

**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

**Fakulta strojní**

Ústav letadlové techniky



**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

**Měření akustického pole vrtule**

**The Measurement of Propeller Acoustic Field**

AUTOR PRÁCE

Bc. Kornel Vincenc

VEDOUCÍ PRÁCE

Ing. Jan Klesa, Ph.D.

PRAHA 2017

## ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že som túto bakalársku prácu spracoval samostatne za pomoci vedúceho bakalárskej práce Ing. Jana Klesu, Ph.D. a použitím literatúry uvedenej v zozname použitých zdrojov.

Ďalej prehlasujem, že nemám závažný dôvod proti použitiu tohto diela v zmysle § 60 zákona č. 121/2000 Sb., o autorskom práve, o právach súvisiacimi s autorským právom a o zmene niektorých zákonov (autorský zákon).

V Prahe dňa 4. augusta 2017

.....

Kornel Vincenc

## BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

VINCENC, K. *Měření akustického pole vrtule*. Praha: České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní, 2017, 71 s. Vedúci diplomovej práce Ing. Jan Klesa, Ph.D.

## **POĎAKOVANIE**

Ďakujem vedúcemu práce Ing. Janovi Klesovi, Ph.D. za cenné rady, ochotu a obetovaný čas pri usmerňovaní činností v priebehu tvorenia tejto diplomovej práce. Zároveň chcem poďakovať svojej rodine a priateľke za podporu počas štúdia.

# **ZOZNAM POUŽITÝCH PROGRAMOV**

Microsoft Word a Excel 2016

AutoCAD 2015

Autodesk Inventor Professional 2016

NI Signal Express 2013

## **ZOZNAM PRÍLOH**

Príloha 1 – Namerané hodnoty ťahu vrtule

Príloha 2 – 2D výkres meracieho prípravku

### **Obsah elektronickej prílohy**

3D model meracieho prípravku

2D výkres meracieho prípravku

Výpočty ťahu a smerových charakteristík vrtule

Príklad frekvenčného spektra

Výstup z meraní v programe NI Signal Express 2013

# OBSAH

1	ÚVOD .....	11
2	AKUSTIKA .....	12
3	ZÁKLADNÉ ROVNICE .....	13
3.1	Pohybové rovnice lineárnej akustiky .....	13
3.2	Rovnice kontinuity .....	14
3.3	Termodynamické deje v akustike .....	14
3.4	Zachovanie akustickej energie a okamžitá akustická intenzita.....	17
3.5	Akustický výkon .....	18
3.6	Akustická intenzita .....	18
3.7	Efektívny akustický tlak .....	19
3.8	Hladinové vyjadrenie akustických veličín .....	19
3.8.1	Hladina akustického tlaku, intenzity a výkonu.....	19
3.8.2	Hlasitosť, hladina hlasitosti .....	20
4	Metódy určovania hluku vrtule .....	22
4.1	Geometria vrtule, zdroje a typ produkovaného hluku .....	22
4.2	Metódy určovania aerodynamického hluku.....	25
4.2.1	Prvé odhady tónových zložiek hluku.....	25
4.2.2	Odhady tónových zložiek hluku založených na akustickej analógii .....	26
4.2.3	Odhady tónových zložiek hluku s využitím CFD .....	28
4.2.4	Empirické metódy predikcie hluku.....	28
4.2.5	Odhad širokopásmového šumu.....	29
4.2.6	Záverečné poznámky .....	29
5	ZDROJE HLUKU .....	31
6	SPÔSOBY MERANIA HLUKU .....	33
7	NÁVRH VÝPOČTU .....	34
7.1	Výpočet akustického poľa vrtule .....	37
8	MERANIE AKUSTICKÉHO POĽA VRTULE .....	47
8.1	Testovacie prístroje a zariadenie.....	47
8.1.1	Vrtule .....	47
8.1.2	Pohon .....	49
8.1.3	Merací stand .....	49
8.1.4	Prístroje použité k meraniu.....	52

9	EXPERIMENTÁLNE MERANIE AKUSTICKÉHO POĽA VRTULE .....	57
9.1	Porovnanie výsledkov z meraní a výpočtov .....	59
10	ZÁVER.....	63
11	ZOZNAM POUŽITEJ LITERATÚRY A OBRÁZKOV.....	64
12	PRÍLOHY .....	66

# ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK A SYMBOLOV

## Zoznam skratiek

CFD	Výpočtové modelovanie prúdenia (Computational Fluid Dynamics)
SPL	Hladina akustického tlaku (Sound Pressure Level)

## Zoznam symbolov

$f$		Skalárna funkcia
$\mathbf{f}$		Vektorová funkcia
$\nabla \cdot$		Operátor divergencie
$\nabla$		Operátor gradientu
$A_b$	$[m^2]$	Plocha listu
$a$	$[m/s]$	Rýchlosť zvuku
$c_p$	$[J/kg/K]$	Mernou tepelnou kapacitou za konštantného tlaku
$c_v$	$[J/kg/K]$	Mernou tepelnou kapacitou za konštantného objemu
$e$	$[J/m^3]$	Celková hustota energie
$e_k$	$[J/m^3]$	Hustota kinetickej energie
$e_p$	$[J/m^3]$	Hustota potenciálnej energie
$c_T$	$[-]$	Súčiniteľ ťahu
$E$	$[W]$	Vyžarovaná energia
$f$	$[Hz]$	Frekvencia
$\mathbf{F}$	$[N]$	Objemová sila
$\mathbf{G}$	$[N/kgm^{-3}]$	Objemová sila vzťahnutá na jednotku hmoty
$\mathbf{I}$	$[Wm^{-2}]$	Intenzita zvuku
$I_{ref}$	$[Wm^{-2}]$	Referenčná intenzita zvuku
$J_m$	$[-]$	Besselova funkcia prvého druhu
$k$	$[-]$	Konštanta proporcionality
$L_{eq}$	$dB$	Ekvivalentná hladina
$L_I$	$[dB]$	Hladina intenzity
$L_p$	$[dB]$	Hladina akustického tlaku
$m$	$[-]$	Stupeň harmonickej
$m_s$	$[kg/s]$	Prietokový objem
$M$	$[-]$	Machovo číslo nabiehajúceho prúdu
$M_k$	$[Nm]$	Rútiaci moment
$M_r$	$[-]$	Machovo číslo zdroj - pozorovateľ
$M_T$	$[-]$	Machovo číslo na konci listu
$n$	$[-]$	Normála
$p_c$	$[Pa]$	Celkový tlak
$p_{ref}$	$[Pa]$	Referenčná hodnota akustického tlaku
$p_{rms}$	$[Pa]$	Efektívna hodnota akustického tlaku
$p_0$	$[Pa]$	Statický tlak
$p'$	$[Pa]$	Okamžitá hodnota akustického tlaku
$r$	$[m]$	Vzdialenosť od vrtule
$R$	$[m]$	Polomer vrtule
$S$	$[m^2]$	Plocha
$t$	$[s]$	Čas
$T$	$[N]$	Ťah
$\mathbf{v}$	$[m/s]$	Rýchlosť častice
$W$	$[W]$	Akustický výkon



$W_{ref}$	[W]	Referenčná hodnota akustického výkonu
$x, y, z$	[m]	Súradnice
$\delta_{ij}$	[-]	Kroneckerovo delta
$\theta$	[°]	Uhol od osi vrtule
$\kappa$	[-]	Poissonova konštanta
$T_{ij}$	[Pa]	Lighthillov turbulentný napäťový tenzor
$\omega$	[rad/s]	Uhlová rýchlosť

## **ABSTRAKT**

Diplomová práca sa zaoberá štúdiom aeroakustických javov, konkrétne vznikom aerodynamického hluku konvenčných leteckých vrtúľ, vhodných predovšetkým pre rádiovo riadené modely lietadiel a tiež bezpilotné lietadlá. Hlavným cieľom je validovať teoretické postupy odhadu hluku s praktickými meraniami najdôležitejších akustických veličín staticky operujúcich vrtúľ niekoľkých rozmerov. V úvodnej časti diplomovej práce sú spomenuté základné vzťahy lineárnej akustiky, o ktoré sa opierajú výpočtové modely. Ďalšia časť je zameraná na popis známych analytických, numerických a experimentálnych metód pri odhadovaní hluku vrtúľ. V rámci výpočtovej časti je s použitím Gutinovej metódy vykonaný odhad smerovej charakteristiky konkrétnych vrtúľ. K overeniu presnosti Gutinovej metódy bol postavený merací stand s ramenom, ktoré umožňuje horizontálny pohyb zvukového analyzátoru okolo rotujúcej vrtule, a tak spojité analyzovanie hluku. V poslednej časti sú zhodnotené odhadované a zmerané akustické veličiny a vyvedené možné postupy pri znižovaní hluku generovaného vrtuľami.

## **ABSTRACT**

The thesis is focused on study of aeroacoustic phenomena, that is, generation of aerodynamically generated noise of conventional aircraft propellers suitable for radio controlled aircraft models and unmanned aerial vehicles. The main goal is to validate theoretical noise estimation procedures with practical measurements of the most important acoustical properties statically operating propellers of several diameters. In the first chapter, there are mentioned basic equations of linear acoustics that are fundamental for all known noise prediction methods. Next chapter is devoted to sum up generally used analytical, numerical and experimental prediction methods. Within the part of the thesis dedicated for calculations, there is used Gutin's theoretical method for estimation of directional characteristics of each propeller. To validate the method proposed by Gutin, a propeller stand with horizontally rotating holder for sound analyser was designed, which can move around the rotating propeller and thus it can continuously analyse the measured noise. The last section evaluates theoretically estimated and measured values. In addition to this, some of the possible steps towards reduction of noise generated by propeller are proposed.

## **KĽÚČOVÉ SLOVÁ**

aerodynamický hluk, aeroakustika, rotujúce vrtule, Gutin, smerová charakteristika akustického tlaku rotujúcej vrtule

## **KEY WORDS**

aerodynamic noise, aeroacoustics, rotating propellers, Gutin, sound pressure directional characteristics of the rotating propeller

# 1 ÚVOD

Hluk produkovaný lietadlami a jeho negatívny dopad na verejnosť je jedným z diskutovaných problémov posledných rokov. Nárast leteckej premávky v blízkosti husto osídlených oblastí budí veľký záujem o skúmanie hluku a snahu potlačiť negatívne vedľajšie efekty leteckej techniky, a to hlavne pohonných jednotiek lietadiel a vrtuľníkov. V súčasnosti do života človeka prenikajú taktiež drony a ich vrtuľové pohony. Väčšiemu rozmachu ich praktickej využiteľnosti momentálne bránia len legislatívne obmedzenia. To sa však môže v blízkej budúcnosti zmeniť a hlukové limity sa zaiste stanú súčasťou ich certifikácie.

Aerodynamický hluk vrtuľ je všeobecne tvorený dvomi základnými zložkami. „Rotačná“ časť je spojená s interakciami tuhého telesa pohybujúceho sa prostredím, v ktorom sa pohybuje a druhá, „vírová“ zložka, je spôsobená turbulenciami obsiahnutými v prúde tekutiny a odtrhávaním vírov za odtokovou hranou listov. Ako sa ukázalo, tieto zložky tvoria harmonické diskkrétne frekvencie, respektíve širokopásmový šum v rámci frekvenčného spektra a ich pomer k celkovému hluku závisí na prevádzkových parametroch vrtule.

Diplomová práca sa zameriava na meranie akustického poľa staticky operujúcej vrtule. Na toto meranie bol navrhnutý stand s možnosťou analyzovať vyžarovaný hluk pohybom mikrofónu okolo vrtule v horizontálnej rovine v celkovom rozsahu  $320^\circ$  (respektíve  $160^\circ$  z každej strany). Merania boli vykonané na dvojlistých vrtuliach s priemerom 10, 11 a 12 palcov. Na porovnanie nameraných charakteristík s výpočtom bola použitá Gutinova metóda, ktorou je možné odhadnúť vlastnosti akustického poľa dominantnej „rotačnej“ zložky hluku, a to predovšetkým pre nižšie harmonické frekvencie. Použitá metóda je založená na odhade hluku s pomocou analógie účinkov aerodynamických síl pôsobiacich na profil krídla. Riešením rovnice je možné získať veľkosť akustického tlaku a smerové charakteristiky pre jednotlivé diskkrétne tóny. Výhoda použitej metódy spočíva v menšej náročnosti oproti numerickým a analytickým metódam, avšak zároveň poskytuje dostatočnú presnosť pre konvenčné dvojlisté vrtule používané v civilnom letectve.

## 2 AKUSTIKA

Akustika je interdisciplinárny odbor zaoberajúci sa vznikom, šírením a pôsobením zvuku. Všeobecnejšie je možné vnímať zvuk ako ľubovoľné mechanické vlnenie a v rámci akustiky sa za zvuk považujú akékoľvek vibrácie častíc plynného, kvapalného alebo pevného média.

Aeroakustika je oblasť akustiky, ktorá študuje vznik zvuku vplyvom turbulentného prúdenia tekutín, periodických zmien prúdenia alebo vplyvom interakcií aerodynamických síl s povrchmi pevných telies. Z toho vyplýva, že aeroakustika je prienikom javov spojených s dynamikou tekutín a akustikou a len pomerne nedávno v roku 1952, vďaka práci Lighthilla a jeho akustickej analógii [1], došlo k popísaniu procesu všeobecného generovania aerodynamického hluku.

Cieľom tejto práce nie je zostavenie kompletného glosára pojmov používaných v akustike, ale je dobré spomenúť aspoň niektoré z najdôležitejších vzťahov popisujúcich charakter akustického poľa. V rámci tejto kapitoly bude uvažované splnenie podmienky mechaniky kontinua. V prípade, že sa niektorý z parametrov akustiky bude odvolávať na „časticu“, je tým myslený element, ktorý je nekonečne malý, ale zároveň väčší než rozmery molekúl média. Ďalšími podmienkami je uvažovanie ideálnych tekutín, predpoklad rýchleho priebehu dejov tak, že vedenie tepla medzi susednými oblasťami je možné zanedbať a že sledovaná tekutina je stlačiteľná [2].

### 3 ZÁKLADNÉ ROVNICE

V tomto odstavci budú popísané základné rovnice lineárnej akustiky. Fyzikálne veličiny popisujúce zvukové pole je možné rozdeliť na dve zložky. Prvá zložka popisuje zmeny spôsobené prítomnosťou zvukového poľa a druhá je vyjadrením rovnovážneho stavu [3]. Napríklad pre tlak je toto možné popísať vzťahom, ktorý hovorí, že celkový tlak  $p$  je možné rozdeliť na akustický tlak  $p'$  a barometrický (statický) tlak  $p_0$

$$p = p' + p_0 \quad (2.1)$$

#### 3.1 Pohybové rovnice lineárnej akustiky

Ak je tekutina v rovnováhe, znamená to, že je bez pohybu, a to vrátane vnútorného pohybu. To znamená, že v ľubovoľnom bode v priestore sú šmykové napätia nulové a normálové napätia sa rovnajú tlaku [2; 3]. Zmena tlaku je potom závislá na silách pôsobiacich zvonku na daný bod

$$-\frac{\partial p}{\partial x_i} + F_i = 0, \text{ resp. } -\text{grad } p + \mathbf{F} = 0 \quad (3.1.1)$$

kde  $p$  je celkový tlak a  $\mathbf{F}$  reprezentuje objemové sily, avšak obvyklejšie je vzťahovať sily na jednotku hmoty, čiže po úprave a zahrnutí zotrvačných síl získaných z 2. Newtonovho pohybového zákona dostaneme vektorovú rovnicu popisujúcu pohyb tekutiny, respektíve zákon zachovania hybnosti

$$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + G_i - \frac{dv_i}{dt} = 0 \quad (3.1.2)$$

kde

$$\frac{dv_i}{dt} = \frac{\partial v_i}{\partial t} + \frac{\partial v_i}{\partial x_j} v_j, \text{ resp. } \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + (\mathbf{v} \cdot \nabla) \mathbf{v} \quad (3.1.3)$$

Pomocou tejto rovnice potom môžeme zapísať vzťah (3.1.2) v tvare

$$\frac{\partial v_i}{\partial t} + \frac{\partial v_i}{\partial x_j} v_j = G_i - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (3.1.4)$$

Rovnica (3.1.4) je nelineárna Eulerova hydrodynamická rovnica dynamiky ideálnej tekutiny.

### 3.2 Rovnice kontinuity

Tento zákon vyplýva z empirického pozorovania, že v priebehu mechanického procesu hmota nemôže vznikáť ani zanikať. Celkové množstvo hmoty vstupujúcej do mechanického javu sa teda rovná celkovému množstvu vystupujúceho. Aplikácia tohto zákona na prúdové pole vyžaduje rozobrať hmotu prechádzajúcu obmedzenou časťou prúdového poľa. Pri úvahách je prirodzenejšie pracovať s časovou zmenou prietoku a tým zaviesť prietokový objem  $m_s$  [4]

$$m_s = \rho v S = \frac{dm}{dt} \quad (3.2.1)$$

kde pre celkový prírastok hmoty  $dm$  vznikajúci pri prietoku elementom  $dx \cdot dy$

$$dm = \left( \frac{\partial(\rho v_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v_y)}{\partial y} + \frac{\partial \rho}{\partial t} \right) dt dx dy \quad (3.2.2)$$

Zákon o zachovaní hmoty vyžaduje, aby bol súčet všetkých elementárnych prírastkov nulový a tým vedie ku vzťahu pre neustálené stlačiteľné dvojrozmerné prúdenie

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v_y)}{\partial y} = 0 \quad (3.2.3)$$

čo je možné upraviť do vektorovej formy rovnice kontinuity

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{v}) = \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (3.2.4)$$

### 3.3 Termodynamické deje v akustike

Javy prebiehajúce v akustike sú spravidla tak rýchle, že nedochádza k výmene tepla, a teda deje sa stávajú adiabatické [5]. Pri nízkych kmitočtoch sú zmeny pomalé a termodynamické chovanie plynu sa blíži izotermickému deju [2; 3]. V takomto prípade je hustota plynu len funkciou tlaku, respektíve tlak závisí len na hustote, čo je možné vyjadriť ako

$$p_c = K \rho_c^\kappa \quad (3.3.1)$$

kde

$$\kappa = \frac{c_p}{c_v} \quad (3.3.2)$$

je pomer medzi mernou tepelnou kapacitou za konštantného tlaku ku konštantnému objemu (pre vzduch  $\kappa = 1,4$ ) a  $K$  je modul objemového stlačenia

$$K = \kappa p_0 = \rho_0 c^2 \quad (3.3.3)$$

Zo stavovej rovnice pre ideálne plyny je možné vyjadriť hustotu  $\rho_0$

$$\rho_0 = \frac{p_0}{RT} \quad (3.3.4)$$

Derivácia rovnice (3.3.1) podľa času dáva

$$\left(\frac{\partial p_c}{\partial t}\right)_{p_0} = \left(\frac{\partial p_c}{\partial \rho_c}\right)_{p_0} \left(\frac{\partial \rho_c}{\partial t}\right)_{p_0} = c^2 \left(\frac{\partial \rho_c}{\partial t}\right)_{p_0} \quad (3.3.5)$$

A po úpravách dostávame druhú mocninu rýchlosti zvuku

$$a^2 = \left(\frac{\partial p_c}{\partial \rho_c}\right)_{p_0} = \frac{\kappa p_0}{\rho_0} \quad (3.3.6)$$

a ďalej

$$a = \sqrt{\frac{\kappa p_0}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{K}{\rho_0}} = \sqrt{\kappa RT} \quad (3.3.7)$$

V prípade lineárnej akustiky uvažujeme malé výchylky od rovnovážnych stavov, a teda rovnicu (3.1.4) je možné zjednodušiť na tvar

$$\rho_0 \frac{\partial v_i'}{\partial t} = -\frac{\partial p'}{\partial x_i}, \text{ resp. } \nabla p' + \rho_0 \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} = 0 \quad (3.3.8)$$

a rovnicu (3.2.4) na tvar

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \rho_0 \frac{\partial v_i'}{\partial x_i} = 0, \text{ resp. } \frac{\partial \rho'}{\partial t} + \rho_0 \nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (3.3.9)$$

Následným dosadením rovnice (3.3.5) vznikne

$$\frac{1}{a^2} \frac{\partial p'}{\partial t} + \rho_0 \frac{\partial v_i'}{\partial x_i} = 0, \text{ resp. } \frac{1}{a^2} \frac{\partial p'}{\partial t} + \rho_0 \nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (3.3.10)$$

Rovnica (3.3.8) je známa ako linearizovaná Eulerova rovnica a (3.3.9) je linearizovaná rovnica kontinuity. Spoločne tvoria základné rovnice lineárnej akustiky [2; 3].

Ďalšou úpravou rovnice (3.3.8) a jej kombináciou s rovnicou (3.3.9) dostávame linearizovanú vlnovú rovnicu vyjadrenú pomocou akustického tlaku  $p'$

$$\nabla \cdot (\nabla p') + \rho_0 \nabla \cdot \left( \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} \right) = \nabla^2 p' + \rho_0 \frac{\partial}{\partial t} (\nabla \cdot \mathbf{v}) = \nabla^2 p' - \frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} = 0 \quad (3.3.11)$$

A po prevedení dostaneme výsledný tvar linearizovanej rovnice akustiky

$$\nabla^2 p' = \frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} \quad (3.3.12)$$

Lineárnosť je veľmi dôležitá vlastnosť, ktorá enormne zjednodušuje analýzu zvukových vln. Vyjadruje, že zdroj sínusového signálu generuje zvukové pole, v ktorom sa tlak mení sínusovým charakterom. Taktiež implikuje lineárnu superpozíciu: zvukové vlny sa vzájomne neovplyvňujú. Tento princíp však neplatí pri vyšších hodnotách akustického tlaku. Pri hodnotách akustického tlaku zhruba nad 140 dB totiž dôjde k javom, kedy sa pretlak šíri rýchlejšie ako podtlak a dochádza k vzájomnému ovplyvňovaniu vln a rázovým vlnám. Preto v týchto prípadoch už nie je možné uvažovať lineárnosť systému, čo do značnej miery komplikuje celú analýzu [3].

Rôznorodosť zvukových polí je rozsiahla, čo nasvedčuje tomu, že rovnicu (3.3.12) je nutné vždy doplniť o ďalšie informácie o type zdroja generujúceho zvukové pole, o vlastnosti plochy, od ktorých sa vlny odrážajú alebo sú ňou pohlcované, o prítomnosti predmetov, na ktorých dochádza k rozptylu zvuku, a tak ďalej.

Tieto informácie sú označované ako okrajové podmienky, ktoré sú často vyjadrené v zmysle vektoru rýchlosti. Napríklad normálová zložka rýchlosti  $\mathbf{v}$  je na povrchu plôch rovná nule. V takých prípadoch môžeme použiť Eulerovu pohybovú rovnicu (3.3.8) a tak usúdiť, že normálová zložka tlakového gradientu je na povrchu plochy nulová [3].



### 3.4 Zachovanie akustickej energie a okamžitá akustická intenzita

Najdôležitejšou akustickou veličinou v akustike je akustický tlak, avšak akustické zdroje emitujú akustický výkon. Ďalšou vlastnosťou akustického poľa je z energetického pohľadu vytváranie, premieňanie a disipácia kinetickej a potenciálnej energie. Akustická intenzita je hodnota prúdenia akustickej energie v akustickom poli. Presnejšie, akustická intenzita  $I$  je vektor definovaný ako časový priemer merného toku akustickej energie k jednotkovej ploche. Aplikácie merania akustickej intenzity mimo iné zahŕňa identifikáciu zdrojov hluku, vizualizáciu akustických polí, určovanie účinnosti vyžarovania vibrujúcich telies a aktívne znižovanie hluku. Na rozdiel od hodnotenia pomocou akustického tlaku, určovanie akustickej intenzity z dôvodu vyšších nárokov na presnosť potrebuje oveľa hlbšie poznanie o meranom poli. Ďalšou nevýhodou je rozloženie akustickej intenzity v blízkosti zdroja, ktoré je omnoho komplexnejšie než rozloženie akustického tlaku [2; 3].

Okamžitá kinetická energia vo zvukovom poli vzťahnutá na jednotkový objem má základ vo vzťahu kinetickej energie v mechanike

$$e_k(t) = \frac{1}{2} \rho_0 \mathbf{v}'^2(t) \quad (3.4.1)$$

kde  $\mathbf{v}'(t)$  je veľkosť rýchlosti častice. Táto veličina opisuje energiu v jednotkovom objeme média reprezentovanom pohyblivou hmotou častíc daného média.

Pre odvodenie vzťahu pre potenciálnu energiu v akustickom poli je možné vyjsť z prvej termodynamической vety, a teda že pri stlačení kontrolného objemu vzrastie potenciálna energia o prácu potrebnú k tomuto stlačeniu

$$E_p(t) = - \int_{V_0}^V p(t) dV \quad (3.4.2)$$

kde element objemu

$$dV = - \frac{V_0}{\rho_0 a^2} dp \quad (3.4.3)$$

z čoho potom vychádza, že okamžitá potenciálna akustická energia vzťahnutá na jednotkový objem je

$$e_p(t) = \frac{p^2(t)}{2\rho_0 a^2} \quad (3.4.4)$$

Súčtom potenciálnej a kinetickej energie vzťahnutej na jednotkový objem následne dostaneme výraz pre hustotu akustickej energie

$$e(t) = e_p(t) + e_k(t) = \frac{1}{2} \rho_0 \left[ v'^2(t) + \frac{p^2(t)}{\rho_0^2 a^2} \right] \quad (3.4.5)$$

Okamžitá akustická intenzita je výsledkom súčinu akustického tlaku a akustickej rýchlosti častice

$$\mathbf{I}(t) = p(t)\mathbf{v}(t) \quad (3.4.6)$$

Vektor okamžitej akustickej intenzity vyjadruje veľkosť a smer okamžitého prúdenia akustickej energie vzťahnutú na jednotkovú plochu.

Po úpravách je možné vyjadriť rovnicu zachovania akustickej energie vo zvukovom poli ako

$$\nabla \cdot \mathbf{I}(t) = -\frac{\partial e(t)}{\partial t} \quad (3.4.7)$$

respektíve v integrálnej forme zapísaná

$$\iiint_{(V)} \nabla \cdot \mathbf{I}(t) dV = \oiint_{(S)} (\mathbf{I}(t) \cdot \mathbf{n}) dS \quad (3.4.8)$$

Táto rovnica je tiež základom určovania akustického výkonu pomocou akustickej intenzity. Praktickou stránkou popisu zdroja v zmysle výkonu je vďaka tomu, že táto veličina je v zásade nezávislá na prostredí v okolí zdroja, na rozdiel od akustického tlaku.

### 3.5 Akustický výkon

Jedným zo základných vlastností zdroja zvuku je jeho schopnosť vyžarovať výkon vo forme akustických vln. Výkon zdroja  $W$  [W] je nezávislý na vzdialenosti a je určený špecifikovanou (imaginárnou) uzavretou plochou, ktorá zdroj obklopuje.

### 3.6 Akustická intenzita

Intenzita zvuku  $I$  je plošná hustota akustického výkonu. Zo zdroja zvuku o určitom akustickom výkone  $W$  sa zvuková energia šíri prostredím do okolia. Intenzita zvuku je energia zvukového vlnenia, ktorá prejde za dobu 1s plochou  $1m^2$  orientovanou kolmo na smer šírenia zvuku.

$$I = \frac{W}{S} \quad (3.6.1)$$

kde  $S$  je plocha, ktorou vlnenie prechádza a  $W$  je akustický výkon. Jednotkou je  $[W/m^2]$ .

### 3.7 Efektívny akustický tlak

Akustický tlak  $p$  [Pa] je veličina časovo premenná a do výpočtov je preto nutné dosadzovať jej efektívnu hodnotu, ktorá je stanovená podľa vzťahu

$$p_{rms} = \left[ \frac{1}{T} \int_0^T p^2(t) dt \right]^{1/2} \quad (3.7.1)$$

kde  $p$  je okamžitá hodnota akustického tlaku,  $T$  vzťažný časový interval. Pre postupné rovinné a guľové vlny je vzťah medzi intenzitou a akustickým tlakom daný

$$I = \frac{p_{rms}^2}{\rho a} \quad (3.7.2)$$

kde  $p_{rms}^2$  je druhá mocnina efektívnej hodnoty akustického tlaku,  $\rho$  [kg/m<sup>-3</sup>] je hustota vzduchu a  $a$  [m/s] je rýchlosť zvuku.

### 3.8 Hladinové vyjadrenie akustických veličín

Ľudský sluchový orgán dokáže spracovať zmeny akustického tlaku v rozsahu niekoľkých rádov. Kvôli tomuto širokému rozsahu je akustický tlak a ďalšie akustické veličiny zvyčajne merané v logaritmickom meradle. Ďalším dôvodom je, že subjektívne hodnotenie hlasitosti zvuku koreluje oveľa lepšie s logaritmickými hodnotami.

Jednotlivé hladiny sa určujú v decibeloch [dB], čo vyjadruje pomer medzi relatívnymi a referenčnými hodnotami.

#### 3.8.1 Hladina akustického tlaku, intenzity a výkonu

Hladina akustického tlaku, označovaná aj SPL (sound pressure level), je definovaná ako

$$L_p = 10 \log \frac{p_{rms}^2}{p_{ref}^2} = 20 \log \frac{p_{rms}}{p_{ref}} \quad (3.8.1.1)$$

kde  $p_{ref} = 2 \cdot 10^{-5}$  Pa je referenčná hodnota akustického tlaku, čo zhruba odpovedá najnižšiemu počuteľnému zvuku pri 1kHz a  $p_{rms}$  je efektívna hodnota sledovaného tlaku [5].

Pri akustických meraniach (napríklad meraniach hluku) je pre ich hodnotenie využívaná ekvivalentná hladina, ktorú je možné definovať ako stálu hladinu zvolenej veličiny (tlak alebo intenzita) s rovnakým účinkom ako hodnotený premenný hluk, za rovnaký časový interval. Túto závislosť je možné popísať energetickou strednou hodnotou, ktorá je pre akustický tlak definovaná vzťahom

$$L_{eq} = 10 \log \left[ \frac{1}{T} \int_0^T \frac{p^2(t)}{p_0^2} dt \right] \quad (3.8.1.2)$$

kde  $T$  je doba trvania premenného zvuku.

Ďalšie vlastnosti akustiky vyjadrujeme pomocou akustickej intenzity a akustického výkonu, ktorých veľkosti sú taktiež hodnotené v logaritmickej škále.

Veľkosť hladiny akustickej intenzity je

$$L_I = 10 \log \frac{I}{I_{ref}} \quad (3.8.1.3)$$

kde  $I$  je intenzita zvuku sledovaného akustického signálu a vyjadruje prenos alebo tok akustickej energie jednotkou plochy a  $I_{ref} = 10 p W m^{-2} = 10^{-12} W m^{-2}$  je referenčná hodnota akustickej intenzity.

Zo vzťahu (3.8.1.3) je možné odvodiť vzťah pre výpočet celkovej vyžarovanej energie  $[W]$  v guľovej ploche

$$E = 4\pi r^2 \cdot 10 \left( \frac{I}{10^{-12}} \right) \quad (3.8.1.4)$$

kde  $r$  je vzdialenosť od zdroja.

Stredný akustický výkon generovaný zdrojom vo vnútri uzavretej plochy  $S$  pri uvažovaní stacionárneho poľa môžeme určiť ako

$$W_s = \oiint_{(s)} (\mathbf{I}(t) \cdot \mathbf{n}) dS \quad (3.8.1.5)$$

kde  $\mathbf{n}$  je jednotkový vektor v smere normály k elementu plochy  $dS$ .

Hladina akustického výkonu je potom

$$L_W = 10 \log \frac{W}{W_{ref}} \quad (3.8.1.6)$$

kde referenčná hodnota  $W_{ref} = 1 p W = 10^{-12} W$ .

### 3.8.2 Hlasitosť, hladina hlasitosti

Na základe experimentálnych štúdií vnímania zvuku pri rôznych frekvenciách sa zistilo, že ak na sluchový orgán prichádza tón o určitej hodnote akustického tlaku, intenzita vnemu bude silne závisieť na frekvencii prichádzajúceho tónu. Preto dva tóny s rovnakým akustickým tlakom, ale inou frekvenciou budú vnímané ako rôzne hlasné. Zo subjektívnych hodnotení sa určil ako

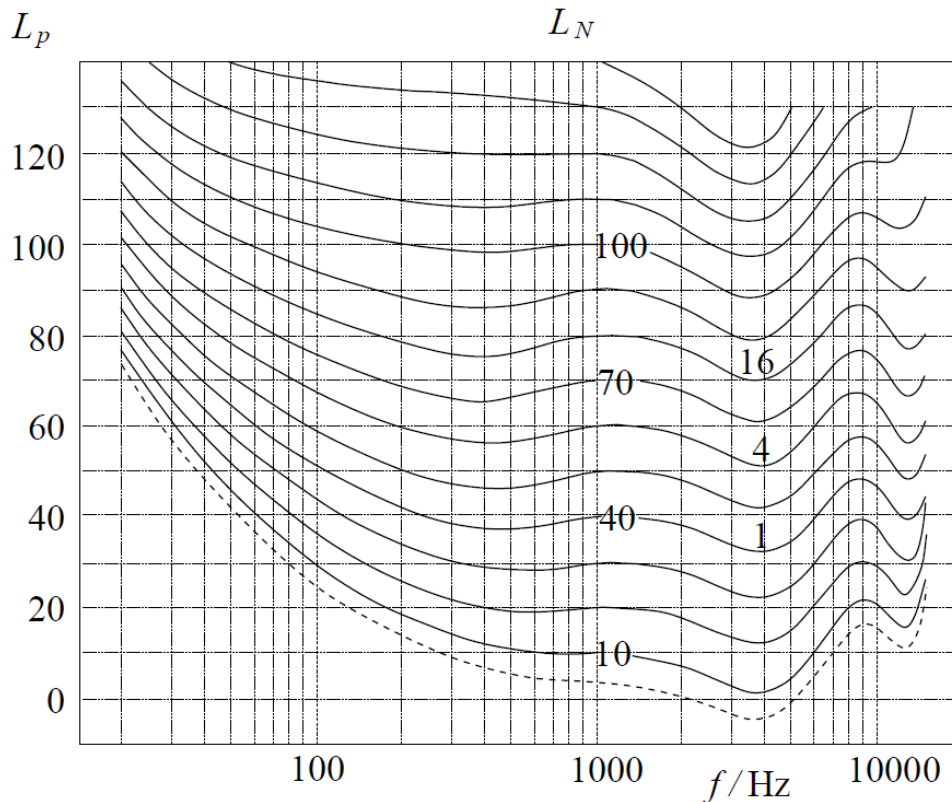
referenčný sínusový tón s frekvenciou 1 kHz a hladine akustického tlaku 40 dB, ktorého hlasitosť  $N$  bola definovaná ako 1 son. Hlasitosť však neodpovedá obvyklému hladinovému vyjadreniu akustických veličín. Preto bola zavedená hladina hlasitosti  $L_N$  s jednotkou fón. Ďalej je tiež dobré poznamenať, že pre tón of frekvencii 1 kHz je hladina hlasitosti totožná s hladinou akustického tlaku, respektíve intenzity [6]. Citlivosť ucha nie je závislá len na frekvencii ale aj na intenzite, a to nelineárne. To má za následok, že pri zdvojnásobení intenzity nie je tón vnímaný ako dvojnásobne hlasný. Zvyčajne vnímame tón ako dvojnásobne hlasný pri zvýšení intenzity o 10 dB [7].

Výsledkom definície hladiny hlasitosti a subjektívnych testov sú krivky rovnakej hlasitosti stanovené pomocou porovnávania s vnemom pre tón o frekvencii 1 kHz.

Nájdением intenzít odpovedajúcim jednotlivým vnemom pre frekvencie v celom pásme sluchu 16 Hz až 20 kHz je možné nájsť krivky popisujúce reakciu sluchového orgánu, nazývané tiež krivky rovnakej hlasitosti. Pre frekvencie nižšie než 1 KHz je možné z grafu odčítať, že hodnoty akustického tlaku  $L_P$  sú vyššie než hodnoty hladiny hlasitosti  $L_N$ , čo je následkom nižšej citlivosti ucha na rozsah nízkych frekvencií. V intervale 1 kHz až 6 kHz je  $L_P < L_N$ , čo znamená, že v tejto oblasti je citlivosť ucha veľmi dobrá. Je to z dôvodu fyziológie ucha. Veľkosť a tvar zvukovodu spôsobuje, že nastáva rezonancia pre vlnové dĺžky  $\lambda/4$ <sup>1</sup>, čo odpovedá 3,4 – 4,2 kHz, a to spôsobuje zosilnenie sluchovej citlivosti v tomto frekvenčnom rozsahu. V oblasti nad 6 kHz je znovu z dôvodu nižšej citlivosti  $L_P > L_N$  a zhruba pri 10 – 12 kHz sa nachádza ďalšie oblastné minimum, ktoré je opäť zapríčinené zlepšenou citlivosťou vďaka dĺžke zvukovodu rovnajúcej sa  $3\lambda/4$  [7].

---

<sup>1</sup> Zvukovod je z pohľadu akustiky otvorený rezonátor. Odrazom vlny od uzavretého konca rezonátora (ušného bubienka) a následnou interferenciou s pôvodnou vlnou dôjde k vzniku stojatej vlny. Frekvencie, pri ktorých stojaté vlnenie nastáva, je možné určiť vzťahom  $f = (2n - 1)a/4L$ , kde  $n$  vyjadruje celočíselný násobok,  $f$  je frekvencia,  $a$  je rýchlosť zvuku a  $L$  je vzdialenosť medzi otvoreným a uzavretým koncom zvukovodu. Z toho vyplýva, že k rezonancii (maximálnej intenzite zvuku v rezonátore) dochádza pri nepárnych násobkoch základnej rezonančnej frekvencie [6; 8]. Pri obvyklej dĺžke zvukovodu dospelého človeka 2,3-2,97 cm a teplote 20°C bude základná rezonančná frekvencia 2,882-3,722 Hz. [6]



Obrázok 1. Fletcher – Munsonove krivky rovnakej hlasitosti [1]

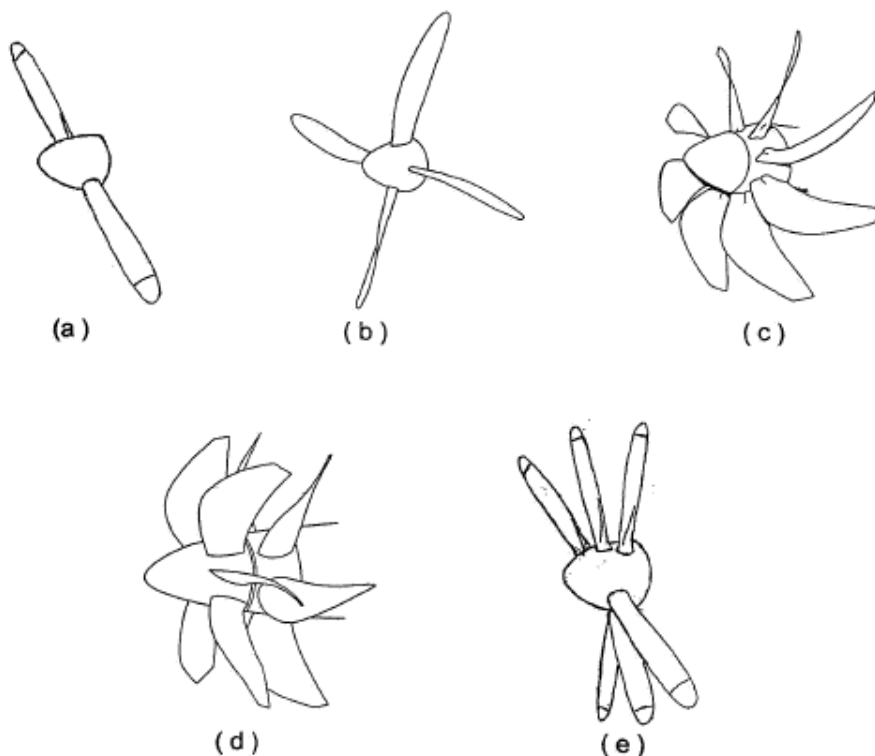
## 4 Metódy určovania hluku vrtule

Myšlienky o možnosti predpovedať hluk vrtúl začali vznikať už okolo roku 1919. Počiatkové práce však narážali na problémy spojené s absenciou výpočtovej techniky potrebnej k výpočtom komplexných teoretických popisov zvukového poľa a taktiež limitujúce boli vtedajšie prostriedky k experimentálnym meraniam. Pokrok nastal až po roku 1950 s príchodom počítačov, vďaka ktorým bolo možné rozvinúť teoretické metódy predikcie a porovnať ich so vznikajúci empirickými metódami, založenými čisto na prevádzkových a geometrických parametroch, pri ktorých nebol potrebný počítačový výpočet. Väčšina teoretických metód bolo odvodených na akustickej analógii a v 80-tych rokoch vznikli prvé pokusy o popis hluku rýchlo letiacich propfanov numerickými postupmi založenými na Eulerovej rovnici [9].

### 4.1 Geometria vrtule, zdroje a typ produkovaného hluku

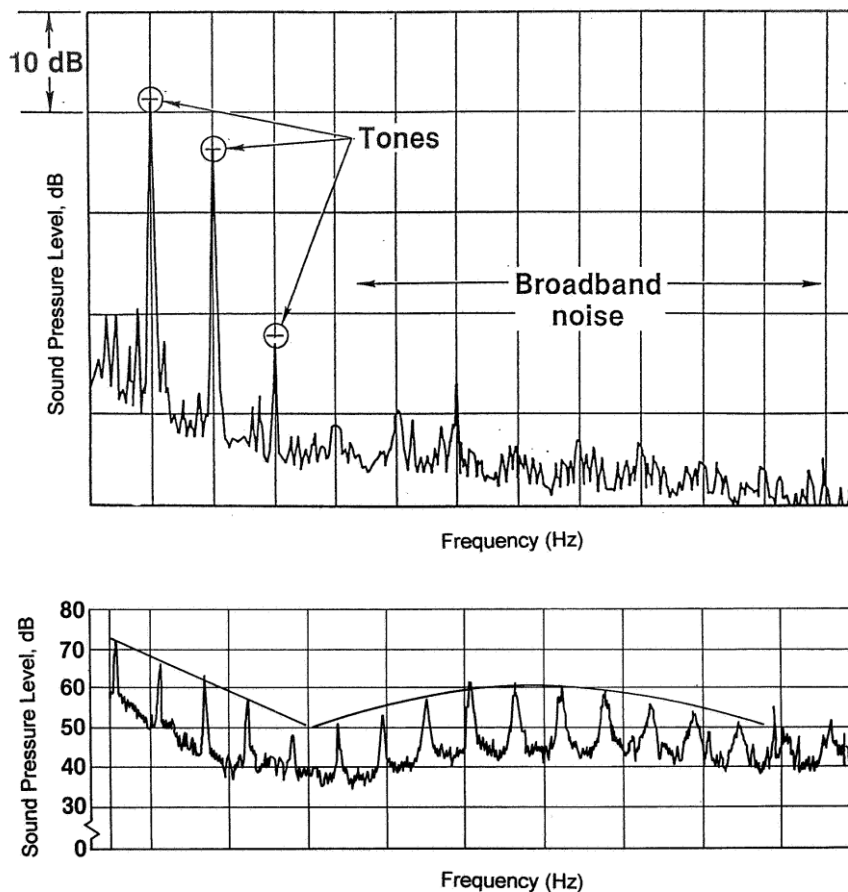
Ako prvé je dobré si uviesť základné typy vrtúl, keďže ich geometrické parametre sa do veľkej miery podieľajú pri všetkých známych metódach predikcie hluku. Najbežnejšia konfigurácia je zobrazená na obrázku 2.a. Táto dvojlistá vrtuľa je najviac používaná na malých piestových motoroch lietadiel kategórie GA. Štvorlistá konfigurácia na obrázku 2.b je typickou pre vrtule

používané na väčších turbínových lietadlách. Obrázky 2.c a 2.d znázorňujú dve verzie Propfanov, u ktorých sa k zníženiu hluku a zvýšeniu výkonových parametrov použilo skrútenie listov. Príklad nekonvenčnej konfigurácie je na obrázku 2.e. V tomto prípade bol použitý nerovnomerný odstup medzi jednotlivými listami pri pokusoch o zníženie tvorby hluku [9].



Obrázok 2. Príklady konfigurácií vrtúľ [2]

Ďalej je nutné popísať zvuk tvorený vrtuľami. Typický hluk tvorený vrtuľou je charakterizovaný dominantnými tónovými zložkami. Zvukové spektrum vrtule za ustáleného horizontálneho letu je zložené z harmonických frekvencií danými otáčkami a počtom listov vrtule. Zdrojom tohto hluku sú listy vrtule „premiestňujúce“ prúd nabiehajúceho vzduchu, pričom generujú ťah. Pri nízkych rýchlostiach a malom zaťažení vrtule sú produkované nižšie tóny spolu s širokopásmovým šumom, ktorý v takomto prípade tvorí významnú časť produkovaného hluku. Širokopásmový šum nachádzajúci sa medzi dvomi tónmi v danom spektre je spôsobený interakciou nábežnej hrany listu s nabiehajúcim prúdom, interakciou odtokovej hrany s turbulentnou medznou vrstvou vytvorenou na liste a tiež interakciou konca listu s odtrhávanými vírmi. Pri typických prevádzkových parametroch však nemá širokopásmový šum oproti tónovým zložkám významný podiel na celkovom hluku [9; 10].

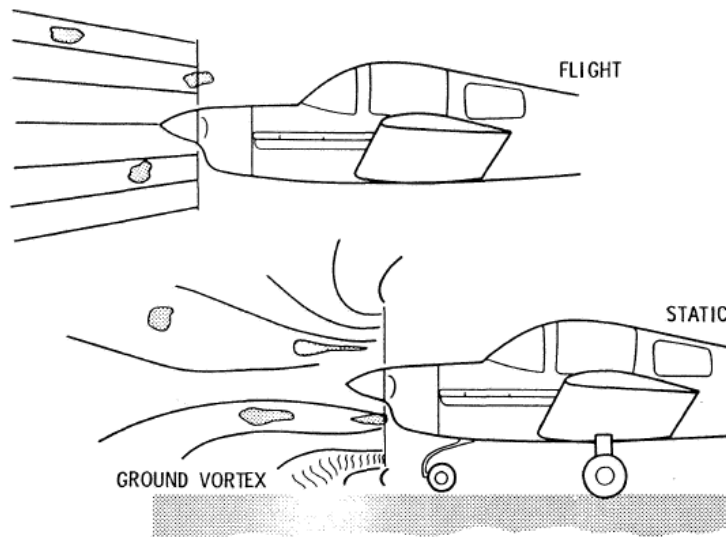


Obrázok 3. Spektrum tónových a širokopásmových zložiek hluku tvoreného vrtuľou za letu (hore) a bez posuvného pohybu (dole) [2]

Ovplyvniť výsledný hluk môžu aj iné prvky ako napríklad vplyv zeme<sup>2</sup>, umiestenie motora na krídle, protibežná dvojica vrtúľ a prípadne nerovnomerné zaťaženie vrtule pri stúpaní lietadla [9].

<sup>2</sup> Pri nulovom posuvnom pohybe dochádza k naťahovaniu vírov a vzniku zložiek hluku podobných diskretným tónom. Prízemný vír „ground vortex“ môže mať rovnaký efekt.





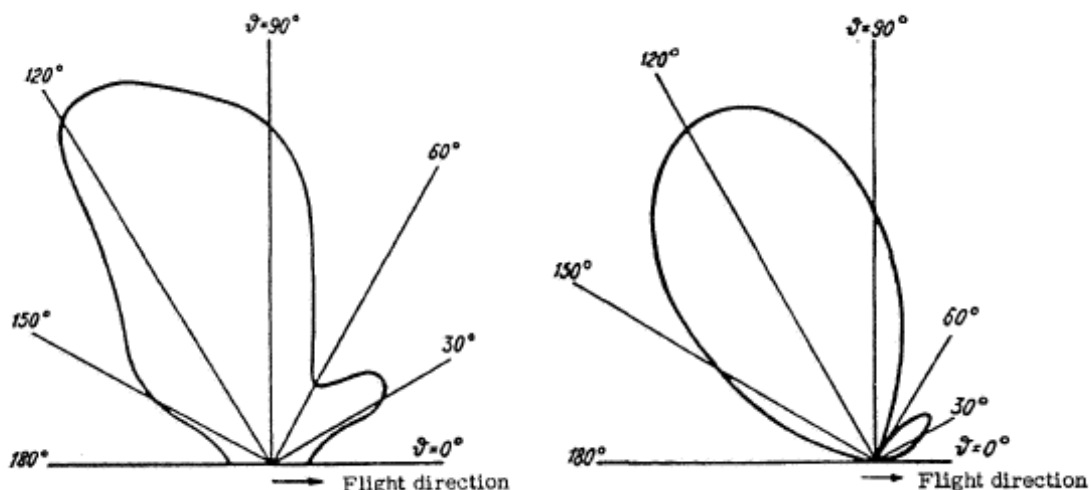
Obrázok 4. Nasávanie atmosférických vírov pri statických (dole) a letových režimoch (hore) [2]

## 4.2 Metódy určovania aerodynamického hluku

### 4.2.1 Prvé odhady tónových zložiek hluku

S prvým pokusom o rozvoj metódy predikcie hluku prišli Lynam a Webb v roku 1919. Ich metóda bola založená na nahradení vrtule kruhom tvoreným tlakovými zdrojmi a prepadmi v polohe  $3/4$  polomeru listu (označovanom ako efektívnom, respektíve pomernom polomeri). Bohužiaľ z dôvodu absencie meracieho zariadenia v tej dobe bola ich práca len na hypotetickej úrovni [9].

S prvou teóriou, ktorá presne popisovala proces tvorenia hluku prišiel Gutin. Táto teória popisovala aerodynamické sily na vrtuľových listoch ako kruh tvorený dipólmi, pri čom predpokladal, že vrtuľa nekoná posuvný pohyb. Zjednodušením výpočtu pomocou efektívneho rádiusa dosiahol veľmi dobrú zhodu s meraniami dvojlistovej vrtule. Neskôr do svojej práce zahrnul efekty hrúbky listov. Gutinovou prácou sa neskôr inšpirovalo mnoho výskumov ako napríklad Deming, Ernshausen, Garrick a Watkins, ktorí ju ďalej rozšírili [9].



Obrázok 5. Porovnanie odhadovanej smerovej charakteristiky vypočítanej Gutinovou metódou (vpravo) a reálnou zmeranou (vľavo) [3]

V polke 60-tych až do polky 70-tych rokov 20. storočia so záujmom o vojenské lietadla typu V/STOL prišli výskumy zaujímavé sa o zníženie hluku vrtúľ, a to hlavne behom premeny z vertikálneho do horizontálneho smeru letu. V roku 1968 prišiel Healy s metódou odkazujúcou sa na Gutinovu prácu, kde sa venoval predikciou harmonických frekvencií spôsobených ťahom a krútiacim momentom za predpokladu konštantnej veľkosti tetivy po rozpätí listu. Výhoda metódy spočívala hlavne v jednoduchosti výpočtu, pretože pre odhad boli potrebné akurát výkonové parametre daného pohonu. Barry a Magliozzi pracovali na teoretickej a experimentálnej metóde odhadu hluku, na čo následne nadviazali s počítačovým výpočtom. Vďaka veľkému úsiliu sa im podarilo zvýšiť presnosť odhadu širokopásmového šumu. Presnosť týchto výsledkov pomocou empirických skúseností potvrdilo niekoľko ďalších aeroakustikov [9].

#### 4.2.2 Odhady tónových zložiek hluku založených na akustickej analógii

Začiatok modernej aeroakustiky sa datuje do roku 1952, keď Sir James Lighthill publikoval svoje práce týkajúce sa aerodynamicky generovaného hluku. V jeho práci odvodil akustickú analógiu, ktorá predpokladá, že hluk je generovaný turbulentným prúdením. Táto formulácia poskytuje výpočty hluku z relatívne malej oblasti turbulentného homogénneho média, v ktorom je rýchlosť zvuku a hustota konštantná. Na základe tejto teórie zostavil z homogénnych rovníc hybnosti a kontinuity [9;11]

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (4.2.2.1)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (4.2.2.2)$$

nehomogénnu vlnovú rovnicu pre riešenie akustických fluktuácií hustoty

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (4.2.2.3)$$

kde Lighthillov turbulentný napäťový tenzor  $T_{ij}$  je možné vyjadriť ako

$$T_{ij} = \rho v_i v_j + \delta_{ij}(p - a^2 \rho) \quad (4.2.2.4)$$

Neskôr, v roku 1969 Ffowcs Williams a Hawkins (ďalej len FW-H) uvedenú teóriu rozšírili a zaviedli, že zdroj hluku môže byť nahradený kvadrupólmi vypočítanými z fluktuácií tlakov v rýchlostnom poli prúdenia

$$\begin{aligned} 4\pi a^2 \rho'(x, t) = & \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V \left[ \frac{T_{ij}}{r|1 - M_r|} \right] d^3y \\ & - \frac{\partial}{\partial x_j} \int_S \left[ n_i \frac{\rho v_i v_j + p_{ij}}{r|1 - M_r|} \right] dS \\ & - \frac{\partial}{\partial t} \int_S \left[ n_i \frac{\rho v \cdot n}{r|1 - M_r|} \right] dS \end{aligned} \quad (4.2.2.5)$$

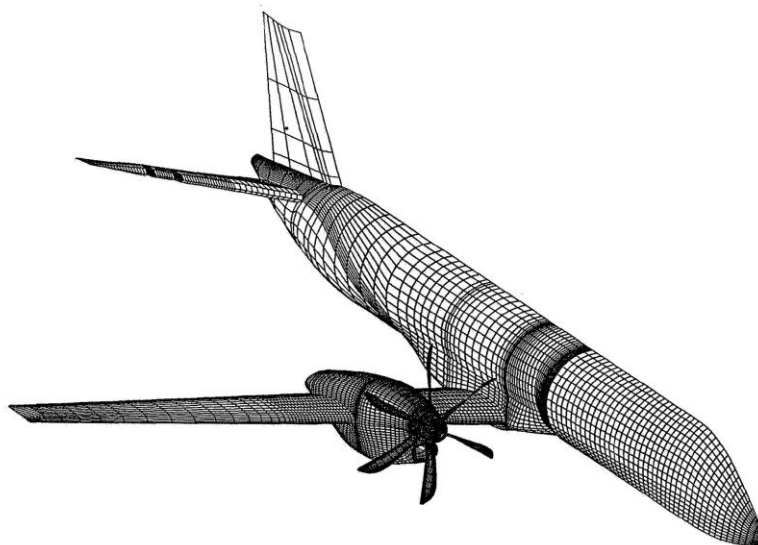
kde prvý člen predstavuje kvadrupólový zdroj, druhý člen zastupuje hluk spôsobený aerodynamickým zaťažením listu a závisí na tom, akou veľkou silou musí pôsobiť list proti médiu k tomu, aby ho premiestnilo. Tretí člen rovnice zastupuje vplyv hrúbky vrtule, čiže dáva do súvisu vplyv geometrie listu na okolité prúdenie.

Toto rozšírenie sa stalo dôležitým pre konvenčné neskrútené vrtule operujúce hlavne v transonických rýchlostiach.

Farassat medzi rokmi 1975 až zhruba do roku 1992 založil významnú časť svojho výskumu na derivovaní FW-H rovníc, čoho výsledkom je mimo iné formulácia 1A používaná pri podzvukových prípadoch odhadovania hluku napríklad pomocou panelovej metódy, kedy sa plocha lopatky rozdelí priečne a pozdĺžne na panely a následne sa spočíta Machovo číslo na každom paneli. Výstupom tohto postupu je akustický tlak vo vlnovej podobe, ktorá je následne analyzovaná Fourierovou transformáciou k vytvoreniu frekvenčného spektra. Zjednodušený model však nikdy nevystihne reálnu situáciu. Vzhľadom na skutočnosť, že akustické prístupy sú multidisciplinárne, vyžadujú veľmi dobré znalosti teórie prúdenia, akustiky a pokročilej matematiky, je veľmi zložitá ich riešiť analyticky. V dnešnej dobe majú analytické metódy obmedzenú využiteľnosť, pretože nemôžu konkurovať metódam numerickým [9;12].

### 4.2.3 Odhady tónových zložiek hluku s využitím CFD

V 90-tych a prístupnosťou k väčšiemu množstvu výpočtového výkonu sa pri určovaní aerodynamických a aeroakustických vlastností pri vysokých rýchlostiach na špičkách listov turbovrtuľových pohonov začali implementovať špeciálne metódy založené na CFD. Tento numerický prístup sa ukázal pri porovnaní s meraniami ako veľmi presný, hlavne v oblastiach do vzdialenosti dvoch priemerov meranej vrtule. Z dôsledku potreby jemnej siete pre výpočty a z toho vyplývajúcej vysokej náročnosti, sa však táto metóda neujala na predikciu hluku vo voľnom poli. Ďalšou aplikáciou špeciálnych CFD príkazov je stanovenie hluku na trupe lietadla pri vysokých rýchlostiach letu, čo je klasický prípad určovania hluku vplývajúceho na pasažierov lietadla [9]. Metóda CFD kombinovaná s akustickou analógiou, nazývaná aj ako hybridná metóda, sa stala využívanou metódou riešenia aerodynamického hluku. Hybridná metóda v prvej časti zvolí zdroje hluku v blízkom poli využitím LES, DES, RANS, prípadne inými modelmi a následne vypočíta akustickou analógiou šírenie hluku do okolia.



Obrázok 6. Príklad výpočtovej siete pre CFD analýzu [2]

### 4.2.4 Empirické metódy predikcie hluku

Empirické metódy založené na pozorovaní alebo priamom meraní sú rozvíjané už od prvých dní skúmania hluku a vytvárajú kompromis medzi analytickým a numerickým prístupom. Tieto metódy neposkytujú informácie o mechanizmoch šírenia hluku, ktoré sú obsiahnuté v teoretických popisoch, ale spoliehajú sa len na základné parametre ako rýchlosť letu, otáčky vrtule, výkon a počet listov vrtule, čo má za následok nepresnosť tejto metódy hlavne u novo vyvíjaných geometrií. Výhodou je hlavne rozumná presnosť odhadu hluku pre konvenčný dizajn vrtúľ a možnosť získať rýchly odhad za pomoci ručných výpočtov [9].

#### 4.2.5 Odhad širokopásmového šumu

Aj keď širokopásmový šum nie je hlavnou zložkou celkového hluku vo väčšine prípadov, jeho znalosť môže byť dôležitá pri navrhovaní tichších vrtúľ. V prvých počiatkoch výskumu bol širokopásmový šum nazývaný ako „vírový hluk“, pretože sa myslelo, že je tvorený predovšetkým turbulentným odtrhávaním prúdu za odtokovou hranou listu vrtule. Stowell a Deming spracovali experimentálne merania vírového hluku rotujúcich tyčí, na základe čoho sa neskôr Hubbardovi podarilo vytvoriť empirickú rovnicu [14].

#### 4.2.6 Záverečné poznámky

V tejto kapitole boli stručne popísané niektoré možnosti odhadu hluku vrtule. Ani zďaleka však nebolo možné spomenúť všetkých autorov a úpravy metód, ktoré sú dnes k dispozícii. Tie sa menia v komplexnosti od empirických, ku ktorým postačujú jednoduchšie výpočty až po metódy veľmi zložité, ktoré sú založené na počítačových algoritmoch vyžadujúcich značný výpočtový výkon. Napriek tomu dokáže každá z týchto metód poskytnúť presnosť postačujúcu pre mnohé aplikácie. Dôležitým získaným poznatkom je, že nedostatky v presnosti sú mnohokrát spojené nie s použitou metódou ale s nepresnosťami vo veličinách vstupujúcich do výpočtových rovníc.

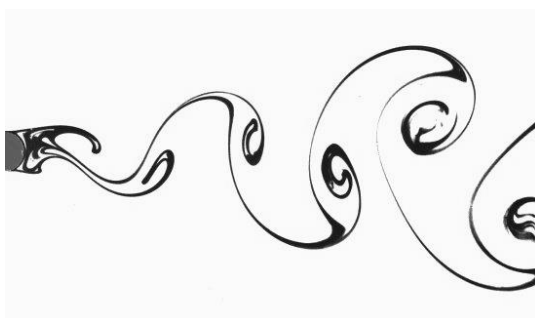
Charakteristiky	Metóda		
	Empirická	Analytická	CFD
Výpočtová základňa	Grafy Jednoduché výpočty PC	PC	PC
Zložitosť vstupných parametrov	Jednoduchá	Stredne náročná	Zložitá
Zdroj vstupných parametrov	Samostatný	Samostatný	Externé zdroje
Zložitosť výstupných parametrov	Limitované pre špecifické požiadavky	Mierne limitované	Schopné uspokojiť rôzne požiadavky
Použitie	Počiatkové výpočty Odhady pri certifikačnom procese	Počiatkové výpočty Odhady pri certifikačnom procese	Výskumné programy Návrh vrtule alebo lietadla  Odhad hluku v kabíne lietadla

Tabuľka 1. Porovnanie metód pri určovaní aerodynamického hluku

Empirické metódy vyžadujú veľmi jednoduché vstupy, ako napríklad výkon motoru, otáčky, rýchlosť letu a počet listov. Analytické metódy sú samostatné programy, ktoré potrebujú o niečo viac vstupných veličín ako napríklad definovaná geometria listu vrtule. Taktiež výstup z jednotlivých metód je rôzny. Empirické metódy sú obvykle špecifické a limitované pre isté použitie, zatiaľ čo metódy na báze CFD dokážu brať do úvahy efekty atmosféry, ako napríklad šírenie hluku lietadla z istej výšky smerom k zemi, alebo veľkosť a vplyv hluku na pasažierov vo vnútri lietadla. Ako bolo popísané vyššie, empirické metódy sa používajú pre prvotné odhady hluku a používajú ju certifikačné úrady pre dodatočnú kontrolu. Analytické metódy sú tiež používané pre prvotné odhady a certifikáciu, ich pridaná schopnosť spočíva v detailnejšom popise zmien v konfigurácii a prevádzkových podmienkach. V prípade dostupnosti väčšieho výpočtového výkonu je možno použiť CFD metódu, ktorá vyžaduje analýzu návratnosti. To znamená, či je pri porovnaní presnosti výsledkov a prácnosti výpočtu dosiahnutý rozumný pomer.

## 5 ZDROJE HLUKU

Aerodynamický hluk môže byť vyjadrený ako zvuk tvorený priamym následkom relatívneho pohybu medzi vrtuľou a prúdiacim médiom. Zdroj hluku vrtuľ je možné rozdeliť na rotačnú a vírovú zložku. Rotačná zložka je spôsobená aerodynamickými silami pôsobiacimi na vrtuľový list a z hľadiska akustiky má charakter diskretných tónov a dominantný význam v hlukovom spektre. Na druhej strane vírová zložka vyplýva z odtrhávania vírov zo špičky alebo odtokovej hrany listu a prejavuje sa ako širokospektrálny šum [16]. Tento hluk vzniká náhodne a pokrýva rozsah niekoľkých frekvencií. Yudin, ktorý vykonal experimenty s rotujúcimi tyčami, na základe čoho vyvodil, že vyžarovaný hluk je spojený s vplyvom nestability prúdenia a periodickým odtrhávaním vírov<sup>3</sup> za obtekanou prekážkou – Karmánovou vírovou stezkou (obrázok 7).



Obrázok 7. Karmánová vírová stezka [4]

Z pohľadu rozloženia intenzity má vírová zložka svoje maximum v ose rotácie  $\vartheta = 0^\circ$  a  $\vartheta = 180^\circ$  a rotačná zložka približne v azimute  $\vartheta = 120^\circ$ , čo je vidno napríklad na obrázku 5.

Zníženie Machovho čísla na špičkách listov je vždy prínosné pre redukciu hluku a s narastajúcim počtom listov sa pokles hluku zväčšuje. Zvýšenie počtu listov je všeobecne prínosným postupom pri znižovaní hluku, avšak z dôvodu, že pokles vírovej zložky hluku nie je až tak závislý na počte listov vrtule, môže nastať situácia, že sa bude vírová zložka významnou mierou podieľať na celkovom hluku.

Vírový alebo tiež širokopásmový šum popisuje zvuk vznikajúci nestacionárnym tlakovým poľom spojeným s vírmi odtrhávanými z odtokovej hrany a špičiek jednotlivých listov vrtule a vplyvom zdrojov spojených s turbulentnými javmi v prúde vzduchu. Vzťah (4.2.2.1) znázorňuje, že vírová zložka hluku je silne závislá na relatívnej rýchlosti, konkrétne zdvojnásobenie rýchlosti zvýši SPL o 18 dB. Zdvojnásobenie plochy disku je menej vážna, pretože dôjde k zvýšeniu len o 3 dB. Toto naznačuje, že efektívnym spôsobom, ako znížiť vírový hluk je znížiť rýchlosť na špičke vrtuli a k vyvinutiu potrebného ťahu zvýšiť plochu listu do miery prípustnej z hľadiska konštrukcie a účinnosti [10].

<sup>3</sup> Striedavé odtrhávanie vírov je tiež príčinou Strohalovho efektu a takzvaného „spievania“ telefónnych drôtov.

Vztah odvozený od Yudinoviho práce je často používaná na výpočet vírového hluku [19]

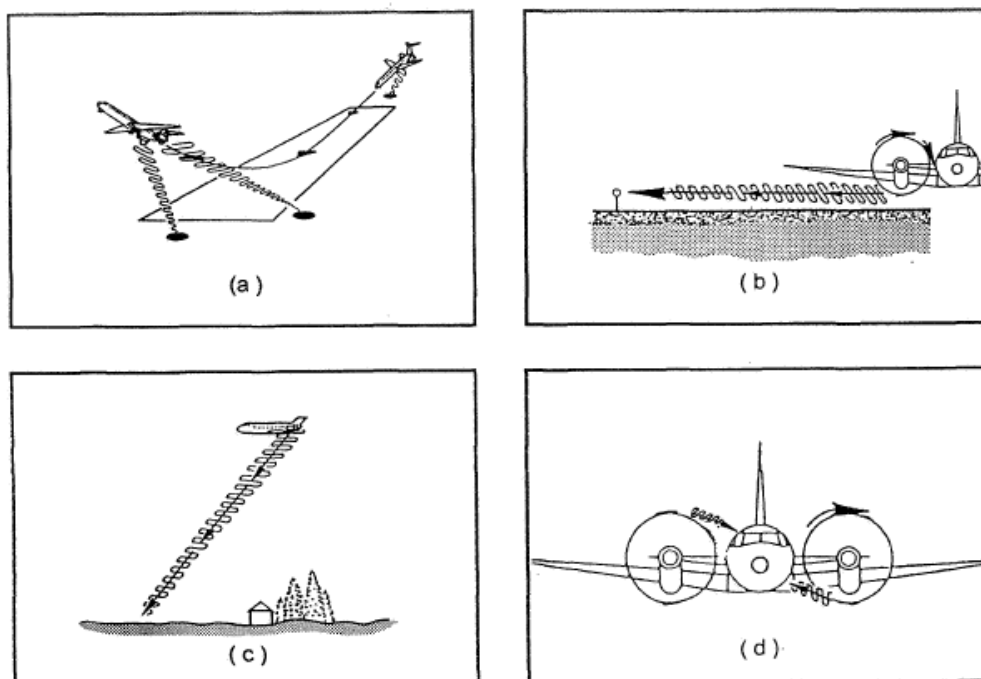
$$L_p = 10 \log \frac{kA_b(V_{0,7})^6}{10^{-16}} [dB] \quad (5.1)$$

kde  $k$  je konštanta proporcionality,  $A_b$  plocha vrtulového listu a  $V_{0,7}$  rychlost' na 0,7 polomeru vrtule.



## 6 SPÔSOBY MERANIA HLUKU

Pri meraní hluku môže výsledné hodnoty ovplyvňovať niekoľko faktorov. Sú to napríklad prevádzkové podmienky vrtule, trasa šírenia hluku, alebo umiestnenie mikrofónu vzhľadom k meranému objektu. Na základe toho je možné rozdeliť meranie hluku lietadiel, a teda v vrtúl do štyroch najbežnejších skupín, ktoré sú zobrazené na obrázku 8. Prvý znázornený na obrázku 8.a je meranie vzdialeného poľa vzletu, stúpania a prípadne nízkeho preletu. Pri týchto meraniach je nutné brať do úvahy, ak je mikrofón umiestnený nad zemou, efekt odrazu zvukovej vlny od zeme a jej následnej interferencii s vlnou dopadajúcou na mikrofón priamo zo zdroja. V prípade merania hluku vrtule za statických podmienok sa bežne používa typ merania, ktorý je zobrazený na obrázku 8.b. Tretím prípadom, pri ktorom je hluk meraný zo zeme je v prípade preletu lietadla vo väčšej vzdialenosti od zeme a je pri ňom nutné počítať s atmosférickým útlmom a prípadným rozptylom hluku. Posledným prípadom znázorneným na obrázku 8.d je zisťovanie hluku a prenosu vibrácií do priestoru určeného pre pasažierov. Tieto merania sa uskutočňujú počas letu mikrofónmi umiestnenými na povrchu trupu lietadla a je pri nich nevyhnutné uvažovať tienenie a rozptyl hluku spôsobeného samotným trupom [9].



Obrázok 8. Príklady možností merania hluku lietadiel [2]

## 7 NÁVRH VÝPOČTU

Gutin v roku 1936 zverejnil článok vo *Physikalische Zeitschrift der Sowjetunion*, ktorý spočíval v teoretickom vyjadrení akustického vyžarovania leteckej vrtule. Pre výpočet pri tom postačovali základné vstupné informácie ako počet listov, ťah, krútiaci moment a rozmery vrtule [15]. Táto rovnica, striktno vzato, je vhodná len pre prípady nulovej posuvnej rýchlosti. Inými slovami, Gutin v tejto práci nezahrnul vplyv rýchlosti letu. Je však preukázané, že táto formulácia je dostatočne presná a použiteľná aj v prípadoch, kedy sú rýchlosti letu v porovnaní s rýchlosťou zvuku nízke. Experimenty vykonané Demingom kompletne potvrdzujú presnosť teoretických Gutinových vzťahov, ktoré zastupujú praktický postup výpočtu hladiny akustického tlaku predovšetkým dvojlistých vrtúľ pri nízkych rýchlostiach letu. Dobrá zhoda bola získaná aj v prípade viaclistých vrtúľ pre Machove čísla väčšie ako 0,5, avšak pri nižších hodnotách Machovho čísla boli zistené veľké odchýlky medzi nameranými a vypočítanými hodnotami. Je to zapríčinené narastajúcim podielom vírovej zložky celkového hluku vrtule [9; 14]. Gutinova metóda je preto v prípade odhadu hluku pre veľké počty listov a rýchlosť obtekania koncov listov pod  $M_t = 0,5$  nevhodná.

Hoci Gutinova teória neposkytuje postup pri určovaní vírovej zložky alebo vyhodnotenie komplexných zvukov, ktorým sa venoval napríklad Yudin. Je to práve z dôvodu predpokladu, že hlavný podiel na celkovom hluku pri Machovom čísle väčšom ako 0,3 majú diskkrétne frekvencie, to jest rotačný hluk. Gutin pri ďalej uvažoval zjednodušený model pozostávajúci z kruhu diskrétnych zdrojov tvoriacich vrtuľový disk. Výsledné pole získané Fourierovou analýzou tohto systému zdrojov má periodický charakter so základnou harmonickou rovnou uhlovej rýchlosti otáčania listu vrtule [12].

Gutin vychádzal zo základných parametrov ťahu a výkonu privedeného k vrtuli [16]

$$T = \rho S \left( v + \frac{w}{2} \right) w \quad (4.2.6.1)$$

$$W\eta = \rho S \left( v + \frac{w}{2} \right)^2 w \quad (4.2.6.2)$$

kde  $v$  je rýchlosť vzduchu pred vrtuľou,  $v + w$  rýchlosť urýchleného vzduchu,  $T$  veľkosť ťahu a  $W\eta$  časť výkonu prevedeného na translačnú energiu.

Za statických podmienok ( $v = 0$ ) je potom možné vyjadriť závislosť ťahu na výkone

$$T = \sqrt[3]{2\rho S W^2 \eta^2} \quad (4.2.6.3)$$

a známy vzťah pre určenie krútiaceho momentu

$$M_k = \frac{W}{\omega} \quad (4.2.6.4)$$

kde  $\omega$  je uhlová rýchlosť vrtule a  $W$  výkon na hriadeli motora.

V prípade, že je počet listov nízky, je pre určenie neváženého akustického tlaku možné použiť rovnicu

$$p = \frac{m\omega}{2\pi ar} \left( -T \cos\vartheta + \frac{2aM_k}{\omega R^2} \right) J_m(kR \sin\vartheta) \quad (4.2.6.5)$$

kde

$$k = \frac{m\omega}{a} \quad (4.2.6.6)$$

$m$  odpovedá stupňu harmonickej frekvencii,  $n$  vyjadruje počet listov vrtule,  $a$  je rýchlosť zvuku,  $r$  vzdialenosť od meraného objektu,  $T$  veľkosť ťahu,  $M$  veľkosť krútiaci moment motoru,  $\vartheta$  pozícia detektoru zvuku od osi vrtule,  $R$  efektívny polomer vrtule a  $J_m$  Besselova funkcia prvého druhu  $m$ -tého rádu.

Za efektívny polomer je možné uvažovať hodnoty

$$R = (0,7 - 0,8) R_0 \quad (4.2.6.7)$$

kde  $R_0$  je polomer vrtule.

Po úpravách je teda pre určenie efektívnej hodnoty základnej harmonickej možné použiť vzťah

$$p = \frac{\omega}{2\sqrt{2}\pi ar} \left( -T \cos\vartheta + \frac{aM_k}{\omega R^2} \right) J_2(kR \sin\vartheta) \quad (4.2.6.8)$$

kde pre dvojlisté vrtule platí

$$J_2(kR \sin\vartheta) = \frac{1}{8} k^2 R^2 \sin^2 \vartheta \quad (4.2.6.9)$$

Druhú harmonickú frekvenciu je možné analogicky určiť rovnicou

$$p = \frac{2\omega}{2\sqrt{2}\pi ar} \left( -T \cos\vartheta + \frac{aM_k}{\omega R^2} \right) J_4(kR \sin\vartheta) \quad (4.2.6.10)$$

Akustický výkon zdroja obklopený polgul'ovou plochou o polomere  $r$  je potom daný vzťahom

$$W = \int_0^\pi \frac{p^2}{2\rho a} 2\pi r^2 \sin\vartheta d\vartheta \quad (4.2.6.11)$$

Theodorsen upravil rovnicu (4.2.6.8) do praktickejšieho tvaru pre inžinierske výpočty [17]

$$p = \frac{p_0}{2\sqrt{2}} \frac{R_t}{r} M_t \left( 1,7 \frac{M}{M_t^2} - \cos\vartheta \right) B_{mn} \quad (4.2.6.12)$$

kde

$$B_{mn} = mn J_m(mn 0,8 M_t \sin\vartheta) \quad (4.2.6.13)$$

a

$$p_0 = \frac{T}{\pi R_t^2} \quad (4.2.6.14)$$

je zaťaženie vrtuľového kotúča,  $R_t$  polomer listu,  $M_t$  Machovo číslo na vrchole listu.

Machovo číslo  $M$  (rýchlosť prúdenia skrz vrtuľový disk) je možné určiť pomocou rovnice pre ideálny propulzor [18] pri posuvnom pohybe  $v_0 = 0$

$$T = m_s v_2 = S\rho \frac{v_2^2}{2} = \frac{\pi D^2 v_2^2}{8} \quad (4.2.6.15)$$

z čoho vyplýva, že rýchlosť prúdu vo veľkej vzdialenosti za propulzorom bude

$$v_2 = \sqrt{\frac{8T}{\pi D^2}} \quad (4.2.6.16)$$

a rýchlosť prúdu v rovine propulzora je potom

$$v_1 = \frac{v_2}{2} \quad (4.2.6.17)$$

Aj keď Gutinova rovnica bola vyvinutá predovšetkým pre staticky rotujúce vrtule, chyba tejto metódy je minimálna, pokiaľ je rýchlosť prúdenia vzduchu v porovnaní s rýchlosťou zvuku malá, čo dané podmienky spĺňajú.

## 7.1 Výpočet akustického poľa vrtule

Pre odhad akustického tlaku bola použitá rovnica (4.2.6.12), podľa ktorej boli zistené hodnoty efektívnej hodnoty akustického tlaku pre prvé štyri harmonické frekvencie 10, 11 a 12 palcovej vrtule a pri 2300, 5000, 7000 a 9000 otáčkach za minútu, pre ktoré odpovedajú Machové čísla na špičkách listu hodnotám rovným, alebo veľmi blízkym 0,1; 0,2; 0,3 a 0,4 Machu. Zvolený krok dostatočne vykresľuje zmeny v smerových charakteristikách akustického tlaku. Fiktívny zvukový analyzátor sa nachádza vo vzdialenosti 0,62 metra. Sumáciou druhých mocnín efektívnych akustických tlakov bol získaný celkový akustický tlak v danom smere

$$p_T = \sqrt{\sum_{m=1}^4 p^2} \quad (7.1.1)$$

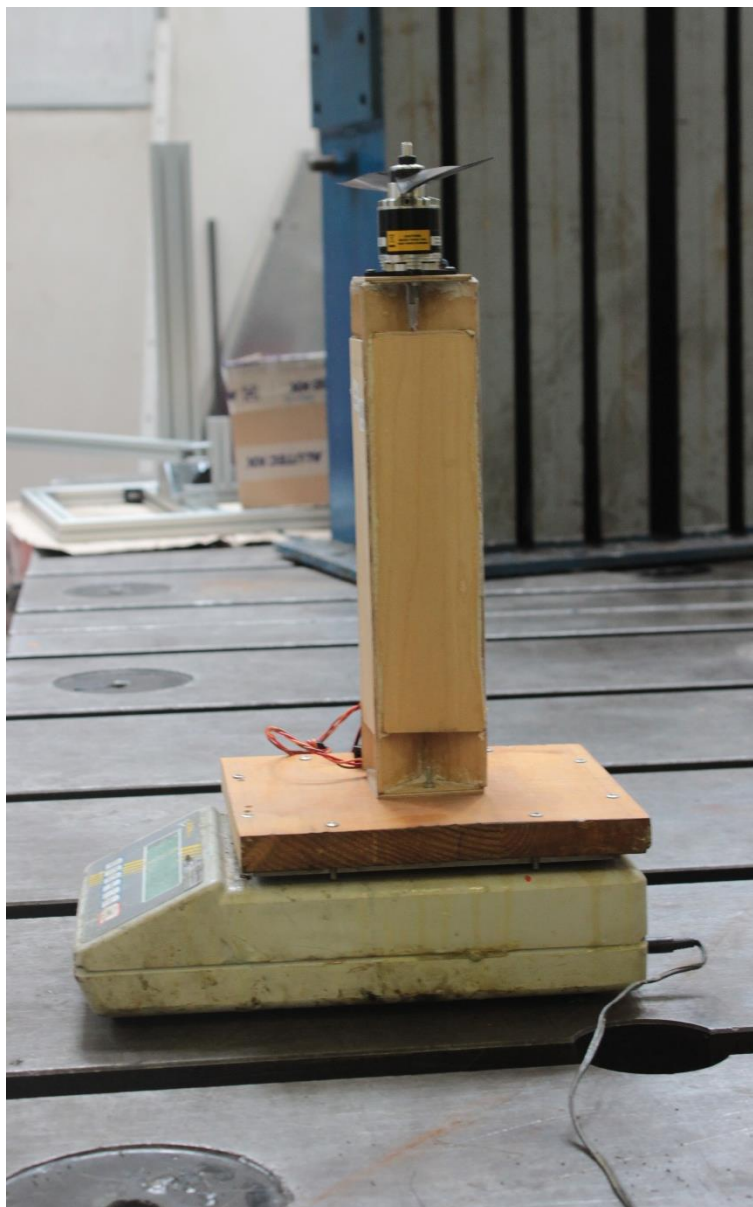
na základe ktorého bola následne určená hladina akustického tlaku podľa rovnice (3.8.1.1).

K výpočtom potrebným pre odhad hluku je nutné poznať ťah jednotlivých vrtúľ v závislosti na otáčkach. Tieto parametre boli získané pomocou meraní na podstavci, ktorý bol pripevnený k laboratórnej váhe KERN 672. Vrtule boli otočené smerom „dolu“, teda tak, aby pri rotácii generovali silu proti váhe a následne bolo z displeju váhy možné odčítať pre určené otáčky ťah vyjadrený v gramoch. Pre porovnanie ťahu pravotočivej vrtule CAMcarbon Light 11x5 (11x5R) bol tiež zmeraný ťah jej ľavotočivej verzie (11x5L). Z ťahu jednotlivých vrtúľ boli tiež určené hodnoty súčiniteľa ťahu  $c_T$ .

Získané hodnoty sú vzťahnuté na atmosférické podmienky v laboratóriu v dobe merania:

Teplota vzduchu [°C]	Tlak vzduchu [hPa]	Hustota vzduchu [kg/m <sup>3</sup> ]
23	1011,7	1,19

Tabuľka 2. Atmosférické podmienky v dobe merania



Obrázok 9. Meranie ťahu vrtule pomocou laboratórnej váhy

V nasledujúcej tabuľke 2 až 5 je možné vidieť získané hodnoty z merania ťahu. Kompletný výpis, ako aj vynesené závislosti ťahu a príkonu motoru na otáčkach sa nachádzajú v Prílohe 1.

n [RPM]	n [ot/s]	T [g]	T [N]	U [V]	I [A]	P <sub>IN</sub> [W]	M <sub>T</sub> [-]	C <sub>T</sub> [-]
2300	38,33	106,5	1,04	12,5	1	12,5	0,10	0,0980
5000	83,33	487,7	4,78	12,4	5	62	0,21	0,0950
7000	116,67	957	9,39	12,1	13	157,3	0,30	0,0951
9000	150,00	1585	15,55	11,7	26	304,2	0,38	0,0953

Tabuľka 3. Hodnoty ťahu a ďalších parametrov závislých na otáčkach - vrtuľa 11x5R

n [RPM]	n [ot/s]	T [g]	T [N]	U [V]	I [A]	P <sub>IN</sub> [W]	M <sub>T</sub> [-]	C <sub>T</sub> [-]
2300	38,33	96,8	0,95	12,5	1	12,5	0,10	0,0891
5000	83,33	490	4,81	12,4	5	62	0,21	0,0954
7000	116,67	950	9,32	12	13	156	0,30	0,0944
9000	150,00	1569	15,39	11,7	26	304,2	0,38	0,0943

Tabuľka 4. Hodnoty ťahu a ďalších parametrov závislých na otáčkach - vrtuľa 11x5L

n [RPM]	n [ot/s]	T [g]	T [N]	U [V]	I [A]	P <sub>IN</sub> [W]	M <sub>T</sub> [-]	C <sub>T</sub> [-]
2300	38,33	113,6	1,11	12,6	1	12,6	0,11	0,0738
5000	83,33	635	6,23	12,3	7	86,1	0,23	0,0873
7000	116,67	1245	12,21	11,9	17	202,3	0,32	0,0874
9000	150,00	2140	20,99	11,3	39	440,7	0,42	0,0908

Tabuľka 5. Hodnoty ťahu a ďalších parametrov závislých na otáčkach - vrtuľa 12x6

n [RPM]	n [ot/s]	T [g]	T [N]	U [V]	I [A]	P <sub>IN</sub> [W]	M <sub>T</sub> [-]	C <sub>T</sub> [-]
2300	38,33	65,1	0,64	12,6	1	12,6	0,09	0,0877
5000	83,33	313	3,07	12,5	3	37,5	0,19	0,0893
7000	116,67	732,5	7,19	12,2	7	85,4	0,27	0,1066
9000	150,00	1200	11,77	12	16	192	0,35	0,1056

Tabuľka 6. Hodnoty ťahu a ďalších parametrov závislých na otáčkach - vrtuľa 10x5

Nasledujúce výpočty sú ilustráciou použitej metódy pre určenie celkového akustického tlaku jednotlivých vrtúľ.

Priemer vrtule $D_t$ [palec] .....	11
Počet otáčok [ot/min] .....	9000
Machovo číslo na špičke listu $M_t$ [-] .....	0,38
Ťah $T$ [N] .....	15,55
Rýchlosť prúdu skrz vrtuľový disk $v_1$ [m/s] .....	11,26
Rýchlosť zvuku $a$ [m/s] .....	344,18
Uhol od osi rotácie vrtule $\vartheta$ [°] .....	100
Vzdialenosť od vrtule $r$ [m] .....	0,62
Počet vrtuľových listov $n$ .....	2

Dosadením týchto hodnôt do rovníc (4.2.6.14) a vypočítaním ľavej strany rovnice (4.2.6.12)

$$p = 4,290589 B_{mn} \quad (7.1.2)$$

kde

$$B_{mn} = mnJ_m(x) = mnJ_m(mn0,8M_t \sin\vartheta) \quad (7.1.3)$$

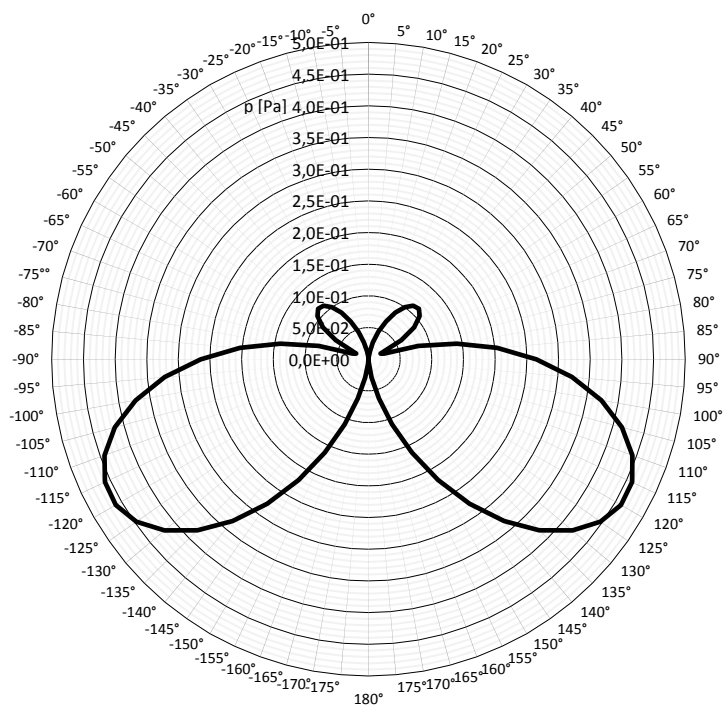
$m$	$n$	$x$	$J_m$	$mnJ_m(x)$	$p$ [Pa]	$p_T$ [Pa]
1	2	0,599	0,043	0,087	0,373	0,383
2	4	1,198	0,005	0,019	0,085	
3	6	1,796	0,001	0,004	0,017	
4	8	2,395	8,93E-05	7,15E-04	0,003	

Tabuľka 7. Ukážka výpočtu akustického tlaku vrtule 12x6

Hladina akustického tlaku v mieste  $\vartheta = 100^\circ$  a vzdialenosti  $r = 0,62m$  potom podľa rovnice (3.8.1.1) bude

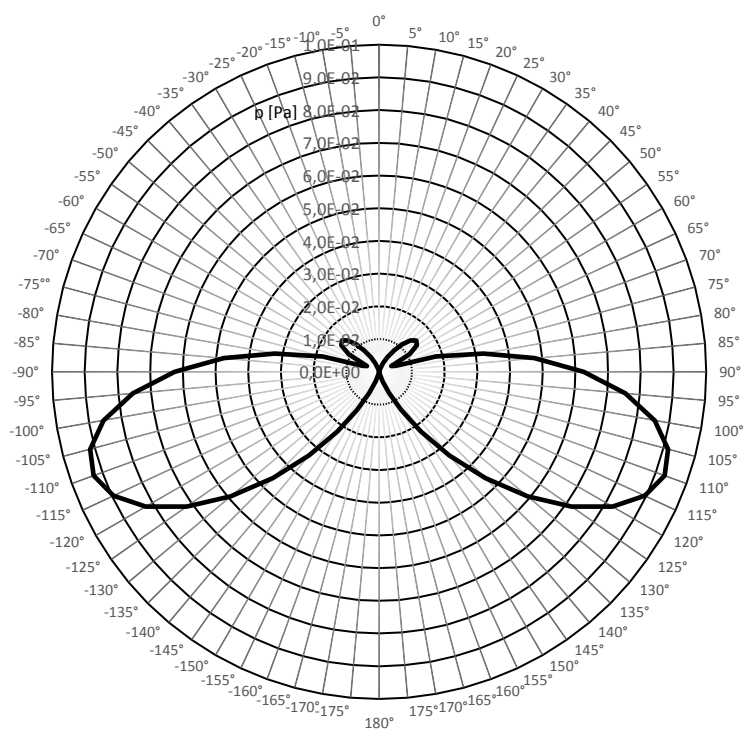
$$L_p = 94 + 20 \log (0,739) = 85,67 \text{ dB} \quad (7.1.4)$$

Vypočítaním hodnoty efektívneho akustického tlaku pre uhly v rozsahu  $0^\circ$  až  $360^\circ$  je možné získať smerové charakteristiky pre dané harmonické frekvencie.

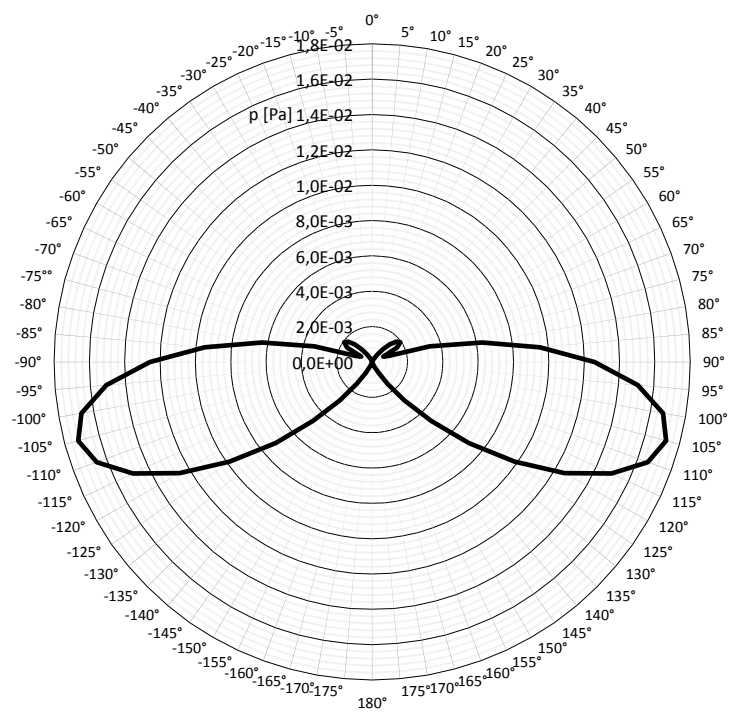


Obrázok 10. Variácie akustického tlaku v závislosti na uhle  $\theta$   
1. harmonická frekvencia vrtule 11x5R ( $M_t=0,38$ )

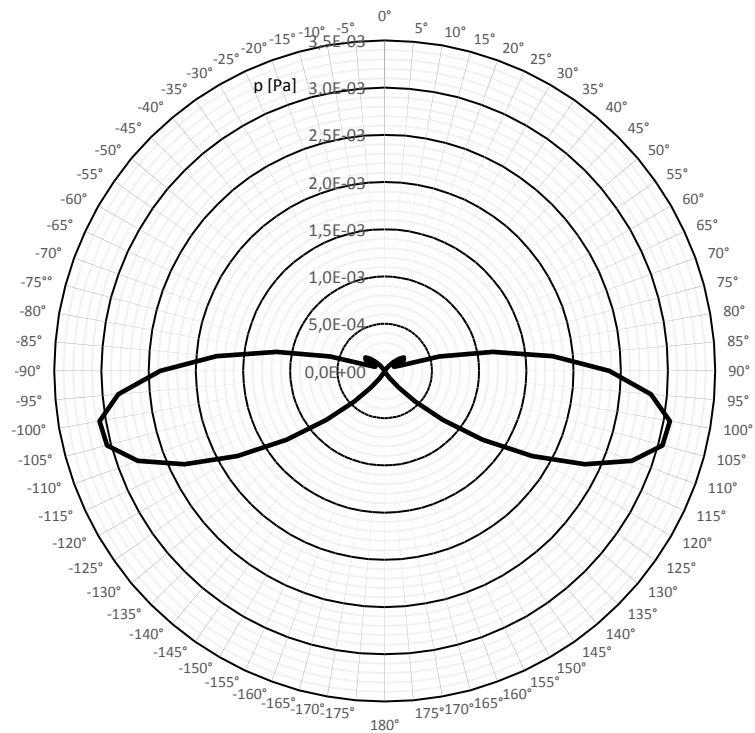




Obrázok 11. Variácie akustického tlaku v závislosti na uhle  $\theta$   
2. harmonická frekvencia vrtule 11x5R ( $M_I=0,38$ )

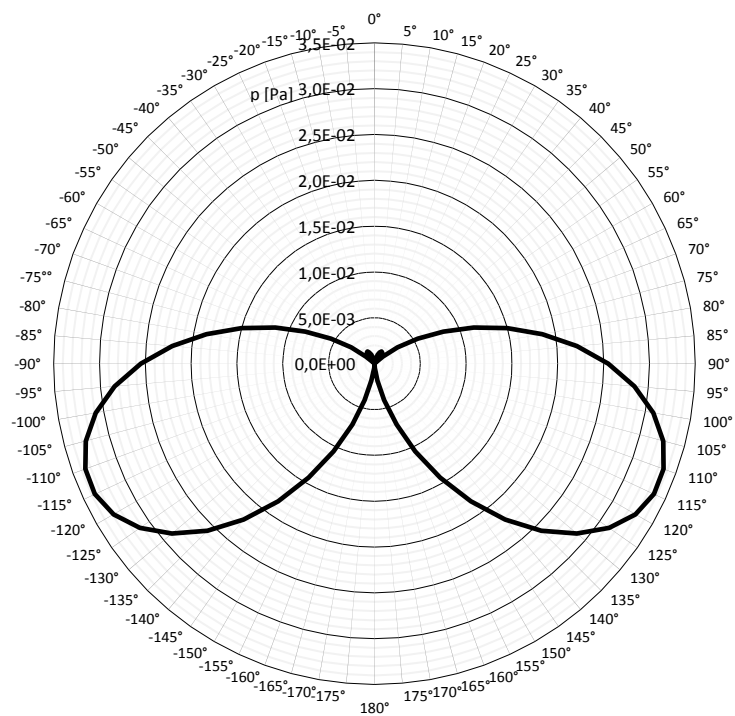


Obrázok 12. Variácie akustického tlaku v závislosti na uhle  $\theta$   
3. harmonická frekvencia vrtule 11x5R ( $M_I=0,38$ )

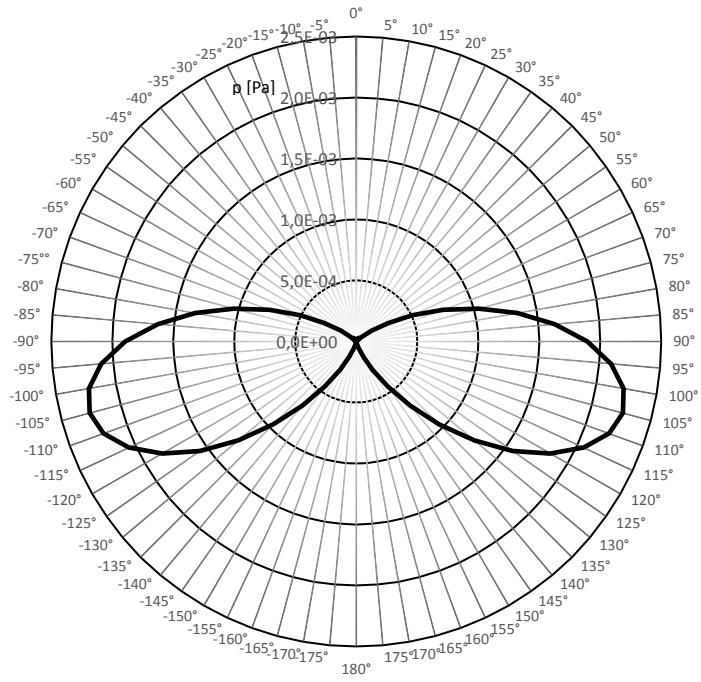


Obrázok 13. Variácie akustického tlaku v závislosti na uhle  $\theta$   
4. harmonická frekvencia vrtule 11x5R ( $M_t=0,38$ )

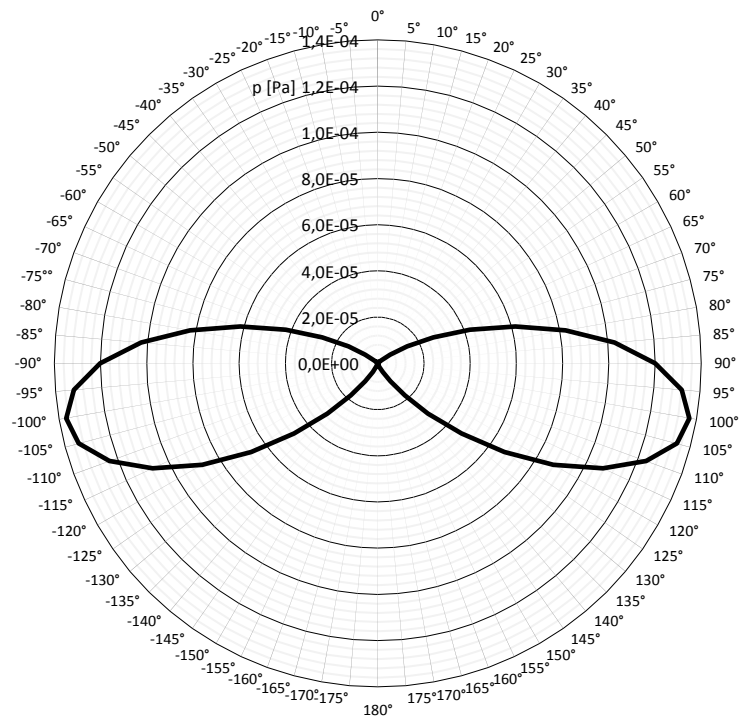
V prípade zníženia otáčok vrtule na 5000  $ot/min$ , a teda znížením Machového čísla na konci listov na hodnotu  $M_t = 0,23$  sa zníži hladina akustického tlaku v smere  $\theta = 100^\circ$  na  $L_p = 63,82 \text{ dB}$ . Ďalej je tiež možné sledovať zmenu smerových charakteristík.



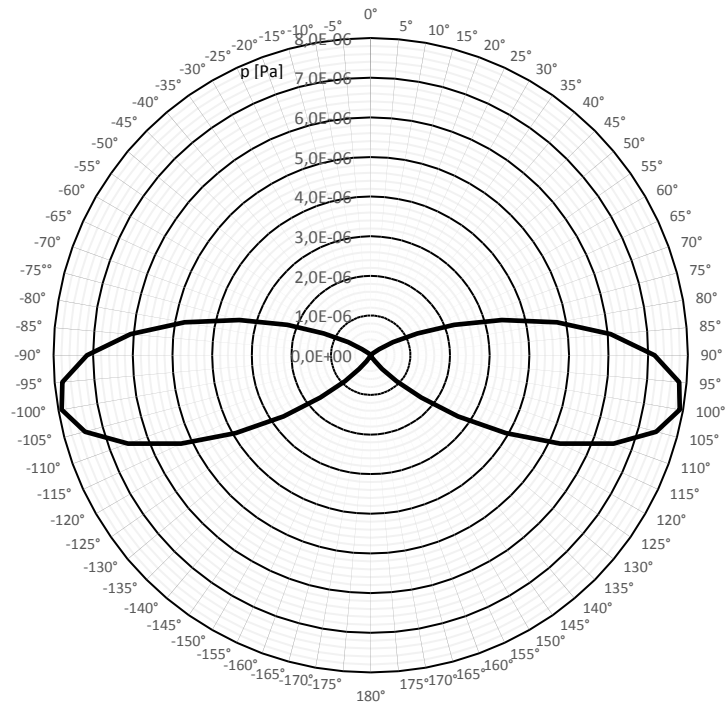
Obrázok 14. Variácie akustického tlaku v závislosti na uhle  $\theta$   
1. harmonická frekvencia vrtule 11x5R ( $M_t=0,21$ )



Obrázok 15. Variácie akustického tlaku v závislosti na uhle  $\theta$   
2. harmonická frekvencia vrtule 11x5R ( $M_t=0,21$ )



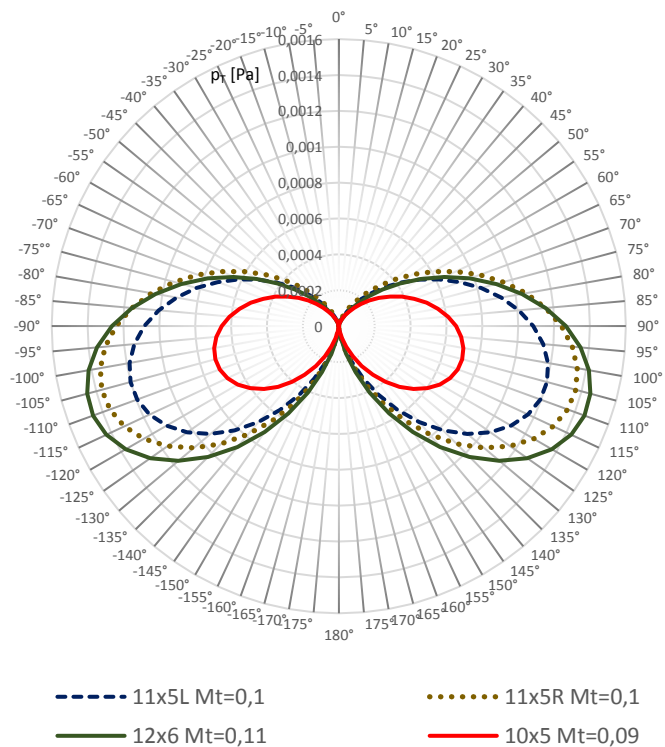
Obrázok 16. Variácie akustického tlaku v závislosti na uhle  $\theta$   
3. harmonická frekvencia vrtule 11x5R ( $M_t=0,21$ )



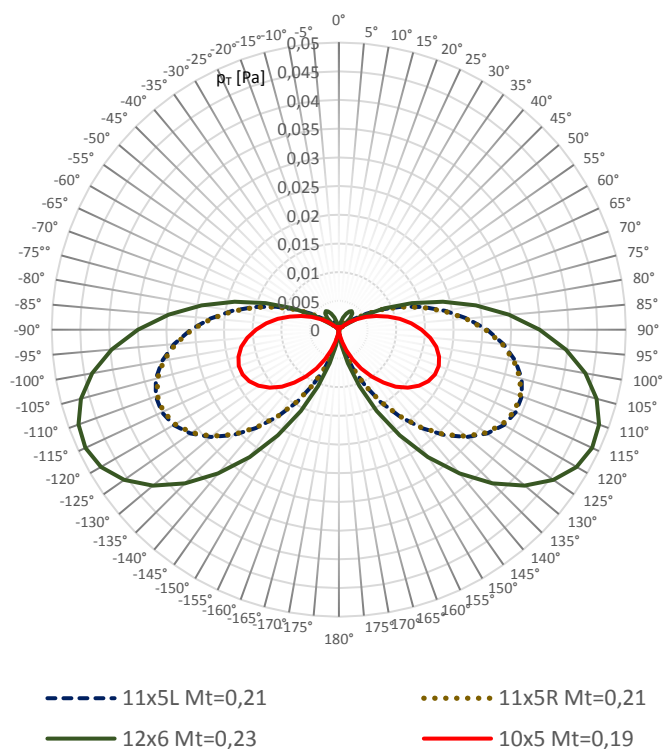
Obrázok 17. Variácie akustického tlaku v závislosti na uhle  $\theta$   
4. harmonická frekvencia vrtule 11x5R ( $M_t=0,21$ )

Charakter jednotlivých smerových charakteristík a ich laloky pre  $M_t = 0,38$  odpovedajú tvarom, ktoré boli predpovedané Gutinom. Z vypočítaného príkladu je tiež možné vidieť, že prvé dve harmonické frekvencie majú výraznejší príspevok v celkovom akustickom tlaku vyžarovanom rotujúcou vrtulou. So znižujúcim sa Machovým číslom na špičkách listov dochádza k potlačeniu predných lalokov. Podľa výpočtov pre 2300, 5000, 7000 a 9000 otáčok za minútu (približne  $M_t = 0,10$  až  $0,40$ ) a nim priradeným smerovým charakteristikám je možné analyzovať, že k potlačeniu predných lalokov dochádza zhruba na hranici  $M_t = 0,2$ .

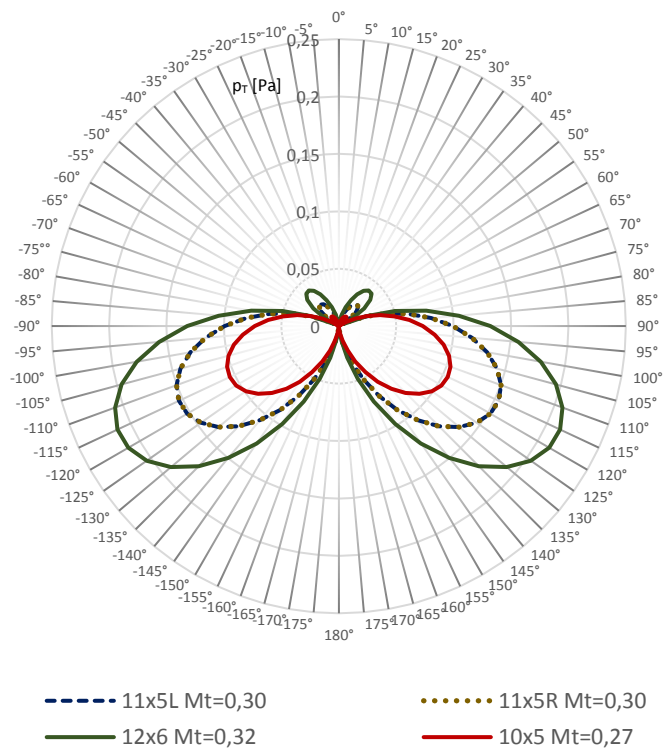
Porovnanie smerových charakteristík celkového akustického tlaku  $p_T$  pre jednotlivé vrtule a ich zmenu v závislosti na 2300, 5000, 7000 a 9000 otáčkach sú znázornené na obrázkoch 18 až 21. Podľa tohto porovnania je možné usúdiť, že v každom prípade sa nachádza maximum v polohe  $105^\circ$  až  $120^\circ$  (respektíve  $-105^\circ$  až  $-120^\circ$ ). Smerové charakteristiky pravotočivej vrtule 11x5R a ľavotočivej 11x5L sa prekrývajú vo všetkých prípadoch, s výnimkou 2300 RPM. Je to z dôvodu, že malé odchýlky ťahu v nízkych rýchlostiach otáčania majú relatívne veľký vplyv na celkový vyžarovaný akustický tlak (tiež vzhľadom na to, že celkový akustický tlak je pri týchto otáčkach veľmi nízky).



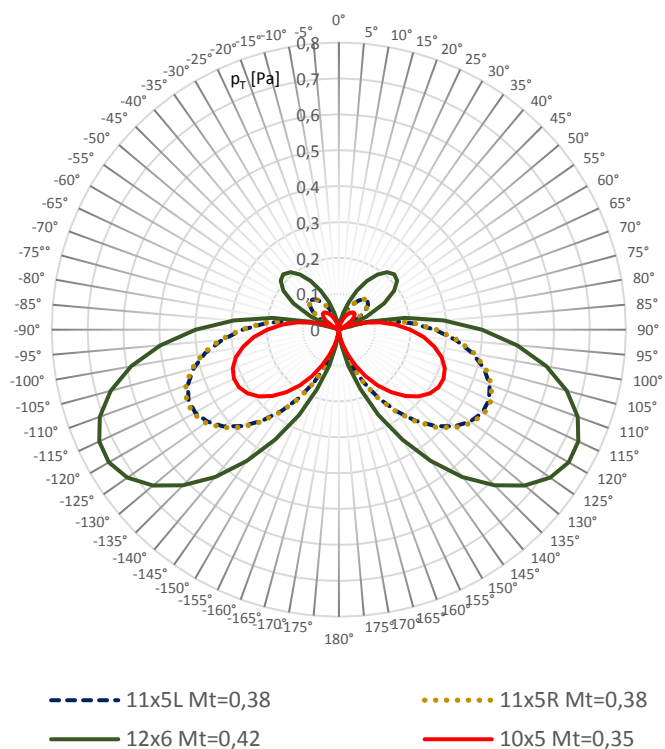
Obrázok 18. Porovnanie smerových charakteristík celkového akustického tlaku pri 2300 RPM



Obrázok 19. Porovnanie smerových charakteristík celkového akustického tlaku pri 5000 RPM



Obrázok 20. Porovnanie smerových charakteristík celkového akustického tlaku pri 7000 RPM



Obrázok 21. Porovnanie smerových charakteristík celkového akustického tlaku pri 9000 RPM



## 8 MERANIE AKUSTICKÉHO POĽA VRTULE

V tejto kapitole bude popísaný postup merania akustického poľa vrtule. K experimentálnemu určeniu charakteristiky voľného zvukového poľa a k porovnaniu získaných hodnôt s vypočítanými hodnotami v minulej kapitole bol navrhnutý vrtuľový stand.

Táto časť práce je venovaná popisu merania akustického poľa vrtule. Cieľom merania je určiť charakteristiku akustického poľa generovaného rotáciou staticky operujúcej 10, 11 a 12 palcovej dvojlistej vrtule. Hluk tvorený ťahom a krútiacim momentom vrtule v závislosti na otáčkach a počte listov je známy z predošlej kapitoly, avšak presnosť použitých teoretických modelov pre odhad hluku je potrebné validovať pomocou experimentu.

### 8.1 Testovacie prístroje a zariadenie

#### 8.1.1 Vrtule

K meraniu akustického poľa boli vybrané tri pevné dvojlisté vrtule s priemerom 10, 11 a 12 palcov. Tieto rozmery boli zvolené z dôvodu porovnania výsledkov meraní a výpočtov, ako aj k porovnaniu vplyvu priemeru vrtule na veľkosti vyžarovaného hluku.



Obrázok 22. Dvojlistá vrtuľa APC 10x5 E.



Obrázok 23. Dvojlistá vrtuľa AeroNaut CAMcarbon Light 11x5



Obrázok 24. Dvojlistá vrtuľa APC 12x6 E



### 8.1.2 Pohon

Ako pohonná jednotka bol zvolený elektromotor s rotačným plášťom XM3542EA-4 od firmy Dualsky so základnými vlastnosťami uvedenými v tabuľke 8.

RPM/V [KV]	1180
Rozteč montážnych otvorov [mm]	19/25
Magnety, póly	12,14
Prúd naprázdno @10 V [A]	4,1
Odpor vnútorný [mOhm]	15
Špičkový výkon [W] (8min)	320
Špičkový prúd [A] (15s)	52
Špičkový výkon [W] (15s)	581

Tabuľka 8. Základné parametre motoru DUALSKY XM3542EA-4

K regulácii otáčok bol zvolený regulátor Mezon 120 od firmy JETI model. Od rovnakého výrobcu bol tiež vybraný prijímač DUPLEX R6 a vysielateľ DC-16. Vďaka vzájomnej kompatibilite umožňovali nastavenie a sledovanie všetkých meraných veličín v reálnom čase, a to vrátane napätia a prúdu dodávaného z batérie. Energiu počas celého priebehu merania dodávala do obvodu autobatéria VARTA Professional Dual Purpose (12V, 230Ah, 1150A).

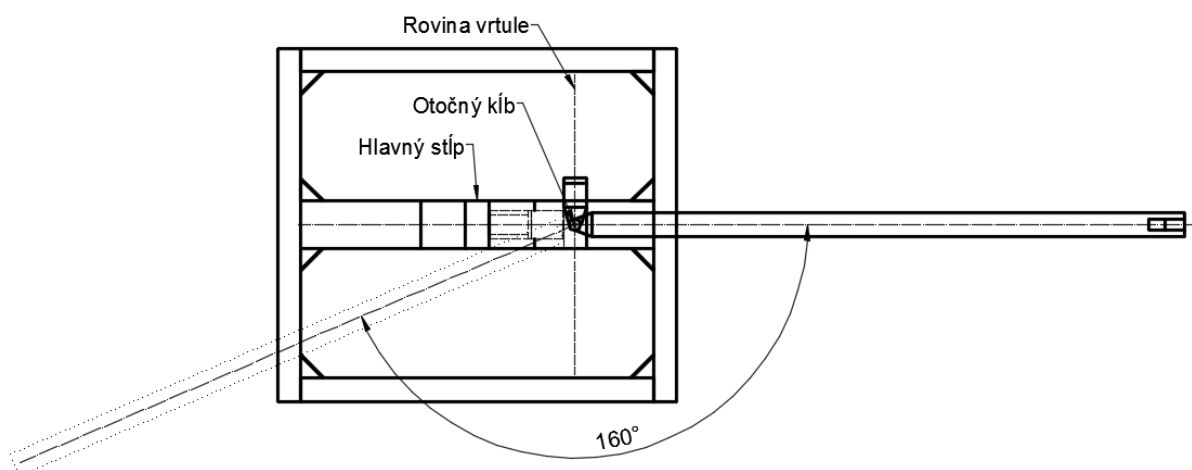
### 8.1.3 Merací stand

Na vykonanie meraní bolo nutné navrhnuť konštrukciu, ktorá by zabezpečovala dostatočnú tuhosť, pevnosť a zároveň splňovala požiadavky minimálnych rozmerov k obmedzeniu tienenia zvukových vln generovaných vrtuľou. Po úvahách a prehodnotení viacerých variantov bola nakoniec navrhnutá konštrukcia optimalizovaná k využitiu častí hliníkového konštrukčného systému ponúkaného firmou Alutec KK. Samotný stand je možné rozdeliť na tri hlavné konštrukčné celky: hlavného nosného stĺpu slúžiaceho pre uchytenie motoru, stabilizačnej základne a otočného ramena. Veľkosť základne bol navrhnutý s ohľadom na dostatočnú stabilitu celého meracieho prípravku, a to predovšetkým behom vlastného merania, pri ktorom sa predpokladajú dynamické účinky pohonu na celý stand. Ďalšou vlastnosťou základne je poskytnutie možnosti upevnenia otočného ramena a eventuálne minimalizovanie prenosu vibrácií na uchytený zvukový analyzátor. Pohyb ramena vo vodorovnom smere v rozsahu 0° až 160° bol umožnený otočným kĺbom, nachádzajúcim sa v rovine rotácie vrtule. Táto poloha zabezpečila pevnú vzdialenosť medzi nábojom vrtule a zvukovým analyzátorom. Pretože rozsah otočného kĺbu je maximálne 180°, musel byť navrhnutý systém ukotvenia celej pohyblivej časti konštrukcie tak, aby bolo možné rýchlym a jednoduchým zásahom prestaviť mechanizmus do obrátenej polohy, a teda pokračovať v meraní v nadväzujúcich uhloch až do ďalšej krajnej polohy ramena (do konečných 320°). Toto bolo dosiahnuté vďaka dvom pozičným spojkám znázornených na obrázku 25.



Obrázok 25. Detail mechanizmu otočného ramena

Nosný stĺp slúžil k uchyteniu motora do požadovanej výšky. Výšku, respektíve vzdialenosť osi otáčania vrtule od podložky bolo nutné voliť ako kompromis medzi samotnou vzdialenosťou od podložky a požiadavkou čo najmenšieho priehybu od ohybového momentu spôsobeného ťahom vrtule na nosný stĺp. Vzhľadom na predpokladaný priemer najväčšej použitej vrtule pre meranie hluku je 12 palcov, bola zvolená výška osi motoru 530 mm nad zemou.



Obrázok 26. Zobrazenie krajných polôh otočného ramena

Motor bol pripevnený k hlavnému stĺpu pomocou dištančných stĺpikov, vďaka ktorým sa docielilo oddialenie vrtule od nosníku o 50 mm a tým sa zmenšilo jeho ovplyvňovanie šírených akustických vln. Pretože osa otáčania ramena je umiestnená pod rovinou otáčania vrtule, oddialenie motoru od hlavného stĺpu pomohlo tiež zväčšiť rozsah krajnej polohy otočného ramena o 5°. Po tejto úprave je možné ramenom analyzovať akustické pole v okolí vrtule v rozsahu 0° až 160° po oboch stranách, kde 0° leží v ose otáčania vrtule a 160° leží za rovinou otáčania vrtule, ako vidno na obrázku 26. Kvôli zadnej montáži motoru (pozícia motoru pred „prepážkou“) bol na čelo motoru pripevnený unášač vrtule.

Troj pohľadový výkres narysovaný v AutoCAD 2015, ako aj model celej konštrukcie vytvorený v programe Autodesk Inventor Professional 2016 je súčasťou práce v rámci príloh.



Obrázok 27. Model meracieho prípravku

### 8.1.4 Prístroje použité k meraniu

Prístroje k analyzovaniu akustického poľa pozostávali zo zvukového analyzátoru a 4 – kanálového modulu NI – 9234 s ethernetovou nadstavbou NI – cDAQ – 9181 spoločne spracujúcich vstupný signál. Ku zberu a vyhodnoteniu dát bol použitý prenosný počítač vybavený programom LabView s nadstavbou NI Signal Express 2013.

Ako zvukový analyzátor bol použitý ¼“ „multi-field“ mikrofón Brüel&Kjær 4961 s frekvenčnou odpoveďou v rozsahu 5 – 20 000 Hz, citlivosťou 60 mV/Pa. a zabudovaným predzosilňovačom. Mikrofón bol pomocou držiaku pevne pripevnený k otočnému ramenu prípravku, čo umožnilo jeho pohyb v horizontálnej rovine okolo rotujúcej vrtule. Vzďialenosť mikrofónu od zdroja hluku bola počas merania nastavená na konštantných 620 mm, čím sa splnila podmienka pre meranie hluku vo vzdialenom poli pre všetky použité priemery vrtúl.



Obrázok 28. Detail upevnenia mikrofónu



V priebehu merania bol prípravok umiestnený na vyvýšenej upínacej plošine a zaťažený tromi závažiami, ako je vidno na obrázku 29 a obrázku 30. V okolí merania sa nachádzalo niekoľko odrazových plôch, z čoho najbližšia bola vzdialená približne jeden a pol metra za prípravkom. Stabilita, ako aj tuhosť konštrukcie meracieho standu sa ukázala ako dostatočná aj pri najvyšších otáčkach najväčšej použitej vrtule a neboli prejavnené žiadne známky nadmerných vibrácií.



Obrázok 29. Umiestnenie meracieho prípravku

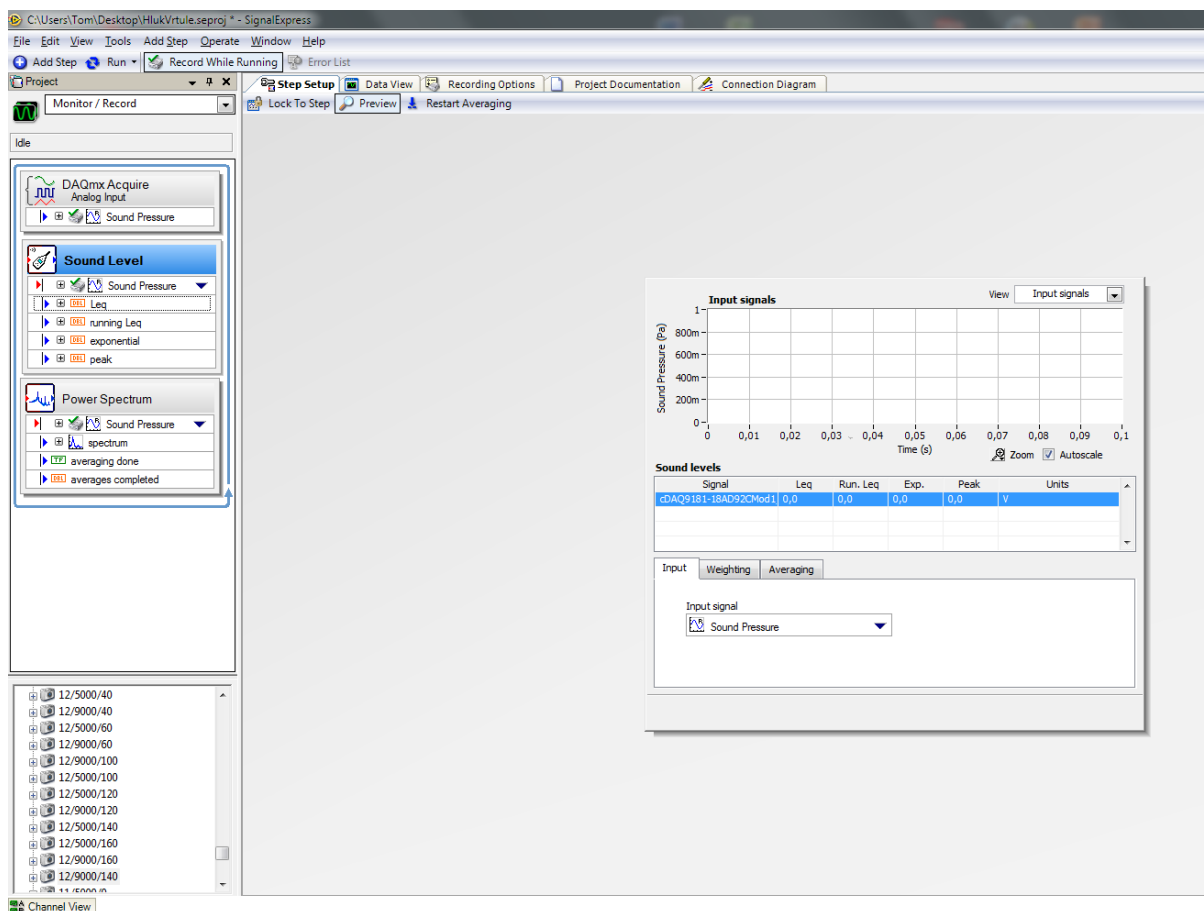


Obrázok 30. Zobrazenie meracieho prípravku a okolitého prostredia

Akustický tlak bol meraný po oboch stranách vrtule v rozmedzí  $0^\circ - 160^\circ$ , so zvoleným krokom  $20^\circ$ . Pri zahrnutí dvoch veľkostí otáčok (5000 RPM a 9000 RPM) a troch vrtúl (vrtule 10x5, 11x5R a 12x6) bolo nameraných celkovo 96 hodnôt.

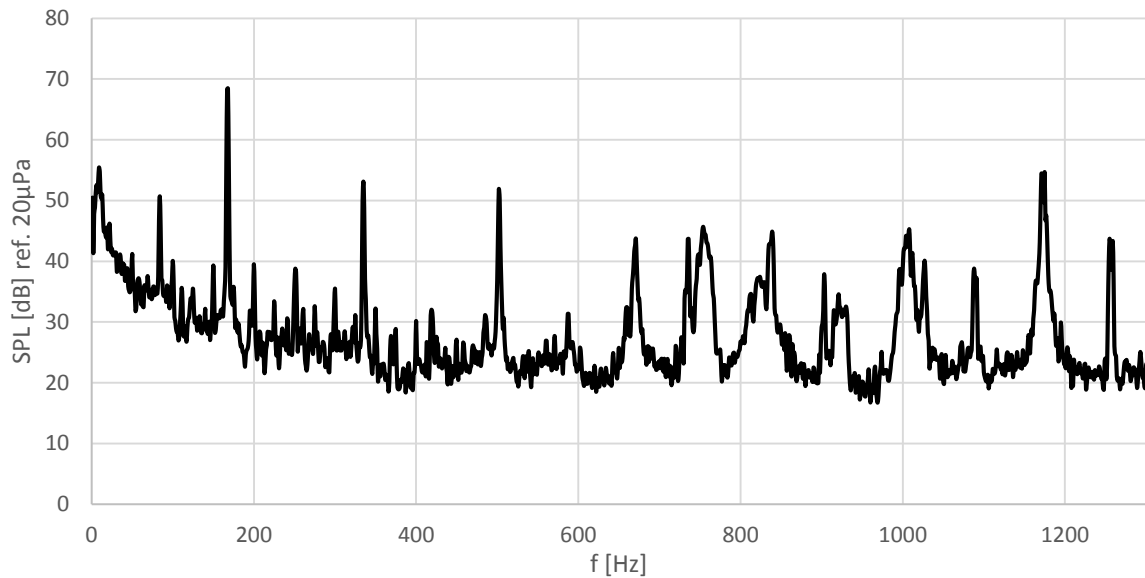
V prostredí programu NI Signal Express 2013 boli pomocou funkcie *Add step* pridané do užívateľského prostredia tri dialógové okná, pomocou ktorých sa nastavili potrebné parametre merania.

- 1.) *Acquire Signals* → *DAQmx Acquire* → *Analog Input* → *Sound Pressure*  
V rámci tohto okna bol pre ďalšie účely zvolený referenčný akustický tlak *dB Reference* na hodnotu  $20 \mu Pa$  a ručné spúšťanie merania.
- 2.) V ďalšom kroku pomocou *Analysis* → *Time – Domain Measurements* → *Sound Level* bol pod záložkou *Input* zvolený vstupný signál *Sound Pressure*. Pretože použité výpočtové metódy použité v predošlej kapitole neuvažujú žiadnu váhu zvuku, pre presnejšie porovnanie medzi výpočtom a experimentom, bola na karte *Weighting* zvolená možnosť *Linear* a v poslednom kroku zvolená doba trvania premenného zvuku 3 sekundy (*Running Leq Averaging Integration time (s)*).
- 3.) Pre zobrazenie frekvenčného spektra signálu, bol v poslednom kroku pomocou *Analysis* → *Frequency – Domain Measurements* → *Power Spectrum* definovaný Hanningov typ okienkovania signálu. Počet samplovacích vzoriek pre iteráciu meraných dát *Number of averages* pod záložkou *Averaging* bolo nastavených na 20.

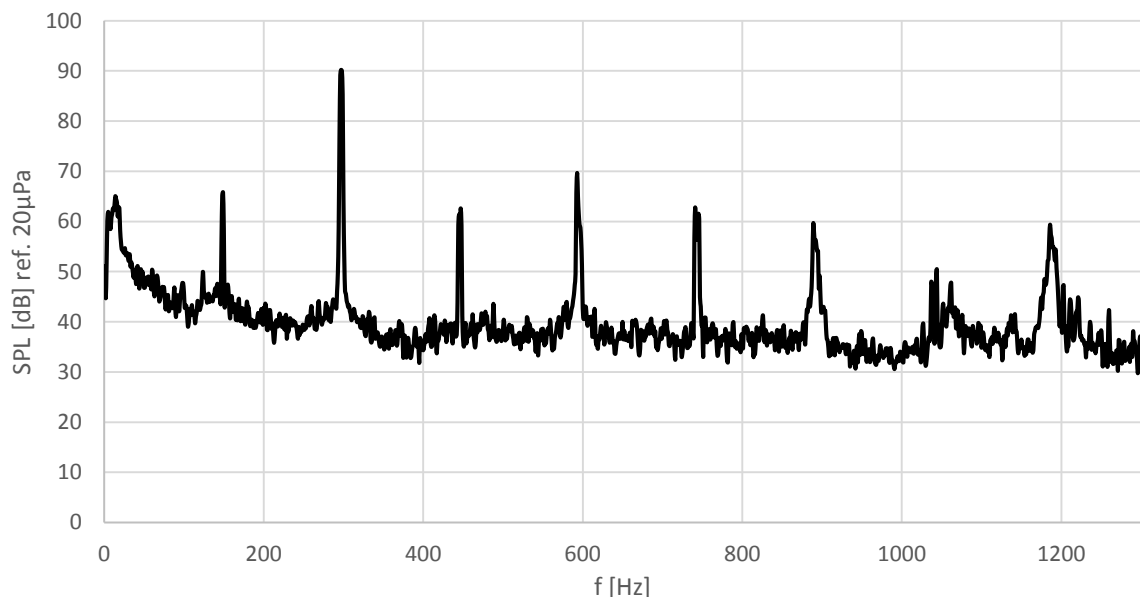


Obrázok 31. Užívateľské prostredie programu NI Signal Express 2013

Z merania bol vyexportovaný príklad vykreslenia frekvenčného spektra pre vrtuľu 11x5R, s mikrofónom v pozícii  $\vartheta = 100^\circ$  od osi rotácie vrtule a pre obe merané veľkosti otáčok. Dominantný tón základnej harmonickej frekvencie z frekvenčného spektra sa líšil od odhadovanej frekvencie<sup>4</sup> len o 1 Hz, respektíve 2 Hz. V oboch prípadoch vidno veľmi malý pokles hladín harmonických frekvencií a v prípade nižšej rotačnej rýchlosti je možné pozorovať za štvrtou harmonickou veľmi silný vplyv vírového hluku. Diskrétne tóny vrtule s otáčkami 9000 RPM majú výraznejší charakter a sú zjavne „vyplnené“ širokopásmovým šumom.



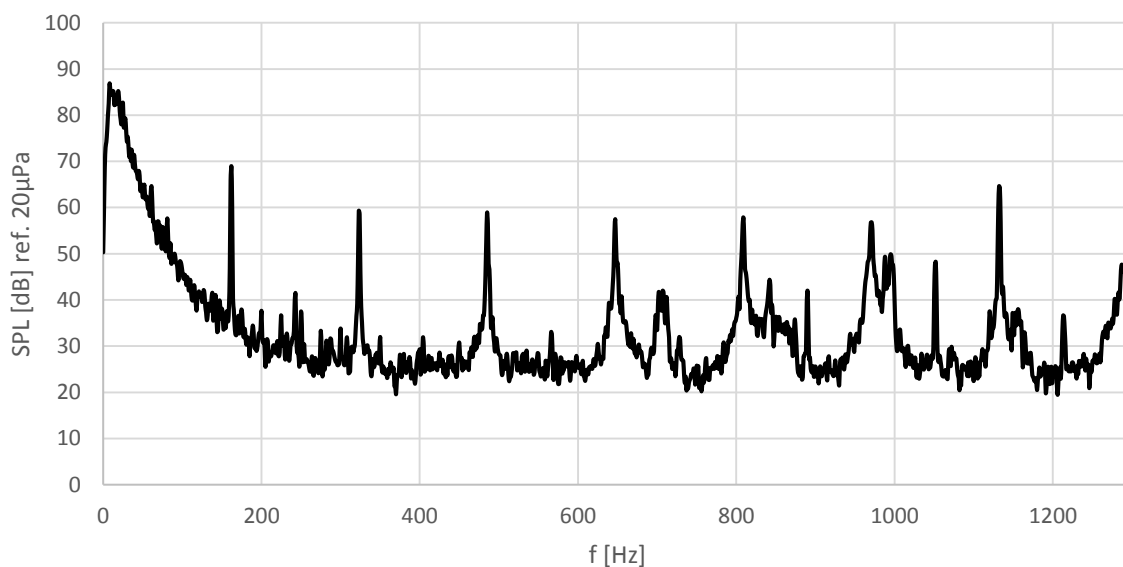
Obrázok 32. Frekvenčné spektrum vrtule 11x5 ( $\theta=100^\circ$ , 5000 RPM)



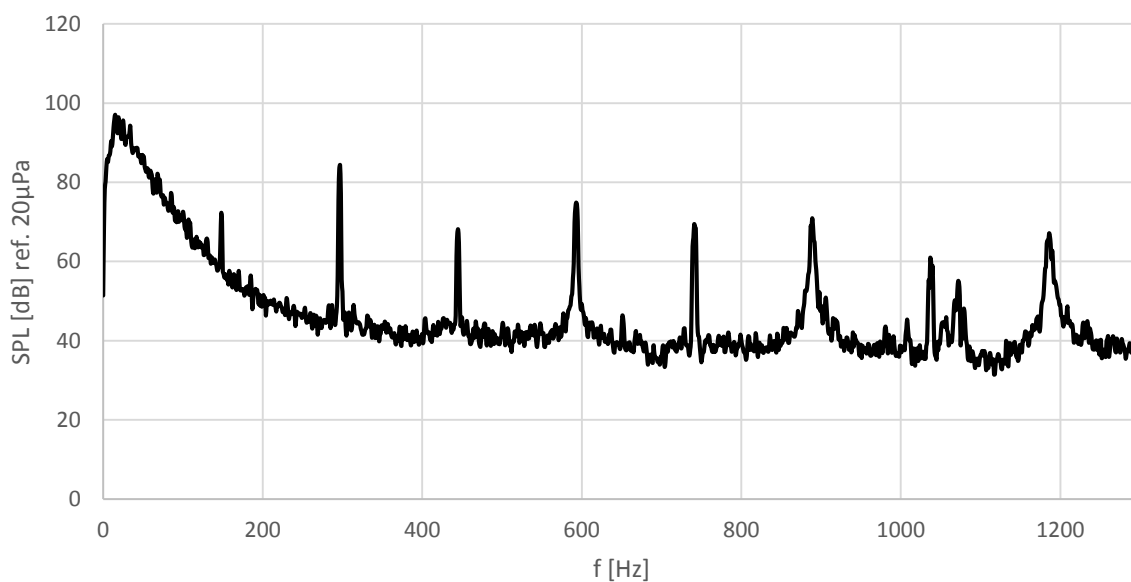
Obrázok 33. Frekvenčné spektrum vrtule 11x5 ( $\theta=100^\circ$ , 9000 RPM)

<sup>4</sup> Frekvenciu základného tónu je možné určiť vynásobením počtu otáčok [ot/s] počtom listov vrtule.

Veľké abnormality v rozmedzí 0 Hz až približne 200 Hz sa ukázali pri pozícií mikrofónu v oboch krajných zadných pozíciách. Tento efekt je s veľkou pravdepodobnosťou spôsobený odrazom signálu od blízkych predmetov a tiež čiastočným tienením hlavného stĺpu meracieho prípravku.



Obrázok 34. Frekvenčné spektrum vrtule 11x5 ( $\theta=160^\circ$ , 5000 RPM)



Obrázok 35. Frekvenčné spektrum vrtule 11x5 ( $\theta=160^\circ$ , 9000 RPM)



## 9 EXPERIMENTÁLNE MERANIE AKUSTICKÉHO POĽA VRTULE

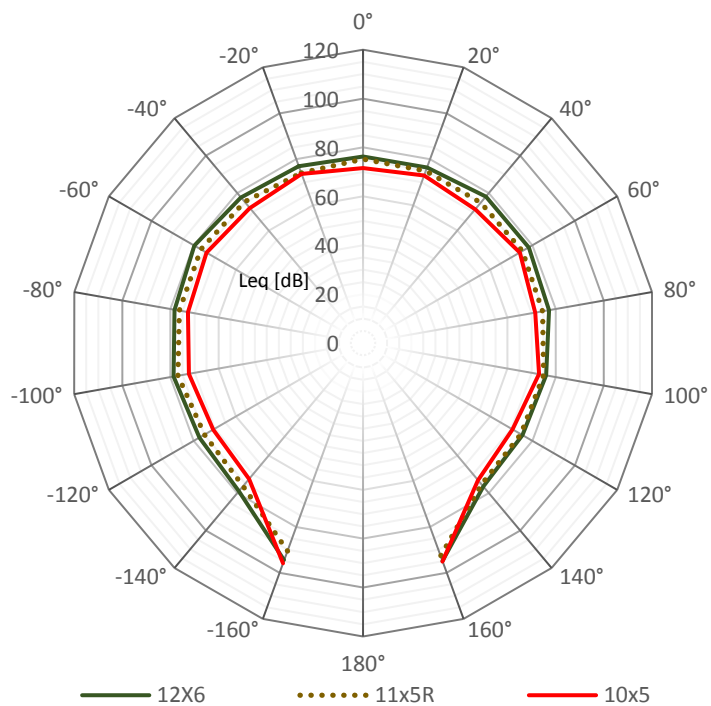
Meranie pozostávalo z vyhodnotenia hluku troch typov vrtúľ, pri čom sa v každej meranej pozícii vyhodnocovala ekvivalentná hladina pre otáčky 5000 RPM a 9000 RPM.

Výsledné hodnoty ekvivalentnej hladiny v závislosti na pozícii mikrofónu je možné vidieť v nasledujúcej tabuľke 9 a sú tiež graficky zobrazené na obrázku 32 a obrázku 33.

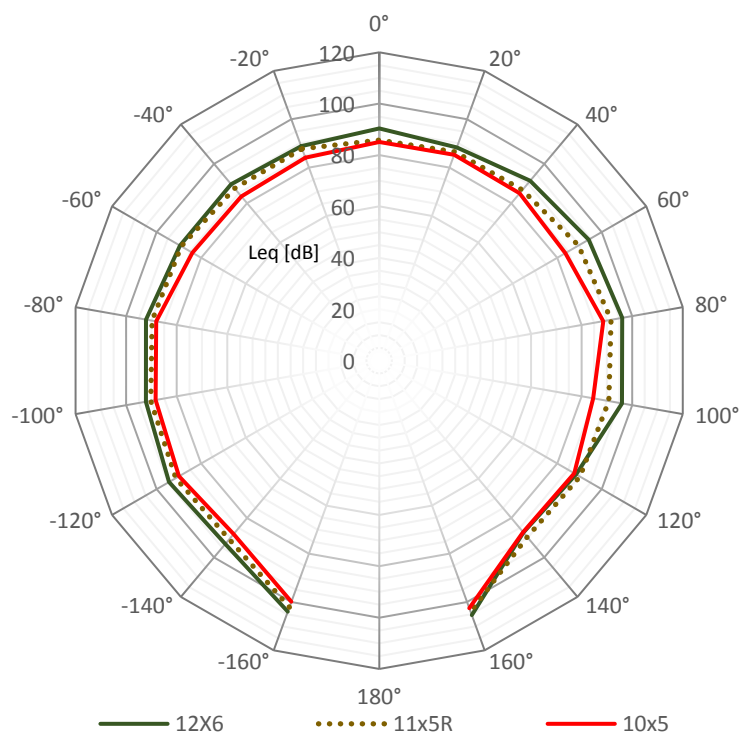
	10x5		11x5R		12x6	
	<i>Leq</i> [dB] (5000 RPM)	<i>Leq</i> [dB] (9000 RPM)	<i>Leq</i> [dB] (5000 RPM)	<i>Leq</i> [dB] (9000 RPM)	<i>Leq</i> [dB] (5000 RPM)	<i>Leq</i> [dB] (9000 RPM)
0°	71,58	85,10	75,24	85,83	76,31	90,38
20°	72,92	85,27	74,90	86,40	76,46	88,31
40°	71,42	85,01	75,00	86,70	78,13	91,34
60°	74,00	83,72	75,30	89,59	78,29	94,13
80°	71,49	88,59	74,60	91,64	77,24	96,06
100°	73,09	84,54	74,99	90,74	75,98	96,00
120°	70,63	87,72	74,49	90,31	75,35	88,55
140°	73,20	87,11	75,42	89,60	76,57	87,40
160°	95,04	102,53	92,76	103,96	94,85	105,39
0°	71,90	84,54	73,23	87,05	76,03	90,04
-20°	73,62	84,06	74,06	87,80	76,94	88,78
-40°	72,13	83,46	75,44	87,47	77,74	89,69
-60°	73,87	84,02	76,64	89,03	79,73	89,56
-80°	72,74	88,15	76,35	89,81	78,33	92,16
-100°	72,40	88,37	76,90	90,26	78,71	92,20
-120°	70,80	89,99	74,91	91,39	77,28	94,39
-140°	72,52	88,08	76,32	90,79	79,10	93,23
-160°	95,84	99,91	90,47	102,16	94,41	104,01

Tabuľka 9. Zmerané hodnoty ekvivalentnej hladiny

Na základe meraní ekvivalentnej hladiny akustického tlaku je možné konštatovať, že pri zvýšení otáčok z 5000 RPM na 9000 RPM dôjde k zvýšeniu ekvivalentnej hladiny o 10 až 25 dB. Všeobecne sa dá tiež z meraní zistiť, že každým zväčšením priemeru o jeden palec a uvažovanom zachovaní konštantných otáčok vrtule dôjde k zvýšeniu hladiny akustického tlaku v priemere o 3dB. Preto má z pomedzi všetkých variantov vrtúľ podľa očakávaní najvyššiu ekvivalentnú hladinu najväčšia použitá vrtuľa. Vplyvom blízkosti odrazových plôch v okolí merania, a hlavne v zadných koncových dorazoch (160°/ -160°), došlo v týchto miestach pomerne k silnému zosilneniu signálu. Iný dôvod, vzhľadom k predošlým predpokladom, pre zvýšenú ekvivalentnú hladinu nie je známy.



Obrázok 36. Zmerané hodnoty ekvivalentnej hladiny v závislosti na uhle  $\theta$  pri 5000 RPM



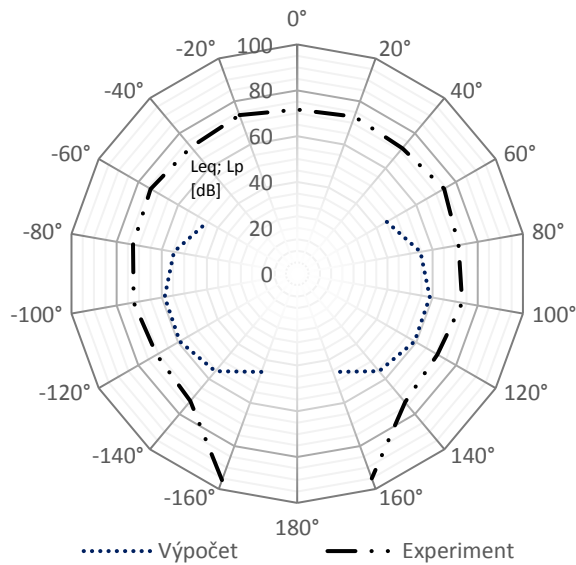
Obrázok 37. Zmerané hodnoty ekvivalentnej hladiny v závislosti na uhle  $\theta$  pri 9000 RPM

## 9.1 Porovnanie výsledkov z meraní a výpočtov

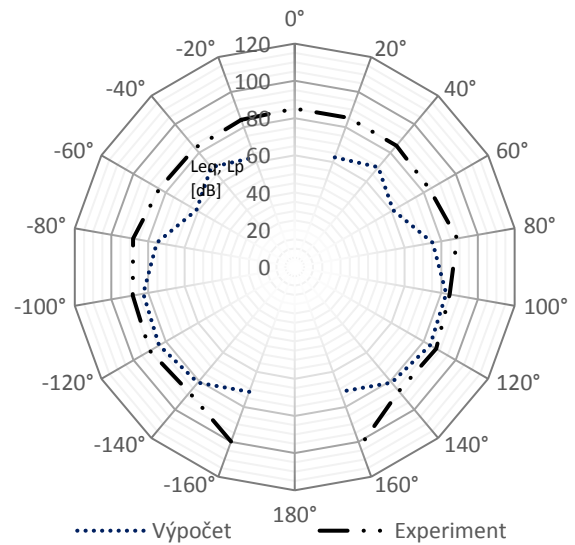
Táto časť bude venovaná sumarizácii vypočítaných hladín akustického tlaku a experimentálne získaných ekvivalentných hladín akustického tlaku. Na záver kapitoly budú zhodnotené výsledky.

	5000 RPM			9000 RPM	
	Výpočet $L_p$ [dB]	Experiment $L_{eq}$ [dB]		Výpočet $L_p$ [dB]	Experiment $L_{eq}$ [dB]
0°	0	71,58	0°	0	85,10
20°	26,47	72,92	20°	62,69	85,27
40°	14,26	71,42	40°	69,96	85,01
60°	45,22	74,00	60°	61,04	83,72
80°	54,64	71,49	80°	75,30	88,59
100°	58,72	73,09	100°	82,65	84,54
120°	59,11	70,63	120°	84,13	87,72
140°	55,62	73,20	140°	81,13	87,11
160°	45,62	95,04	160°	71,38	102,53
180°	0	x	180°	0	x
-160°	45,62	95,84	-160°	71,38	99,91
-140°	55,62	72,52	-140°	81,13	88,08
-120°	59,11	70,80	-120°	84,13	89,99
-100°	58,72	72,40	-100°	82,65	88,37
-80°	54,64	72,74	-80°	75,30	88,15
-60°	45,22	73,87	-60°	61,04	84,02
-40°	14,26	72,13	-40°	69,96	83,46
-20°	26,47	73,62	-20°	62,69	84,06
0°	0	71,90	0°	0	84,54

Tabuľka 10. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 10x5R



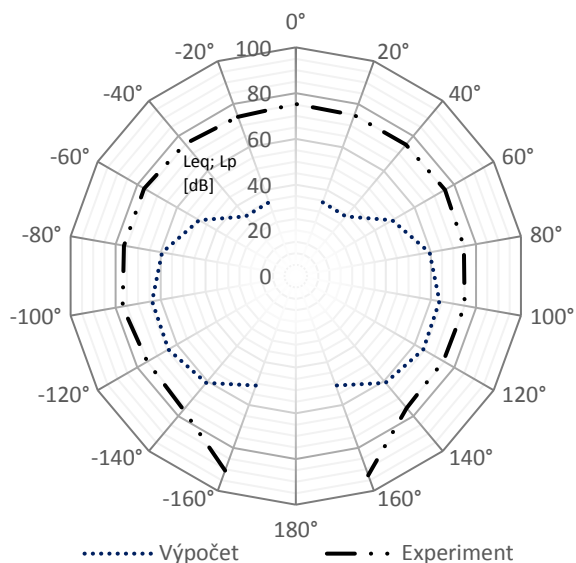
Obrázok 38. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 10x5 (5000 RPM)



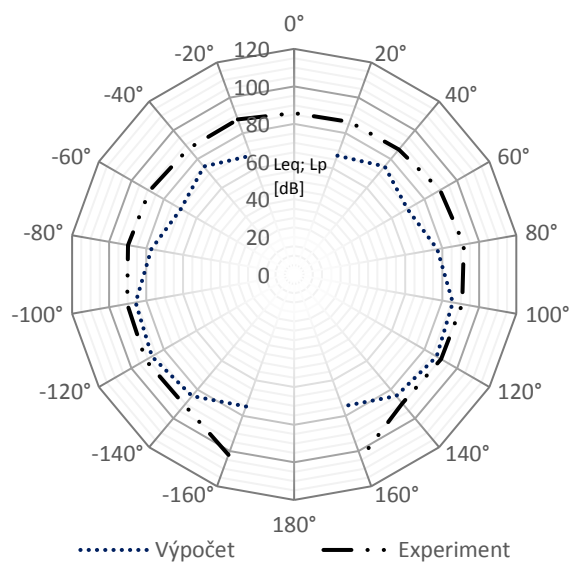
Obrázok 39. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 10x5 (9000 RPM)

	5000 RPM			9000 RPM	
	Výpočet $L_p$ [dB]	Experiment $L_{eq}$ [dB]		Výpočet $L_p$ [dB]	Experiment $L_{eq}$ [dB]
0°	0	75,24	0°	0	85,83
20°	34,29	74,90	20°	67,23	86,40
40°	34,10	75,00	40°	74,89	86,70
60°	48,76	75,30	60°	69,66	89,59
80°	59,41	74,60	80°	77,23	91,64
100°	63,82	74,99	100°	85,67	90,74
120°	64,35	74,49	120°	87,40	90,31
140°	60,93	75,42	140°	84,50	89,60
160°	50,96	92,76	160°	74,80	103,96
180°	0	x	180°	0	x
-160°	50,96	90,47	-160°	74,80	102,16
-140°	60,93	76,32	-140°	84,50	90,79
-120°	64,35	74,91	-120°	87,40	91,39
-100°	63,82	76,90	-100°	85,67	90,26
-80°	59,41	76,35	-80°	77,23	89,81
-60°	48,76	76,64	-60°	69,66	89,03
-40°	34,10	75,44	-40°	74,89	87,47
-20°	34,29	74,06	-20°	67,23	87,80
0°	0	73,23	0°	0	87,05

Tabuľka 11. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 11x5R



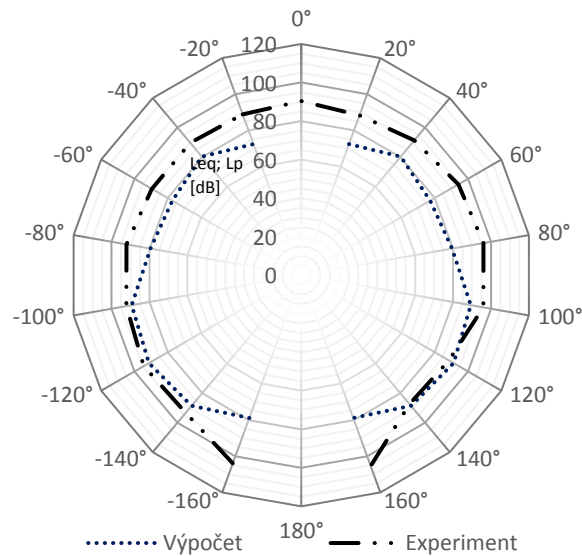
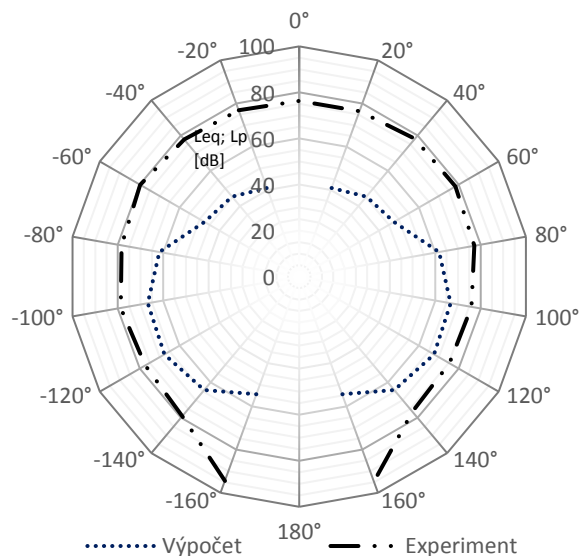
Obrázok 40. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 11x5R (5000 RPM)



Obrázok 41. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 11x5R (9000 RPM)

	5000 RPM			9000 RPM	
	Výpočet $L_p$ [dB]	Experiment $L_{eq}$ [dB]		Výpočet $L_p$ [dB]	Experiment $L_{eq}$ [dB]
0°	0	76,31	0°	0	90,38
20°	40,95	76,46	20°	72,43	88,31
40°	45,39	78,13	40°	80,40	91,34
60°	47,52	78,29	60°	77,25	94,13
80°	61,70	77,24	80°	79,43	96,06
100°	66,79	75,98	100°	89,38	96,00
120°	67,59	75,35	120°	91,38	88,55
140°	64,30	76,57	140°	88,57	87,40
160°	54,39	94,85	160°	78,92	105,39
180°	0	x	180°	0	x
-160°	54,39	94,41	-160°	78,92	104,01
-140°	64,30	79,10	-140°	88,57	93,23
-120°	67,59	77,28	-120°	91,38	94,39
-100°	66,79	78,71	-100°	89,38	92,20
-80°	61,70	78,33	-80°	79,43	92,16
-60°	47,52	79,73	-60°	77,25	89,56
-40°	45,39	77,74	-40°	80,40	89,69
-20°	40,95	76,94	-20°	72,43	88,78
0°	0	76,026	0°	0	90,04

Tabuľka 12. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 12x6



Obrázok 42. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 12x6 (5000 RPM)

Obrázok 43. Porovnanie vypočítaných a nameraných hodnôt pre vrtuľu 12x6 (9000 RPM)

Porovnaním vypočítaných hladín akustického tlaku s experimentálne získanými hodnotami v závislosti na otáčkach je možné vidieť, že Gutinova metóda v prípade 5000 RPM výsledky výrazne podhodnocuje. Okrem toho, že Gutinov výpočet uvažuje nulovú hodnotu hladiny akustického tlaku v osi rotácie (tzn. pri  $0^\circ$ ) a z toho vyplývajúcu najvyššiu odchýlku oproti meraniam, v ďalších polohách sa priemerný rozdiel oproti meraniam pohybuje v oblasti 30 dB v prípade vrtule 10x5, a 25 dB u ostatných dvoch vrtúľ. Príčinou tohto veľkého rozdielu je maskovanie rotačnej zložky hluku zložkou vírovou. Presnosť výpočtu sa však so stúpajúcimi otáčkami, a teda aj Machovým číslom na koncoch listov zvyšuje. Najlepšia zhoda medzi odhadom a meraním bola zistená v pozícií mikrofónu 100 až  $140^\circ$  po oboch stranách, kde sú výsledky v porovnaní s meraniami presné a rozdiel je vo všetkých prípadoch v rozsahu 2 až 6 dB. Toto zistenie platí pre všetky testované vrtule a veľkosti otáčok 9000 RPM. Z tohto vyplýva, že Gutinovu metódu je možné použiť pri odhade hluku vrtule pri Machových číslach na koncoch listov nad  $M_t = 0,35$ .

## 10 ZÁVER

Diplomová práca sa venovala akustickému poľu vrtule. Hlavným cieľom bolo porovnať teoretické postupy odhadu hluku určených Gutinovou formuláciou rotačného hluku vrtule s praktickými meraniami staticky operujúcich vrtúl niekoľkých rozmerov. V rešeršnej časti boli spomenuté základné používané metódy pri meraní hluku a v krátkosti popísané špecifické podmienky merania rotujúcej vrtule bez posuvného pohybu.

Na analýzu boli vybrané tri typy dvojlistých vrtúl o priemeroch 10, 11 a 12 palcov. Vo výpočtovej časti bol určený odhad celkového akustického tlaku sumáciou druhých mocnín efektívneho akustického tlaku prvých štyroch harmonických frekvencií. Vo výsledkoch sa ukázalo, že najväčšou mierou na celkovom tlaku sa podieľajú prvé dve harmonické. Z celkového akustického tlaku bola následne dopočítaná nevážená hladina akustického tlaku. Pre porovnanie boli pre tieto výpočty použité štyri hodnoty otáčok – 2300, 5000, 7000 a 9000 RPM. Pre potreby výpočtov bol pomocou laboratórnej váhy zmeraný ťah všetkých troch vrtúl a pre zistenie prípadných odchýlok tiež pravotočivá verzia 11 palcovej vrtule. Neboli konštatované žiadne abnormality a pri zobrazených smerových charakteristikách bola zistená len malá odchýlka od jej pravotočivej verzie, a to pri otáčkach rovných 2300 RPM.

V rámci samotného experimentu bol navrhnutý a postavený prípravok k meraniu akustického poľa vrtule. Otočné rameno, nachádzajúce sa v rovine rotácie vrtule, umožňovalo nastaviť pozíciu osadeného ¼“ mikrofónu typu „multi – field“ v rozsahu 0 až 160° po oboch stranách vrtule. Meranie prebehlo na vyvýšenej upínacej plošine v laboratóriu Letadlové techniky ČVUT a podrobili sa mu vrtule APC 10x5E, AeroNaut CAMcarbon Light 11x5 (pravotočivý variant) a APC 12x6E, a to pri veľkosti otáčok 5000 RPM a 9000 RPM. Výstupom merania hluku je ekvivalentná hladina akustického tlaku v nevázenej podobe. Z výsledkov je zrejmé, že priemer vrtule má veľký vplyv na akustické pole. Každé zväčšenie vrtule o jeden palec, inak pri konštantných otáčkach, spôsobilo zvýšenie ekvivalentnej hladiny v priemere o 3 dB. Z tejto analýzy, ale aj celkového výstupu vyplýva, že 12 palcová vrtuľa APC 12x6E bola zo všetkých najhlučnejšia. Možným spôsobom ako v tomto prípade znížiť hluk vrtule je použitie menšej vrtule s nižším Machovým číslom na konci listov.

Porovnaním vypočítaných výsledkov s výsledkami meraní je možné zistiť, že presnosť Gutinovej metódy je pomerne vysoká v prípade vysokých otáčok, respektíve Machových číslach na špičkách listov nad hodnotou rovnou 0,35 a je ju možné použiť pre hrubší odhad hluku. Nepresnosť tejto metódy pri nízkych otáčkach, teda pod spomínanou hodnotou je spôsobená pravdepodobným maskovaním vírovou zložkou hluku.

V rámci zhodnotenia je nutné poznamenať, že v okolí merania sa nachádzalo niekoľko odrazových plôch, z čoho najvýraznejší vplyv mali na experiment predmety umiestnené za meracím prípravkom a v krajných polohách (160°/-160°) otočného ramena ovplyvňovali merané hodnoty, čo je možné vidieť jednak na smerových charakteristikách, ako aj na príklade frekvenčného spektra získanom z tohto miesta merania.

K presnejším výsledkom by bolo potrebné vykonať meranie v nerušivom prostredí s minimom odrazových plôch a pre potvrdenie presnosti Gutinovej metódy nadviazať na merania s použitím väčších priemerov vrtúl.

## 11 ZOZNAM POUŽITEJ LITERATÚRY A OBRÁZKOV

### Použitá literatúra

- [1] ANSELMET, Fabien a MATTEI Pierre-Olivier. *Acoustics, Aeroacoustics and Vibrations* [online]. 2016. Hoboken: John Wiley & Sons, Incorporated, 2016 [cit. 2017-07-25]. ISBN 9781119178392. Dostupné z: ProQuest Ebook Central
- [2] JIŘÍČEK, Ondřej. *Úvod do akustiky*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2002. ISBN 80-01-02460-1.
- [3] JUHL, Peter Moller a JACOBSEN Finn. *Fundamentals of General Linear Acoustic*. Somerset: John Wiley & Sons, Incorporated, 2013 [cit. 2017-07-25]. ISBN 9781118636169. Dostupné z: ProQuest Ebook Central.
- [4] BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Vyd. 5. Praha: ČVUT, 2001. ISBN 80-01-02347-8.
- [5] ŠKVOR, Zdeněk. *Elektroakustika a akustika*. Praha: Česká technika - nakladatelství ČVUT, 2012. ISBN 978-80-01-025034-7.
- [6] COWAN, James P. *The Effects of Sound on People*. Chicester: John Wiley & Sons, Incorporated, 2013 [cit. 2017-07-25]. ISBN 9781118895689. Dostupné z: ProQuest Ebook Central
- [7] DELFS, Jan. *Grundlagen der Aeroakustik*. prednášky na Technische Universität Braunschweig, október 2016. Dostupné z: [www.dlr.de/as/en/Portaldata/5/Resources/dokumente/abteilungen/abt\\_ta/Notes\\_Basics\\_of\\_Aeroacoustics\\_Delfs.pdf](http://www.dlr.de/as/en/Portaldata/5/Resources/dokumente/abteilungen/abt_ta/Notes_Basics_of_Aeroacoustics_Delfs.pdf)
- [8] ROSEN, Stuart a HOWELL Peter. *Applications to Hearing*. In: UCL Speech, Hearing and Phonetic Sciences. Londýn: Brill, 2010 [cit. 2017-07-24]. Dostupné z: <http://www.phon.ucl.ac.uk/courses/spsci/AUDL4007/12.pdf>
- [9] METZGER, F.Bruce. *A review of propeller noise prediction methodology: 1919-1994* [online]. Hampton, VA, USA: Langley Research Center, 1995. [cit. 2017-07-04]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19960008819>
- [10] Marte, Jacke E. a KURTZ Donald W. . *A Review of Aerodynamic Noise From Propellers, Rotors, and Lift Fans* [online]. Simsbury, CT, USA: Metzger Technology Services, 1970. [cit. 2017-07-04]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19700005920>



- [11] ABAGNALI, Vitale a FABBRI Giampaolo. *Sound Waves: Propagation, Frequencies and Effects* [online]. 2012. Hauppauge: Nova Science Publishers, 2012 [cit. 2017-07-04]. ISBN 9781614701699.  
Dostupné z: ProQuest Ebook Central
- [12] CARLEY, Michael. *Time domain calculation of noise generated by a propeller in a flow* [online]. Dublin: Trinity College. Department of Mechanical and Manufacturing Engineering, 1997. [cit. 2017-07-04].  
Dostupné z: <http://www.tara.tcd.ie/handle/2262/77678>
- [13] SÝKORA, Daniel. *Výpočtové modelování aerodynamického hluku při obtékání tělesa*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. s. 23.
- [14] HICKS Chester W. a HUBBARD Harvey H. *Comparison of Sound Emission from Two-blade, Four-blade, and Seven-blade Propellers* [online]. Langley Field, VA, USA: Langley Aeronautical Lab., 1947. [cit. 2017-07-04].  
Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930081979>
- [15] BROWN, David a OLLERHEAD J.B. *Propeller noise at low tip speeds* [online]. Hampton, VA, USA: Wyle labs, 1971. [cit. 2017-07-04].  
Dostupné z: <http://www.dtic.mil/docs/citations/AD0731156>
- [16] GUTIN, L. *On the Sound Field of a Rotating Propeller* [online]. Langley Field, VA, USA: Langley Aeronautical Lab., 1948. [cit. 2017-07-04].  
Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20030068996>
- [17] THEODORSEN, Theodore a REGIER Arthur A. *The problem of noise reduction with reference to light airplanes* [online]. Langley Field, VA, USA: Langley Aeronautical Lab., 1946. [cit. 2017-07-04].  
Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930081805>
- [18] ALEXANDROV, V.L. *Letecké vrtule*. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1954.
- [19] HUBBARD, Harvey. H. *Propeller-noise Charts for Transport Airplanes* [online]. Langley Field, VA, USA: Langley Aeronautical Lab., 1953. [cit. 2017-07-04].  
Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930084076>

### Použité obrázky

- [1] DELFS, Jan. *Grundlagen der Aeroakustik*. přednášky na Technische Universität Braunschweig, október 2016.  
Dostupné z: [www.dlr.de/as/en/Portaldata/5/Resources/dokumente/abteilungen/abt\\_ta/Notes\\_Basics\\_of\\_Aeroacoustics\\_Delfs.pdf](http://www.dlr.de/as/en/Portaldata/5/Resources/dokumente/abteilungen/abt_ta/Notes_Basics_of_Aeroacoustics_Delfs.pdf)
- [2] METZGER, F.Bruce. *A review of propeller noise prediction methodology: 1919-1994* [online]. Hampton, VA, USA: Langley Research Center, 1995. [cit. 2017-07-04].  
Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19960008819>
- [3] GUTIN, L. *On the Sound Field of a Rotating Propeller* [online]. Langley Field, VA, USA: Langley Aeronautical Lab., 1948. [cit. 2017-07-04].  
Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20030068996>
- [4] LIENHARD, J. H. *Engines of Our Ingenuity : No. 1653: Aeolian Vibration* [online]. [cit. 2017-07-29].  
Dostupné z: <http://www.uh.edu/engines/epi1653.htm>

## 12 PRÍLOHY

### PRÍLOHA 1 – Namerané hodnoty ťahu vrtule

n [RPM]	n [ot/s]	T [g]	T [N]	U [V]	I [A]	P <sub>IN</sub> [W]	M <sub>T</sub> [1]	C <sub>T</sub> [1]
2300	38,33	106,5	1,04	12,5	1	12,5	0,10	0,0980
3200	53,33	198,2	1,94	12,5	1	12,5	0,14	0,0943
3900	65,00	290	2,84	12,5	2	25	0,17	0,0929
4500	75,00	419	4,11	12,4	4	49,6	0,19	0,1008
5000	83,33	487,7	4,78	12,4	5	62	0,21	0,0950
5500	91,67	598,4	5,87	12,3	6	73,8	0,23	0,0963
6000	100,00	690	6,77	12,3	8	98,4	0,26	0,0933
6300	105,00	784,7	7,70	12,2	9	109,8	0,27	0,0963
6600	110,00	868,8	8,52	12,1	11	133,1	0,28	0,0971
7000	116,67	957	9,39	12,1	13	157,3	0,30	0,0951
7500	125,00	1122	11,01	12	16	192	0,32	0,0971
8000	133,33	1268	12,44	11,9	19	226,1	0,34	0,0965
8500	141,67	1435	14,08	11,8	22	259,6	0,36	0,0967
9000	150,00	1585	15,55	11,7	26	304,2	0,38	0,0953
9500	158,33	1815	17,81	11,5	31	356,5	0,40	0,0979
10000	166,67	2020	19,82	11,3	38	429,4	0,43	0,0984

Tabuľka P1.1. (Pokračovanie Tabuľky 3) Hodnoty ťahu a ďalších parametrov závislých na otáčkach - vrtuľa 11x5R

n [RPM]	n [ot/s]	T [g]	T [N]	U [V]	I [A]	P <sub>IN</sub> [W]	M <sub>T</sub> [1]	C <sub>T</sub> [1]
2300	38,33	96,8	0,95	12,5	1	12,5	0,10	0,0891
3200	53,33	192,5	1,89	12,5	1	12,5	0,14	0,0915
3900	65,00	278	2,73	12,5	2	25	0,17	0,0890
4500	75,00	391	3,84	12,4	4	49,6	0,19	0,0940
5000	83,33	490	4,81	12,4	5	62	0,21	0,0954
5500	91,67	596	5,85	12,3	6	73,8	0,23	0,0959
6000	100,00	688	6,75	12,2	8	97,6	0,26	0,0931
6300	105,00	782	7,67	12,2	9	109,8	0,27	0,0959
6600	110,00	860	8,44	12,1	11	133,1	0,28	0,0961
7000	116,67	950	9,32	12	13	156	0,30	0,0944
7500	125,00	1080	10,59	12	15	180	0,32	0,0935
8000	133,33	1176	11,54	11,9	19	226,1	0,34	0,0895
8500	141,67	1400	13,73	11,8	22	259,6	0,36	0,0944
9000	150,00	1569	15,39	11,7	26	304,2	0,38	0,0943
9500	158,33	1815	17,81	11,5	32	368	0,40	0,0979
10000	166,67	2060	20,21	11,3	39	440,7	0,43	0,1003

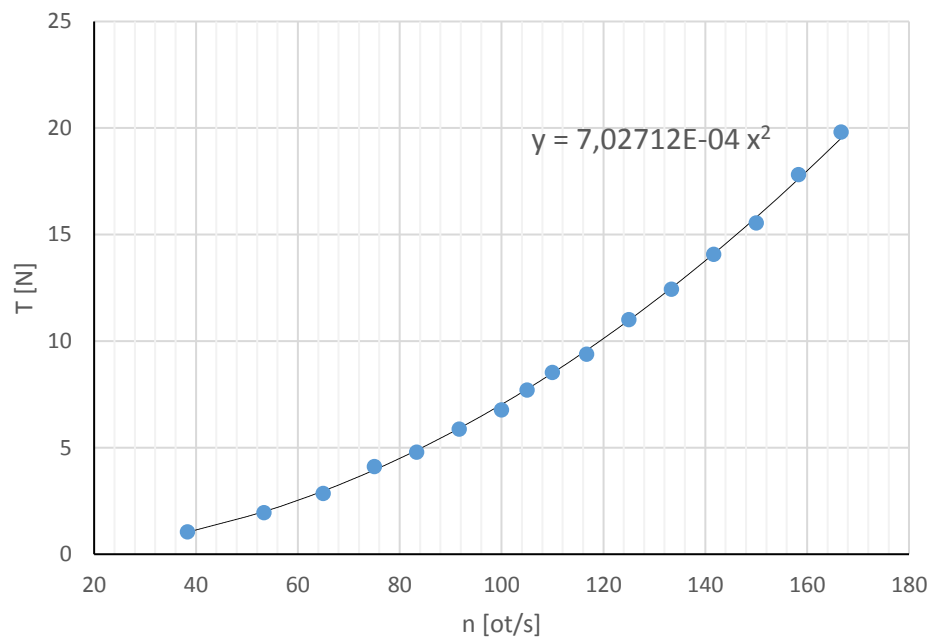
Tabuľka P1.2. (Pokračovanie Tabuľky 4) Hodnoty ťahu a ďalších parametrov závislých na otáčkach - vrtuľa 11x5L

n [RPM]	n [ot/s]	T [g]	T [N]	U [V]	I [A]	P <sub>IN</sub> [W]	M <sub>T</sub> [1]	C <sub>T</sub> [1]
2300	38,33	113,6	1,11	12,6	1	12,6	0,11	0,0738
3200	53,33	239,4	2,35	12,5	2	25	0,15	0,0804
3900	65,00	393,6	3,86	12,4	3	37,2	0,18	0,0890
4500	75,00	493,2	4,84	12,4	5	62	0,21	0,0837
5000	83,33	635	6,23	12,3	7	86,1	0,23	0,0873
5500	91,67	741,4	7,27	12,3	8	98,4	0,26	0,0843
6000	100,00	873	8,56	12,2	11	134,2	0,28	0,0834
6300	105,00	1000	9,81	12,1	13	157,3	0,29	0,0866
6600	110,00	1114	10,93	12	15	180	0,31	0,0879
7000	116,67	1245	12,21	11,9	17	202,3	0,32	0,0874
7500	125,00	1495	14,67	11,8	22	259,6	0,35	0,0914
8000	133,33	1633,6	16,03	11,7	26	304,2	0,37	0,0878
8500	141,67	1908	18,72	11,5	33	379,5	0,39	0,0908
9000	150,00	2140	20,99	11,3	39	440,7	0,42	0,0908
9200	153,33	2253	22,10	11,2	44	492,8	0,43	0,0915
9500	158,33	2386	23,41	11	47	517	0,44	0,0909

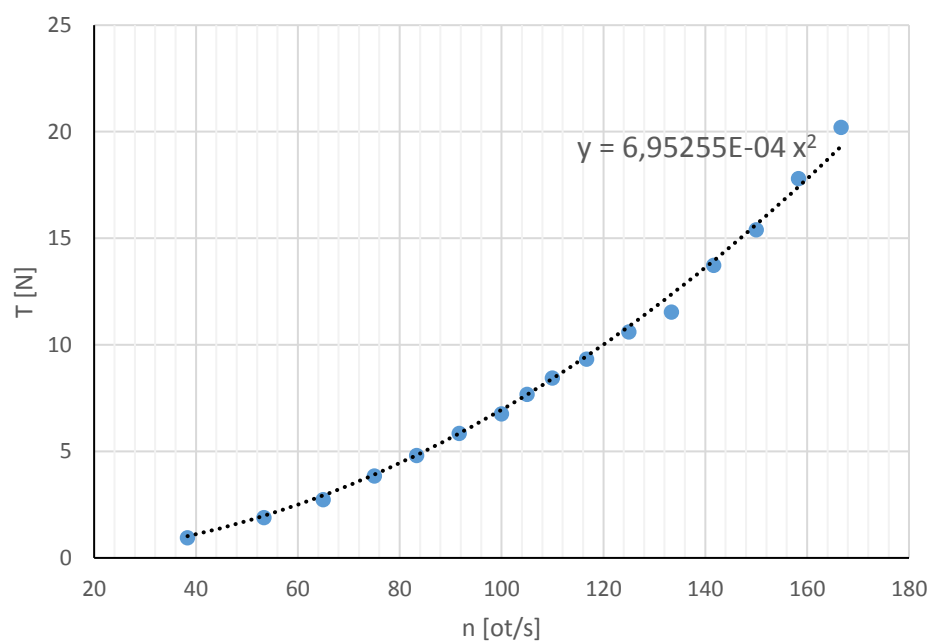
Tabuľka P1.3. (Pokračovanie Tabuľky 4) Hodnoty ťahu a ďalších parametrov závislých na otáčkach - vrtuľa 12x6

n [RPM]	n [ot/s]	T [g]	T [N]	U [V]	I [A]	P <sub>IN</sub> [W]	M <sub>T</sub> [1]	C <sub>T</sub> [1]
2300	38,33	65,1	0,64	12,6	1	12,6	0,09	0,0877
3200	53,33	118,3	1,16	12,6	1	12,6	0,12	0,0824
3900	65,00	187,8	1,84	12,5	2	25	0,15	0,0880
4500	75,00	256,2	2,51	12,5	2	25	0,17	0,0902
5000	83,33	313	3,07	12,5	3	37,5	0,19	0,0893
5500	91,67	378,4	3,71	12,4	4	49,6	0,21	0,0892
6000	100,00	433,9	4,26	12,4	4,5	55,8	0,23	0,0859
6300	105,00	529,8	5,20	12,3	6	73,8	0,24	0,0952
6600	110,00	613,6	6,02	12,3	6	73,8	0,26	0,1004
7000	116,67	732,5	7,19	12,2	7	85,4	0,27	0,1066
7500	125,00	820,6	8,05	12,2	9	109,8	0,29	0,1040
8000	133,33	931,6	9,14	12,1	11	133,1	0,31	0,1038
8500	141,67	1045	10,25	12	12	144	0,33	0,1031
9000	150,00	1200	11,77	12	16	192	0,35	0,1056
9500	158,33	1300	12,75	11,9	19	226,1	0,37	0,1027
10000	166,67	1400	13,73	11,8	21	247,8	0,39	0,0998

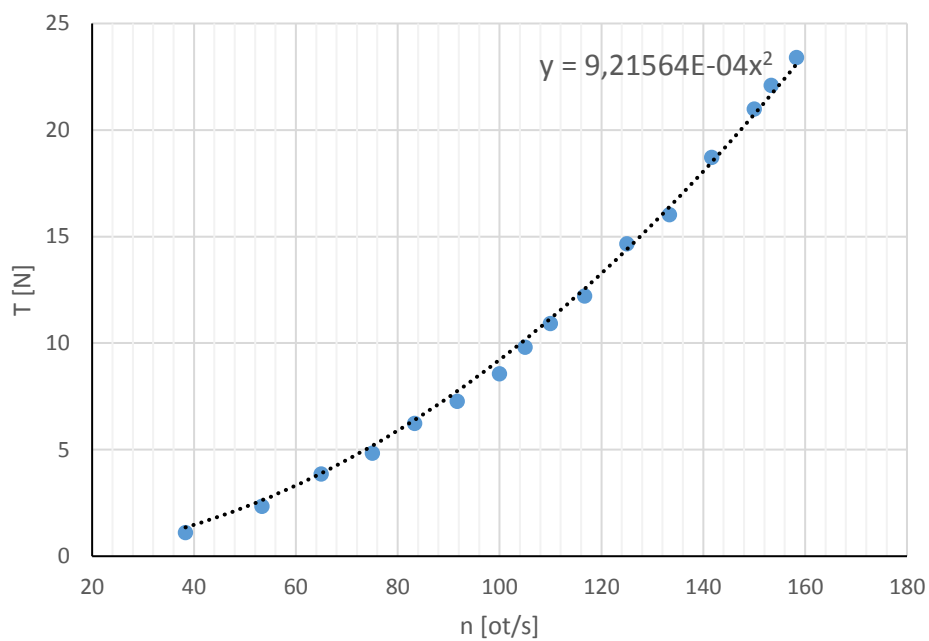
Tabuľka P1.4. (Pokračovanie Tabuľky 5) Hodnoty ťahu a ďalších parametrov závislých na otáčkach - vrtuľa 10x5



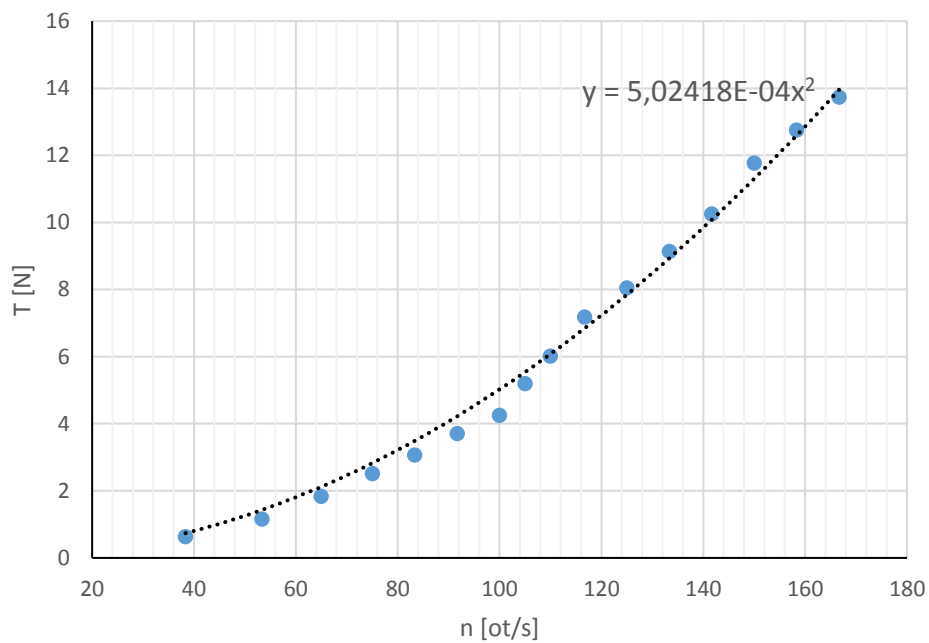
Obrázok P1.1. Ťah v závislosti na otáčkach pre vrtuľu 11x5 R



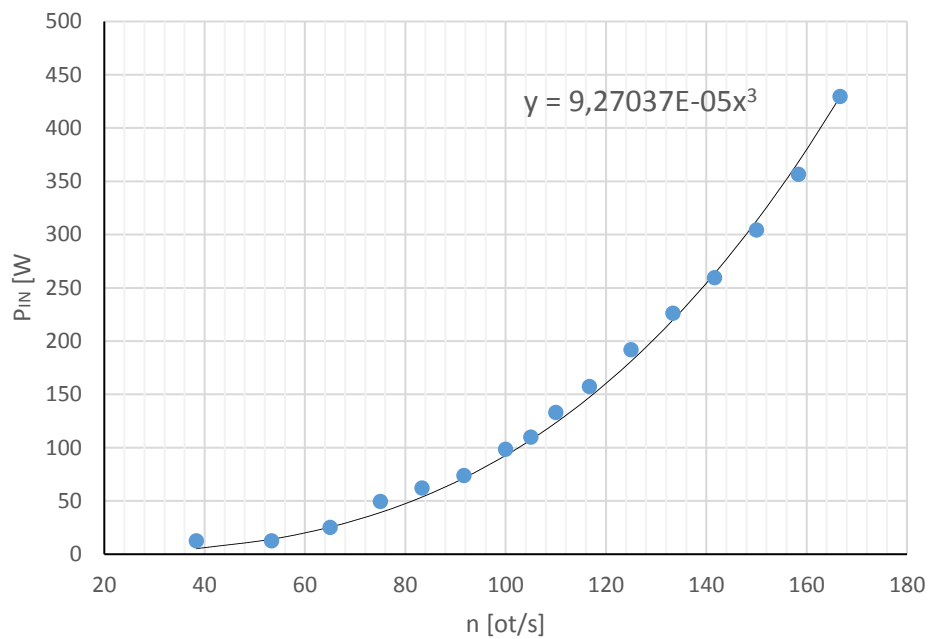
Obrázok P1.2. Ťah v závislosti na otáčkach pre vrtuľu 11x5 L



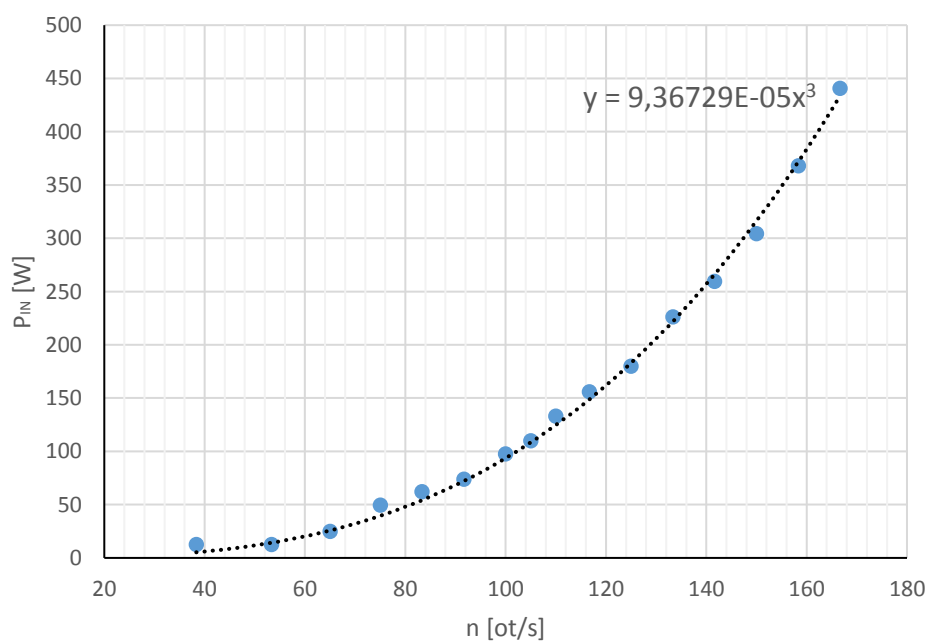
Obrázok P1.3. Ťah v závislosti na otáčkach pre vrtuľu 12x6



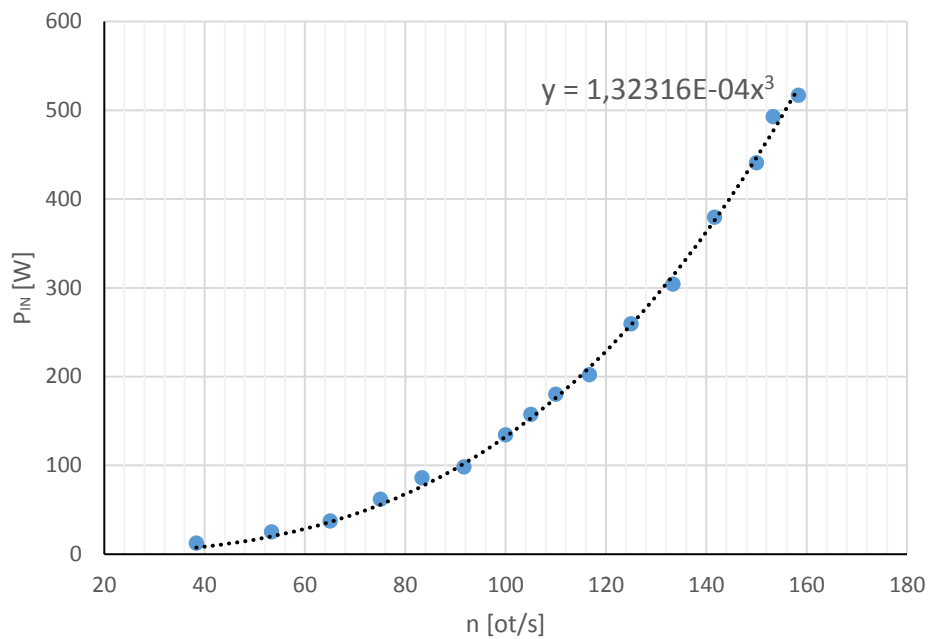
Obrázok P1.4. Ťah v závislosti na otáčkach pre vrtuľu 10x5



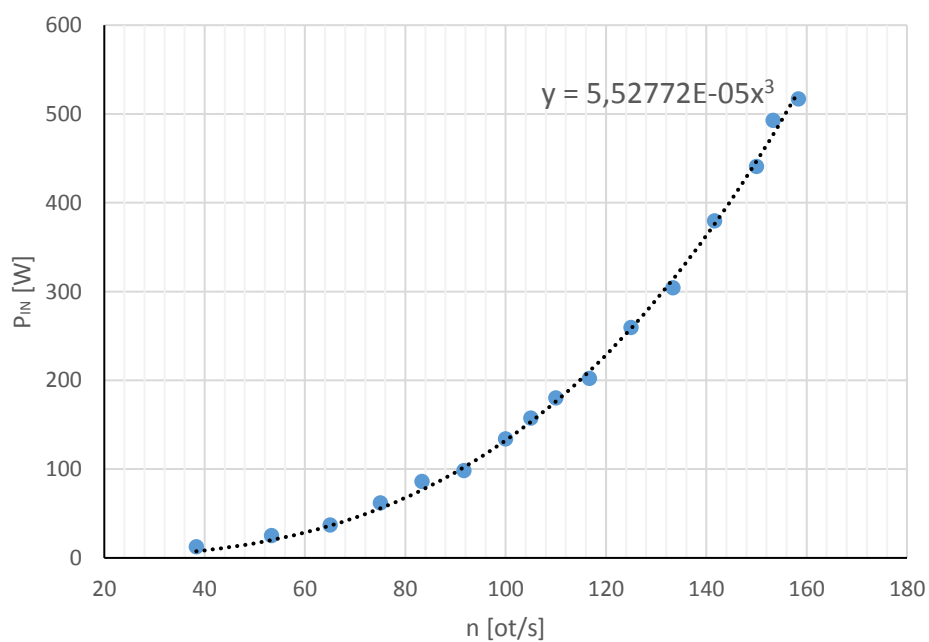
Obrázok P1.5. Príkion motoru v závislosti na otáčkach pre vrtuľu 11x5 R



Obrázok P1.6. Príkion motoru v závislosti na otáčkach pre vrtuľu 11x5 L



Obrázok P1.7. Príkon motoru v závislosti na otáčkach pre vrtuľu 12x6



Obrázok P1.8. Príkon motoru v závislosti na otáčkach pre vrtuľu 10x5