě jsou umístěny veškeré měřicí senzory, včetně měřicího BLDC (Brushless Direct Current) motoru. Pro co největší univerzálnost a zaručení dostatečného výkonu zařízení byla vybrána pohonná jednotka v podobě BLDC motoru od firmy AXI. Parametry a rozměry motoru jsou uvedeny níže. Motor je připevněn k hlavě dvojicí tenzometrů. Část hlavy, která vystupuje z úplavu za vrtulí, je opatřena kapkovitým průřezem, který eliminuje tvorbu vírů, jenž by jinak vznikaly a tím by negativně ovlivnily proud vzduchu, a tedy i samotné měření.

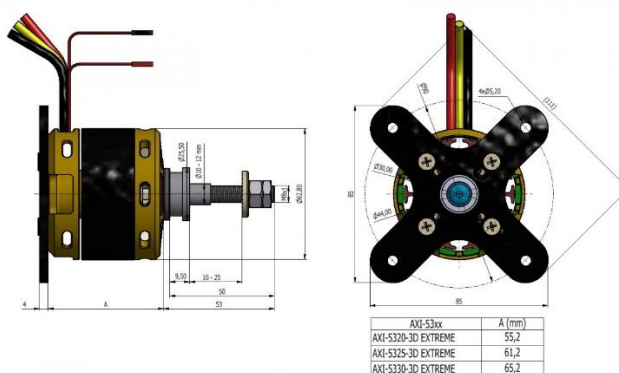
Celé zařízení je koncipované pro snadnou demontáž, výměnu, či modifikaci měřicích senzorů.

Typ	Tunel s otevřeným okruhem
Maximální rychlost proudu	12 <i>m / s</i>
Rozměry ústí dýzy	550x750 <i>mm</i>
Pohonná jednotka	Asynchronní motor
Jmenovitý výkon pohonné jednotky	55 <i>kW</i>
Typ ventilátoru	Radiální

Tab. 2 Parametry aerodynamického tunelu

Typ	AXI 5330/20 3D EXTREM V2
Otáčky/Volt (KV)	235 <i>RPM / V</i>
Účinnost	93 %
Proud na prázdko	1,7 <i>A</i>
Vnitřní odpor	45 <i>mΩ</i>
Maximální výkon	2900 <i>W</i>

Tab. 3 Parametry BLDC motoru



Obr. 23 Rozměry BLDC motoru [27]

7.3 Měřené veličiny a příslušné snímače

Pro vyjádření koeficientů z rovnic (1–5), tedy vyhodnocení parametrů vrtule jsou na testovacím zařízení umístěny senzory, či zapojení pro měření potřebných veličin.

7.3.1 Senzor pro měření tahu

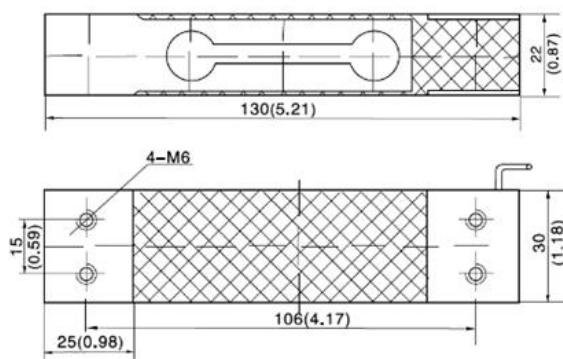
Měření tahu je zajištěno tenzometrickým snímačem typu vetknutého nosníku. Konkrétně se jedná o Zenic L6D s maximálním zatížením 100 *N*. Snímač má hliníkové tělo,

které je ve svém středu osazeno kovovými tenzometry v zapojení do plného můstku. Díky tomu dochází k teplotní kompenzaci.

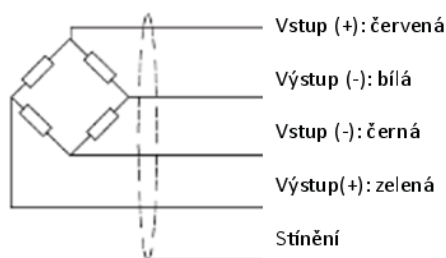
Tenzometr je umístěn uvnitř ocelové trubky a spojuje hlavu s tenzometrickým snímačem pro měření momentu.

Typ	L6D-C3-10 kg
Výstupní citlivost	$2,0 \pm 0,2 \text{ mV/V}$
Maximální zatížení	10 kg
Minimální zatížení	0 kg
Bezpečné přetížení	150 %
Doporučená hodnota napájecího napětí	5 až 12 V
Maximální napájecí napětí	18 V
Vstupní odpor	$409 \pm 6 \Omega$
Výstupní odpor	$350 \pm 6 \Omega$
Kompenzovaný teplotní rozsah	-10 až +40 °C
Materiál	hliník
Stupeň ochrany	IP65

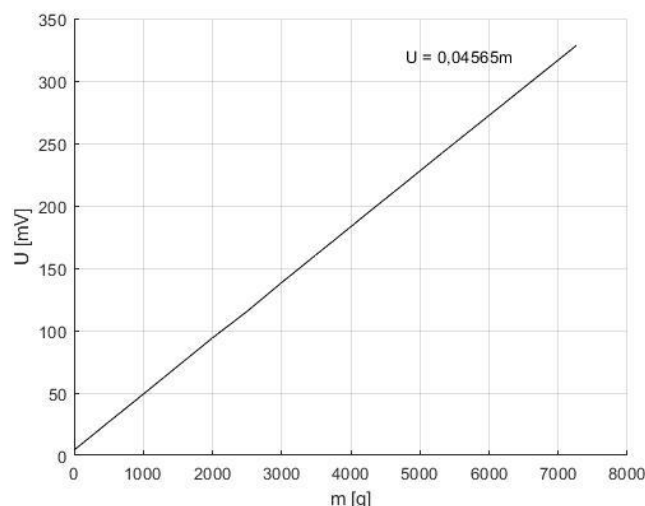
Tab. 4 Parametry snímače Zemic



Obr. 24 Schéma snímače Zemic



Obr. 25 Vstupy a výstupy snímače Zemic



Obr. 26 Kalibrační křivka tenzometru Zemic

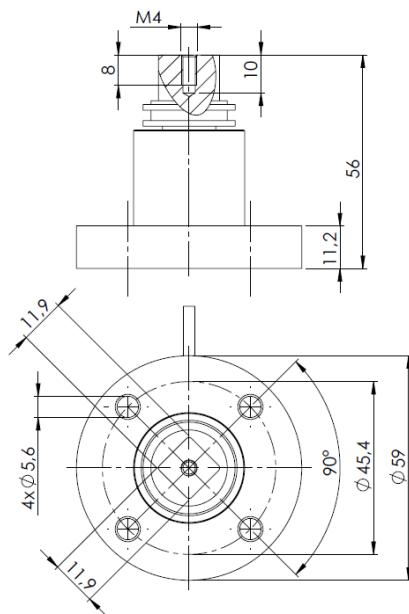
7.3.2 Senzor pro měření momentu

Měření statického momentu motoru je zajištěno tenzometrickým snímačem JNNT 5 Nm. Tento snímač je schopný měřit kroutící moment v obou směrech. Snímač disponuje plným můstkem kompenzující změnu teploty, díky tomu dosahuje přesnějších hodnot.

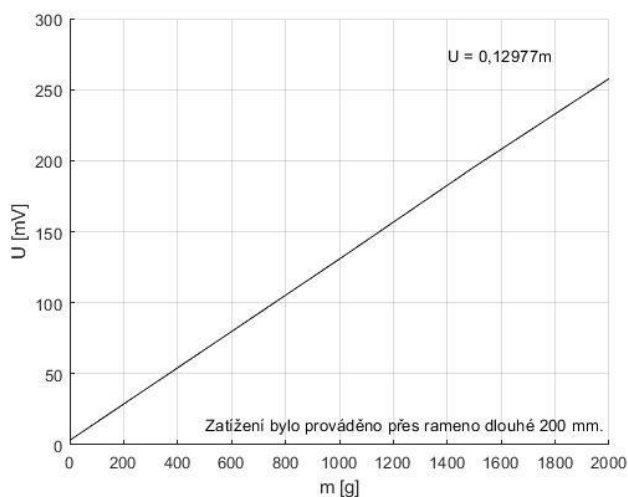
Snímač je umístěn na jedné straně k tenzometru Zemic pomocí 5 mm tlusté sklolaminátové destičky s vyvrtanými otvory pro pevné spojení obou tenzometrů. Ke druhému konci je upevněn BLDC motor, spojený stejným způsobem.

Typ	JNNT 5 Nm
Výstupní citlivost	1 až 1,5 mV/V
Maximální zatížení	5 Nm
Minimální zatížení	0 Nm
Doporučená hodnota napájecího napětí	10 V
Vstupní odpor	750 Ω
Výstupní odpor	700 Ω
Kompenzovaný teplotní rozsah	-10 až +40 °C
Mezní pracovní teploty	-20 až +65 °C
Materiál	slitina

Tab. 5 Parametry snímače JNNT



Obr. 27 Schéma snímače JNNT



Obr. 28 Kalibrační křivka tenzometru JNNT

7.3.3 Měření otáček

Měření otáček je zajištěno měřením frekvence spínacích impulzů, které jsou přiváděny na cívky statoru. Jelikož se jedná o synchronní stroj, jsou rotorové otáčky totožné s točivým elektromagnetickým polem vzniklým ve statoru. Podle počtu pólpárů v motoru se určí poměr mezi frekvencí spínacích impulzů a frekvencí otáčení rotoru. Čím více pólpárů motor obsahuje, tím nižší jsou otáčky na rotoru.

Pro měření otáček jsou přivedeny do měřicí napěťové karty dvě výstupní fáze z regulátoru otáček. Aby nedošlo k překročení povoleného napětí na vstupu měřicí karty, jsou výstupní vodiče z regulátoru opatřeny děličem napětí. Motor použitý pro konkrétní testovací zařízení obsahuje celkem 6 pólpárů a při plném výkonu teoreticky dosahuje 8695 *ot / min.*

7.3.4 Měření napětí

Měření napětí je provedeno pomocí napěťové karty National Instruments NI 9215. Karta je uzpůsobena pro měření napětí v rozsahu $\pm 10,6 V$. Z důvodu vyšších hodnot napájecího napětí motoru je zapotřebí použít dělič napětí, aby nedošlo k překročení maximální povolené hodnoty. Dělič je opatřen dvěma sériově řazenými odpory s hodnotami $R_1 = 100 k\Omega$ a $R_2 = 300 k\Omega$. Poměr napětí vstupu a výstupu je tedy 4. Vysoké hodnoty odporů zajišťují nízký protékající proud. Na zobrazeném tištěném spoji jsou umístěny dva oddělené děliče napětí. První slouží k měření napětí na vstupu regulátoru a druhý slouží pro měření otáček na motoru.

7.3.5 Měření proudu

Měření proudu je zajištěno klešťovým adaptérem měřící stejnosměrný i střídavý proud. Kleště měří proud přes Hallův článek, umístěný ve vzduchové mezeře magnetického obvodu. Při zvyšování měřeného proudu se zvyšuje i velikost magnetické indukce v magnetickém obvodu, a tedy i velikost Hallova napětí. Hallovo napětí je dále zesilováno operačním zesilovačem na výstupní napětí. Velikost tohoto napětí je přímo úměrné velikosti měřeného proudu.

Pro zjištění potřebné hodnoty proudu, jsou kleště umístěny mezi napájecím zdrojem a regulátorem otáček. Technické specifikace adaptéru jsou uvedeny v Tab. 6.

Výrobce	Chauvin Arnoux	
Typ	E1N	
Rozsah	0,05 až 150 A	
Převodový poměr	1 A/1 V, 1 A/1 mV	
Frekvenční pásmo	DC	2 kHz
	AC	8 kHz
Třída přesnosti	2 %	

Tab. 6 Parametry klešťového adaptéru

7.3.6 Měření teploty

Teplota se měří na statorovém vinutí motoru, pro účely vyhodnocení výkonových parametrů vrtulí, není tento údaj potřebný. Svůj účel plní převážně pro kontrolu, zdali nedochází u motoru k přehřátí v důsledku velkých výkonů. Další uplatnění senzoru je možné při testování motorových krytů, které plní nejen funkci ochrany motoru před případným vniknutím cizích předmětů, ale fungují i jako prvek pro přívod proudu vzduchu, který motor chladí.

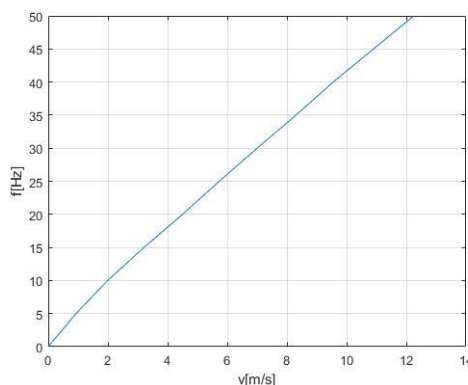
Pro tyto účely byl vybrán tenkovrstvý odporový teplotní snímač PT100. Parametry snímače jsou uvedeny v Tab. 7. Důvody výběru tohoto snímače byly v jeho malých rozměrech, vysoké citlivosti a vysokém elektrickém odporu. Díky tomuto odporu snímačem protéká malý elektrický proud, a nevnikají tepelné ztráty. V případě výměny není nutné snímač kalibrovat.

Typ	PT 100
Odpor při 0 °C	100 ± 0,12 Ω
Maximální dovolený proud	1 mA
Vlastní ohřev	2,5 mW / (°C)
Rozsah měřených teplot	-50 až +500 °C

Tab. 7 Parametry snímače PT 100

7.3.7 Měření rychlosti proudu

Z důvodu absence snímačů pro měření rychlosti proudu vzduchu v tunelu, byl použit ruční vrtulkový anemometr ALEMONO 2490. Hodnoty rychlosti proudu vzduchu byly zkalibrovány s frekvencí řízení asynchronního motoru tunelu. Kalibrační křivka je zobrazena na Obr. 29.



Obr. 29 Kalibrační křivka rychlosti na frekvenci řízení

7.3.8 Měření hustoty vzduchu

Při stanovení hustoty je měřený vzduch uvažován jako ideální a je tedy možné vycházet z rovnice ideálního plynu, jak je uvedeno v odstavci 5.1.4. Hustota je stanovena z výpočtu naměřených hodnot teploty a barometrického tlaku okolního vzduchu.

Pro výpočet je použita tabulková hodnota měrné plynové konstanty vzduchu $r = 287,10 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$. Ke změření teploty a barometrického tlaku vzduchu je použit snímač COMET T7310. Parametry snímače jsou uvedeny v Tab. 8.

Typ snímače pro měření teploty, vlhkosti, tlaku	COMET T7310	
Snímač měření teploty (Pt1000/385ppm)	Rozsah:	-30 až +80 °C
	Přesnost:	± 0,4 °C
Snímač měření vlhkosti:	Rozsah:	0 až 100 % <i>RV</i>
	Přesnost:	± 2,5 % <i>RV</i> v rozsahu 5 až 95 % <i>RV</i> při 23 °C
Barometrický tlak:	Rozsah:	60 až 110 <i>kPa</i>
	Přesnost:	± 0,2 <i>kPa</i>

Tab. 8 Technické parametry snímače COMET

7.4 Sběr a zpracování dat

Pro tyto účely jsou použity komponenty od společnosti National Instruments. Konkrétně se jedná o měřicí a řídicí karty, šasi a programové prostředí LabVIEW. Sběr dat je realizováno třemi měřicími kartami a řízení jednou kartou.

7.4.1 Karta NI 9237

Tato karta je uzpůsobena pro sběr dat z tenzometrů (tahu, momentu). Tenzometry jsou ke kartě připojeny čtyřmi vodiči, kde dva jsou určeny pro měřicí napětí, které činí 2,5 *V* a dva výstupní, které jsou dále vyhodnocovány. Samotná karta obsahuje celkem čtyři vstupní kanály (pro čtyři tenzometry). Vzorkovací frekvence pro každý kanál může činit až 50 *kS/sec* (*S* = Sample). Součástí měřicí karty jsou i analogové a digitální filtry, které odfiltrovávají signály pohybující se mimo stanovený frekvenční rozsah, díky tomu jsou měřené signály čistší, bez šumu.

7.4.2 Karta NI 9216

Karta určena pro sběr dat z analogových hodnot RTD snímači (Resistance Temperature Detector – v překladu odporový teplotní snímač). Karta disponuje osmi vstupními kanály kompatibilními se třemi a čtyřmi vodičovými RTD snímači, které umí automaticky detekovat. Karta poskytuje výstupní proud pro každý kanál 1 *mA*. Chyba udávaná pro čtyřdrátové připojení RTD snímače v rozsahu teplot -200 až +150 °C (rozsah, ve kterém se pohybují naměřené hodnoty) činí ±0,15 °C. Maximální vzorkovací frekvence je 400 *S/sec* na jeden kanál.

7.4.3 Karta NI 9215

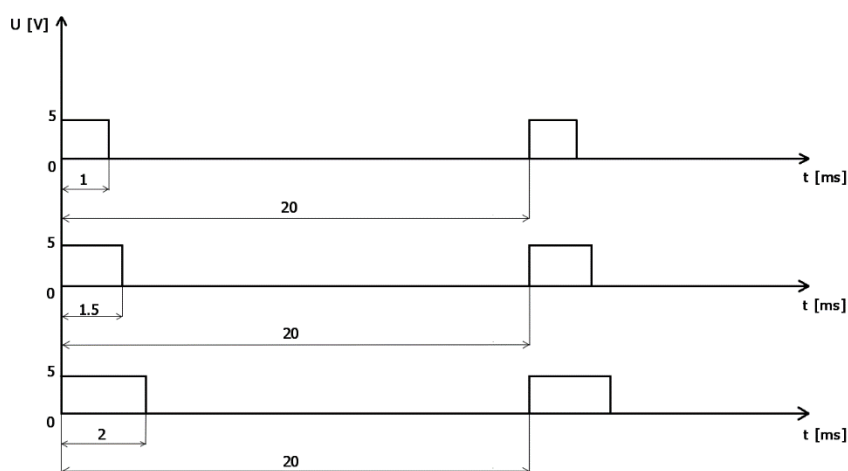
Jedná se o kartu pro měření napětí. Karta disponuje čtyřmi kanály, s maximálním vstupním napětím $\pm 10,6 \text{ V}$ a vzorkovací frekvencí 100 kS/sec . Vstupní odpor jednotlivých kanálů činí $1 \text{ G}\Omega$ a kanály jsou chráněny přepětovou ochranou.

Na testovacím zařízení jsou celkem tři hodnoty, které se pomocí této karty vyhodnocují. Vyhodnocuje se napětí na zdroji, napětí přivedené z klešťového adaptéru a díky vysoké vzorkovací frekvenci karty i napěťové impulzy z regulátoru otáček.

7.4.4 Karta NI 9401

Jedná se o obousměrný digitální modul. Má celkem osm kanálů, přičemž kanály jsou nezávisle rozděleny na čtyři vstupní a čtyři výstupní. Tuto kartu lze použít do digitálních systémů jako jsou čítače, časovače, digitální komunikační protokoly, či generátor impulsů. Maximální vstupní a výstupní napětí je $5,25 \text{ V}$. I tato karta obsahuje přepětovou ochranu.

Karta je pro experiment využívána k řízení řídicího regulátoru otáček BLDC motoru. Regulátor otáček je řízen pomocí pulzně šířkové modulace (PWM). Modulace spočívá v rychlém spínání a rozeptání napájecího napětí. Podle velikosti impulsů se mění otáčky motoru. Pro nulové otáčky je určena délka impulsu na 1 ms a pro maximální otáčky je délka impulsu 2 ms . V tomto rozsahu je možné lineárně nastavovat požadované otáčky. Vysílaná frekvence PWM signálu, který regulátor přijímá je 50 Hz . Příklad výstupního PWM signálu z digitální karty je zobrazen na Obr. 30. Maximální hodnota otáček v ideálních podmínkách je dána podle typu použitého motoru a velikosti vstupního napětí zdroje.



Obr. 30 Řídící PWM signál

7.4.5 Šasi NI cDAQ-9185

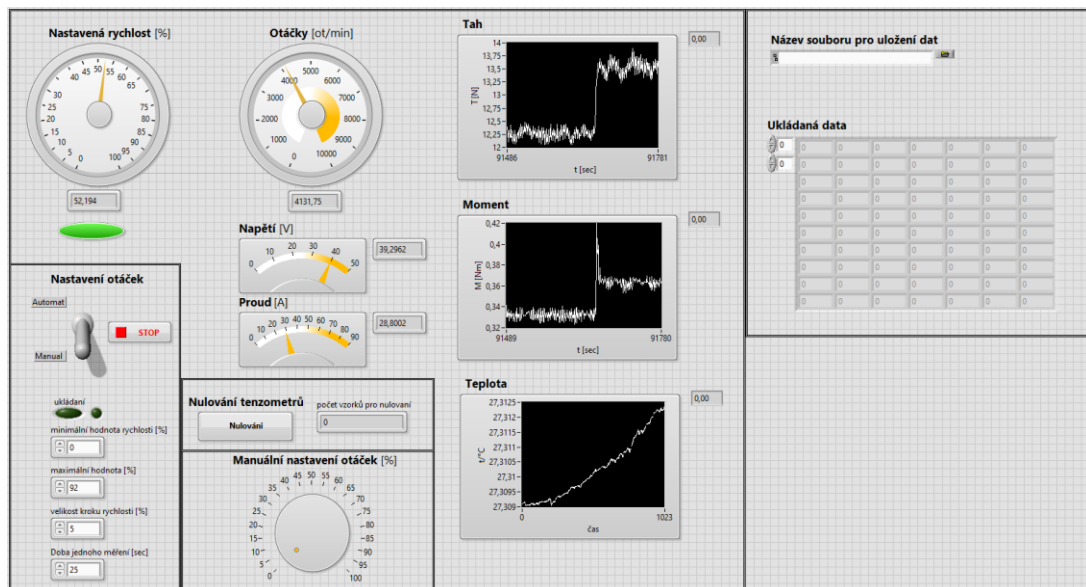
Výše zmíněné karty jsou propojeny s externím zařízením (počítačem) pomocí čtyřslotového šasi s ethernetovým připojením. Šasi řídí časování, synchronizaci a přenos dat mezi moduly a externím zařízením.

7.4.6 LabVIEW

Pro správu dat je využit grafický jazyk LabVIEW. Ten propojuje všechny segmenty měřicího zařízení, zpracovává všechny naměřené hodnoty, nastavuje výstupní signály a zpracované hodnoty ukládá v požadovaném formátu. Těž zajišťuje řídicí uživatelské prostředí, kterým se celé zařízení ovládá.

Měření je možné provádět manuálně, kde uživatel nastavuje procentuální rychlost otáčení motoru a z panelu zaznamená potřebné hodnoty měřených veličin. Nebo použije automatické měření, které je nutné zahájit nastavením minimální a maximální hodnoty otáček, velikost kroku měření a časový interval jednoho kroku. Po zadání těchto čtyř parametrů uživatel přepne ovládání do automatického režimu a zařízení začne měřit dle zadaných instrukcí. Po splnění zadaných instrukcí program oznámí konec měření a uživatel stisknutím tlačítka STOP uloží naměřené hodnoty do adresáře, který uživatel sám vybere.

Výstupní naměřené hodnoty se ukládají v podobě tabulky, kde pro každou naměřenou veličinu je přidělen vlastní sloupec. Struktura naměřených dat je na Obr. 32.



Obr. 31 Ovládací panel



Obr. 32 Struktura uložených dat

7.5 Test měření výkonových parametrů vrtule

7.5.1 Měřená vrtule

Pro ověření správné funkčnosti sestaveného zařízení byl proveden test měření parametrů modelářské kompozitní vrtule 14x8,5. Konkrétní vrtule byla vybrána díky dostupnosti výkonových parametrů od výrobce, jejímu vhodnému průměru a možnosti snadného uchycení k rotoru motoru.

7.5.2 Podmínky měření

Měření bylo provedeno v laboratoři Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky v tunelu s otevřeným okruhem. U tohoto typu tunelu během měření nedochází k výrazným změnám teploty proudícího vzduchu. Díky tomu jsou hodnoty teploty a tlaku vzduchu konstantní. Toto tvrzení bylo ověřeno během samotného pokusu. Hodnoty těchto veličin jsou uvedeny v Tab. 9.

Měření probíhalo v plném rozsahu rychlostí proudu vzduchu, který byl aerodynamický tunel schopen v aktuální konfiguraci vytvořit. Celkem proběhlo jedenáct měření od hodnoty $v = 0 \text{ m/s}$ až po $v = 12,3 \text{ m/s}$. Pro jednotlivé rychlosti proudu vzduchu byl naměřen stanovený rozsah otáček. Otáčky se pohybovaly v rozmezí 900 až 5300 *ot/min*. Spodní hranice byla nastavena na hodnotu, kde motor dosahuje plynulého chodu otáčení. Horní hranice byla podřízena maximálním možným otáčkám, které byl motor schopný realizovat při použití napájecího zdroje v podobě Lithuimpolymerových baterií o jmenovitém napětí 22,2 V. Jmenovité otáčky činí 5217 *ot/min*. Celkem bylo z rozsahu naměřeno 15 hodnot rychlostí otáček. Interval měření jedné rychlosti otáčení byl nastaven na 10 sekund. Kde v prvních čtyřech sekundách docházelo k ustálení měřených veličin a ve zbylých šesti sekundách probíhal sběr dat. Celkem bylo naměřeno 165 variant naměřených hodnot.

Teplota [°C]	26,9
Barometrický tlak [kPa]	99,65
Vlhkost [%]	47,2

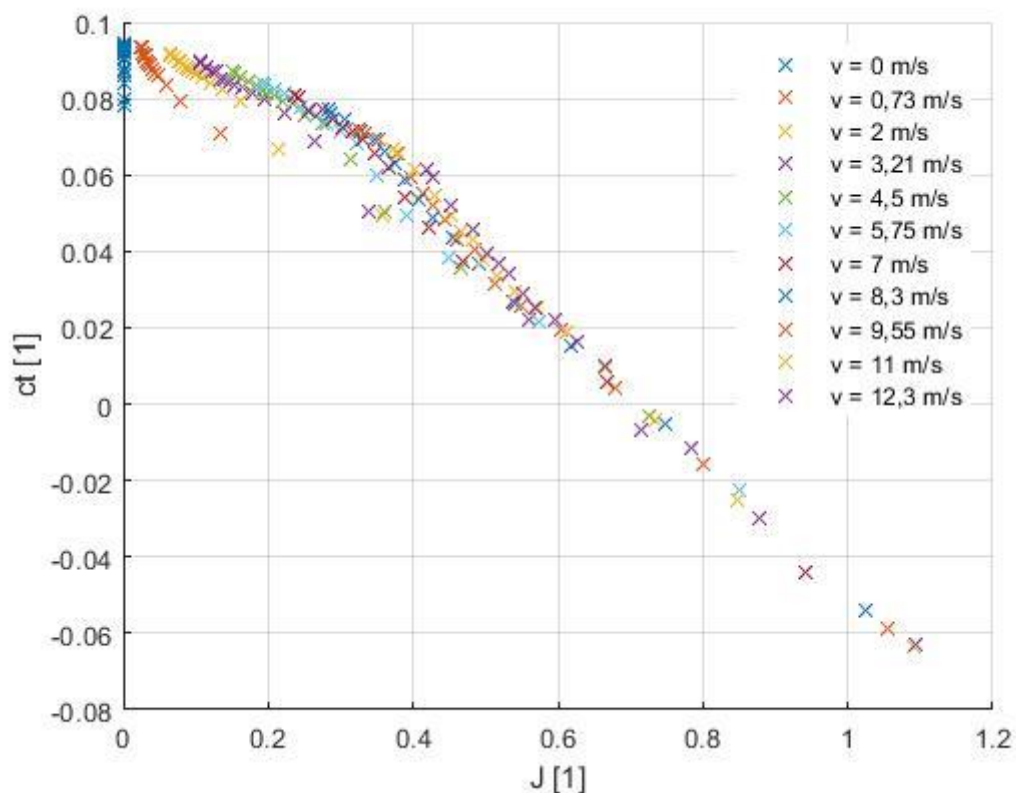
Tab. 9 Podmínky během experimentu

7.5.3 Vyhodnocení

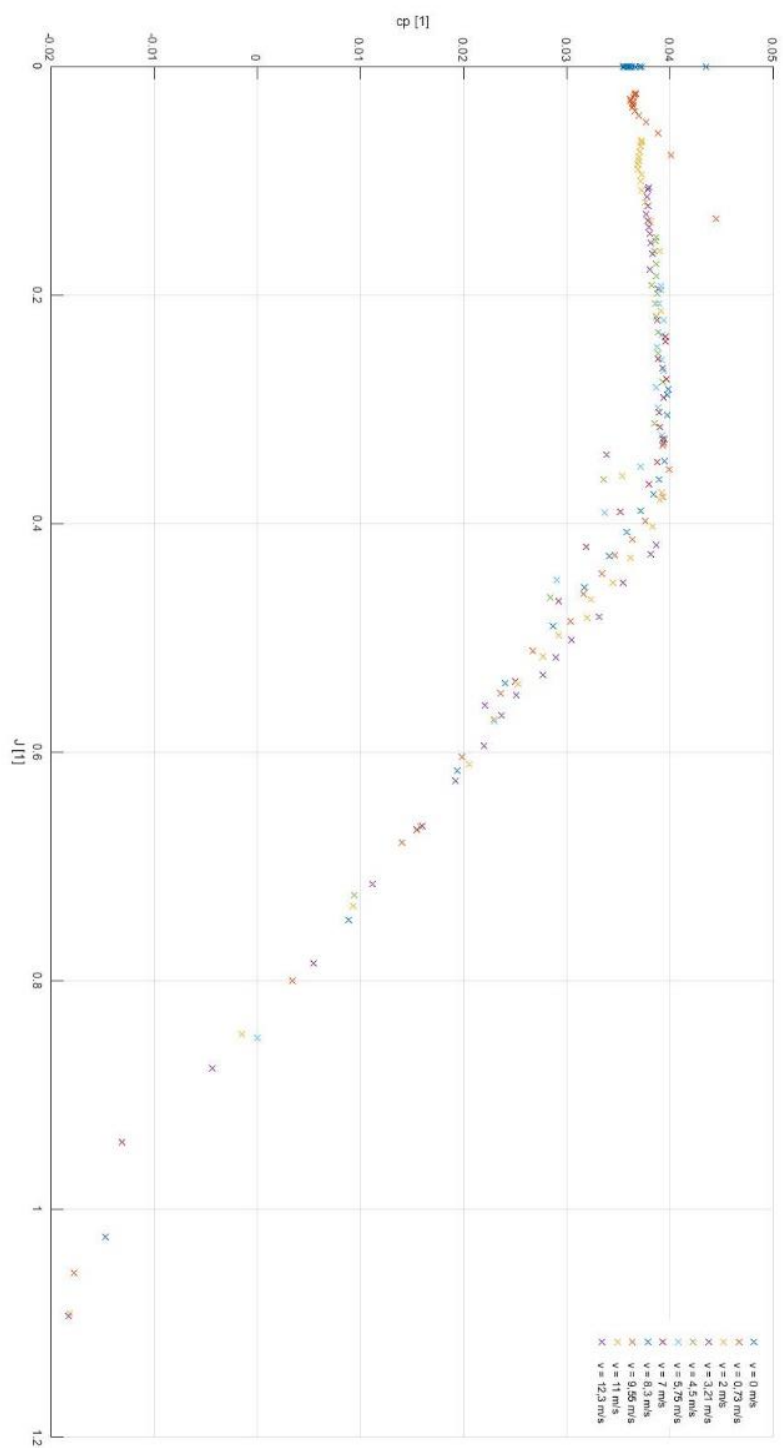
Výsledné aerodynamické koeficienty měřené vrtule v závislosti na poměrné rychlosti jsou vyneseny do tří grafů. Pro každou skupinu naměřených hodnot rozdělené podle rychlosti tunelu je přiřazena příslušná barva.

Na Obr. 35 je vidět, že výsledná křivka účinnosti na poměrné rychlosti není zcela vykreslena, to je způsobeno nízkým rozsahem rychlosti v a otáček n pro použitou vrtuli.

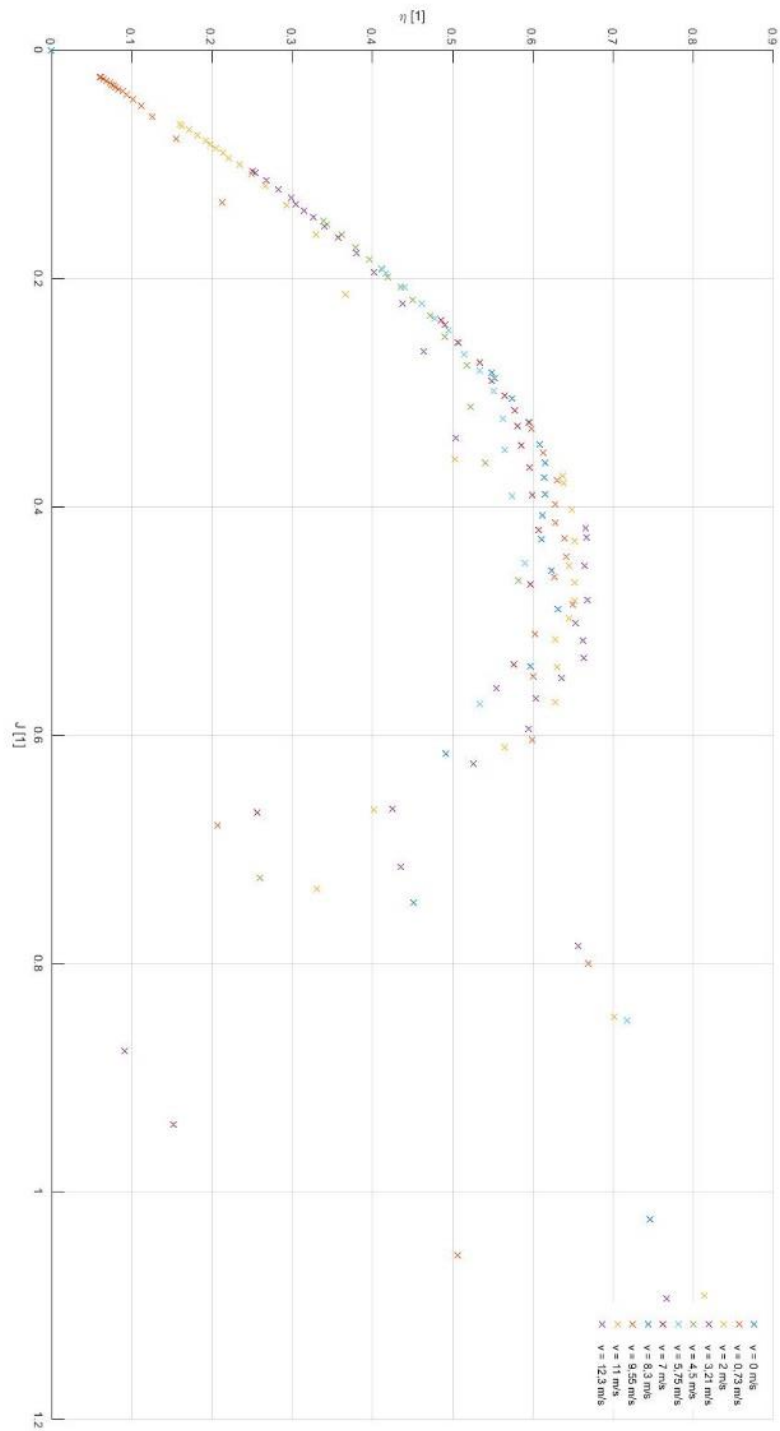
Ze závislosti koeficientu tahu c_T na poměrné rychlosti J je patrné, že při vysokých rychlostech proudu vzduchu a nízkých hodnotách otáček motoru dochází ke tvoření záporných hodnot koeficientu tahu. To je způsobeno vyšší hodnotou poměrné rychlosti, která způsobuje záporný úhel náběhu vrtule. Při záporných hodnotách nevzniká vztlak na vrtuli, ale síla opačného směru.



Obr. 33 Závislost koeficientu tahu na poměrné rychlosti



Obr. 34 Závislost koeficientu výkonu na poměrné rychlosti



Obr. 35 Závislost účinnosti na poměrné rychlosti

8 Závěr

Cílem bakalářské práce bylo seznámení s problematikou měření aerodynamických parametrů leteckých vrtulí, návrh a konstrukce zařízení pro měření těchto parametrů. Tato problematika v sobě zahrnuje širokou škálu dalších souvislostí, které je nutné pro návrh a realizaci zařízení znát a brát v potaz.

V první části této práce jsou uvedeny základní parametry vrtulí, tyto parametry slouží k jejich popisu výsledných charakteristik. Následně jsou zde uvedeny příklady aerodynamických teorií, které slouží k samotnému návrhu, či analýze leteckých vrtulí. Teorií existuje značné množství. Pro přehlednost byly vybrány tři základní teorie. Dále jsou v práci popsány dvě metody měření. První metoda nazvaná „statická“, která nastává při nulové rychlosti nabíhajícího proudu vzduchu na měřenou vrtuli. V reálných situacích je tento děj možné spatřit u rotoru vrtulníků, či na vrtuli letadla během pojíždění na ranveji. Druhá metoda měření se nazývá „za letu“. Jak již název napovídá, na vrtuli působí nenulová rychlost proudu vzduchu, a měření je tedy srovnatelné s podmínkami nastávající při samotném letu letadla. Pro vytvoření proudu vzduchu existuje značné množství aerodynamických tunelů. Pro přehlednost jsou rozděleny do dvou kategorií a jednotlivě popsány.

Druhá část práce je zaměřena na popis jednotlivých částí měřicího zařízení. Je zde uvedena i metoda měření, která byla používána v době, kdy nebyly k dispozici výkonné počítačové systémy. Mezi hlavní části měřicího zařízení patří snímače fyzikálních veličin. Jednotlivé typy snímačů jsou zde uvedeny a popsány.

Třetí částí je popis návrhu a realizace samotného experimentálního měřicího zařízení. Jsou zde uvedeny veškeré použité komponenty od snímačů až po samotný program, který zpracovává a vyhodnocuje naměřená data. Nechybí zde ani jednotlivé parametry použitých zařízení, jako jsou například kalibrační křivky tenzometrických snímačů pro měření tahu a momentu motoru.

Závěr práce byl věnován testovacímu měření, které posloužilo k ověření správné funkčnosti sestaveného zařízení. Test byl proveden na modelářské vrtuli APC 14x8,5. Podmínky a výsledky samotného testu jsou uvedeny v závěru práce. Díky dostupnosti parametrů vrtule, poskytované samotným výrobcem (uvedené v příloze) založené na vírové teorii, bylo možné provést jejich porovnání s hodnotami naměřenými. Z naměřených hodnot je patrné, že během pokusu docházelo k nežádoucím vlivům, jako jsou například vibrace, které způsobují výsledné nepřesnosti.

Pro zpřesnění a zefektivnění měření je též zapotřebí přidat funkce, které zařízení postrádá. Těmi jsou: automatické nastavování rychlostí proudícího vzduchu v tunelu a udržování konstantních otáček pro zvyšující se rychlosti proudu vzduchu.

Závěrem lze říci, že sestavené měřicí zařízení v této konfiguraci splňuje podmínky pro měření aerodynamických parametrů vrtule.

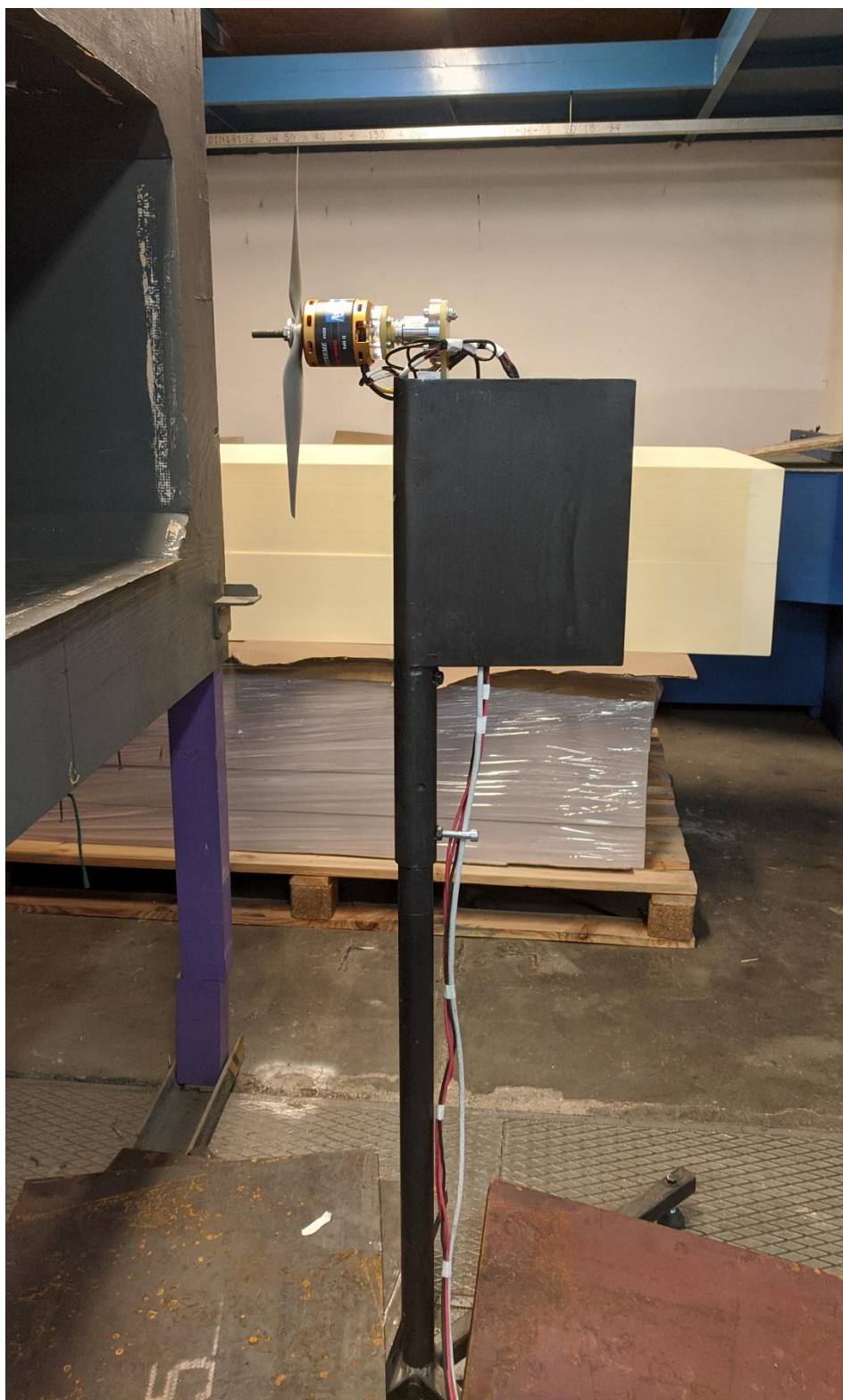
Literatura

- [1]. MARTÍNEZ, Isidoro. Propellers. [Online] 1995. [Citace: 01. 03 2020.] Dostupné z: <http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/bk3/c17/Propellers.pdf>.
- [2]. MIT - Massachusetts Institute of Technology. [Online] Dostupné z: <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>.
- [3]. SFORZA, Pasquale M. *Theory of Aerospace propulsion*. místo neznámé : Butterworth Heinemann, 2011. 1856179125;9781856179126.
- [4]. CARLTON, John. *Marine Propellers and Propulsion*. místo neznámé : Butterworth Heinemann, 2012. 9780080971230;0080971237.
- [5]. JEŽEK, Jan. *Mechanika tekutin*. Praha : ČVUT, 2000. 8001016153;9788001016152.
- [6]. Aerodynamics for Students. *Aerodynamics for Students*. [Online] [Citace: 02. 04 2020.] Dostupné z: <http://www.aerodynamics4students.com/propulsion/blade-element-propeller-theory.php>.
- [7]. RWIGEMA, M. K. ICAS International council of aeronautical sciences. [Online] [Citace: 15. 04 2020.] Dostupné z: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/434.PDF.
- [8]. ALEXANDROV, V. L. *LETECKÉ VRTULE*. Praha : Statní nakladatelství technické literatury, 1954.
- [9]. AMDERSON, John David. *Introduction to flight*. místo neznámé : McGraw-Hill Book Company, 1989. 0-07-001641-0.
- [10]. Closed Return Wind Tunnel. *NASA Glenn Research Center*. [Online] Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuncret.html>.
- [11]. NASA Glenn Research Center. *grc.nasa.gov*. [Online] [Citace: 05. 02 2020.] Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunoret.html>.
- [12]. Wind Tunnels: How they Work & Types. *SchoolWorkHelper*. [Online] [Citace: 01. 02 2020.] Dostupné z: <https://schoolworkhelper.net/wind-tunnels-how-they-work-types/>.
- [13]. Types of Wind Tunnels. *NASA Glenn Research Center*. [Online] [Citace: 01. 02 2020.] Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuntype.html>.
- [14]. Types of Wind Tunnels. *NASA Glenn Research Center*. [Online] [Citace: 01. 02 2020.] Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunblow.html>.
- [15]. DIMITRIADIS, G. Experimental Aerodynamics. [Online] [Citace: 01. 02 2020.] Dostupné z: <http://www.ltas-aea.ulg.ac.be/cms/uploads/Expaero01.pdf>.
- [16]. Force Balance. *NASA Glenn Research Center*. [Online] [Citace: 03. 03 2020.] Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunbal.html>.
- [17]. JENČÍK, Josef a VOLF, Jaromír. *TECHNICKÁ MĚŘENÍ*. Praha : ČVUT, 2003.
- [18]. MARTÍNEK, Radislav. *Senzory v průmyslové praxi*. Praha : BEN, 2004. 9788073001148, 8073001144.

- [19]. Bezkontaktní kapacitní snímače. *Automatizace.HW.cz*. [Online] 1997. [Citace: 10. 04 2020.] Dostupné z: <https://automatizace.hw.cz/komponenty-mereni-a-regulace/bezkontaktni-kapacitni-senzory-priblizeni-obecny-popis.html>.
- [20]. Hallův jev. *WikiSkripta*. [Online] [Citace: 5. 4 2020.] Dostupné z: https://www.wikiskripta.eu/w/Hall%C5%AFv_jev.
- [21]. Doc. Ing. Josef Formánek, Ph.D. *Podklady k principu měření rychlosti a rychlosti proudění*.
- [22]. ORLÍKOVÁ, Soňa. *Měření průtoku tekutin - principy průtopkoměrů*. Brno : VUT Brno, 2008.
- [23]. [Online] [Citace: 12. 03 2020.] [https://bacula.nti.tul.cz/~petr.sidlof/vyuka/LA1/Materialy%20k%20prednaskam%20\(cesky\)/tenzometryHBM_CZ.pdf](https://bacula.nti.tul.cz/~petr.sidlof/vyuka/LA1/Materialy%20k%20prednaskam%20(cesky)/tenzometryHBM_CZ.pdf).
- [24]. Modelmotors. [Online] [Citace: 11. 05 2020.] Dostupné z: <https://www.modelmotors.cz/cs/product/detail/457/>.
- [25]. VYBÍRAL, Bohumil. *APLIKOVANÁ MECHANIKA TEKUTIN*. [Online] [Citace: 5. 06 2020.] Dostupné z: https://www.jaroska.cz/fo/_media/archiv/knihovna/aplikace.pdf.
- [26]. Intermittent combined blow down and suction wind tunnel. *ResearchGate*. [Online] [Citace: 05. 03 2020.] Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/intermittent-combined-blow-down-and-suction-wind-tunnel_fig32_282533367.

Příloha

Experimentální zařízení umístěné před výstupní dýzou aerodynamického tunelu.



Parametry vrtule APC 14x8 udávány výrobcem.

(křivky byly vymodelované na základech vírové teorie v programu TAIR (Transonic Airfoil).)

