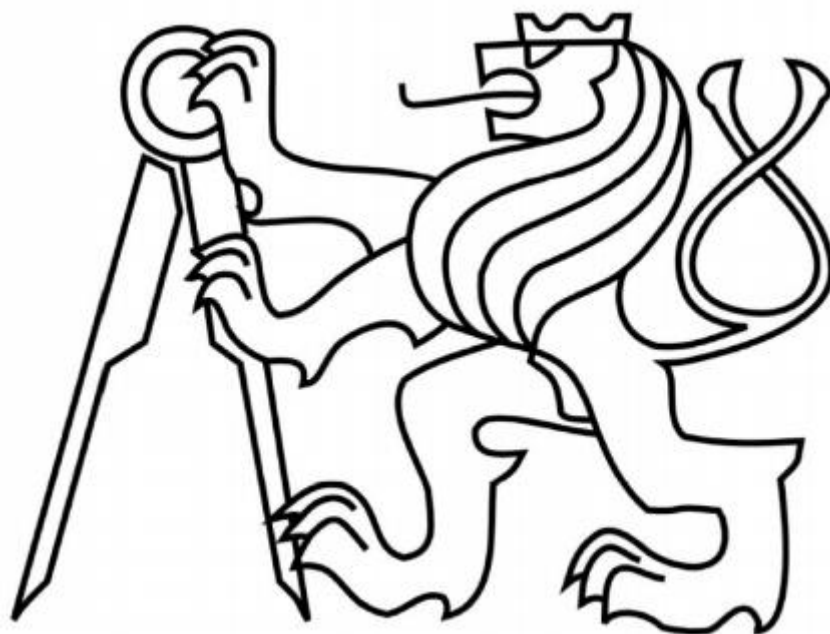


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ  
V PRAZE



FAKULTA STROJNÍ

12122- Ústav letadlové techniky

Diplomová práce 2021

**Snížení hlučnosti modelového dmychadla**

Ivo FIKAR



## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Fikar** Jméno: **Ivo** Osobní číslo: **469569**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**  
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

## II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

**Snížení hlučnosti modelového dmychadla**

Název diplomové práce anglicky:

**Noise reduction of fan mockup**

Pokyny pro vypracování:

- 1) Rešerše používaných metod snižování hlučnosti leteckých konstrukcí
- 2) CFD/CAA analýza modelového dmychadla
- 3) Koncepční návrh měřicího standu
- 4) Návrh úpravy dmychadla pro snížení hlučnosti

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

**Ing. Denis Hermann, ústav letadlové techniky FS**

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

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2021**

Termín odevzdání diplomové práce: **30.07.2021**

Platnost zadání diplomové práce: \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_  
Ing. Denis Hermann  
podpis vedoucí(ho) práce

\_\_\_\_\_  
Ing. Robert Theiner, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

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



## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem „Snížení hlučnosti modelového dmychadla“ vypracoval samostatně pod vedením Ing. Denise Hermmana. K vytvoření práce jsem využil poznatky a materiály získané z dostupných internetových a literárních zdrojů, uvedených na konci práce.

V Lokti nad Ohří dne 15. června 2021

.....

Ivo Fikar



## Poděkování

Děkuji svému vedoucímu práce Ing. Denisu Hermannovi za vedení této práce a za pravidelné konzultace přispívající k její tvorbě.

V neposlední řadě děkuji své mamince za její plnou podporu v mém dosavadním studiu.





## Anotační list

Jméno autora:	Ivo Fikar
Název práce:	Snížení hlučnosti modelového dmychadla
Name of thesis:	Noise reduction of the model blower
Akademický rok:	2020/2021
Studijní program:	B2342 – Teoretické základy strojího inženýrství
Studijní obor:	Bez oboru
Ústav:	12122 - Ústav letadlové techniky
Vedoucí práce:	Ing. Denis Hermann
Rozsah práce:	Počet stran: Počet obrázků: Počet tabulek: Počet příloh:
Klíčová slova:	Měření hluku, Snižování hlučnosti letadlových motorů, CFD/CAA analýza, Návrh měření hlučnosti, Návrh snížení hlučnosti letadlového motoru
Keywords:	Noise measurement, Aircraft engine noise reduction, CFD / CAA analysis, Noise measurement design, Design of aircraft engine noise reduction.



## Anotace

Práce je zaměřena na základní studii problematiky hluku a jeho měření v oblasti letadlových motorů a aplikaci těchto znalostí při návrhu snížení hlučnosti modelového dmyhadla reprezentující letadlový motor. Dále byl vytvořen návrh experimentu zaměřeného na měření hluku modelového dmyhadla v různých konfiguracích. Tento experiment byl simulován pomocí CFD/CFA simulace pro získání základní představy o možných změnách v hlučnosti.

## Abstract

The thesis is focused on the basic study of noise and its measurement in the field of aircraft engines and the application of this knowledge in the design of noise reduction of a model blower representing an aircraft engine. Furthermore, a design of an experiment focused on measuring the noise of a model blower in various configurations was created. This experiment was simulated using CFD / CFA simulation to get a basic idea of possible changes in noise.



## Obsah

1	Úvod .....	1
2	Historie aeroakustiky .....	2
3	Využití experimentální aeroakutiky .....	2
3.1	Fyzikální aeroakustika .....	2
3.2	Srovnávání pro počítačové simulace .....	2
3.3	Měření reálných situací a jejich ekvivalentů .....	3
4	Základní teoretické pojetí aeroakustiky .....	5
4.1	Fyzikální popis vzniku zvuku z pohledu aeroakustiky .....	5
4.2	Nelokální charakter a propagace zvuku .....	6
4.3	Zvuk a pseudo-zvuk .....	6
4.4	Blízké a vzdálené pole .....	7
4.5	Amplitudy aerodynamicky generovaného zvuku .....	8
4.6	Linearita zvukových vln .....	8
5	Přehled zdrojů hluku u leteckých konstrukcí .....	9
5.1	Vrtule a propfany .....	9
5.1.1	Stále zdroje .....	10
5.1.2	Nestálé zdroje .....	10
5.2	Rotory .....	12
5.2.1	Zdroje hluku helikoptéry s jedním hlavním rotorem .....	12
5.3	Lopátkové stroje .....	14
5.3.1	Elementy procesu vzniku hluku u dvouproudých motorů .....	14
5.4	Hluk draku letounu .....	18
6	Právní základna omezování hluku v civilním letectví .....	19
6.1	Regulace dle Mezinárodní organizace pro civilní letectví .....	19
6.2	Důležité místní regulace .....	21
7	Způsoby snižování hluku u leteckých konstrukcí .....	21
7.1	Motorové gondoly dvouproudých motorů .....	21
7.2	Dmychadla .....	24
7.2.1	Tvarová optimalizace a pasivní technologie .....	24
7.2.2	Aktivní statory .....	25
7.3	Nové koncepce motorů .....	26
7.4	Redukce hluku z proudu .....	28

---

7.4.1	Chevrony .....	28
7.4.2	Virtuální chevrony .....	29
7.5	Drak letounu .....	30
7.5.1	Podvozek .....	30
7.5.2	Vztlaková zařízení .....	31
7.6	Budoucí technologie snižování hluku .....	32
8	Návrh měření hluku modelového motoru .....	33
8.1	Obecné předpoklady experimentu .....	33
8.2	Návrh přestavby měřicího standu .....	35
8.3	Výběr místa provedení měření .....	37
8.4	Výběr mikrofونů a měřících zařízení .....	38
8.5	Rozložení mikrofونů do zkoumané oblasti .....	40
8.6	Kalibrace sond .....	41
8.7	Popis možné metodiky měření .....	42
9	CFD/CAA analýza modelového motoru .....	44
9.1	Geometrie .....	44
9.2	Mesh .....	46
9.3	Nastavení simulace v programu Fluent .....	47
9.4	Výsledky simulace .....	48
10	Návrh úpravy dmychadla pro snížení hlučnosti .....	57
10.1	Chevrony .....	57
10.2	Aerodynamické zakrytování .....	57
10.3	Změna geometrie lopatek .....	58
10.4	Přidání vnější akustické tlumící vrstvy .....	58
11	Závěr .....	59
12	Zdroje .....	60
12.1	Literatura .....	60
12.2	Obrázky .....	61
12.3	Grafy .....	62
13	Seznamy .....	63
13.1	Seznam obrázků .....	63
13.2	Seznam tabulek .....	64
13.3	Seznam rovnic .....	64

13.4	Seznam grafů .....	65
13.5	Seznam použitých programů .....	65
13.6	Seznam příloh .....	65

## Seznam použitých zkratek a symbolů

Zkratka	Jednotka	Význam
CFD		Computational fluid dynamics
CAA		Computational aeroacoustics
SPL	[dB]	Sound pressure level
PWL	[dB]	Sound power level
EPNdB	[db]	Effective perceived noise in decibels
FWH		Ffowcs-William & Hawking
FFT		Fast Fourier transform
$p$	[Pa]	Tlak
$\Delta p$	[Pa]	Tlakový rozdíl
$v$	[m/s]	Rychlost
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	Hustota
$f$	[Hz]	Frekvence
$t$	[s]	Čas

Pozn.: V seznamu nejsou uvedeny symboly a zkratky všeobecně známé nebo používané jen ojediněle s vysvětlením v textu.





## 1 Úvod

Se zvyšováním životního standartu světové populace přichází větší a větší tlak na regulaci znečišťujících parametrů moderních strojů a výrobků. Po dlouhá léta byly zraky veřejnosti upřeny převážně na snižování spotřeby a znečištění ovzduší skleníkovými plyny. Byť tyto problémy zdaleka ještě nebyly vyřešeny, do střetu s veřejnými zájmy se dostává znečištění stejně staré jako stroje samy, hluk. Po staletí bylo hlukové znečištění přehlíženo jako nutné zlo pro posun společnosti kupředu, avšak tato rétorika se začíná otáčet. V ohledu na letectví se tlak veřejnosti na tišší létání v historii primárně dotkl supersonických letů nad obydlenými oblastmi, čímž na dlouhá léta zamrazil konstrukci nadzvukových civilních dopravních letounů. Dnes se tento tlak obrací i na subsonické létání, které hlavně kvůli potřebě snižování emisí se stává hlasitější a hlučnější. Proto je tato práce v teoretické části zaměřena na studii důvodů vzniků hluku u proudových motorů, šíření hluku motorem i v jeho okolí, možnosti snižování hluku vytvářeného motorem a měření hluku motoru. V praktické části jsou dále informace a znalosti z teoretické části aplikovány na měření hluku modelového proudového motoru, kdy laboratorní měření je porovnáno s CFD simulací. V závěru práce jsou uvedeny možnosti snížení hluku u daného modelového motoru.

## 2 Historie aeroakustiky

Jako první vědecké bádání zařaditelné do dnešního chápání aeroakustiky lze označit série pokusů (1878) českého fyzika profesora Čeňka Strouhala, který zkoumal zvuk vznikající proudem vzduchu obtékající pevná tělesa. Strouhalovy pokusu spočívali v ofukování napnutého drátu proudem vzduchu, bohužel však ve svých úvahách špatně určil zdroj zvuku, za který označil tření samotného plynu. Proto je za zakladatele moderní aeroakustiky jako součásti mechaniky tekutin považován anglický fyzik a držitel Nobelovy ceny Lord Rayleigh, který po svém bádání v roce 1915 přiřadil vznik zvukového efektu víření vznikajícího v oblasti ovlivněné pevnými tělesy. K tomuto závěru dospěl po pozorování pevných válců vložených do proudového pole. Dalším zásadním pokrokem pro aeroakustiku byla práce Sira Jamese Lighthilla, který se, mimo jiných záležitostí, zabýval problematikou fyzikálního pojetí proudu u prvních proudových motorů. Nejen kvůli práci Lighthilla, ale i ostatních vědců a inženýrů zabývajících se rolí pevných těles v proudu, vznikla potřeba zkoumání těchto jevů pomocí aerodynamických a aeroakustických tunelů, čímž de facto vznikla moderní experimentální aeroakustika. V dnešní době se aeroakustika výrazně zaměřuje na výpočty pomocí počítačových modelů, což bylo umožněno zásadním pokrokem na celém poli Computational Fluid Dynamics (CFD) [1].

## 3 Využití experimentální aeroakutiky

Pro vyjasnění pohledu na dnešní praktiky spojené s experimentální aeroakustikou byly vybrány tři hlavní oblasti, které byly dále popsány.

### 3.1 Fyzikální aeroakustika

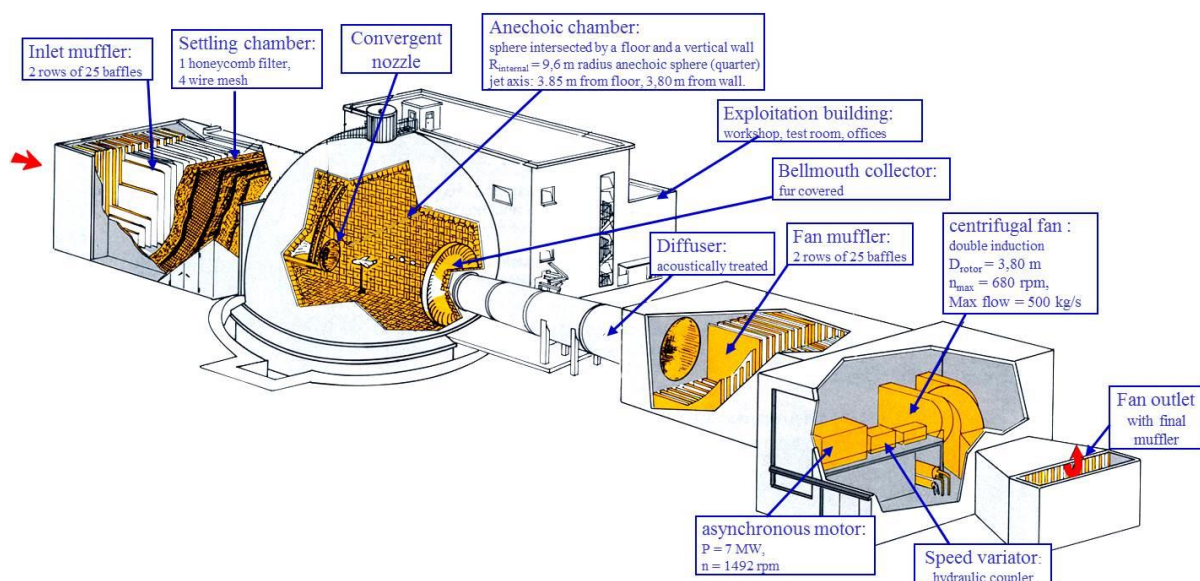
Základním cílem fyzikální aeroakustiky je popis a studie mechanismů zvuku generovaného nestacionárním prouděním. Experimenty zaměřené na tuto oblast mají nahlédnout na problematiku komplexnosti aeroakustiky a dále nám mají pomoci ve vývoji simulací popisujících dané jevy. Z toho důvodu jsou tyto experimenty složeny z jednodušších konfigurací tak, aby dokázali popsat obecné problémy, které se snažíme izolovat.

### 3.2 Srovnávání pro počítačové simulace

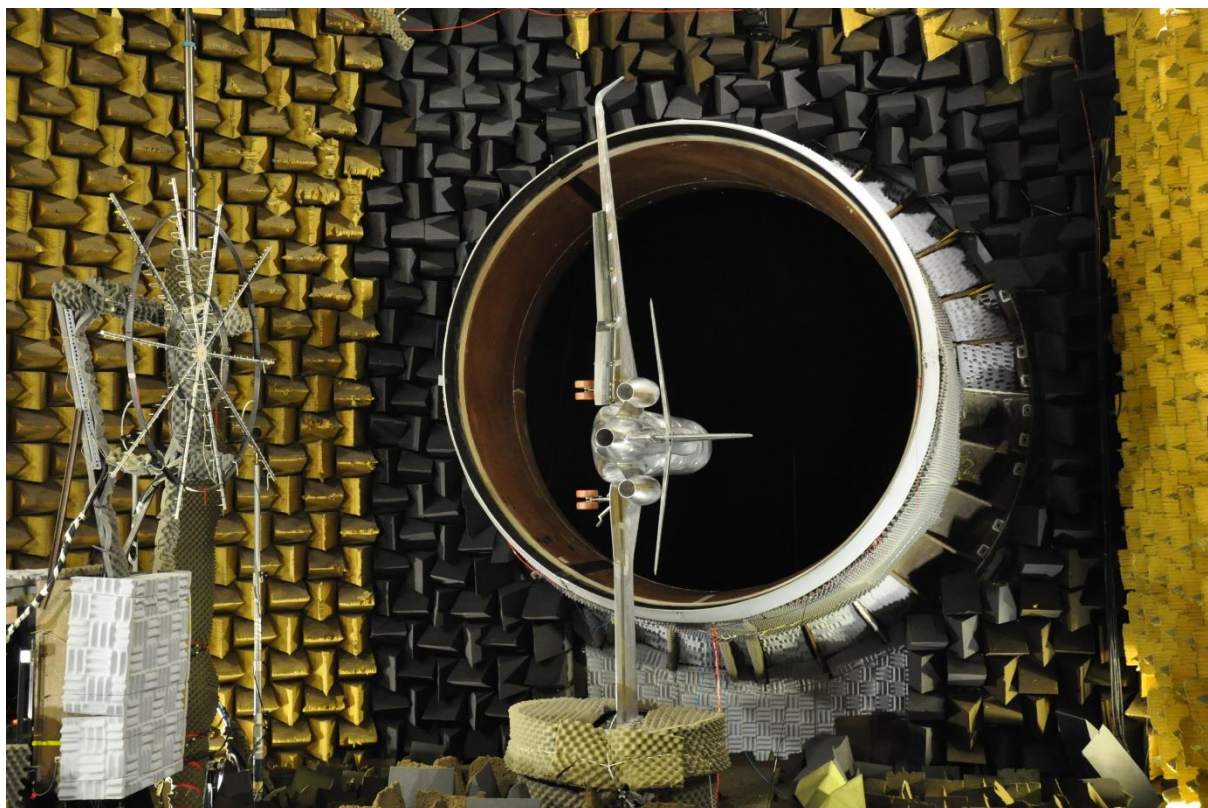
K zajištění přesnosti simulačních programů (CFD a CFD/CAA simulace) je při jejich vývoji často nutno validovat analytické řešení proti komplexnějším konfiguracím. Návrh takovýchto experimentů je silně ovlivňován konstrukcí samotného CFD řešitele, pro kterého je pokus určen. Pravdou však zůstává, že ne všechny predikční metody nemají stejnou přesnost výsledků, a i když jsou v praxi používány, mohou mít odchylku od měření několik dB [2].

### 3.3 Měření reálných situací a jejich ekvivalentů

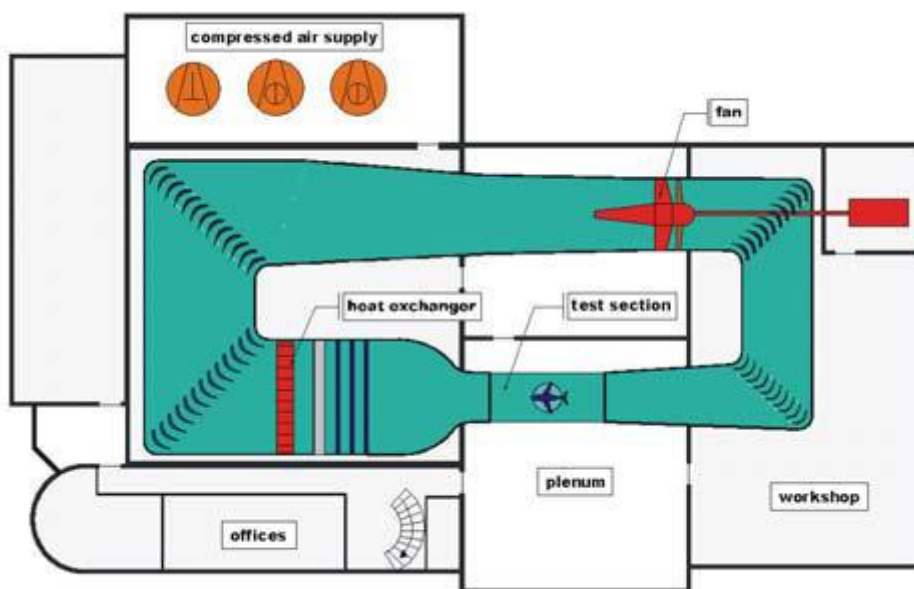
V řadě reálných aplikací je často snazší, levnější, rychlejší nebo i přesnější získat potřebná data experimentem využívajícího přímo měřených konfigurací (letoun a jeho části, auta, motorky, lodě, atd.), či k nim ekvivalentních modelů. Takováto měření se mohou uskutečňovat na otevřených prostranstvích, v upravených (akustických) místnostech či akustických větrných tunelech (obrázek 3.1, obrázek 3.2, obrázek 3.3). Zásadní problematikou těchto měření však zůstávají podmínky měření tak, aby získaná data mohla být extrapolována na reálnou konstrukci, kterou se snažíme popsat. Proto se v těchto měřeních klade zásadní důraz na dodržení daných podobnostních čísel popisujících měřený jev. Dalším problémem spojeným s takovými experimenty je velikost měřené oblasti, která při simulaci konstrukce v otevřeném prostoru nemusí zcela pokrývat oblast ovlivněnou měřenou konstrukcí. Tato potíž částečně odpadá u měření konfigurací v ohraničených oblastech, např. jednotlivé části proudového motoru. V takových případech se však vyskytují problémy spojené s měřením zvuku přenášeného proudem vzduchu, což klade vyšší požadavky na měřicí aparaturu.



Obrázek 3.1 - Schéma nízkorychlostního akustického tunelu CEpra 19 s otevřenou smyčkou



Obrázek 3.2 - Měření modelu v tunelu CEPRA 19



Obrázek 3.3 - Schéma typického nízkorychlostního tunelu s uzavřenou smyčkou a akusticky upravenou oblastí pro měření (DNW-NWB, Braunschweig, Německo)

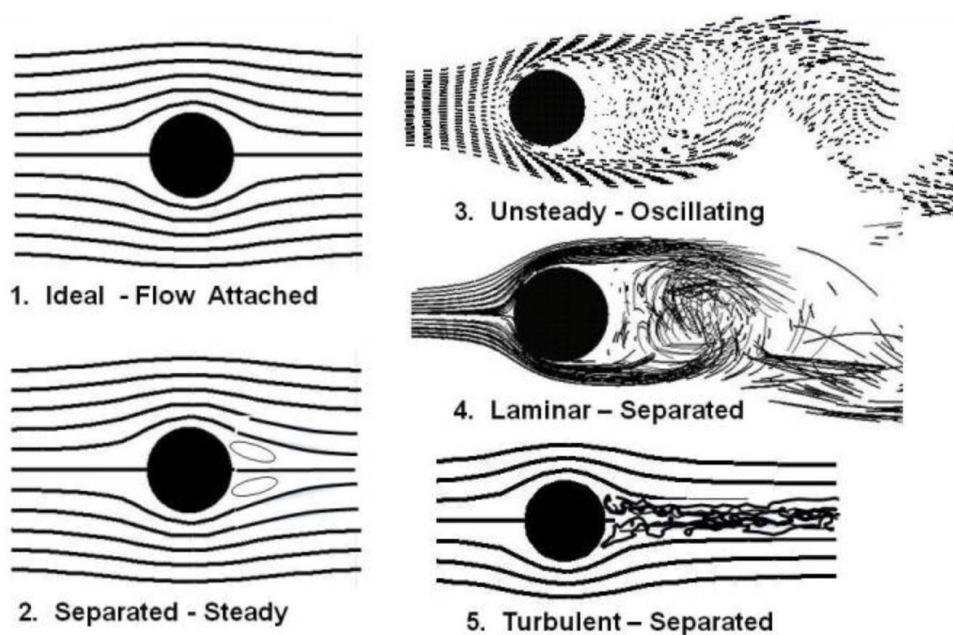
## 4 Základní teoretické pojetí aeroakustiky

V této části budou v základní formě popsány některé pojmy definující aeroakustiku jako vědní obor termomechaniky.

### 4.1 Fyzikální popis vzniku zvuku z pohledu aeroakustiky

Základní otázkou, kterou se aeroakustika jako vědní obor zabývá, je vznik zvukových vln zapříčiněný pohybem tekutiny, kdy zvuk je generován nestálým pohybem média. Při nestálém pohybu tekutiny vznikají lokální rozruchy, které jsou kompenzovány recipročním pohybem plynu. Pokud však vznikající rozruchy pokrývají příliš velkou oblast v příliš krátkém čase, nemohou být kompenzovány reakcí tekutiny, což vyústí v lokální stlačování a roztahování média. Tyto pohyby jsou dále přenášeny do přilehlých oblastí skrze propagační mechanismus známý jako zvuk. Problémem však při zkoumání tohoto jevu zůstává, že reciproční pohyb tekutiny a jeho zatlumení (zvuk) se pohybují v různých měřících, kdy zatlumení je reakce prvního až druhého řádu. Dále se tyto jevy řídí rozdílnými mechanismy. Pro rozruchy v proudu jsou hlavní konvekce a difúze a pro zatlumení je základem propagace vyúsťující v zvuk.

Zmíněná nestálost pohybu média může být vlastností daného proudu, kdy typickým příkladem je turbulence, nebo nestálost může vznikat v stálém proudu v závislosti na přítomnosti objektu rozrušující daný proud (obrázek 4.1). V druhém případě dochází k tomu, že objekt v proudu je ovlivňován nestálostí proudu a může na ni reagovat, což vede k dalším změnám [3].



Obrázek 4.1 - Příklady případů rozrušování stálého proudu přítomností tělesa

## 4.2 Nelokální charakter a propagace zvuku

Na rozdíl od čistě aerodynamických rozruchů v proudu má zvuk generovaný prouděním, jako ostatně i jiné zvukové vlny, nelokální charakter. Zvuk se tedy může projevat i v oblastech vzdálených místu vzniku, dokonce se zvuk může šířit i mimo proud, ve kterém vznikl.

Neboť reálný proud má vždy nenulovou velikost, musí se v něm generované zvukové vlny propagovat skrze daný proud po také nenulovou vzdálenost, což samozřejmě tyto vlny ovlivňuje. Přesto, že je tento jev široce známý, jeho řešení je většinou popisů aeroakustiky (Lighthill, Curle, Williams & Hawkings) aproximováno či přímo zanedbáno. Aproximace tohoto jevu je pak prováděna jako šíření zvukové vlny stálým médiem bez pohybu (za využití Greenovy funkce) nebo či jako šíření zvukové vlny stálým proudem, což je však ekvivalentní aproximací šíření stálým médiem skrze Galileovy transformace.

## 4.3 Zvuk a pseudo-zvuk

Podobně jako i u ostatních typů zvukových vln je aerodynamicky generovaný zvuk charakterizován dvěma parametry: nízkou hustotou a oscilační hybností částic plynu, které jsou způsobeny nestabilním tlakem v plynu. Zásadním rozdílem je však, že aerodynamicky generovaný zvuk není tvořen pevným tělesem (deskou či vláknem), ale rozruchy v samotném proudu. Podobně však jako pevné těleso nemusí být stlačitelné, aby vytvářelo zvukové vlny, také rozruchy v proudu mohou být považovány za nestlačitelné, a přesto mohou generovat zvukové vlny. Toto zjednodušení je velmi příhodné pro případy nízkých rychlostí (nízkých Machových čísel). Můžeme pak rozdělit nestacionární rychlostní pole proudu na nestlačitelnou rotační složku, neobsahující divergenci, a stlačitelné nerotační složky pomocí Helmholtzovy dekompozice (4.3).

$$\vec{v} = \vec{\nabla} \times \vec{A} + \vec{\nabla} \phi = \vec{v}_t + \vec{v}_a \quad (4.3)$$

První člen lze nazvat jako vírový režim či jako pseudo-zvuk, druhý člen lze nazvat jako akustický režim neboli zvuk. Toto rozdělení také dále vysvětluje pojem hydrodynamické pole, který se často používá při popisu zdroje zvuku.

Rozdělení rychlostí lze podobně aplikovat i na snímané tlakové fluktuace dle 4.2.

$$p = p_t + p_a \quad (4.2)$$

Složka  $p_t$  je nestlačitelná a je nazývána jako hydrodynamický tlak. Složka  $p_a$  je stlačitelná a nazývána jako akustický tlak. Hydrodynamický tlak (neboli pseudo-zvuk) pak přímo ovlivňuje tlakové měřicí zařízení vložené do proudu, což vnáší určitý typ šumu do celého měření, neboť se nejedná o zvuk, ale pouze o stopu o pohybu nestlačitelné tekutiny.

Dále dle Ribnerovy aproximace (4.4) můžeme složku  $p_t$  (popisující rotační část) vyjádřit jako řešení Poissonovy rovnice (4.3).

$$\Delta p_t = -\rho_0 \frac{\partial^2 u_i u_j}{\partial x_i \partial x_j} \quad (4.3)$$

Složka  $p_a$  je pak řešením vlnové rovnice se zdrojem v hydrodynamickém tlaku (4.4).

$$\Delta p_a = -\frac{\partial^2 p_a}{c_0^2 \partial t^2} = \frac{\partial^2 p_t}{c_0^2 \partial t^2} \quad (4.4)$$

V těchto rovnicích složka  $p_0$  popisuje hustotu nerozrušeného plynu. Složka  $c_0$  dále popisuje rychlost zvuku také v nerozrušeném plynu.

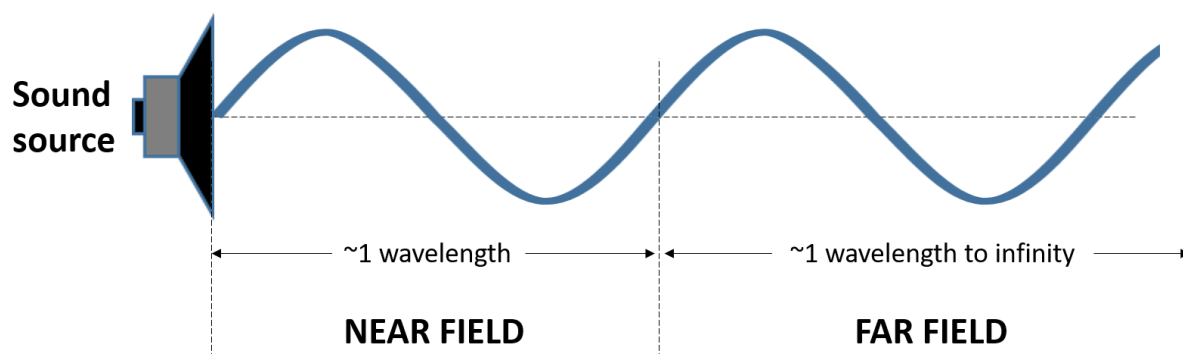
Na takto formulovanou teorii navazují mnohé teoretické a numerické přístupy dále popisující aeroakustiku, i když zde zmíněné principy mohou definovat jinou cestou. Například Lighthillův popis předpokládá Reynoldsův zdroj napětí jako nestlačitelný, stlačitelnost je uvažována pouze ve zkoumaném zvukovém poli. Podobně i CFD simulace založené na této analogii dokáží odhadovat šíření aerodynamického zvuku s relativní přesností, ale pouze v oblasti nízkých Machových čísel.

V oblasti vyšších rychlostí proudu už nelze rozdělovat pole na stlačitelné a nestlačitelné, což zanáší zásadní množství šumu do celého měření. V praktických podmínkách dnes tedy téměř nelze odlišovat zvuk od jeho samotného zdroje. Proto je dnes jeden z hlavních cílů experimentální aeroakustiky získat metody, které dokáží rozdělovat zvuk a jeho aerodynamické zdroje v proudu.

#### 4.4 Blízké a vzdálené pole

Při šíření zvuku prostorem můžeme rozdělit zvukové vlny do dvou základních komponent, komponent blízkého pole a komponent vzdáleného pole. Rozdíl mezi těmito částmi spočívá v funkci útlumu vln, kdy část blízkého pole se rozpadá s druhou odmocninou vzdálenosti od zdroje a část vzdáleného pole ztrácí svoji intenzitu s  $1/R$ , kdy  $R$  je vzdálenost od zdroje [4]. Obecně můžeme komponenty vlnového spektra rozdělovat v závislosti na vlnové délce. Můžeme říci, že je-li vzdálenost od zdroje větší než určitá vzdálenost, zůstává přítomna pouze část vzdáleného pole. Pro praktické aplikace v akustice je hraniční vzdáleností mezi blízkým polem a vzdáleným polem jedna vlnová délka (obrázek 4.2), což se může pohybovat mezi pár centimetry až několika metry závislosti na dané vlně. V důsledku tohoto rozdělení je možno říci, že zásadní roli v různých hlukových problémech, jako jsou například letiště, dálnice, výrobní zařízení, železnice atd., hraje právě oblast vzdáleného pole, která je charakterizována nižšími frekvencemi.





Obrázek 4.2 - Rozdělení akustického pole na blízké a vzdálené

#### 4.5 Amplitudy aerodynamicky generovaného zvuku

Zvuk vznikající v závislosti na jevech v daném proudu je obecně o několik řádů energeticky slabší než rozruchy, ze kterých vzešel. Jedná se o jednu z nejméně účinných přeměn energie v tomto poli. Například pro proud o Machově čísle 0,2 ve větrném tunelu je úroveň akustického výkonu o 40 dB nižší než výkon aerodynamických fluktuací, z nichž vzniká, což je ztráta o čtyři řády. V závislosti na proudu následně tento poměr výkonů může být ještě nižší. Podobně se chovají i tlakové a rychlostní změny, které pro zvuk bývají o dva řády nižší než u jejich zdroje. Toto snížení amplitud může být zásadním problémem při měření zvuku v oblasti rozrušeného proudu, kde poměr amplitud měřených veličin zvuku a zdroje může být velmi malý.

#### 4.6 Linearita zvukových vln

Další z otázek obklopujících aeroakustiku je vztah linearity zvukových vln k nelineárním rozruchům v proudu. Pro většinu aplikací můžeme říci, že zvukové vlny generované z nelineárních jevů se chovají lineárně, pokud jsou uvažovány mimo oblast jejich vzniku. Toto zjednodušení však neplatí pro vysoce rozvířené oblasti, jako jsou spalovací komory, raketové trysky, či pro vlny vznikající na hranici velkých nespojitostí, například oblast rázové vlny.

Problematika linearity zvukových vln se dále odráží v požadavcích na měřící zařízení a následné zpracování dat z nich získaných.

## 5 Přehled zdrojů hluku u leteckých konstrukcí

V této sekci jsou popsány hlavní zdroje hluku u leteckých konstrukcí.

### 5.1 Vrtule a propfany

Vrtule jsou nedílnou součástí letectví, neboť se jedná o historicky první způsob pohonu letadel a dodnes si zachovávají své místo i proti modernějším způsobům propulze. I přesto, že se konstrukce vrtulí liší v závislosti na typu a historické dataci, způsob tvorby hluku těchto zařízení zůstává prakticky pro všechny typy stejný. Obecně hluk vrtulí můžeme rozdělit do tří částí: harmonický hluk, širokopásmový hluk a úzkopásmový hluk. Při stanovování hlukové stopy vrtule se však nesmí zapomínat na způsob aplikace zařízení, kdy v laboratorním prostředí je využíván obecný předpoklad ideálních podmínek (zcela rovnoměrný proud), který je však v reálném prostředí nedosažitelný, což vede na další změnu hluku.

Harmonický hluk může být reprezentován opakujícím se pulzem. Harmonický hluk můžeme definovat pomocí jeho základní frekvence, kterou získáme vynásobením konstantních otáček vrtule počtem listů vrtule (5.1).

$$BN = B \cdot N \quad (5.1)$$

Takto vzniklý pulz nemívá čistě sinusoidní průběh, což znamená, že existuje mnoho harmonických frekvencí, které se vyskytují na násobcích základní frekvence.

Širokopásmový hluk obsahuje komponenty z celého spektra frekvencí. Tento hluk je ve své podstatě spojitý, kdy však některé frekvence mohou mít mnohem vyšší amplitudu než jiné.

Úzkopásmový hluk je téměř periodický, avšak na rozdíl od harmonického hluku není energie koncentrována na izolovaných frekvencích.

### 5.1.1 Stále zdroje

Stálými zdroji lze nazvat takové zdroje, které jsou z pohledu pozorovatele časově nezávislé na otáčejícím se listu. Tyto zdroje vytváří periodický hluk v závislosti na jejich rotaci. Obecně tyto zdroje můžeme dělit na základní tři části: linerání tloušťka, lineární zatížení a nelineární čtyřpól (quadropole).

Hluk od tloušťky vychází z periodického vytlačení vzduchu objemem probíhajícího elementu listu vrtule. Amplituda tohoto hlukového zdroje je úměrná objemu vrtule, kdy frekvenční charakteristika je závislá na průřezu vrtulí a rychlosti otáčení.

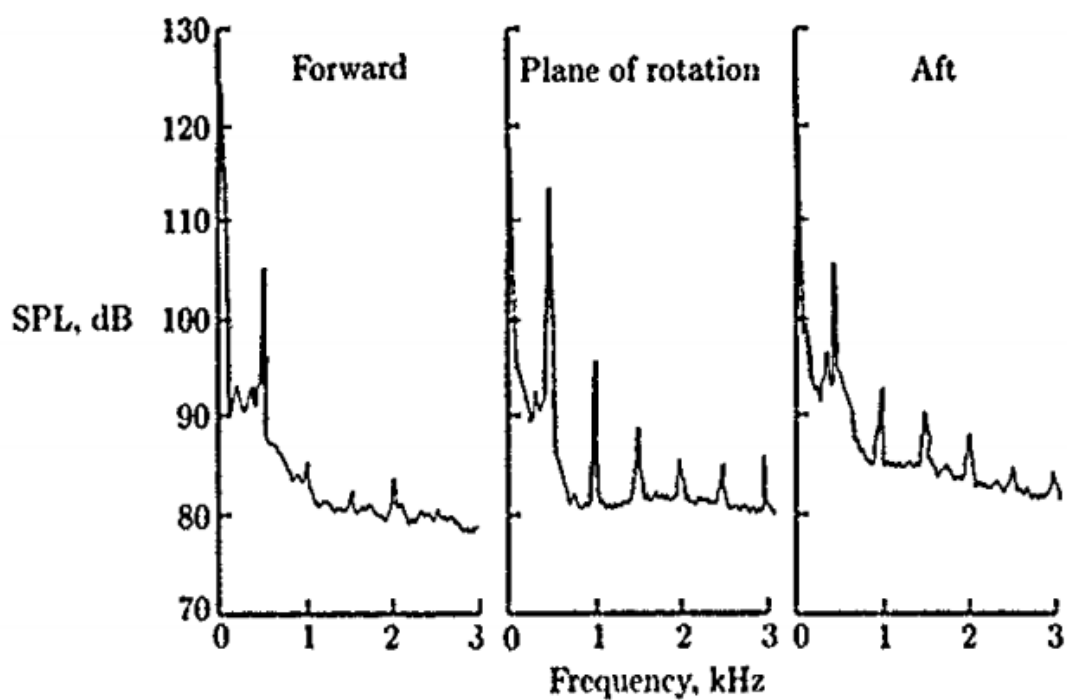
Hluk od zatížení je kombinací tahové složky a složky kroutícího momentu (vztlaku a odporu). Tyto složky vychází z tlakového pole obklopující list vrtule v závislosti na jeho pohybu. Rozruchy v tomto poli se pak dále šíří právě jako hluk.

Pokud dojde na listu k urychlení proudu zvuku do transsonické, oblasti dochází k důležitému nelineárnímu efektu, který se v aeroakustice modeluje právě pomocí čtyřpólových zdrojů rozrušujících přilehlé prostředí.

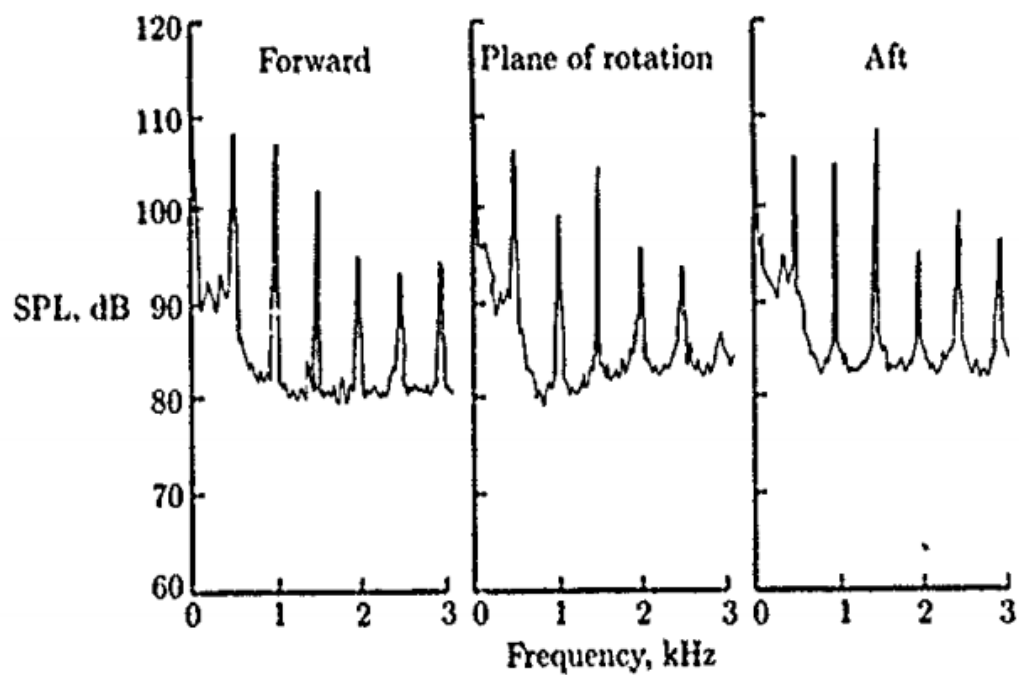
### 5.1.2 Nestálé zdroje

Nestálé zdroje jsou závislé na souřadném systému rotujícího listu. Do těchto zdrojů jsou řazeny periodické zdroje a zdroje s náhodnou variací zatížení listu.

Pro periodické zdroje hluku je typická opakující se změna hluku v závislosti na pozici listu během jeho rotace. Tato změna může proběhnout v jedné otáčce, ale i za několik po sobě jdoucích rotací vrtule. Často je tedy frekvence tohoto zdroje hluku totožná s jednou z vlastních frekvencí vrtule. Jako periodický zdroj hluku se považuje i jev u protichůdných vrtulí, kdy dochází k ovlivňování mezi předním a zadním rotorem. Z porovnání hlukových spekter vrtule a protichůdného uspořádání stejné vrtule (graf 5.1 a graf 5.2) je patrné zásadní zvýšení amplitud u protichůdného uspořádání.



Graf 5.1 - Hlukové spektrum standardního konfigurace o jedné vrtuli



Graf 5.2 - Hlukové spektrum protichůdných vrtulí

### 5.1.3 Náhodné zdroje

Náhodné zdroje vytváří širokopásmový hluk. Existují dva typické příklady těchto zdrojů hluku.

Prvním je hluk vznikající na náběžné hraně vrtule v závislosti na turbulenci nabíhajícího proudu. Neboť je proud nahodilý, bude i z něj vznikající hluk také náhodný. Důležitost tohoto zdroje hluku je úměrná operačním podmínkám vrtule, rychlosti letu a turbulenci proudu. Při nízkých rychlostech s vysokou turbulencí proudu se tento zdroj může zásadně podílet na hlukové stopě vrtule.

Druhým typickým příkladem náhodného zdroje je jev na odtokové hraně vrtule. Typický list vrtule si vytváří okolo svého povrchu turbulentní mezní vrstvu, která vyúsťuje v proměnné zatížení na odtokové hraně listu. Takto vznikající hluk je charakterizován vlastnostmi mezní vrstvy. Podobný mechanismus se pak objevuje i na koncích listů. Nicméně u standardních vrtulí používaných v letectví je takto vznikající hluk až zanedbatelný v porovnání s ostatními zdroji.

## 5.2 Rotory

Značný hluk rotorových konstrukcí s jejich relativně nízkou dopřednou rychlostí byl jedním z několika hlavních taktických problémů, se kterými se tato skupina létajících strojů setkává ve vojenských službách od jejich počátků během druhé světové války. Z tohoto důvodu bylo věnováno nemalé úsilí ve zkoumání aeroakustických jevů spojených s těmito stroji a jejich provozem. Tato část práce je hlavně zaměřena na vrtulníkové stroje, kde rotor je během letu orientován prakticky kolmo k směru letu, avšak samozřejmě existují i jiné typy rotorových letounů jako jsou například konvertoplány či letouny s tzv. zastaveným rotorem.

### 5.2.1 Zdroje hluku helikoptéry s jedním hlavním rotorem

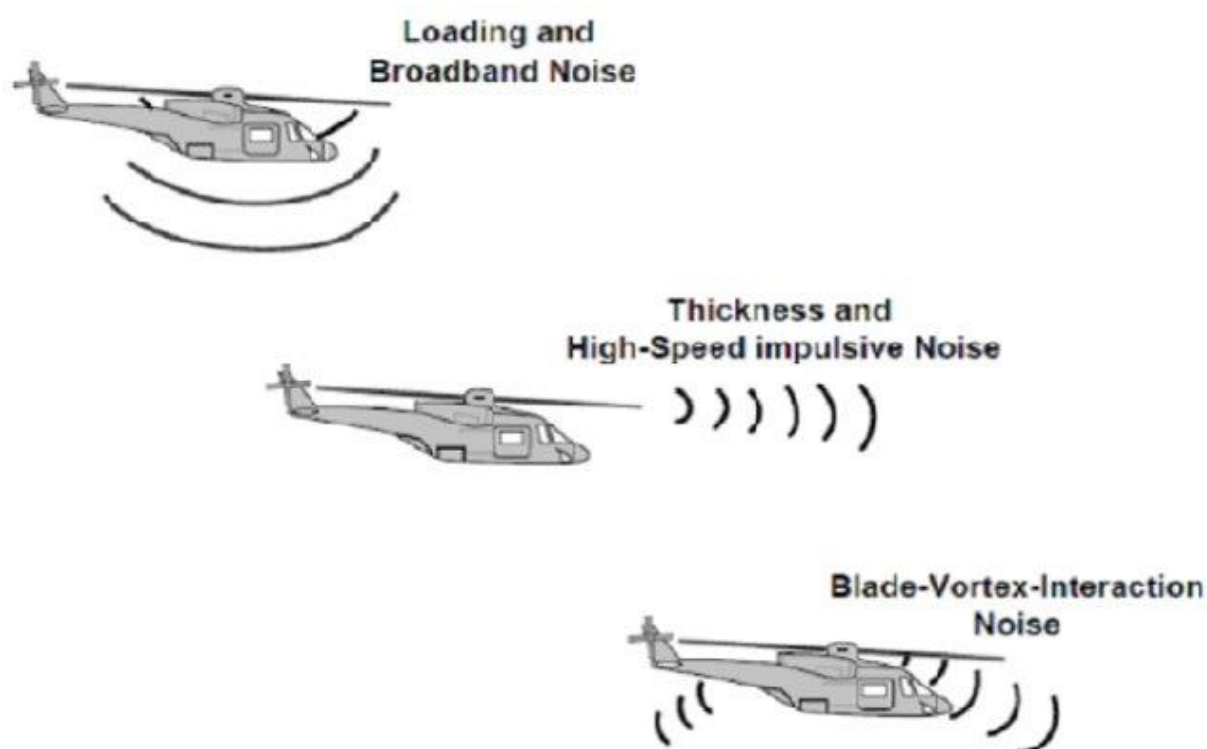
Teorie zdrojů hluku u rotorů může být popsána podobně jako u vrtulí, vyskytují se tedy u rotorů stejné zdroje jako v předchozí části. Zásadním rozdílem mezi zdroji vrtulovými a rotorovými je jejich podíl na celkové hlukové stopě zkoumaného stroje.

Jako nejdůležitější hluk, který je dnes už i kulturně spojen v helikoptérami obecně, je takzvaný impulzivní hluk. Jedná se o hlasitý, ostrý a periodický zvuk, který je silně patrný při klesání a manévrování helikoptéry nad cílovou oblastí. Tento zdroj hluku můžeme klasifikovat jako periodický.

U vrtulníků se dále projevuje druhý zdroj periodického hluku, rotační hluk. Tento zdroj je analogií tzv. hluku od tloušťky pro vrtulovou teorii. Opět zde tedy dochází k vytlačování vzduchu rotací listů, čímž se rozrušuje tlakové pole. I když jsou impulzivní a rotační hluk

matematicky propojitelné, neboť jsou závislé na stejné rychlosti otáčení rotoru, jejich fyzikální podstata je odlišná.

Dalším zdrojem, který je silně patrný u rotorových strojů, je širokopásmový hluk. Tento zdroj je nejvíce patrný při vznášení či přeletem v nízké výšce nad zemí. Hluk zde vzniká, podobně jako u vrtulí, interakcí turbulentního proudu s náběžnou hranou rotujícího listu. Turbulence proudu je pak způsobena buď listem samotným, předcházejícím listem, nebo se jedná o vlastnost atmosféry, ve které se daný stroj pohybuje.



Obrázek 5.1 – Schéma jednotlivých zdrojů hluku jednorotorové helikoptéry a tendenční směr šíření hluku od jednotlivých zdrojů

## 5.3 Lopatkové stroje

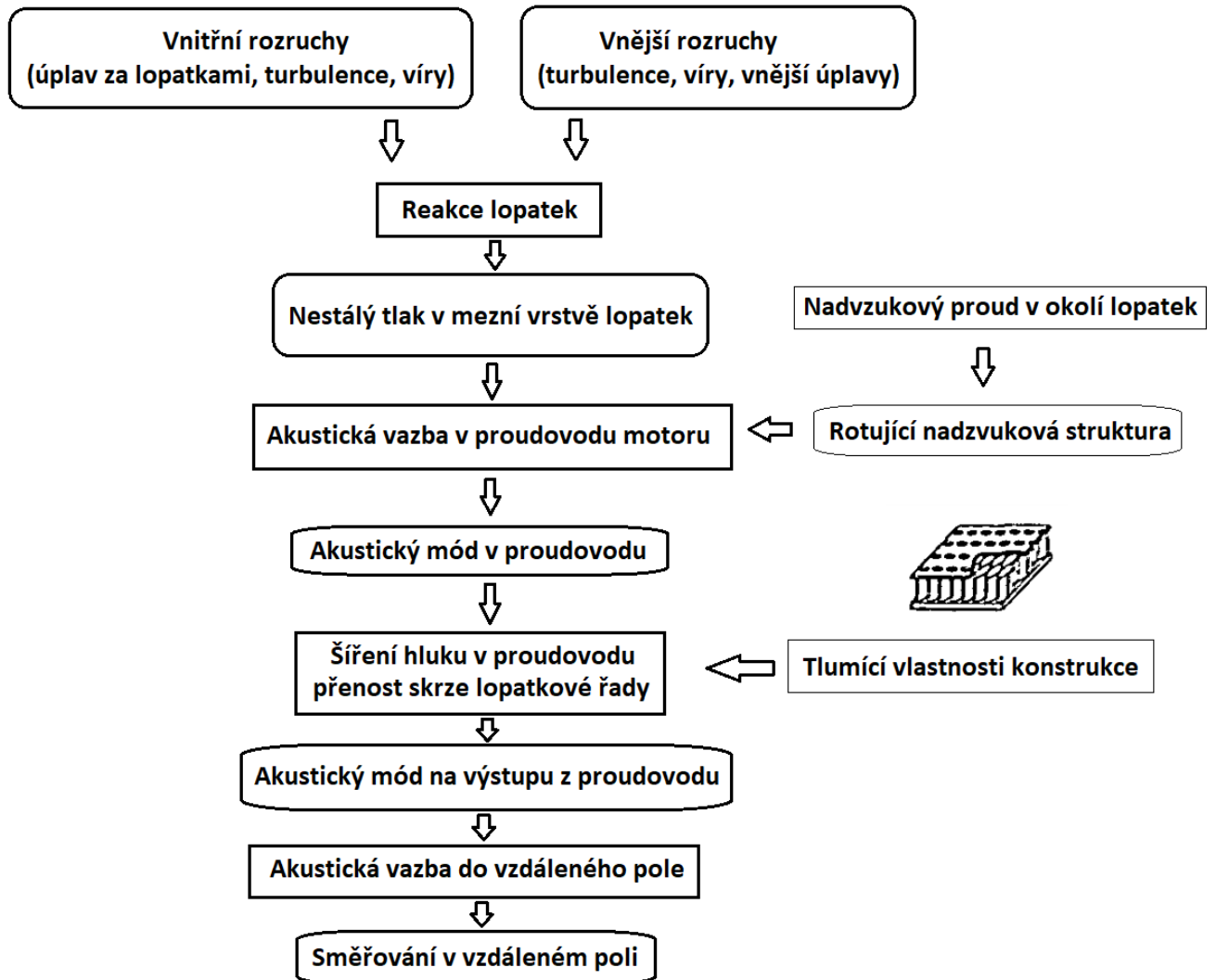
Proudové motory jsou dnes nejrozšířenějším způsobem pohonu letounů. Základní myšlenka jejich funkce je založena na sadě rotujících a statických lopatek, které jsou často umístěny velmi blízko sebe. Už tento princip samotný je zdrojem hluku. Dále samotné součásti motoru, dmychadlo, kompresor či turbína, generují podstatné množství tonálního a širokopásmového hluku. Nejrozšířenějším zástupcem proudových motorů v dnešním civilním letectví je bezesporu dvouproudý motor s vysokým obtokovým poměrem, proto se další část této práce bude věnovat hlavně tomuto typu, nemluvě o tom, že principy u dvouproudých motorů jsou aplikovatelné i na ostatní typy proudových motorů.

### 5.3.1 Elementy procesu vzniku hluku u dvouproudých motorů

Fyzikální proces propojující nestálé aerodynamické pole proudového motoru s výsledným akustickým vzdáleným polem byl popsán vývojovým diagramem (obrázek 5.2). Pojmy v obdélnících se zakulacenými rohy jsou vstupy a výstupy procesů v obdélnících. Jednotlivé procesy (Reakce lopatek, Akustická vazba do proudovodu, Šíření hluku v proudovodu, Akustická vazba do vzdáleného pole) jsou z důvodu zjednodušení řešeny samostatně. Pro získání výsledného akustického vzdáleného pole je však nutné znát vstupy do jednotlivých procesů. Pokud dojde k navýšení relativní rychlosti lopatek až do supersonické oblasti, vznikne v motoru systém rázových vln, závislý na nelinearitách a rozdílných stavech lopatek. Tento systém dále zásadně zvyšuje hluk produkovaný motorem jako je patrné z grafu 5.3 a grafu 5.4.

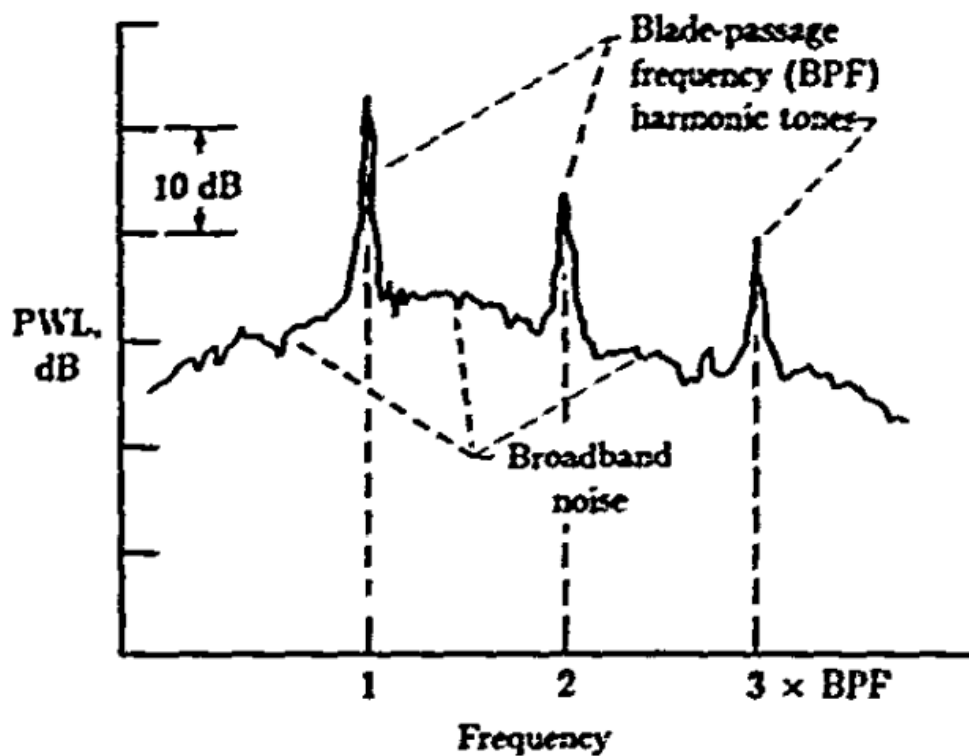
Bohužel se však experimentální studie této problematiky setkávají se zásadním problémem, neznalostí vnitřních vstupů a výstupů v procesu popsaném na obrázku 5.2, kdy měřitelné je pouze akustické vzdálené pole. Nicméně existuje několik teoretických popisů jevů probíhajících v proudových motorech, avšak popis těchto teorií je mimo rozsah této práce.

Obrázek 5.3 pak naznačuje směry šíření zvuku od jednotlivých částí motoru. Graf 5.5 dále dokládá důležitost jednotlivých složek ve vzdáleném akustickém poli při přiblížení a vzletu. Je zde patrné, že nejsilnější zdroj hluku dvouproudého motoru je dmychadlo.

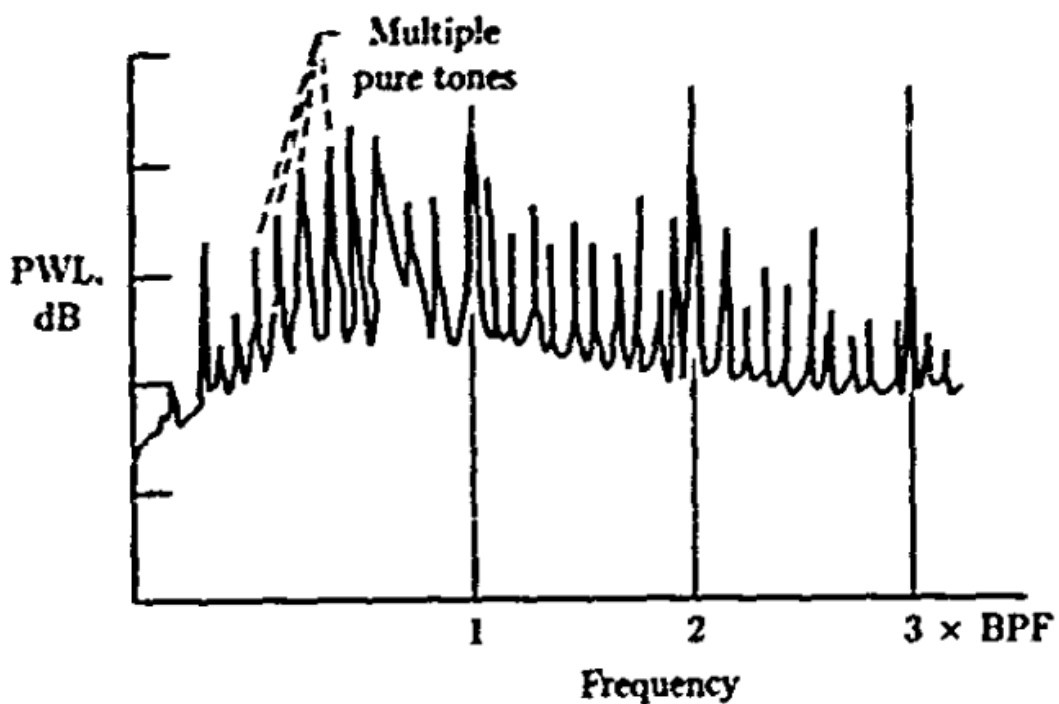


Obrázek 5.2 - Vývojový diagram vzniku hluku v proudovém motoru

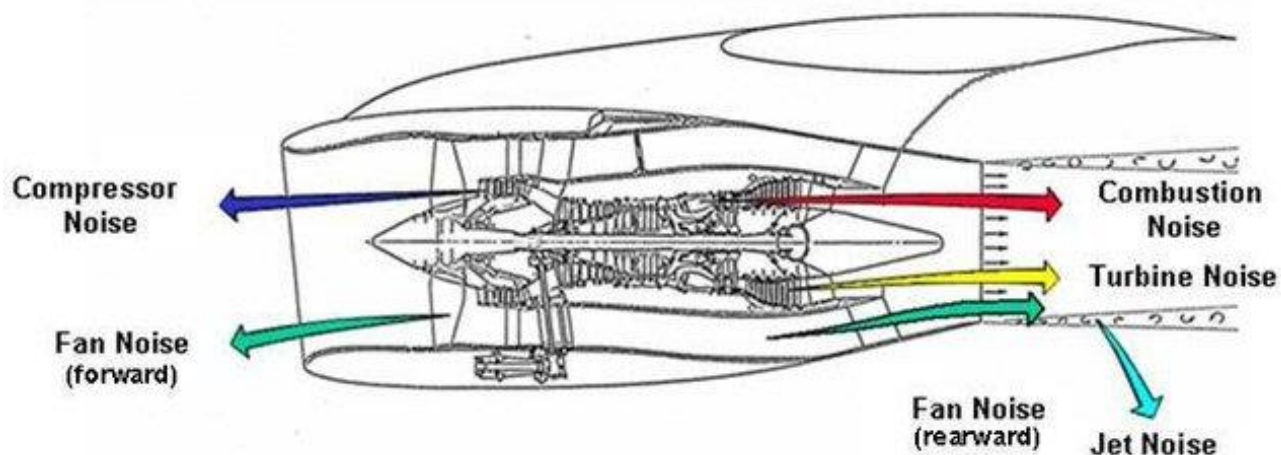




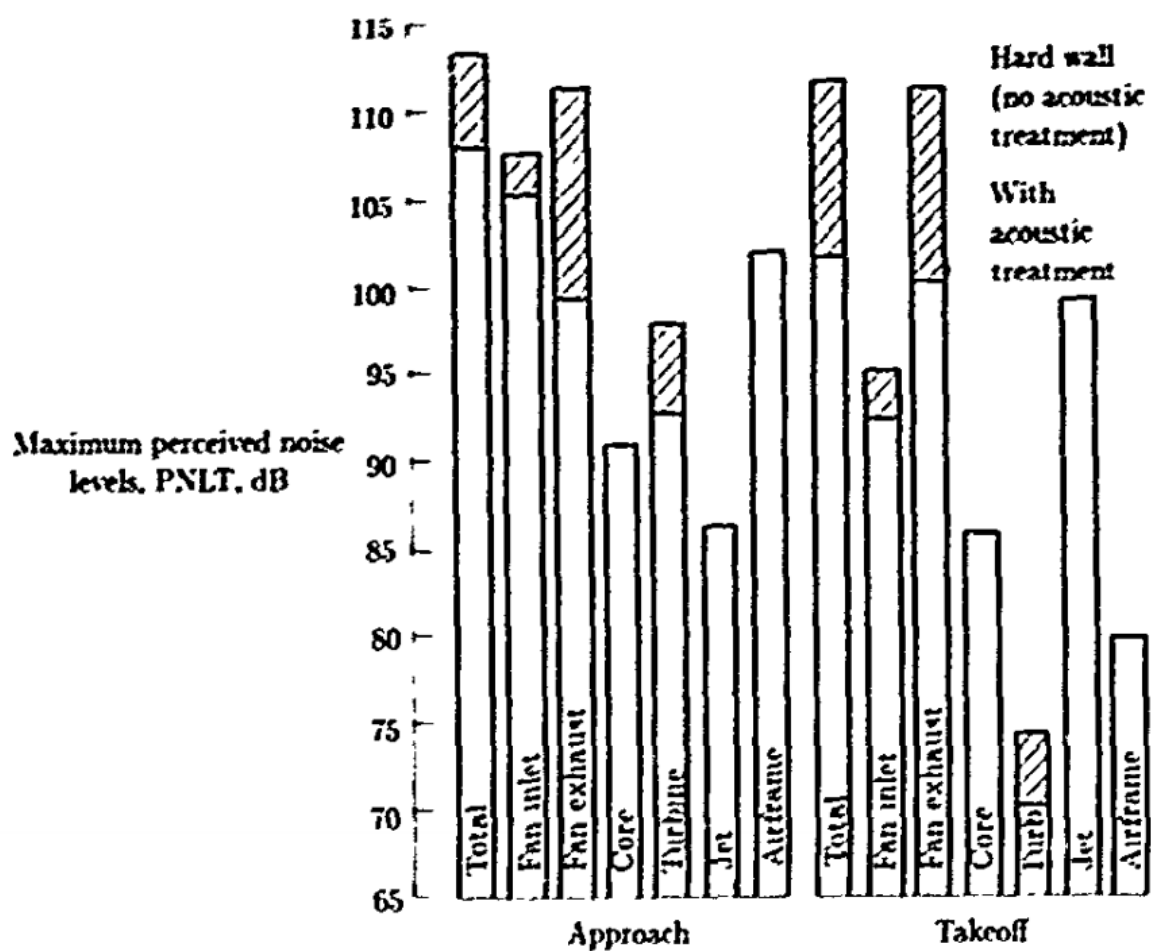
Graf 5.3 - Hlukové spektrum motoru s podzvukovým chodem



Graf 5.4 - Hlukové spektrum motoru s nadzvukovým chodem



Obrázek 5.3 - Schéma dvouproudého motoru s vyznačenými směry šíření hluku od jednotlivých zdrojů

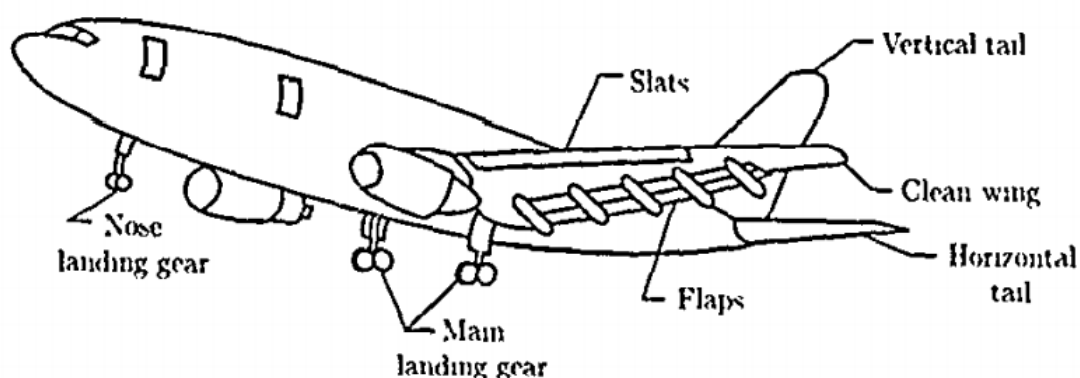


Graf 5.5 - Rozklad jednotlivých složek hluku při přiblížení a vzletu pro dvouproudý motor s vysokým obtokovým poměrem. (90. léta)

## 5.4 Hluk draku letounu

Jako hluk z draku letounu považujeme hluk vznikající jinými zdroji než zdroji spojenými s pohonem letounu. Hlubšího významu tato oblast získala až v 70. a 80. letech, kdy metody snižování hluku u motorů pokročily dostatečně na to, aby se hluk od draku stal problémem. První výzkumy drakového hluku se zaměřovaly na kluzáky a menší letouny, hlavně kvůli jejich vojenskému využití, avšak s nástupem velkých moderních dopravních letounů, jako byl například Boeing 747, se tato oblast dostala popředí bádání.

Hlavními oblastmi vzniku drakového hluku můžeme označit místa narušující proud vzduchu obtékající letoun. Jako nejproblematictější zdroje se obecně považují vysunutá podvozkové nohy, vztlaková zařízení jako jsou klapky či sloty a konce křídel či ocasních ploch, které vytváří víry (obrázek 5.4). Fyzikální podstatou se tyto hlukové zdroje neliší od již dříve popsaných, opět dochází k rozvíření proudu, což dále generuje širokopásmový či tonální hluk. V dnešní praxi je drakový hluk důležitou oblastí měření hluku při přistání, kdy je výkon motorů omezen, a tedy i jejich hluková stopa je menší.



Obrázek 5.4 - Moderní letoun s vyznačenými hlavními zdroji drakového hluku

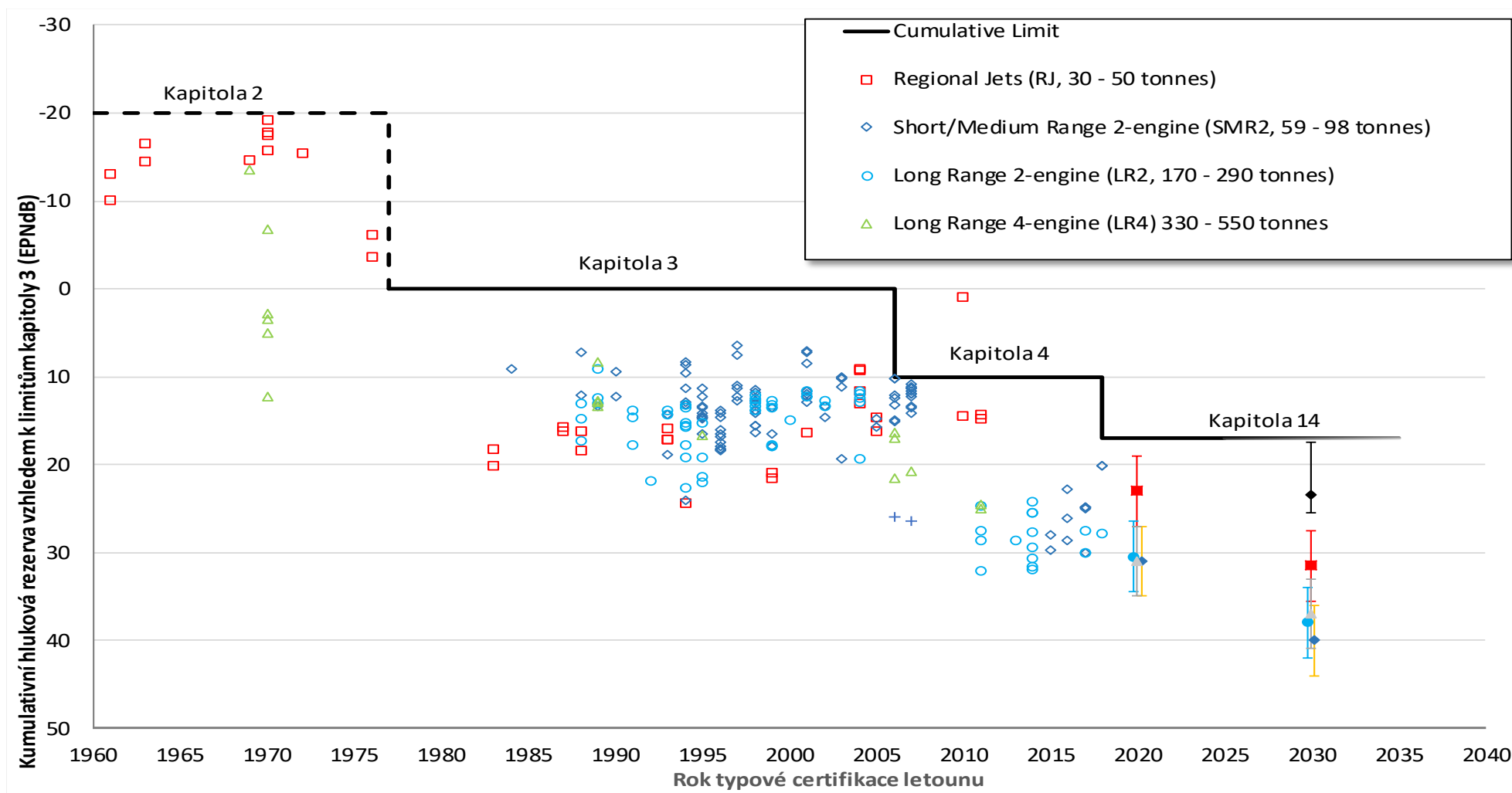
## 6 Právní základna omezování hluku v civilním letectví

Hluk letecké dopravy se stal v Evropě a Severní Americe zásadním tématem v ohledu na rostoucí objem civilní letecké dopravy. Tento trend mající zajímavý ekonomický a technologický dopad, však také negativně ovlivňuje komunity sídlící v blízkosti rozšiřujících se letišť. Obavy těchto komunit vedly k politickému tlaku na úřady, což v důsledku přispělo k vzniku legislativy zaobírající se touto oblastí jak na lokální úrovni, tak na světové.

V evropském prostředí jsou hlavními závaznými dokumenty dvě nařízení Evropské komise, a to obecnější informativní dokument 2002/49/EC z června roku 2002 a předpis zaměřený specificky na restrikce provozu na komunitních letištích, předpis 2002/30/EC z března roku 2002. Obě tyto nařízení jsou částečně založena na tzv. vyváženém přístupu, zpopularizovaném třicátým třetím Obecným shromážděním Mezinárodní organizace pro civilní letectví (ICAO) z roku 2001. Tento vyvážený přístup využívá pro dosažení cíle snížení vnímaného hluku jak pokroky v řízení letového provozu a zlepšení v plánování výstavby a využívání oblastí v okolí letišť, ale také technologie zaměřené na snižování hlučnosti jednotlivých letadel. Toto politické rozhodnutí však přišlo i s více vymahatelnými povinnostmi reprezentovanými postupně se ztěžujícím certifikačním procesem pro nové stroje dle dodatku 16 Chicagské úmluvy [5].

### 6.1 Regulace dle Mezinárodní organizace pro civilní letectví

Podobně jako i ostatní mezinárodní smlouvy prošla Chicagská úmluva řadou změn. Pro účely měření hluku a jeho snižování v letecké dopravě je však nejdůležitější dodatek 16 zabývající se ochranou prostředí. Nejdůležitějšími změnami této části v ohledu na akustiku byl přechod z tzv. kapitoly 2 na novější úpravu v podobě kapitoly 3, povinné pro nové konstrukce od roku 1978, a pozdější úpravou na kapitolu 4, povinnou pro nové konstrukce od roku 2006. Jako výsledek těchto aktualizací byly vytlačeny stroje spadající do kapitoly 2 z vzdušných prostorů vyspělých zemí okolo roku 2002, avšak stroje spadající do kapitoly 3 jsou stále v provozu i v řadě zemí Evropy. Rozdíl mezi kapitolou 3 a novější kapitolou 4 spočívá v nárocích kladených na hlukovou stopu letounů, kdy kapitola 3 definuje tzv. maximální efektivně vnímatelnou úroveň hluku (často označovanou jako EPNdB) ve třech režimech měření: přiblížení na přistání (měření minimálně 2000 metrů od přibližujícího se letounu), vzlet – měření ve vzdálenosti 450 metrů paralelně s středovou čarou vzletové dráhy v oblasti největšího hluku a vzlet – měření ve vzdálenosti 6500 metrů od počátku vzletového manévru přímo pod měřeným letounem. Na základě váhové kategorie, do které letouny spadají, jsou na stroje kladeny požadavky hlučnosti ověřované právě pomocí popsání měření EPNdB. Kapitola 4 dále implementovala požadavek na dosažení kumulativní rezervy 10 dB ze tří měření v kapitole 3, čímž dále zvyšuje požadavky kladené na nové stroje. Nejnovějším krokem ze strany ICAO bylo přijetí nové podoby kapitoly 14 upravující kumulativní rezervy na 17 dB. Poslední úprava se vztahuje na nové konstrukce od roku 2017. Snižování zvukové stopy letounů v čase je popsáno v grafu 6.1.



Graf 6.1 – Zlepšování hlukové stopy letounů v průběhu času v závislosti na zaváděné mezinárodní úmluvy

## 6.2 Důležité místní regulace

Regulace stanovené mezinárodními úřady jsou často dále zpřísněny jednotlivými místními pravidly a nařízeními. Tyto místní regulace mohou vést k omezení hlučnějších strojů pouze na určité hodiny, či rozhodují o přiřazení tzv. preferenční přistávací dráhy. Jedno z nejdůležitějších takových nařízení je sada omezení vztahující se na šestici Londýnských letišť: London City, London Gatwick, London Heathrow, London Luton, London Stansted a London Southend. Tento systém přiřazuje jednotlivým letounům kategorii dle jejich hlučnosti nezávisle na jejich vzletové hmotnosti (tabulka 6.1), čímž se zásadně liší od mezinárodních omezení. Dále je oddělen hluk při přistání a vzletu, například typ Airbus A380 získal kategorii 0,5 při vzletu a 2 při přistání. Důležitost těchto omezení spočívá v tom, že letouny s kategorií 4 a více nesmí operovat v noci, což například diskvalifikuje některé letouny B747 z nočního provozu na Londýnských letištích. Neboť podobná omezení platí i na ostatních velkých metropolitních oblastech fungujících jako transportní uzly pro celosvětovou leteckou dopravu, jsou výrobci nuceni snižovat hlučnost letounů pod limity stanovené mezinárodními smlouvami.

dB	< 84	84 – 87	87 – 90	90 – 93	93 – 96	96 – 99	96 – 102	> 102
Kategorie	0	0,25	0,5	1	2	4	8	16

Tabulka 6.1 - Rozdělení kategorií pro Londýnská letiště (systém Quota Count)

## 7 Způsoby snižování hluku u leteckých konstrukcí

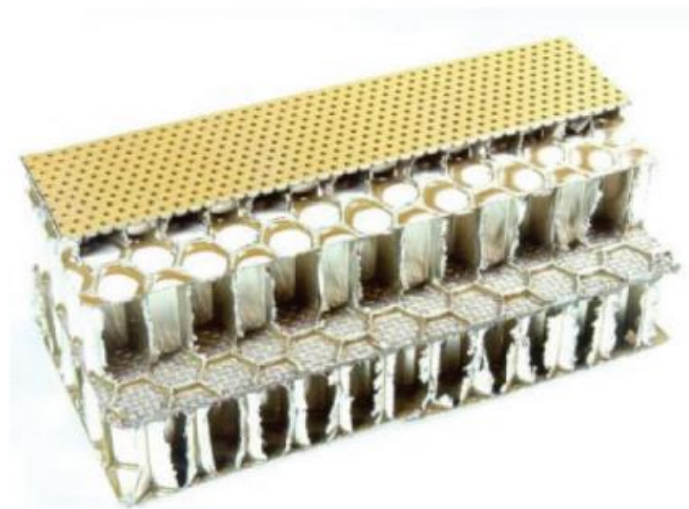
V této sekci jsou popsány vybrané způsoby snižování hluku leteckých motorů a draků. Z důvodu jejich důležitosti v civilním letectví a validity vůči konstrukci modelového motoru, kterým se tato práce zabývá, byla studie metod snižování hluku u motorů primárně zaměřena na dvouproudé motory.

### 7.1 Motorové gondoly dvouproudých motorů

S rostoucím průměrem moderních dvouproudých motorů s ultra vysokým obtokovým poměrem zásadním způsobem narůstá i váha motorových gondol obklopujících motory. Z tohoto důvodu je kladen důraz na zkracování gondol jak od přidi, tak od zádi. Bohužel tímto zkracováním se kromě váhy snižuje i akustický tlumící účinek, což vedlo k vývoji účinnějších technologií potlačujících hluk motoru, převážně dmychadla.

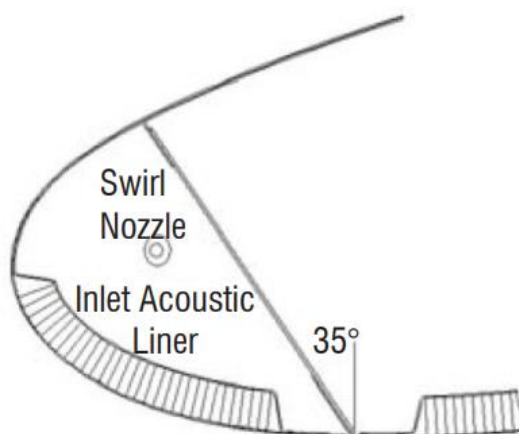
Jako neslibnější řešení v této oblasti se jeví využití voštinových vložek (obrázek 7.1) umístěných v konstrukci gondoly, kdy jednotlivé dutiny voštiny vytváří de facto sadu Helmholtzových rezonátorů. Problémem u tohoto řešení však zůstává, že velikost dutiny voštiny určuje frekvenci, kterou dokáže tlumit. Proto pokud chceme tlumit několik frekvencí,

musíme navrstvit jednotlivé voštiny na sebe, takto překrývající se vložky se pak nazývají jako tzv. vložky dvou a více stupňů volnosti. Bohužel se touto technologií tlumí širokopásmový hluk pouze disipací do materiálu, což samozřejmě není optimální. Dále s velikostí využitých tlumících vrstev narůstá minimální tloušťka motorové gondoly, což dále zvyšuje její hmotnost a musí se tedy zvolit kompromis mezi jinak protichůdnými požadavky.



Obrázek 7.1 – Příklad tlumící vložky o třech stupních volnosti

Další otázkou obklopující technologii tlumících vrstev je kam všude tyto vrstvy aplikovat. Počítačové simulace a na ně navazující experimenty ukázaly, že pokud jsou tyto vrstvy aplikovány i na vstupní hraně motorové gondoly (Obrázek 7.2), dochází k nemalému snížení hluku. Tato myšlenka však naráží na fakt, že dnes jsou tyto hrany převážně využívány k odledování, čímž vzniká střet dvou technologií soupeřících o stejný prostor. V dnešní době se využívají dva základní typy de-icingu těchto hran, pneumatický využívající teplého vzduchu odebíraného z motoru a termoelektrický. Možný kompromis v této oblasti byl demonstrován v plném měřítku na moderním letounu A380, kde konstruktéři dokázali propojit voštinové tlumící vrstvy s pneumatickým odledováním. Bohužel však technologie propojující elektrické odledování s tlumícími vrstvami je stále ve fázi výzkumu.



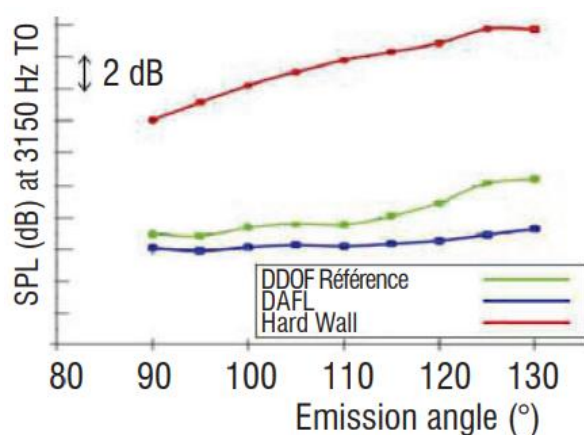
Obrázek 7.2 - Náčrt možného rozložení tlumících vrstev na vstupní hraně motorové gondoly

Pokud se přesuneme za vstupní hranu gondoly, narazíme na další problém, a to je samotná konstrukce vnitřního pláště obecně složená z dvou a více panelů dotýkajících se v axiálním směru. Taková konstrukce snižuje možné tlumení celého systému. Jako odpověď na tuto problematiku byly vyvinuty tzv. nerozdělené vložky eliminující spoje. Příklad takového dílu určeného pro letoun A380 je viditelný na obrázku 7.3.



Obrázek 7.3 - Příklad nerozdělené akustické vložky pro motorovou gondolu letounu A380

Dnešní výzkum v této oblasti se obecně zaměřuje na optimalizaci tlumících vrstev a jejich rozmístění v plášti motorové gondoly. Následujícím možným pokrokem pro tuto technologii by byla proměnná tloušťka voštinové tlumící vrstvy reflektující motorem generovaný hluk. Tato technologie se označuje jako DAFL (Distributed Aft Fan Liners) a její porovnání s dnes využívanými technologiemi je patrné z grafu 7.1. Pro takovou úroveň optimalizace je však nutná silná základna simulačních programů.



Graf 7.1 - Porovnání DAFL s dnes využívanými technologiemi tlumících vrstev, závislost hlukové stopy na úhlu měření od osy motoru



## 7.2 Dmychadla

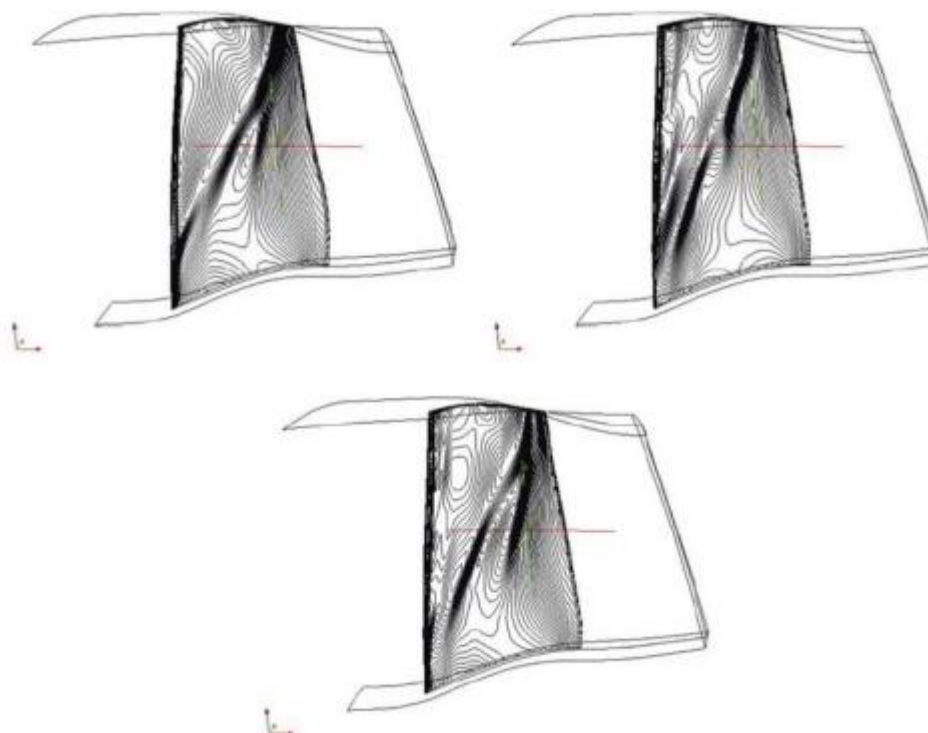
V předchozí části zabývající se motorovými gondolami bylo vyjádřeno několik problému snižujících efektivitu tlumení hluku motoru. Avšak co zahrnout do akustických snah i části motoru samotného? Bohužel tento přístup je postaven snad před ještě větší horu, jež musí překonat v podobě faktu, že optimalizace částí motoru pro termodynamické procesy je těžko slučitelná s akustickou optimalizací. Nicméně existují snahy o určitý kompromis, avšak jejichž detaily jsou často velmi dobře stráženy tajemstvím výrobců motorů.

### 7.2.1 Tvarová optimalizace a pasivní technologie

Obecným pravidlem u rotačních částí je, že hluk jimi generovaný se zvýší zvýšením rychlosti otáčení dané komponenty. U dmychadel platí, že širokopásmový hluk je úměrný  $v_{tip}^{5/2}$ , kde  $v_{tip}$  je rychlost otáčení konců listů dmychadla. Existují dva základní přístupy pasivního snižování hluku dmychadla: tvarová optimalizace lopatek a přímé ovlivňování proudu vzduchu. Otázkou zůstává využití tlumících vrstev v konstrukci listů, zde však komplikované 3D tvary a materiálové nároky prakticky zabraňují reálné aplikaci.

Tvarová optimalizace listů by byla bezpochyby jedním ze zásadních pokroků k tiššímu létání, bohužel však je velmi komplikované skloubit termomechanickou účinnost s akustickou optimalizací. Určitý kompromis pravděpodobně leží v tvaru aerodynamicky optimalizovaném pro vzlet a cestovní rychlost a akusticky vylepšeném pro přistání. Přesnější informace o pokroku v této oblasti jsou však obchodním tajemstvím. Příklad procesu tvarové optimalizace je uveden na obrázku 7.4.

Druhou možnou cestou pasivního akustického tlumení dmychadel je ovládnutí proudu vzduchu. Nejjednodušší formou této technologie je limitování otáček dmychadla tak, aby na koncích lopatek nedocházelo k transsonickým rychlostem. Takové řešení si však vyžaduje instalaci reduktoru mezi jádro motoru a dmychadlo, což samozřejmě zvyšuje hmotnost celého motoru. Toto řešení bylo například využito na motorech Pratt & Whitney PW1100G. To, zdali využít technologii omezování rychlosti otáčení dmychadla zásadně závisí na průměru motoru, neboť u menších motorů, například Leap-1A, nemusí být rozdíl rychlostí otáčení konců lopatek dostatečnou výhodou převyšující zvýšení hmotnosti.



Obrázek 7.4 - Různá stádia optimalizace tvaru lopatky rotoru dmyhadla – původní geometrie (vlevo), aerodynamická optimalizace (střed), aeromechanická optimalizace (vpravo)

## 7.2.2 Aktivní statory

Druhou cestou k snížení hluku u dmychadel leteckých motorů je využití aktivních technologií. V podstatě jsou tyto systémy založeny na myšlence uzavřené smyčky, kdy stav v motoru je snímán systémem měřících zařízení vysílajících informace do řídicího centra, které následně rozhoduje o změně nastavení aktivních částí s cílem potlačit vznikající hluk. Takovýto systém tedy vyžaduje optimalizované snímací zařízení (například mikrofony) a vhodné aktuátory. Vývojem v těchto dvou oblastech byly Evropskou unií v dnešní době pověřeny programy SILENCER a OPENAIR.

Program SILENCER se zaměřil na dvě řešení aktuátorů. První způsob spočívá v montáži aktuátorů do vnitřní stěny motorové gondoly. Druhé řešení se pak zaměřilo na ovládání výstupních lopatek (Outlet Guided Vane). Obě řešení byla testována na modelech rozměrů plnohodnotných motorů. Jako úspěšnější se ukázalo řízení výstupních lopatek (Obrázek 7.5), neboť toto řešení umožňuje využití i pasivních tlumících vrstev umístěných v motorové gondole. Druhou výhodou řízení výstupních lopatek je jejich blízkost k zdroji hluku na dmychadle.



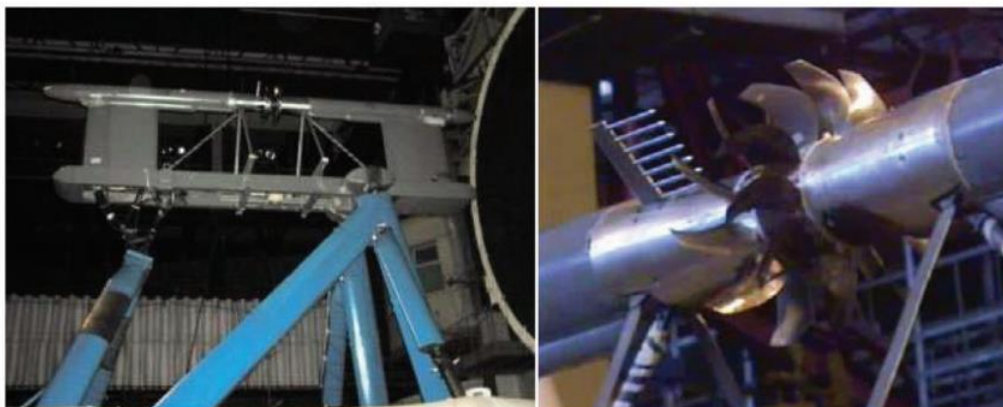
Obrázek 7.5 - Aktivně řízené výstupní lopatky dmychadla (vlevo). Piezoelektrické aktuátory jsou umístěny na a mezi lopatkami. Měření tohoto systému v měřícím zařízení RACE (vpravo).

Zásadním problémem, se kterým se technologie aktivního řízení setkávají, je zvýšená komplexnost celého motoru, způsob dodávání energie do aktuátorů a obecně zvýšení hmotnosti. Výsledky z programů SILENCER a OPENAIR však naznačují dostatečné snížení hlučnosti na to, aby se letecký průmysl touto technologií dále zabýval.

### 7.3 Nové koncepce motorů

Pokud pohlédneme za horizont řešení pro stávající generaci leteckých motorů otevírá se několik možných koncepcí jak pro motory s ultra vysokým obtokem, tak i pro stále zkoumané motory s tzv. otevřenými rotory. Cílem pro novou generaci motorů je nejen zvýšení efektivity provozu ale také i snížení jimi produkovaného hluku, i když pro motory s otevřeným rotorem to díky jejich koncepci může být velmi složitý problém.

Prvním krokem k nové generaci leteckých motorů bylo získání dostatečné simulační základny pro budoucí návrhy. Proto bylo v rámci projektu DREAM provedena řada experimentů porovnávající stávající CFD a CAA řešiče vůči datům získaných z motorů s otevřeným rotorem, např. testovací zařízení VP107 (obrázek 7.6). Na tuto práci následně navázala řada vývojových skupin, čímž vzniklo několik slibných kandidátů, například motor Hera společnosti Snecma (obrázek 7.7).

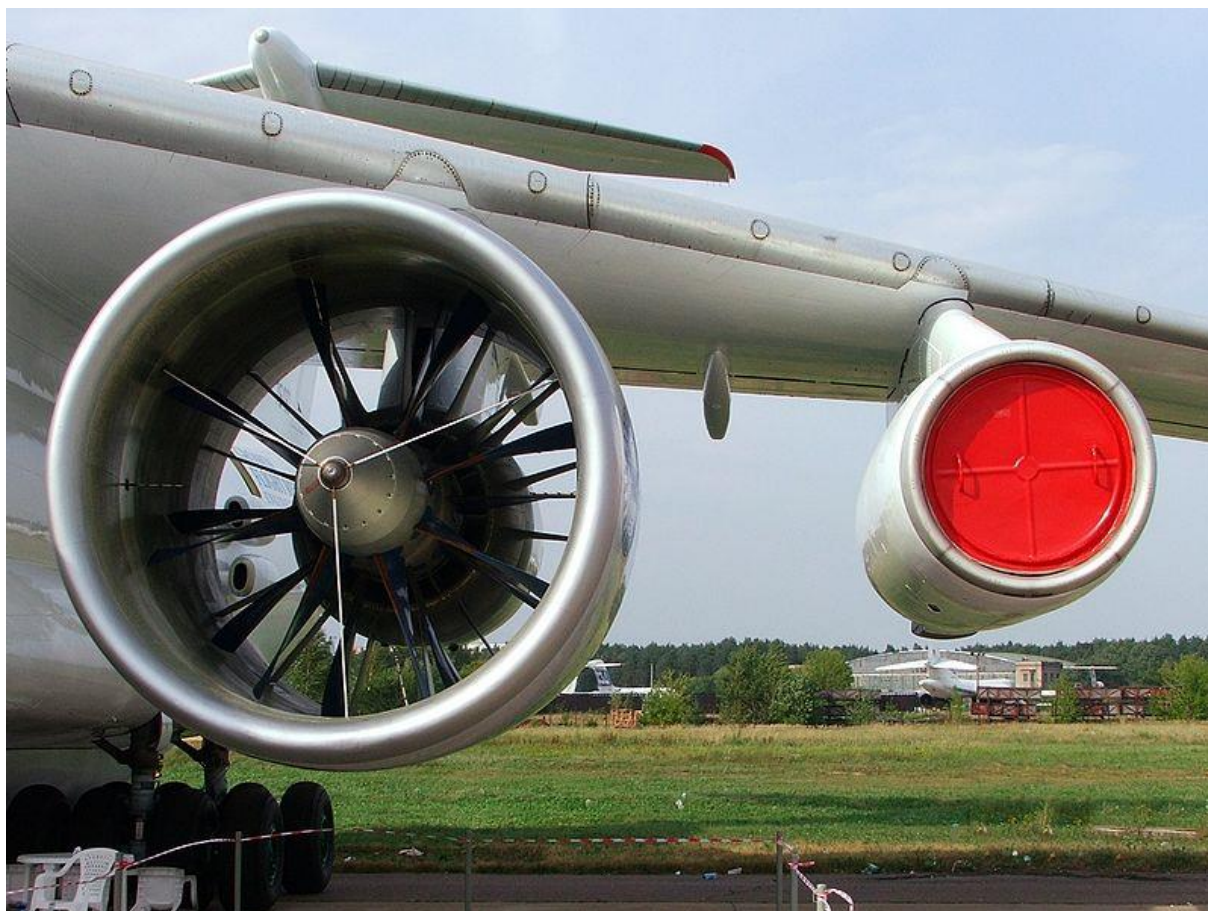


Obrázek 7.6 - Testovací motor VP107 při měření v nízkorychlostním tunelu



Obrázek 7.7 - Motor HERA společnosti Secma testovaný v aerodynamickém tunelu S1 francouzských laboratoří Onera (2013)

Další snahou v oblasti nových motorů je program COBRA, který je spoluprací evropských a ruských společností. Program COBRA je primárně zaměřen na studii motorů s ultra vysokým obtokovým poměrem s protiběžným dmychadlem (Ultra High Bypass Ratio Contra Rotating TurboFan UHBR-CRTF), které jsou určitou kombinací UHBR motorů s konfigurací s otevřeným dmychadlem. Tento koncept dokázala již v devadesátých letech zkonstruovat ruská společnost Kuznetsov v podobě motoru NK-93 s obtokovým poměrem 16,5 (Obrázek 7.8). Nicméně motor NK-93 byl vytvořen před prakticky třiceti lety bez výhod počítačových simulací, a navíc bez dnes platných environmentálních restrikcí. Z tohoto důvodu se moderní UHBR-CRTF motory nemohou jen čistě spoléhat na technologie využití na NK-93, ale musí být aplikovány i moderní řešení jako například omezení rychlosti otáčení dmychadla reduktorem, či pasivní tlumící vrstvy v motorové gondole.



Obrázek 7.8 - motor NK-93 na letounu IL-76

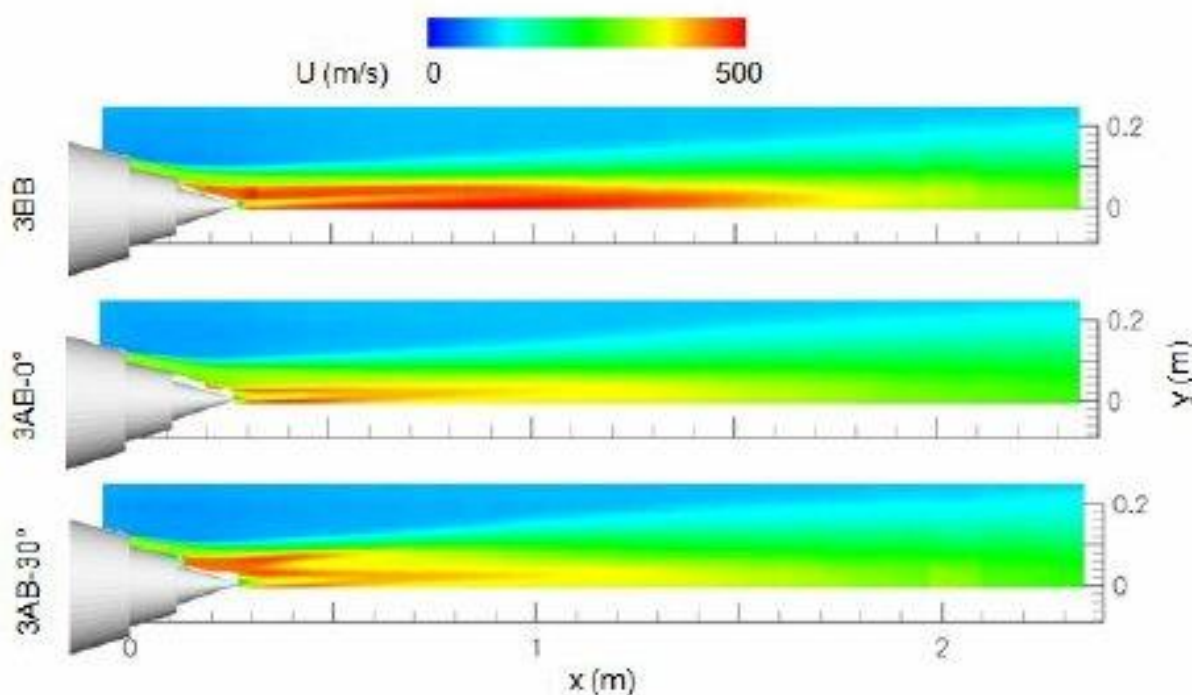
## 7.4 Redukce hluku z proudu

I když došlo v posledních desetiletích k zásadnímu snížení hluku přímo od proudu pomocí masivního zavedení dvouproudových motorů, stále je tato oblast cílem snah o další redukci tohoto zdroje hluku. Jako největší pokrok v této oblasti lze označit využití tzv. chevronů, kterými se tato část primárně zabývá.

### 7.4.1 Chevrons

Jako „Chevrons“ jsou označovány geometrické trojúhelníkové útvary, které jsou většinou umístěny na výfukové části jader motorů (na primárním proudu), či na dmychadle (sekundární proud). Byť se chevrons využívají u dnešních motorů a leteckých konstrukcí, stále nejsou detaily jejich funkce zcela popsány. Byť chevrons ještě nejsou zcela teoreticky popsány, průmysl se s nimi a jejich geometrií naučil pracovat. Například je známo, že pokud jsou chevrons hlavního proudu směřované ke konci proudu mají schopnost snižovat hluk při startu. Na druhou stranu chevrons prakticky rovnoběžné s osou motoru snižují hluk v cestovním

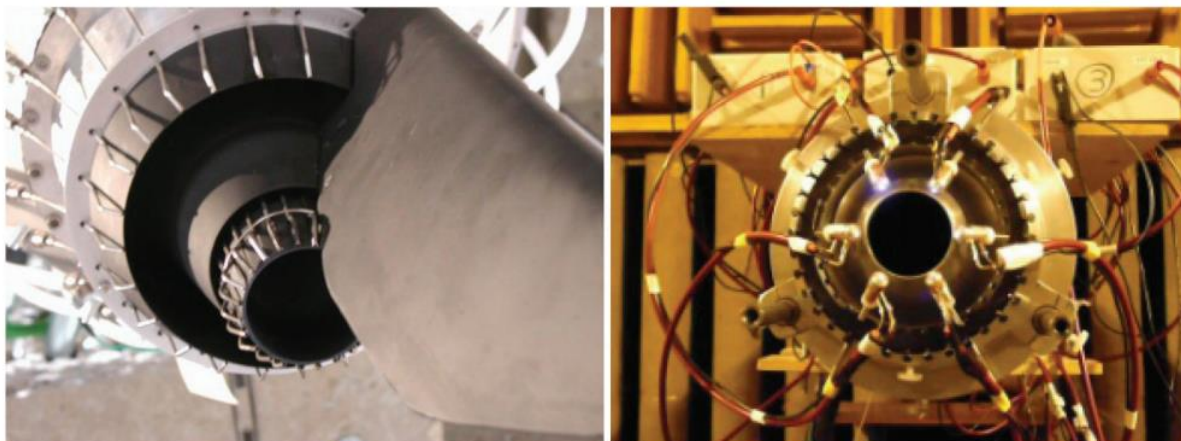
režimu. Chevrony však mají i svá negativa, a to převážně v snížení účinnosti motorů v cestovním režimu, avšak jak se již několikrát u nových letounů ukázalo, výhody snížení hlukové stopy jsou dostačujícím argumentem pro využití tohoto řešení. Zajímavou otázkou zůstává budoucí vývoj v této oblasti s ohledem na trend zvětšování motorů a snižování jejich vzdálenosti ke křídlu, kde přítomnost chevronů už může zásadněji ovlivňovat stálost proudu. Jedno z porovnání hluku mezi konfigurací motoru bez a s chevrony je patrné na obrázku 7.9.



Obrázek 7.9 - Porovnání hluku konfigurace bez chevronů (nahore) a dvou konfigurací se chevrony (střed a dole)

#### 7.4.2 Virtuální chevrony

Jak již bylo naznačeno v předchozí sekci, dnes využívané chevrony mají nevýhodu v snížení účinnosti motorů, zvýšení odporu a zvýšení váhy. Samozřejmě v reakci na tato negativa vznikla iniciativa o vylepšení technologie chevronů. Jako jedno z nejslibnějších řešení se ukázaly být tzv. virtuální chevrony. Jedná se o micro trysky vhánějící proudy stlačeného vzduchu do hlavního proudu, který se snažíme ovlivnit. Dnes nejrozpracovanější řešení těchto trysek je založeno na principu kontinuálních trysek, kdy druhé řešení v podobě pulzních trysek je stále v raných stádiích výzkumu. Touto oblastí se zabývají francouzské programy OSCAR, ORINOCO či REBECA, dále evropský program OPENAIR či více světový program JAXA. Výsledky z posledně jmenovaného programu pak naznačují, že snížení širokopásmového zvuku při použití kontinuálních trysek je přibližně jeden EPNdB (testované zařízení na obrázku 7.10).



Obrázek 7.10 - Testování motoru vybaveného kontinuálními tryskami. Projekt JAXA, testovací zařízení Poitiers (vlevo), Ecole Centrale de Lyon (vpravo)

## 7.5 Drak letounu

Hluk draku letounu se dostal do popředí vývojem tišších motorů v posledních desetiletích. V dnešní době je hluk draku převážně tvořen dvěma oblastmi, podvozek a vztlačovými zařízeními. Důležitost mezi těmito zónami se liší v závislosti na konstrukci letounu, avšak obecným pravidlem zůstává, že čím větší letoun tím větší je vliv podvozkového aerodynamického hluku. I když jsou dnes mechanismy vzniku hluku drakem letounu relativně dobře teoreticky popsány, simulace těchto procesů zůstává zásadním problémem, a to hlavně kvůli velmi složitým okrajovým podmínkám, odtrhávání mezní vrstvy, přechodům mezi turbulentním a laminárním proudem atd.

### 7.5.1 Podvozek

Zásadní pokrok v snižování hluku podvozku moderních dopravních letounů přinesla jednoduchá myšlenka zakrytování částí zabraňující tvorbě velkých a hlasitých vírů, které jsou hlavními přispěvateli k hlukové stopě vysunutých podvozkových noh. Testování plno-měřítkových modelů zakrytování provedené v rámci programu SILENCER (obrázek 7.11) ukázalo snížení hluku o 4,1 EPNdB pro podvozkové nohy a 1,6 EPNdB pro celý letoun. Takto masivní snížení hluku je zásadním pokrokem v této oblasti. Nevýhodou zakrytování podvozků však zůstává zvýšení hmotnosti celé konstrukce a možné zhoršení servisnosti a jednoduchosti kontrol podvozkových noh.

Následujícím řešením pro snížení hluku podvozků je uzavření dutin jako jsou například ráfky kol pomocí krytů. Zajímavou myšlenkou je dále optimalizace vedení kabeláže a umístění různých zařízení tak, aby nebyly v otevřeném proudu. Jedno z řešení této otázky je umístění co nejvíce věcí před a za hlavní části podvozkové nohy do oblastí kde proud je zpomalen na

nulu, čímž se sníží množství vírů generovaných podvozkem. Kombinací těchto maskovacích technik pak lze dosáhnout snížení hluku až o jeden EPNdB.



Obrázek 7.11 - Příďový (vlevo) a hlavní (vpravo) zakrytovaný přistávací podvozek měřený v rámci projektu SILENCER

## 7.5.2 Vztlková zařízení

Vývoj řady technologií snižujících hluk vznikající vztlkovými zařízeními, jako jsou klapky či sloty, je stále v raných stádiích. Jako zásadní se ukazuje problém, že způsoby snižování akustické stopy také zásadně snižují aerodynamickou účinnost, což v akusticky kritických oblastech letu (přistání, vzlet) vede na nutnost zvýšení rychlostí, čímž se často hlukové benefity anulují. Nejslibnějšími řešeními se jeví optimalizace rozměrů mezery u vysunutých slotů, využití chevronů, aplikace porézních materiálů odstraňující náhlé diskontinuity proudu či pokročilé adaptivní náběžné hrany z materiálů s tvarovou pamětí ovládaných aktuátory. Nicméně pravdou zůstává, že oblast potlačování hluku vztlkových zařízení je relativně nová, takže je možné předpokládat rapidní postup v této oblasti.



## 7.6 Budoucí technologie snižování hluku

V předchozích sekcích byly probrány technologie aplikovatelné na dnes nejrozšířenější koncepce dopravních letounů v podobě hlavní válcovité části s motory zavěšenými pod křídly. Avšak pokud se oprostíme od tohoto rozvržení, otevírají se mnohé zajímavé možnosti.

Například první zajímavou myšlenkou je integrace zvětšujících se motorů s ultra vysokým obtokovým poměrem, které svými rozměry přestávají být slučitelné s dnes typickým zavěšením pod křídlo. Nesmí se však zapomínat na to, že změnou stávajících koncepcí mohou začít hrát zásadní roli jiné zdroje hluku, než které jsou dnes prostudované, například u motorů může začít hrát zásadní roli hluk od spalování, který je dnes často zanedbáván.

Druhou zajímavou cestou jsou již dříve zmíněné motory s otevřeným rotorem, kde největším problémem (kromě bezpečnosti) zůstává vyřešit typicky hlučnou interakci dvou protichůdných propfanů. Existuje však několik způsobů, jak takto vznikající hluk snižovat, například optimalizací tvarů a délek lopatek, změnou mezery mezi propfany či rozdílnou rychlostí otáčení jednotlivých propfanů. Pravdou však zůstává, že je těžko odhadnutelné, zdali i optimalizované motory s otevřeným rotorem obstojí v ohledu na předpisy jako je například kapitola 14. Z tohoto důvodu je častým trendem u budoucích koncepcí letounů umisťovat tyto motory do zadní části nad hlavní trup, čímž dochází k menšímu šíření hluku do okolí (příklad koncepce Airbus 2030 na obrázku 7.12).



Obrázek 7.12 - Futuristická koncepce Airbus 2030

## 8 Návrh měření hluku modelového motoru

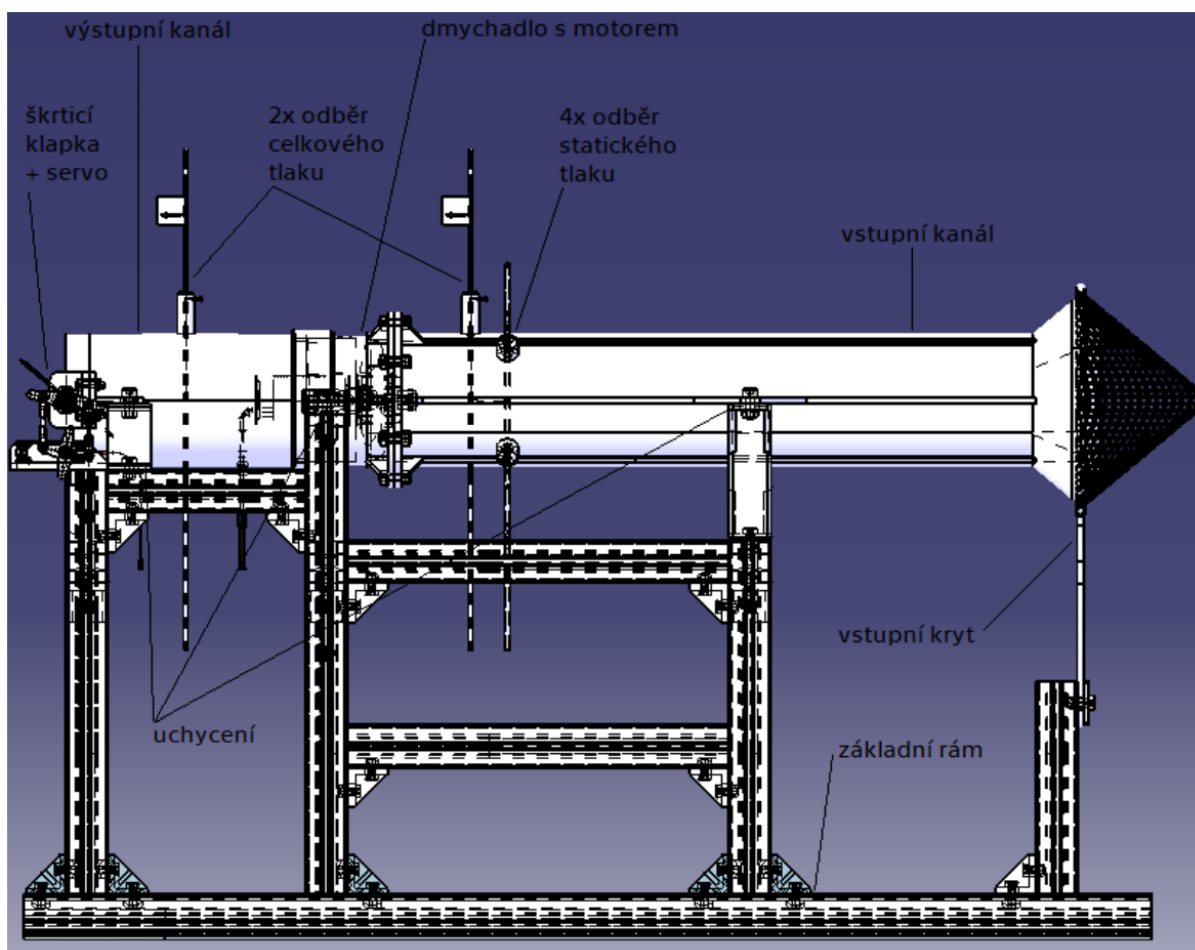
Následující návrh experimentu byl vypracován na základě znalostí získaných z teoretické části této práce. Je důležité podotknout, že rozsah celého experimentu byl postupně snižován v závislosti na proti pandemických nařízeních, která byla v platnosti během tvorby této práce. Bohužel i přes degradaci šíře experimentu nedošlo k jeho provedení.

### 8.1 Obecné předpoklady experimentu

Prvním vstupním požadavkem pro návrh tohoto experimentu je využití již stávajícího modelového motoru, využitého jako měřicí stand. Toto měřicí zařízení bylo navrženo v rámci práce Jiřího Hejny. Modelový motor je napájen bateriemi a rychlost otáček je ovládána skrze regulátor. Měřené zařízení v původní konfiguraci je zobrazeno a popsáno na obrázku 8.1. Jako zásadní výhodu konstrukce vytvořené Bc. Hejnou patří vysoká modularita a přestavitelnost, která byla využita při návrhu přestavby pro účely měření hluku. Nejdůležitější parametry měřicího standu byly vypsány do tabulky 8.1 [8]. Důvod pro využití již stávající platformy je jak ekonomický, tak je kladen důraz na kontinuitu práce s cílem hlubšího prozkoumání jevů, které se na leteckých motorech objevují.

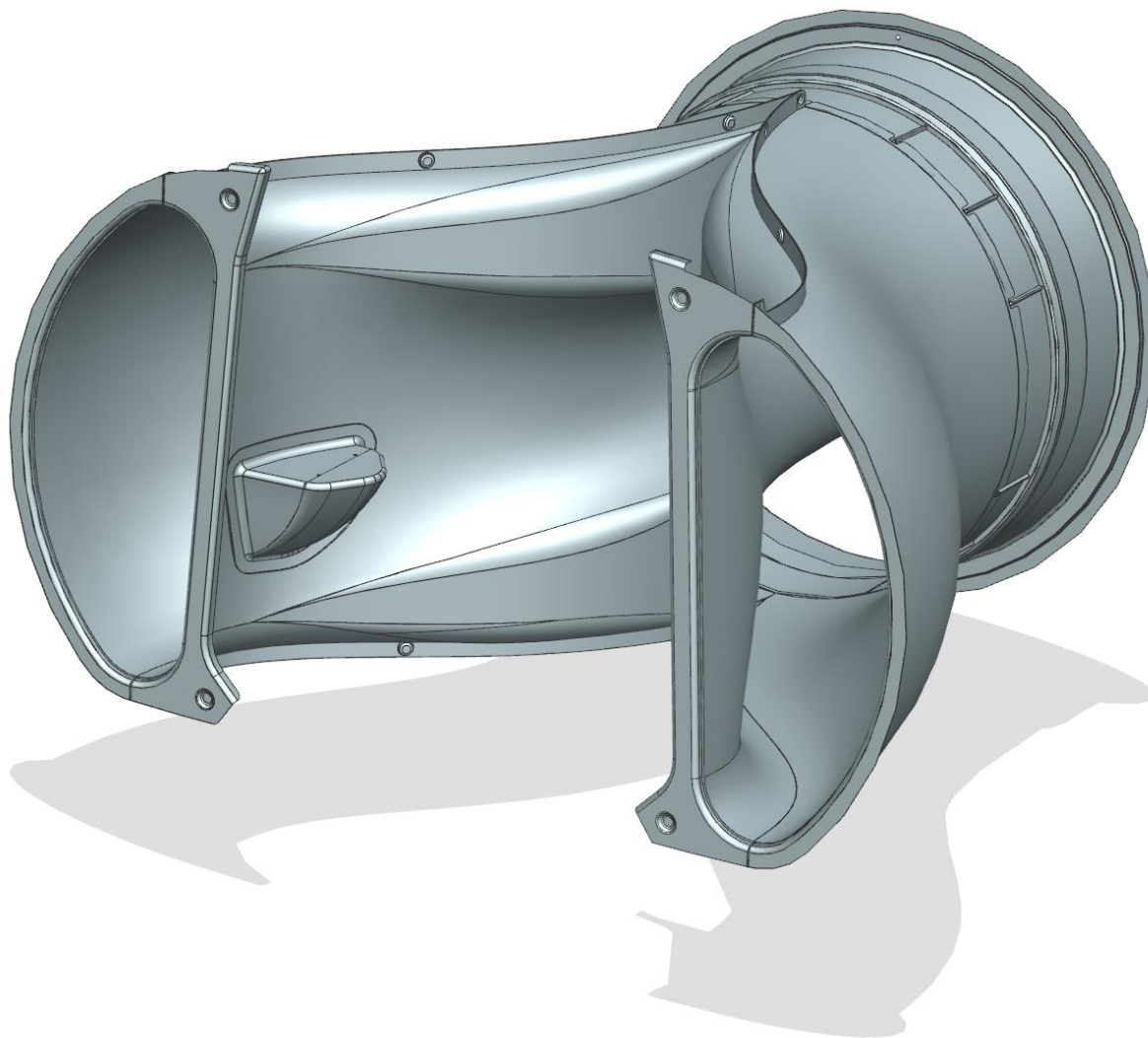
Parametr	Hodnota	Jednotky
Otáčky dmyhadla	45 000	m <sup>-1</sup>
Vnitřní průměr dmyhadla	89	mm
Maximální výkon elektromotoru	4 100	W
Maximální tah v dané konfiguraci	40,2	N

Tabulka 8.1 - Nejdůležitější parametry měřicího standu



Obrázek 8.1 - Model leteckého motoru vytvořený Bc. Jiřím Hejnou (před úpravou pro měření hluku)

Druhou podmínkou pro návrh experimentu je zakomponování modelu vstupního ústrojí experimentálního letounu UL-39 Albi do zkoumaného a měřeného zařízení. Letoun Albi byl vytvořen z práce několika desítek ročníků studentů a řady odborníků z ČVUT a jsem jako autor hrdý, že se na alespoň trochu mohu podílet na možném dalším vývoji tohoto stroje. UL-39 je poháněn ventilátorovým pohonem pracujícím na principu dmychadla poháněného spalovacím motorem. Toto uspořádání si vyžádalo relativně dlouhé vstupní ústrojí, jehož hluková stopa je v této práci částečně zkoumána. Model vstupního ústrojí přímo z letounu Albi lze vidět na obrázku 8.2. Z tohoto počítačového modelu byla vyjmuta geometrie dále využitá v tvorbě návrhu přestavby měřícího standu.



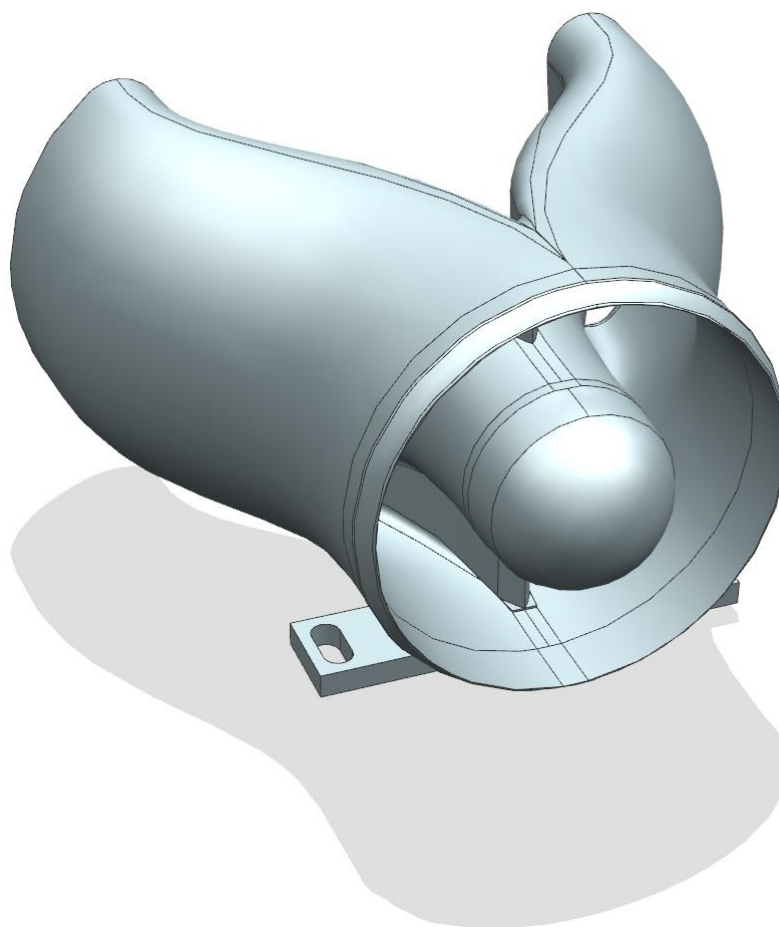
Obrázek 8.2 - Počítačový model vstupního ústrojí letounu UL-39 Albi

## 8.2 Návrh přestavby měřicího standu

Návrh přestavby stávajícího měřicího standu přímo vychází z obecných požadavků kladených na navrhované měření, tedy zakomponování geometrie vstupního ústrojí letounu UL-39 Albi. Jako nejlepší řešení přidání upraveného vstupního ústrojí k testovacímu standu byl vybrán díl vyrobený pomocí aditivní výroby. Toto rozhodnutí pak přímo vedlo k výslednému modelu nového vstupního ústrojí. Na obrázcích 8.3 a 8.4 lze vidět přední a zadní 3D pohled na navržené vstupní ústrojí. Při tvorbě tohoto modelu se přímo vycházelo z tvaru proudovodu letounu Albi. Centrální otvor, kterým v letounu Albi prochází pohon dmychadla, musela být uzavřena pomocí aerodynamicky tvarované plochy. Pro jednoduchost montáže nového vstupního ústrojí byly přidány plochy s otvory pro šrouby M6, kterými je jištěna konstrukce rámu měřicího standu.



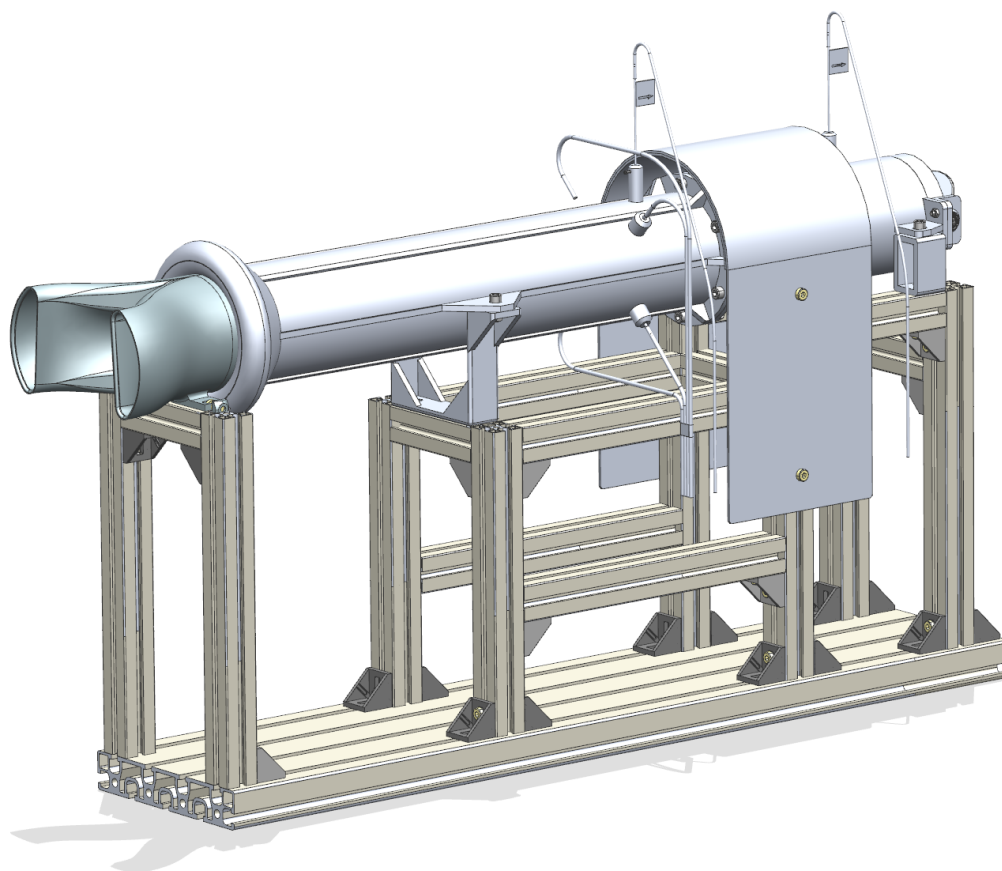
*Obrázek 8.3 - Počítačový model upraveného vstupního ústrojí pro měřicí stand (Přední pohled)*



*Obrázek 8.4 - Počítačový model upraveného vstupního ústrojí pro měřicí stand (Zadní pohled)*

Navržené vstupní ústrojí se může jednoduše zasunout do stávajícího vstupního ústrojí a zajistit šrouby, čímž se minimalizoval zásah do stávající konstrukce. Nicméně z důvodu montáže nového vstupního ústrojí vznikla nutnost výměny části modulárního rámu, která je patrná z pohledu na celkový návrh upraveného měřícího standu (obrázek 8.5). Při úpravě rámu byly využity modulární konstrukční prvky, z kterých je rám složen.

Další možnou úpravou standu zůstává odebrání měřících zařízení z předchozích pokusů či škrťací klapky. Tato možnost je volitelná v případě, že je cílem experimentu pouze zkoumat akustickou stopu modelového motoru. V případě odebrání měřících sond je nutné uzavřít vzniklé otvory například pomocí 3D tištěných krytek, či méně sofistikovanými způsoby.

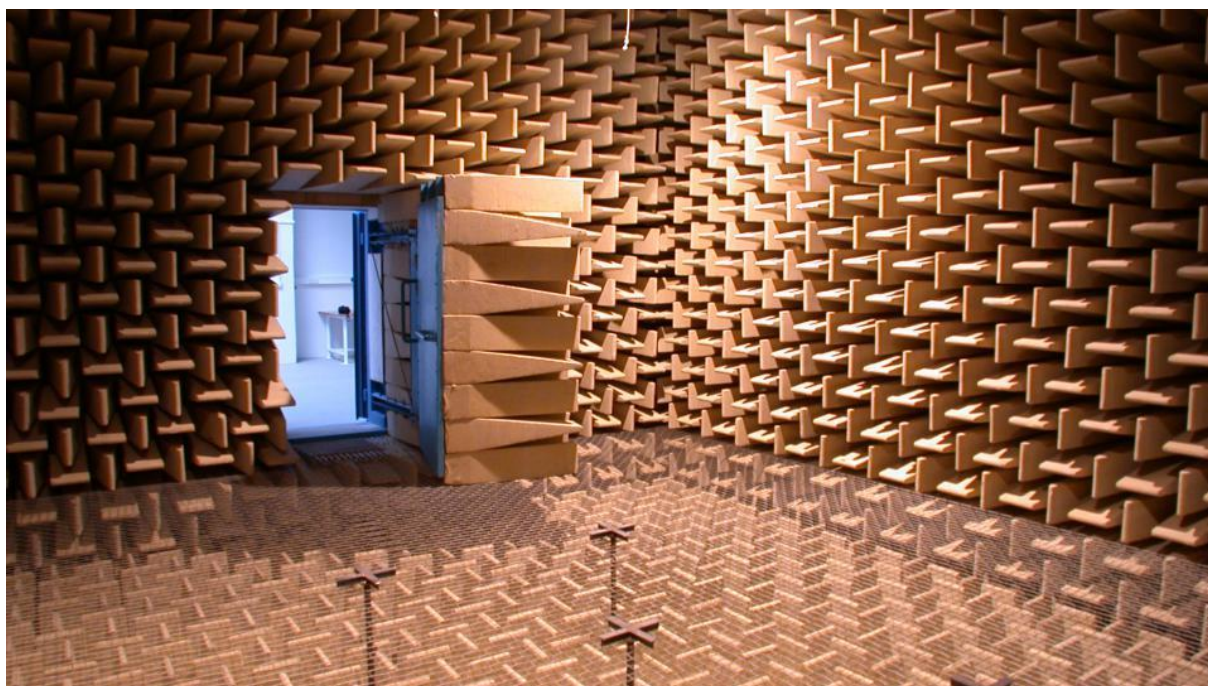


Obrázek 8.5 - Pohled na model upraveného měřícího standu s novým vstupním ústrojím

### 8.3 Výběr místa provedení měření

V oblasti aeroakustických experimentů je výběr lokace, kde je daný experiment proveden, téměř stejně důležitý, jako součet ostatních parametrů. Cílem výběru konání měření je získat prostor s co nejnižším hlukovým smogem z okolí a co nejmenší nežádoucí reakcí prostředí (ozvěna, reakce na zvukové vlny atd.). U hlukových měření v praxi však často přibývají podmínky reálného provozu tak, aby byly zajištěny výsledky skutečně vázané na modelovou situaci, například měření hluku u letišť, silnic, či podobných zdrojích. Tento experiment je však

primárně zaměřen edukativně a akademicky, z tohoto důvodu hledané místo měření má za hlavní cíl eliminaci vnějších ruchů a interakci měřeného hluku s okolím. Nejlepším řešením by v tomto případě bylo využití tiché komory neboli speciálně upravené místnosti pro akustické experimenty. Bohužel takové zařízení není v realizovatelných možnostech v rámci této práce, byť ČVUT takovou komorou oplývá v podobě tzv. mrtvé komory pod správou fakulty elektrotechnické (obrázek 8.6). Dalším nevhodným prostorem jsou místnosti laboratoří ČVUT, které nebyly upraveny pro akustické experimenty. Tyto prostory sice nabízí relativně lehce ovladatelné prostředí, avšak interakce uzavřeného prostředí místnosti s měřeným hlukem by zásadním způsobem ovlivňovali měření. Určitou cestu kompromisu nabízí úprava místnosti k provedení akustického experimentu obložením tlumícími deskami a pěnou, avšak taková úprava s sebou nese zásadní finanční zátěž. A právě i kvůli ekonomickým důvodům bylo nakonec vybráno řešení spočívající v provedení měření na otevřeném prostranství. Samozřejmě na dané místo se v tomto případě dále navazují další podmínky, například že místo by mělo být zatravněno, neboť tráva funguje jako akustický tlumič, na rozdíl od betonové plochy. Dále je nutné vybrat místo dostatečně tiché s nízkým hlukovým smogem z okolí. Posledním parametrem zůstává logistická otázka, místo měření musí být v přijatelné dojezdové vzdálenosti tak, aby mohlo být všechno potřebné vybavení společně s měřicím standem dopravitelné do zvolené lokace.



Obrázek 8.6 - Mrtvá komora ČVUT FEL

## 8.4 Výběr mikrofونů a měřicích zařízení

Při aeroakustických měření se využívá řada mikrofونů, a k nim uzpůsobených doplňků, s cílem co nejpřesněji získat požadovaná data v závislosti na podmínkách měření. Pro účely zde navrhovaného experimentu existují základní dvě cesty přístrojového vybavení, a to

uživatelsky jednodušší verze s hlukoměrem vyšší kvality, či druhý a přesnější způsob v podobě systému několika akustických mikrofonů [6].

Pro verzi s hlukoměrem je zásadním pozitivem jednoduchost obsluhy zařízení a jeho univerzálnost při aplikaci v jiných experimentech. Samozřejmě pro dosažení použitelných aeroakustických výsledků je třeba využití hlukoměru vyšší kvality tak, aby docházelo jen k minimálnímu ovlivnění měření samotným měřicím zařízením. Jedním z využitelných výrobků na trhu pro toto měření je například B&K 2250 od firmy Brüel & Kjær (obrázek 8.7). Využití takového hlukoměru v tomto experimentu by pak obnášelo upevnění hlukoměru do stojanu, provedení měření a následné jednoduché převedení výsledků do počítače s připravenou softwarovou základnou. Dá se tedy říci, že takové měření by bylo rychlé a snadné pro obsluhu, což za předpokladu měření na otevřeném prostranství může být zásadním pozitivem. Nevýhodou této konfigurace však zůstává poměr ceny jednoho měřicího zařízení vůči počtu měřených bodů v případě, že chceme měřit několik míst zároveň.



Obrázek 8.7 - Univerzální hlukoměr 2250-S od firmy Brüel & Kjær

Druhé řešení se zakládá na systému několika měřicích mikrofonů umístěných na stojanech v předem daných pozicích. Mikrofony jsou zapojeny do sběrnice, která jak napájí mikrofony, tak předává signál do počítače s požadovaným softwarem. Tato cesta je sice složitější na přípravu než první představený způsob, ale nabízí přesnější měření, a to i v několika bodech zároveň. Pro účely tohoto měření je vhodné využití všesměrových měřicích mikrofonů. Mezi využitelné výrobky na trhu pro tento způsob měření můžeme řadit sérii mikrofonů opět od společnosti Brüel & Kjær, či konkurenčních společností. Možný využitelný mikrofon v tomto experimentu lze označit TYPE 4939-B-002 (Obrázek 8.8) neboli čtvrtpalcový mikrofonový set složený z čidla a předzesilovače.





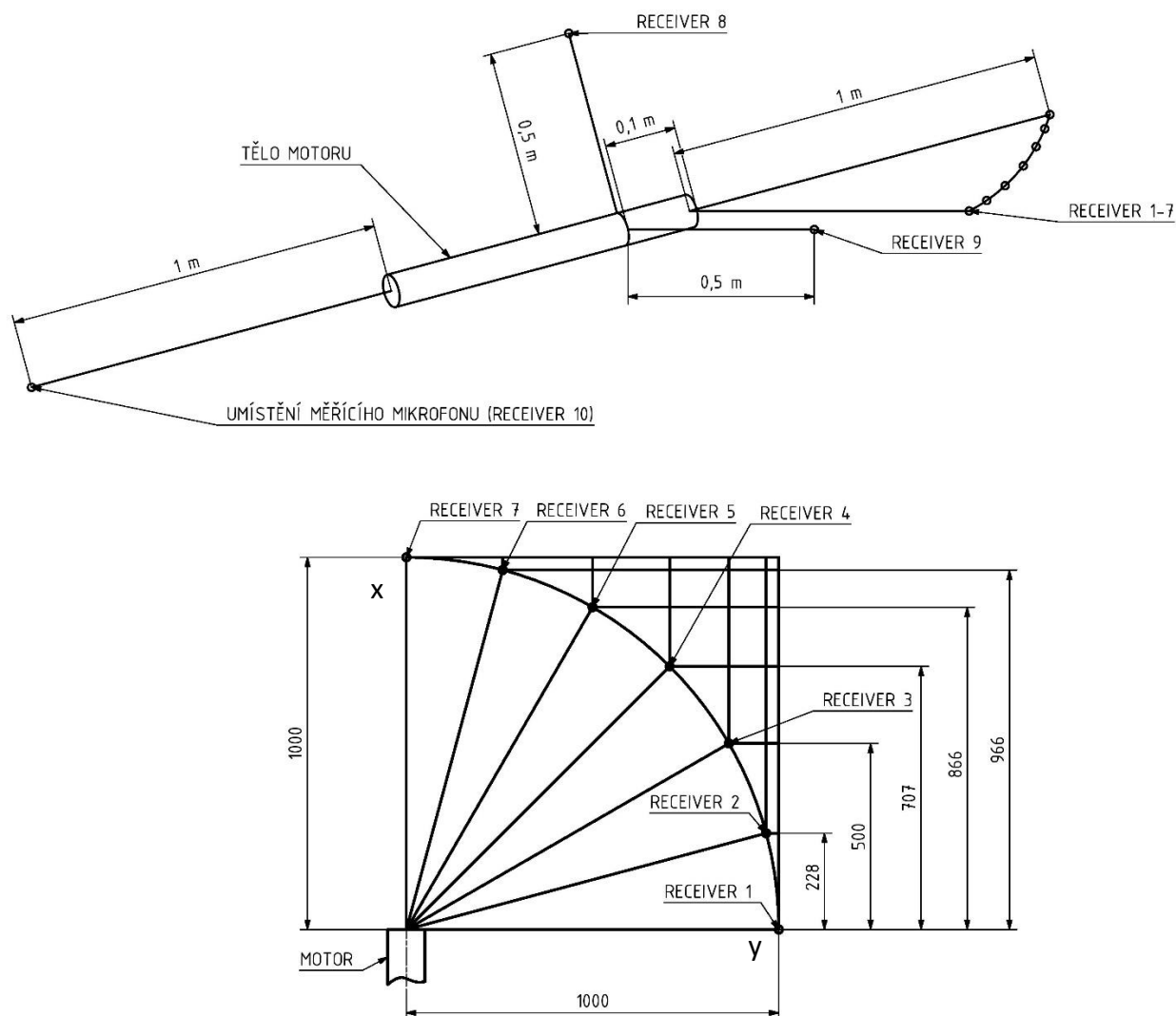
Obrázek 8.8 - Mikrofon TYPE 4939-B-002 od společnosti Brüel & Kjær

## 8.5 Rozložení mikrofonů do zkoumané oblasti

Rozložení pozic pro umístění mikrofonů vychází z předpokládaných oblastí šíření hluku z motorového prostoru, kdy hlavní směry šíření jsou ve směru proudu a proti proudu. Pro kompletaci obrazu hlukové stopy motoru byly dále zvoleny i pozice paralelní s osou motoru. Z důvodu jednoduchosti měření nebyly využity možnosti zakomponování čidel do samotné konstrukce motoru, například přímo do lopatek, či do proudovodu. Z důvodu využití standartních mikrofonů dále nebyly využity pozice přímo v hlavní části proudu, kde by těla sond zásadním způsobem ovlivňovala měřené tlakové pole. Možné rozložení deseti pozic pro mikrofony bylo znázorněno na obrázku 8.9. Mikrofony 1 až 7 se nacházejí v oblouku ve vzdálenosti jednoho metru od konce trysky motoru a jsou rozloženy po 15 stupních. Toto rozložení vychází z popisu měření hluku proudu Henry B. Moora a Michaela J. Clinch [7] (pozice přijímačů 1-7 jsou zapsány v kartézském systému v tabulce 8.2). Mikrofony 8 a 9 jsou umístěny kolmo na osu motoru v rovině dmychadla. Přijímač 10 je pak umístěn jeden metr před měřeným motorem.

Číslo přijímače	Pozice X (osa motoru)	Pozice Y (kolmo na osu)
1	0	1000
2	228	966
3	500	866
4	707	707
5	866	500
6	966	228
7	1000	0

Tabulka 8.2 - Pozice přijímačů 1 až 7 v kartézském systému



Obrázek 8.9 - Možné pozice pro mikrofony

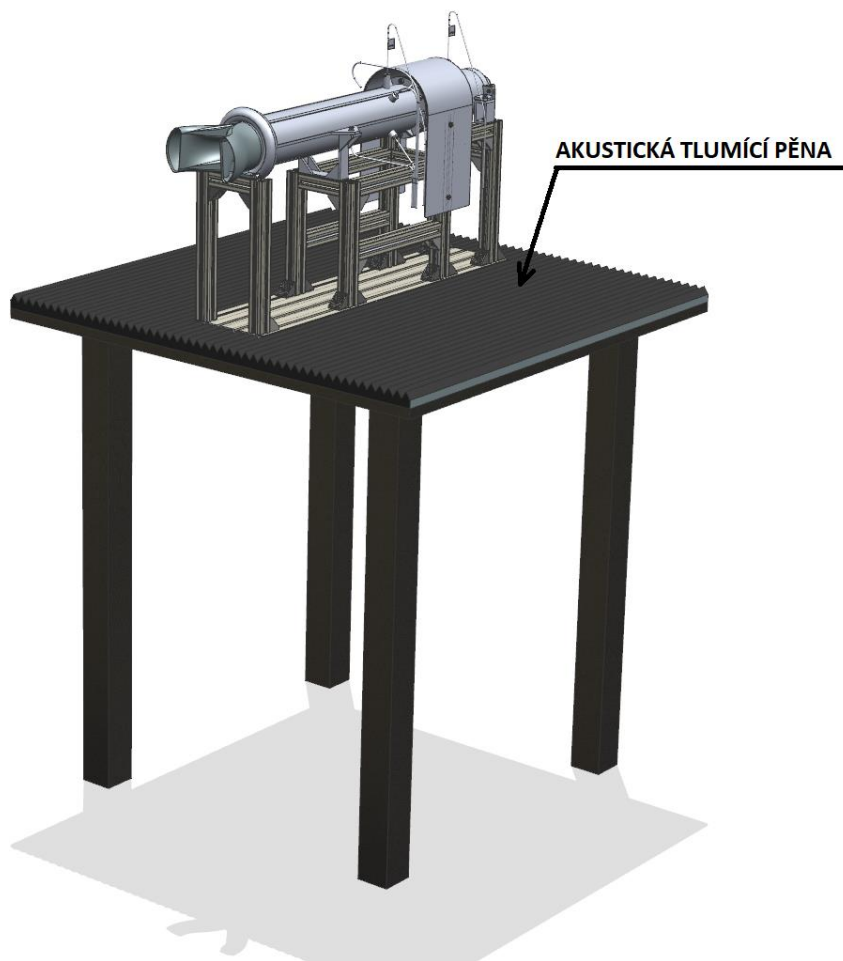
## 8.6 Kalibrace sond

Při využití téměř jakýkoliv měřících zařízení je zásadní správná kalibrace. Avšak odpovědi na otázky přesného postupu kalibrace sond jsou v rámci této práce jen těžko dosažitelné z toho důvodu, že pouze byly navrženy možné produkty dostupné na trhu, které však mohou být substituovány dostupnými zařízeními, již dostupnými v inventáři ČVUT. Nicméně jisté zůstává, že před provedením měření, musí být vybavení zkalibrováno dle postupu dodaného výrobcem daného zařízení.

## 8.7 Popis možné metodiky měření

V následujících bodech je popsána možná metodika měření. Před zahájení měření musí dojít k bezpečnostní instruktáži přítomných osob v souladu s předepsanými předpisy.

1. Umístění měřicího standu na připravený stůl s aplikovanou vrstvou akustické tlumící pěny (obrázek 8.10) a následné zajištění svorkami, či šrouby. Z důvodu bezpečnosti nesmí rovina dmychadla procházet oblastí, kde se během měření nacházejí lidé.



Obrázek 8.10 - Ilustrativní umístění měřicího standu na stůl s akustickou tlumící pěnou (rozměry stolu: deska 1x1 metr, výška: 1 metr)

2. Kontrola dotažení spojovacího materiálu tak, aby byly eliminováno klepání a podobné akustické ruchy.
3. Rozmístění měřicích sond do stanovených bodů v prostoru (dle obrázku 8.9). Mikrofony jsou umístěny na nastavitelných držácích.
4. Příprava měřicího vybavení:
  - Propojení konektorů mikrofonů
  - Příprava softwarového prostředí na připraveném počítači
5. Propojení měřicího standu se zdrojem napájení skrze připravený regulátor (rozpojení v opáčeném sledu):

- i. Zapojení černého mínus kabelu
  - ii. Zapojení rezistoru
  - iii. Zapojení modrého plus kabelu
6. Nasazení ochranných pomůcek (ochranné brýle, sluchátka proti hluku).
7. Nastavení spínače elektrického zdroje do polohy ON (zapnuto).
8. Nastavení otáček dmyhadla pomocí páčky regulátoru (měřené velikosti otáček za minutu jsou patrné v tabulce 8.3).

Číslo měření	Otáčky za minutu rotoru dmyhadla
1	10 000
2	13 000
3	16 000
4	19 000
5	22 000
6	25 000
7	28 000
8	31 000
9	37 000
10	40 000

Tabulka 8.3 - Rozložení měřených otáček za minutu

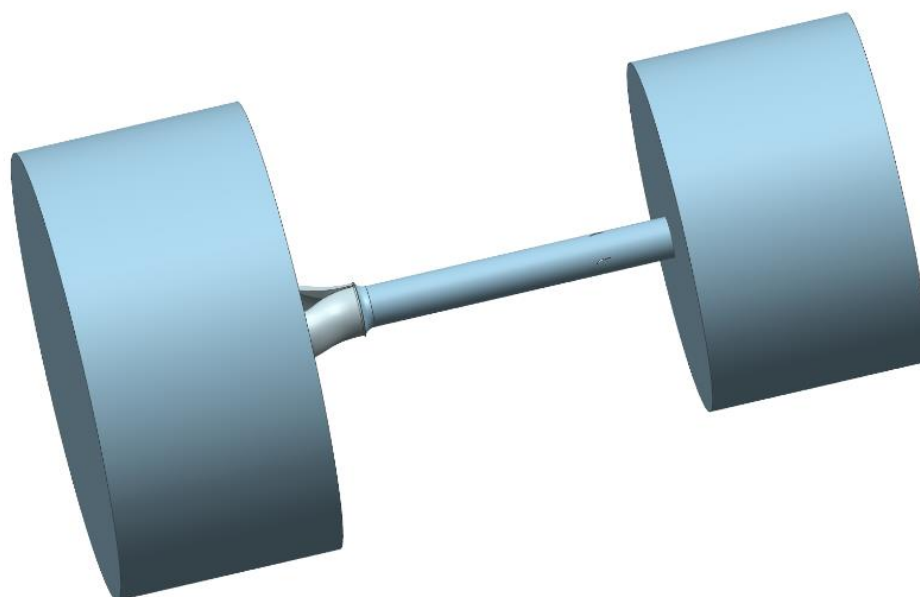
9. Vyčkání na ustálení otáček dmyhadla.
10. Začátek měření systémem mikrofونů převádějící data do připraveného počítače (délka jednoho měření 30 sekund).
11. Změna otáček dmyhadla na další měřenou rychlost (návrat do bodu 7).
12. Po proměření jednotlivých rychlostí otáčení proběhne snížení otáček dmyhadla na nulu a přepnutí spínače elektrického proudu do polohy OFF (vypnuto).
13. Rozložení měřícího vybavení a úklid.

## 9 CFD/CAA analýza modelového motoru

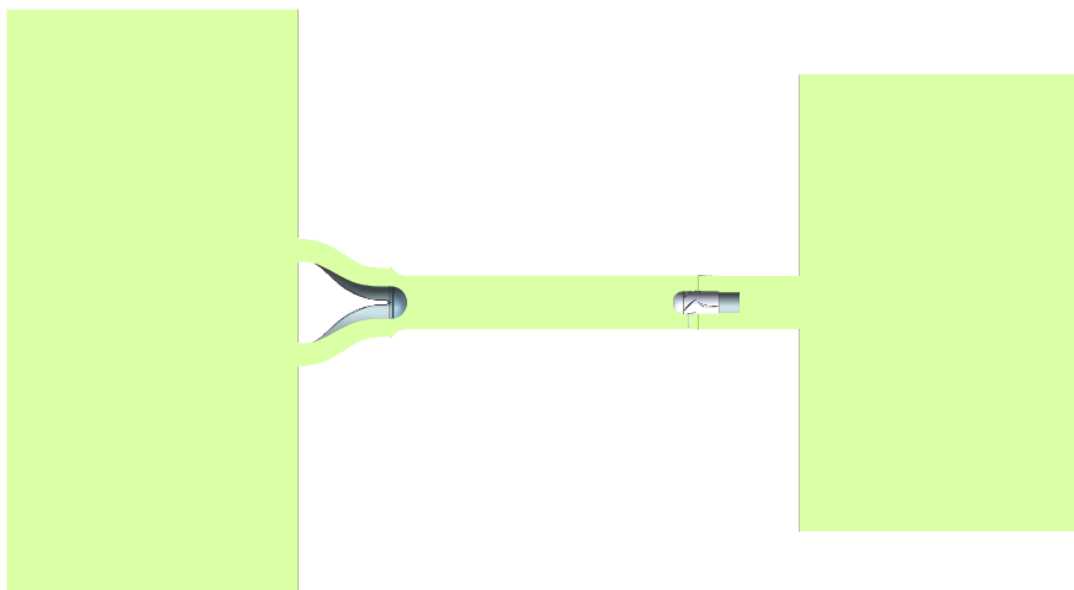
Z důvodu neprovedení experimentu popsaného v bodě osm byla vytvořena počítačová analýza jevů nacházejících se na upraveném měřícím standu. Tato analýza měla za cíl prozkoumat možné zdroje aerodynamického hluku v motoru. Pro realizaci této simulace byl vybrán program Fluent z balíku simulačních nástrojů ANSYS 17.2. Tato volba se zakládala na alespoň částečné znalosti simulačního prostředí autora, byť se pokusy o simulaci potřebné geometrie v tomto programu ukázaly jako problematické. Následující text se zabývá postupem, který byl při simulaci použit, včetně určitých nastavení. Nejzásadnějším problémem, který při tvorbě simulace nastal byl nedostatek referenčních hodnot, což bohužel znamená, že pravdivost získaných výsledků zůstává terčem možných debat.

### 9.1 Geometrie

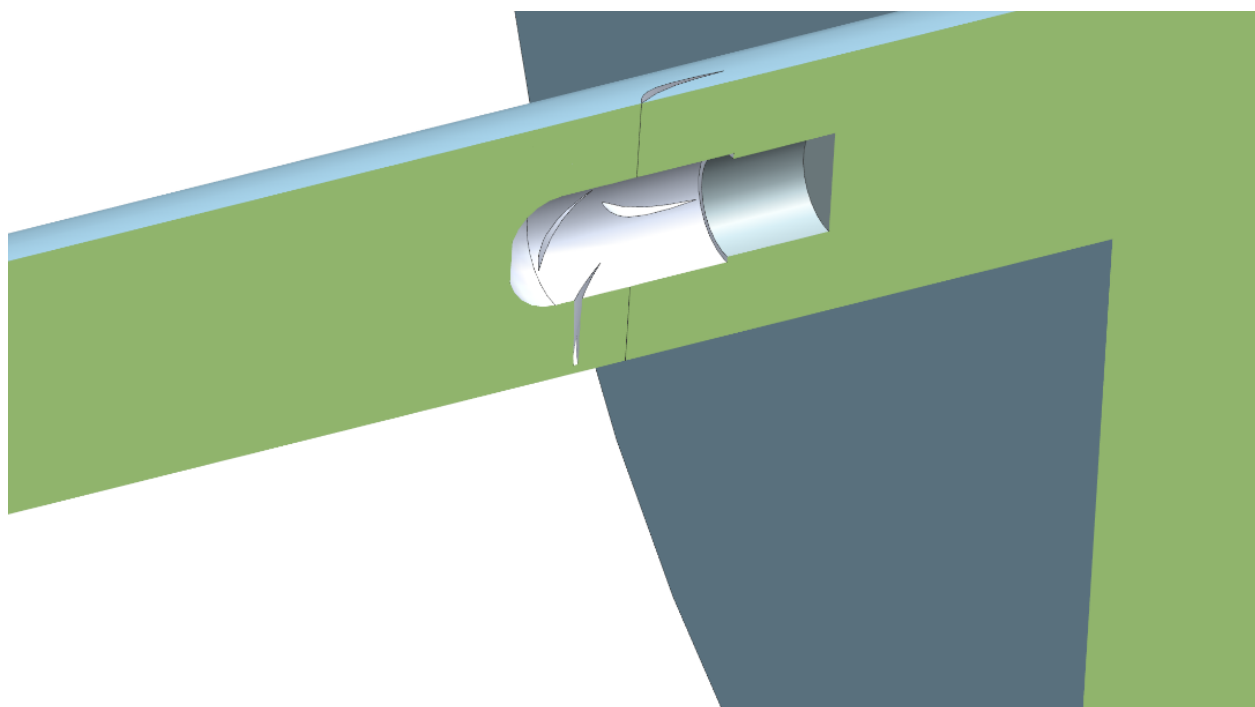
Prvním krokem při tvorbě simulace bylo vytvoření vnitřní geometrie zkoumaného motoru. Jako zdroj byl využit počítačový model upraveného standu (obrázek 8.5), který byl pro účely CFD simulace zjednodušen v podobě odebrání škrtkové klapky, uzavření otvorů pro měřící sondy, zjednodušení geometrie dmychadla a odstranění kabeláže napájející dmychadlo. Upravenou výslednou geometrii lze vidět na obrázku 9.1. Řez touto geometrií je pak patrný na obrázku 9.2 s detailem oblasti rotor-stator na obrázku 9.3. Pro další postup byly oblasti vstupu a výstupu dále zvětšeny tak, aby lépe obsáhly hlavní proud.



Obrázek 9.1- Upravená geometrie pro CFD/CAA simulaci



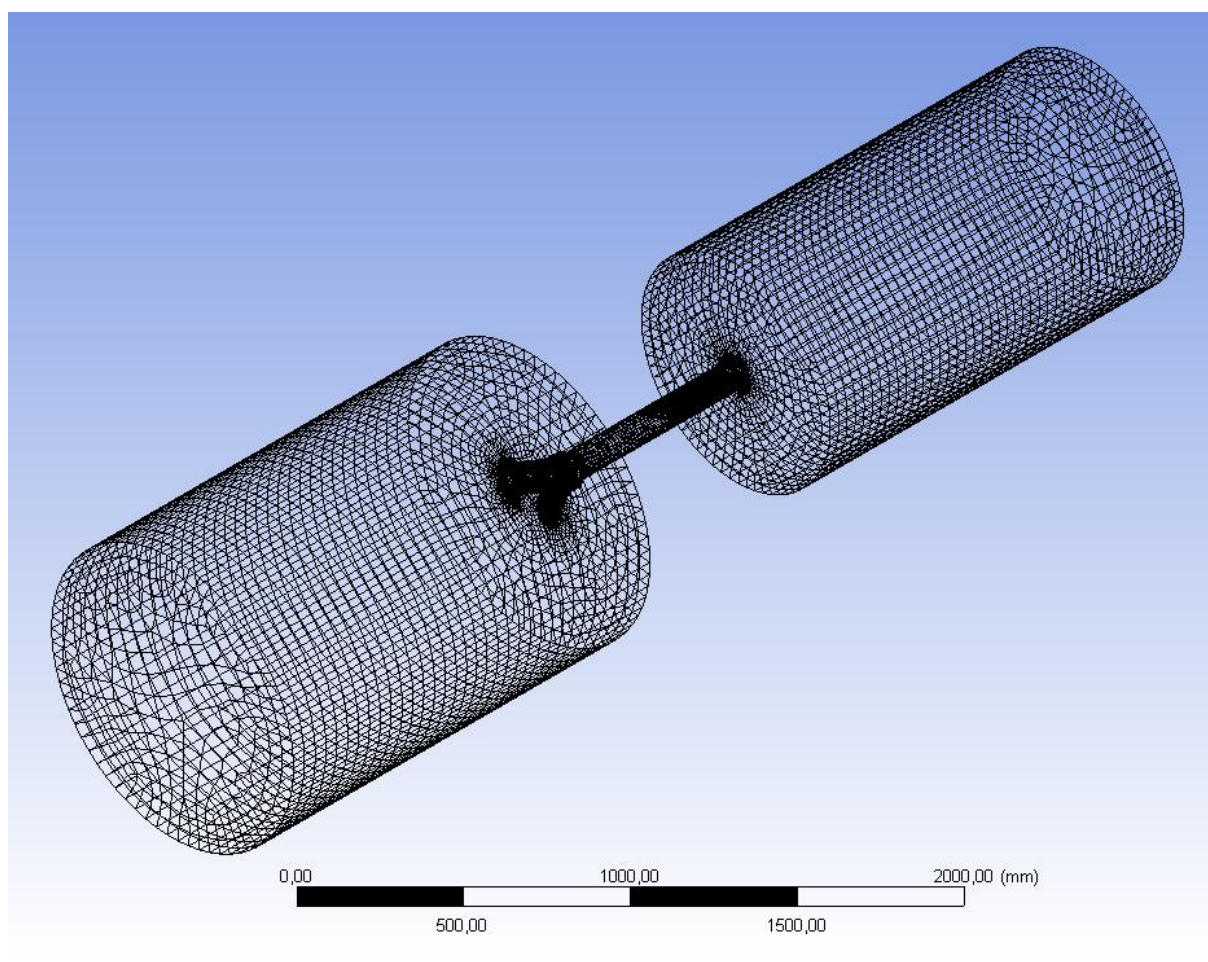
Obrázek 9.2 - Řez geometrií pro CFD/CAA analýzu



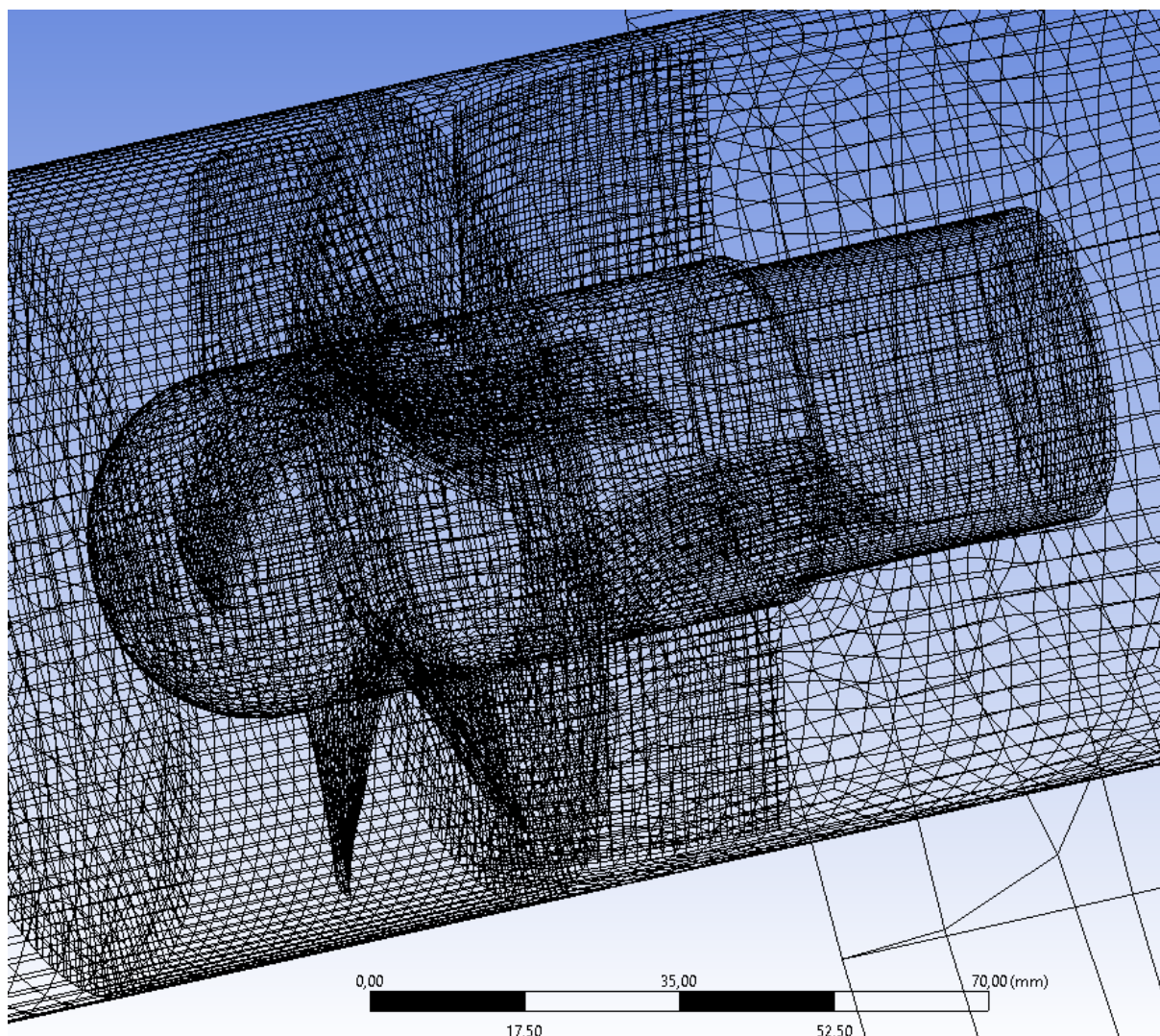
Obrázek 9.3 - Detail oblasti rotor-stator

## 9.2 Mesh

Pro vytvoření sítě byl využit meshing program obsažený v balíku programů Ansys. Pro rychlejší a přesnější výpočet v programu Fluent byla zvolena možnost převedení buněk sítě na hexaedry. Dále byla zjemněny oblasti rotor-stator a vstupního ústrojí, které jsou pro simulaci zásadní. Obrázek 9.4 a obrázek 9.5 obsahují pohledy na finální verzi meshe. Soubory použité sítě jsou obsaženy v CD příloze.



Obrázek 9.4 - Pohled na síť použitou při simulaci



Obrázek 9.5 - Detail sítě v oblasti rotor-stator

### 9.3 Nastavení simulace v programu Fluent

Z důvodu časové a výpočetní zátěže simulace byla zvolena pouze jedna velikost otáček za minutu simulovaného dmychadla, a to 25 000 otáček za minutu. Prvním krokem při nastavení solveru byl přechod na transienční model z důvodu využití Ffowcs-William & Hawking (FWH) akustického modelu. Pro nastavení tohoto akustického modelu byly zachovány výchozí hodnoty vnější atmosféry v klidu. Jako zdroje pro tento řešič byly zvoleny plochy rotoru a vnější stěna proudovodu v okolí rotoru. V nastavení viskozního solveru byl využit realizovatelný k-epsilon model s vylepšeným šetřením zdí. Pro nastavení k-epsilon modelu byly použity výchozí hodnoty. Pro nastavení modelu vzduchu byl využit model ideálního plynu. K zajištění pohybu rotoru byla využita možnost rotace zóny rotoru se zastavením stěny proudovodu. Při nastavení metod řešení byly využity možnosti řešení druhého řádu.



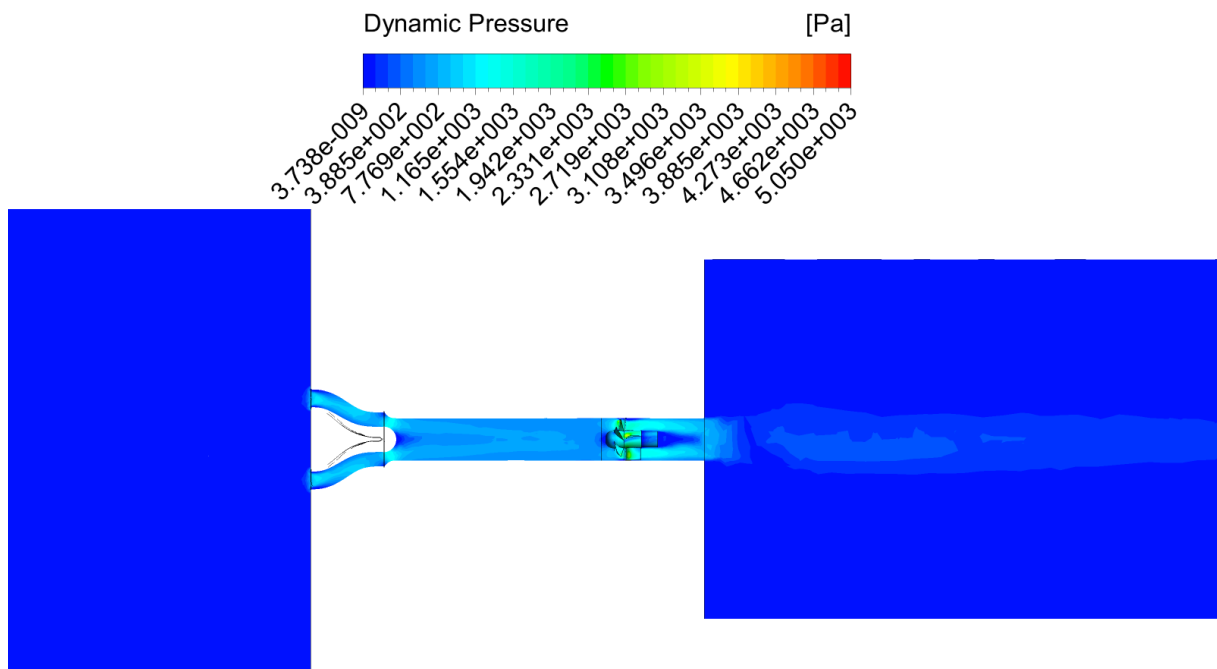
Neboť program Fluent nedokáže využívat více akustických solverů zároveň, musela být provedena druhá simulace s totožným nastavením, kromě přepnutí akustického modelu na širokopásmový hlukový model. Na rozdíl od FWH modelu, který dokáže získat informace o tlakových změnách v určitých bodech označených jako přijímače, širokopásmový model se zaměřuje na popis oblastí, kde širokopásmový hluk vzniká. Pro kompletnější obraz simulovaných procesů bylo tedy nutno využít oba řešiče.

Simulace s využitím širokopásmového modelu byla provedena v osmdesáti krocích s časovým krokem 0,02 sekundy. Z důvodu časové náročnosti bylo pro jeden časový krok nastaveno 20 iterací, což se ukázalo jako dostatečné řešení. Z důvodu zachování stability simulace byla vstupní i výstupní oblast jako tlakový výstup s nízkou hodnotou vstupní turbulence.

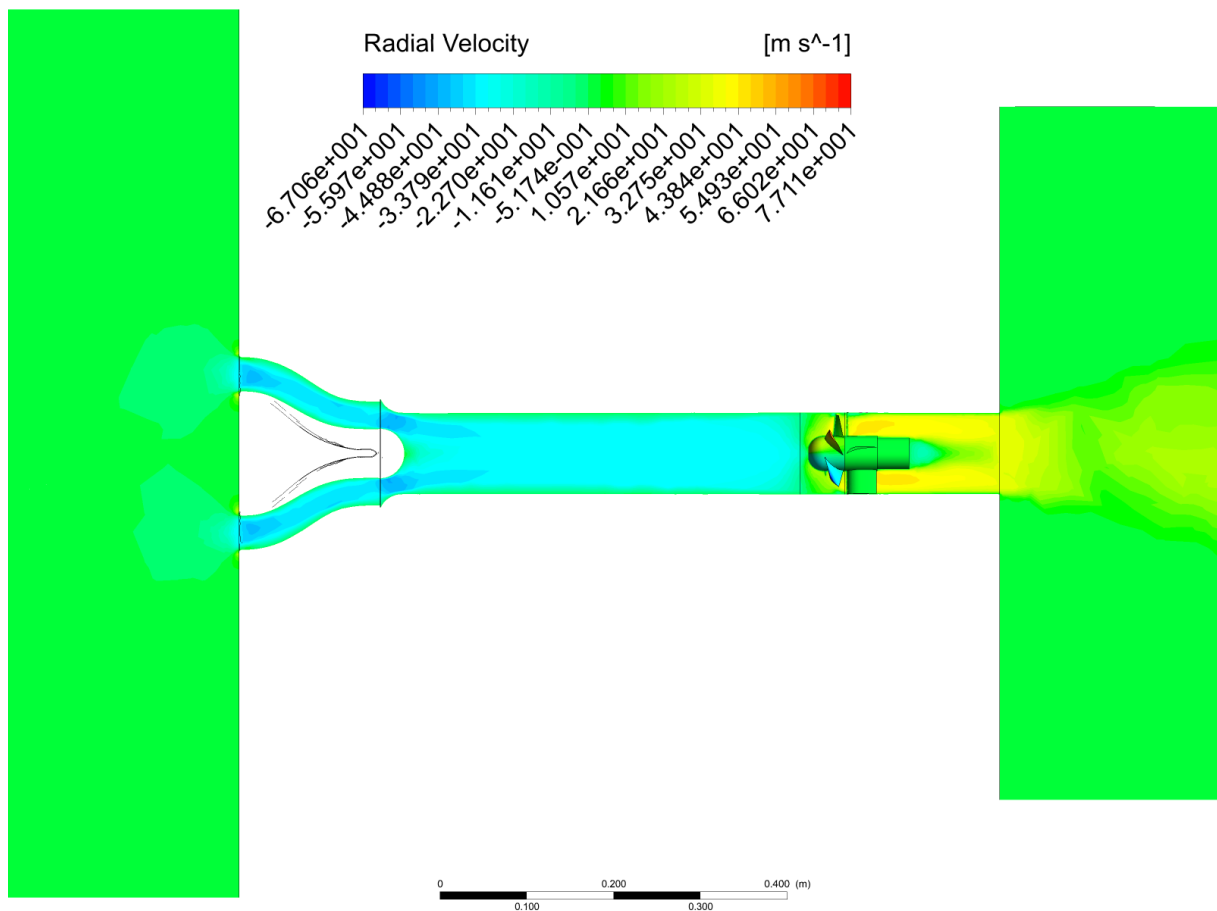
Pro výpočet s využitím Ffowcs-William & Hawking modelu byly přijímače rozloženy dle rozmístění mikrofonů z návrhu experimentu (obrázek 8.9). Přijímač 1 je umístěn ve vzdálenosti jednoho metru před motorem, přijímač 2 je umístěn za motorem ve stejné vzdálenosti a přijímač 3 se nachází půl metru kolmo od osy motoru v rovině dmychadla. Z důvodu snahy o využití rychlé fourierovy transformace bylo nutno využít záznamu o počtu měření rovného dvě na  $n$ . S ohledem na časovou náročnost simulace byla zvolen úsek o 64 záznamech (s dvaceti dalších záznamech pro ustálení simulace). Takto relativně krátký záznam se samozřejmě odráží v kvalitě získaných grafů. Druhou zásadní otázkou pro nastavení simulace bylo zajištění dostatečně nízkého časového kroku tak, aby nedocházelo ke zkreslení výsledků vlivem aliasingu. Pro simulaci 25 000 otáček za minuty byl zvolen časový krok simulace 0,001 sekundy, čímž se 2,4krát pokrývá každá otáčka.

## 9.4 Výsledky simulace

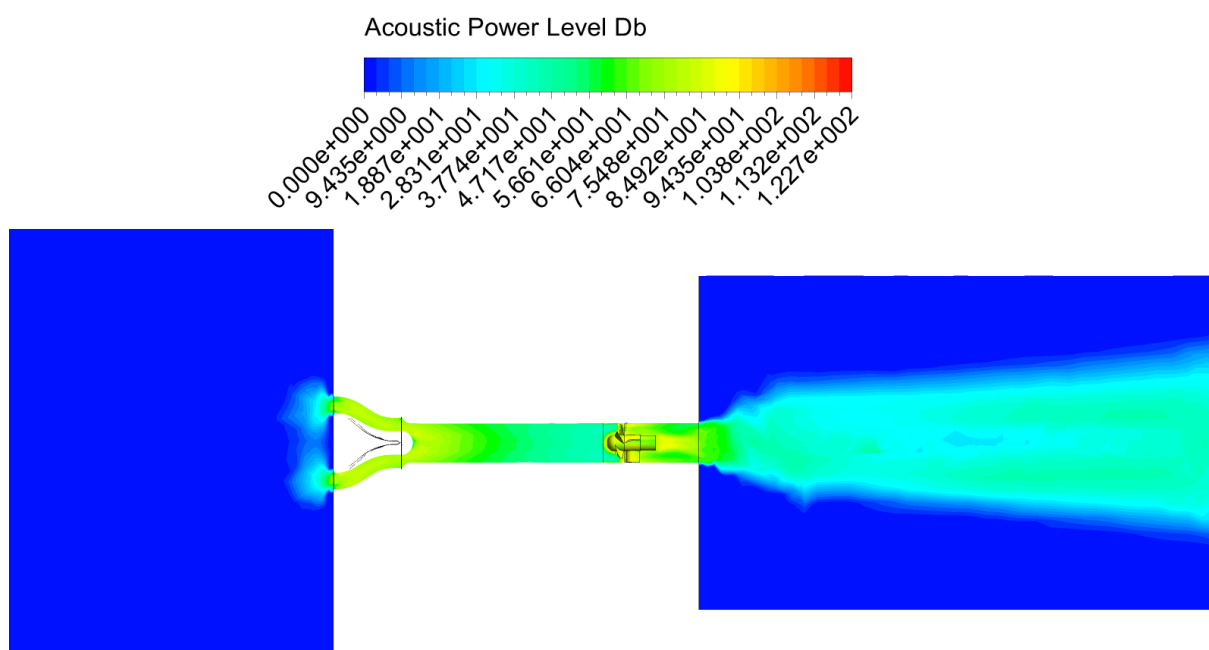
V následujících sérii obrázků jsou zachyceny výsledky simulace. Jako klíčové zdroje hluku v oblasti rotor-stator můžeme označit konce lopatek rotoru a dále lopatky statoru, které se však podílí na hlukové stopě méně (obrázek 9.9). V oblasti vstupního ústrojí jsou hlavními zdroji hluku místa, kde dochází k změnám směru proudu vstupujícího vzduchu (obrázek 9.10). Je s určitou jistotou možné říci, že pokud by bylo vstupní ústrojí prodlouženo, čímž by se snížil gradient změny směru proudu vzduchu, došlo by k snížení hluku produkovaného touto oblastí. Pro úplnost byly dále vytvořeny pohledy na průběh dynamického tlaku (obrázek 9.6) a axiální rychlosti (obrázek 9.7). Posledním z pohledů je zobrazení akustického výkonu skrze model motoru (obrázek 9.8). Soubory spojené s výsledky simulace jsou obsaženy v CD příloze.



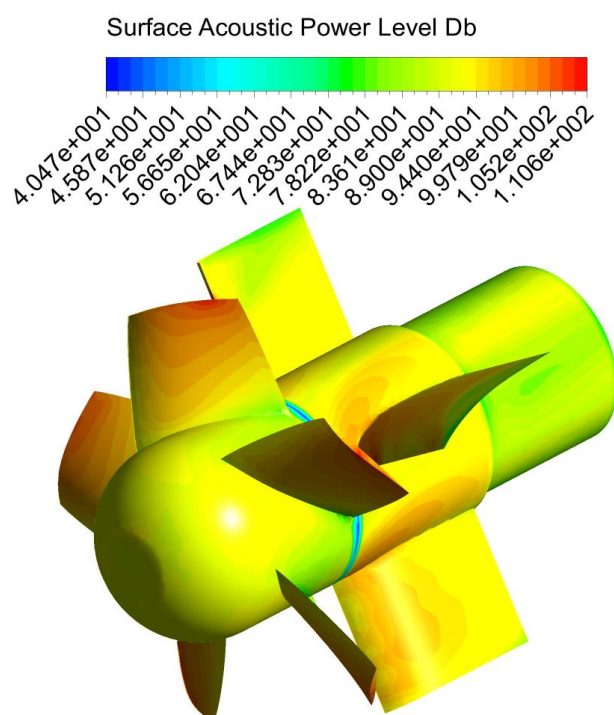
Obrázek 9.6 - Výsledky simulace – Dynamický tlak



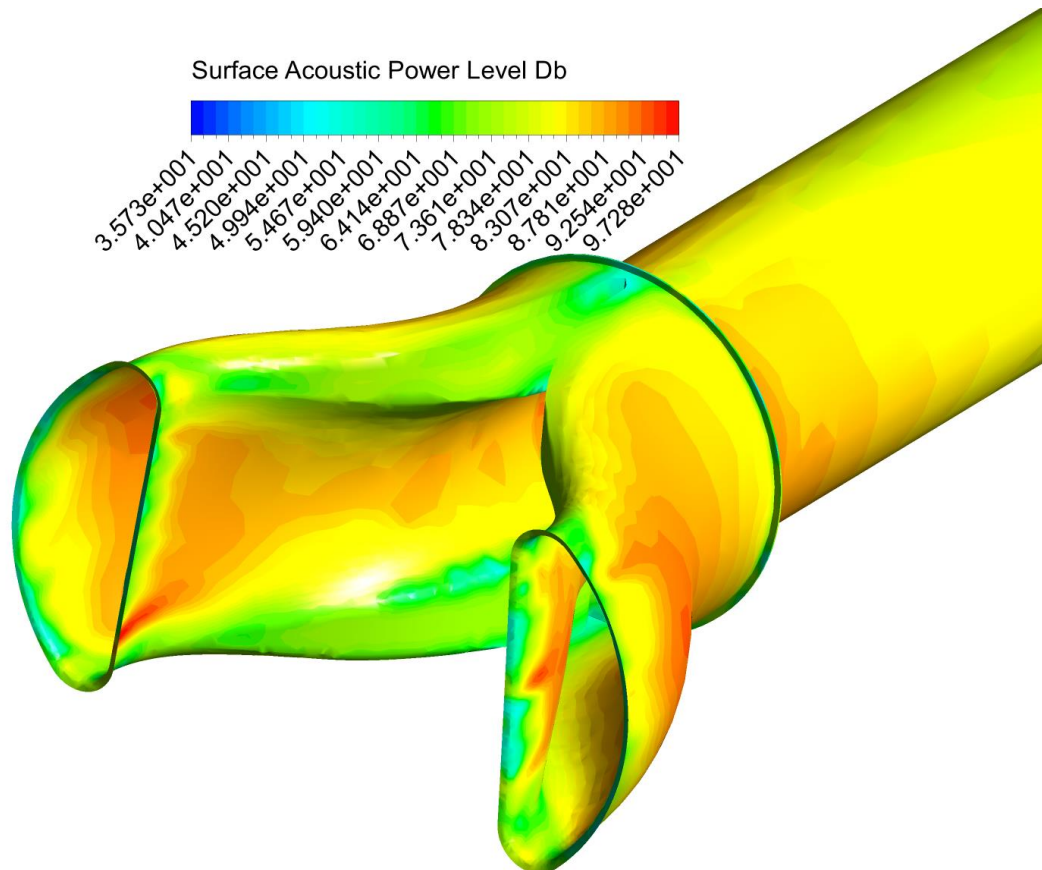
Obrázek 9.7 - Výsledky simulace – Rychlost (pozn. počátek soustavy modelu se nachází na špičce polokoule rotoru, proto je zobrazená rychlost nalevo od této roviny záporná)



Obrázek 9.8 - Výsledky simulace – Úroveň akustického výkonu v decibelech



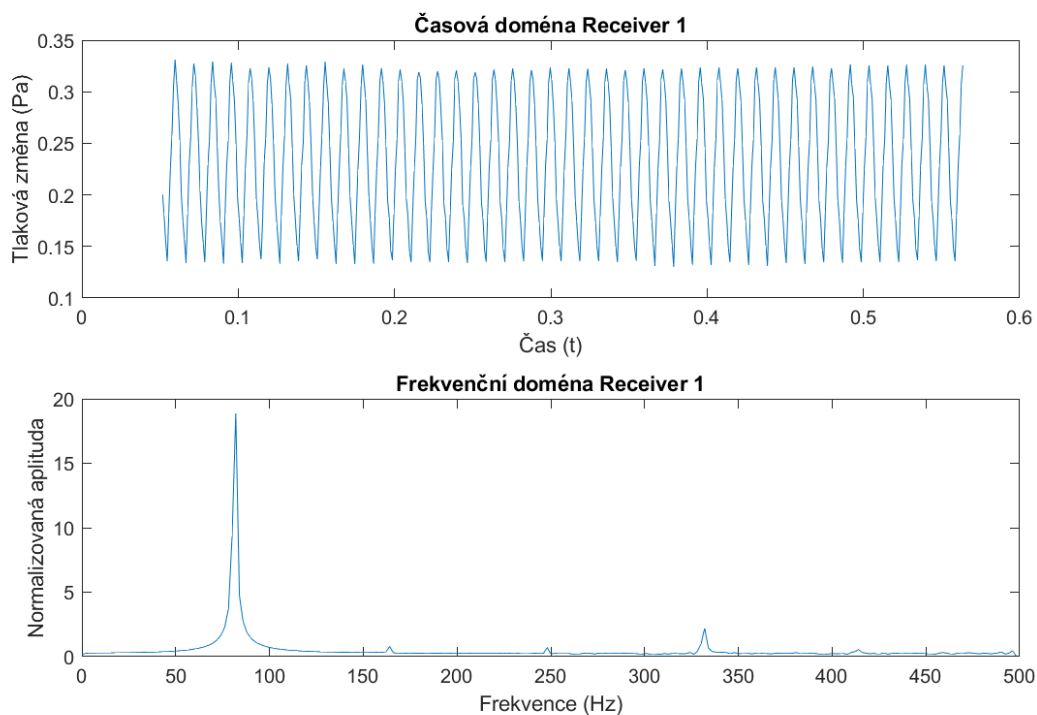
Obrázek 9.9 - Výsledky simulace – Úroveň akustického výkonu na ploše v decibelech – detail rotor-stator



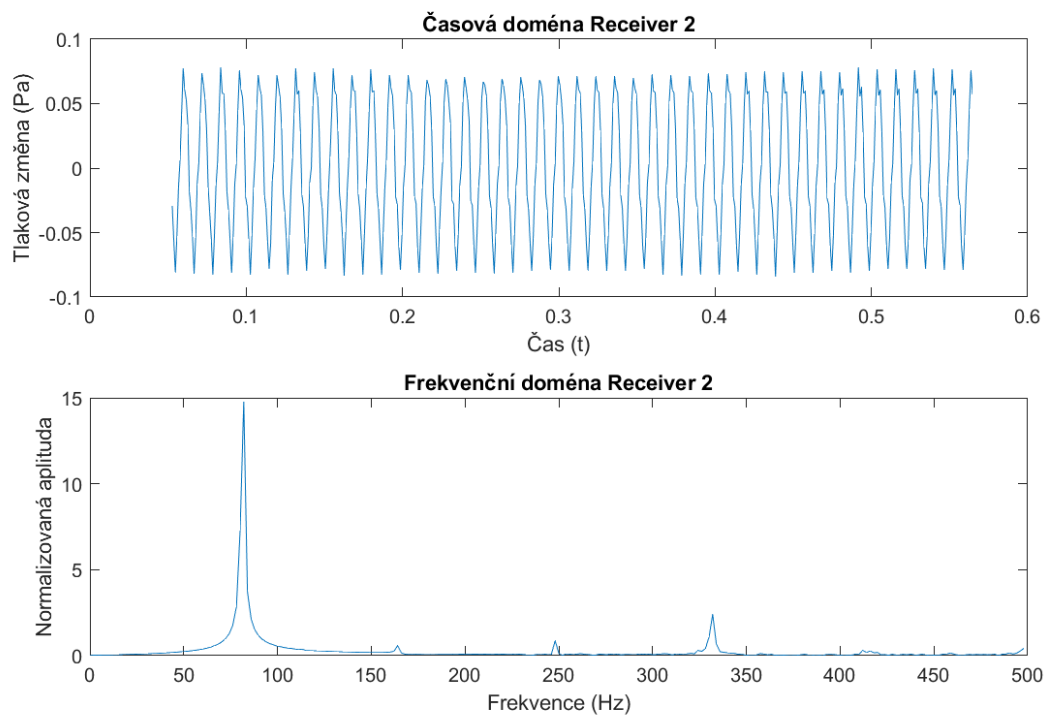
Obrázek 9.10 - Výsledky simulace – Úroveň akustického výkonu na ploše v decibelech – detail vstupního ústrojí

V grafech (Graf 9.1, Graf 9.2, Graf 9.3, Graf 9.4, Graf 9.5, Graf 9.6, Graf 9.7, Graf 9.8, Graf 9.9, Graf 9.10) jsou zachycena data tlakových snímačů v pozicích odpovídajících navrhovanému rozmístění mikrofónů z návrhu experimentu (obrázek 8.9). U přijímačů umístěných v ose motoru (7 a 10) byla rychlou Fourierovou transformací (FFT) stanovena hlavní hluková frekvence na 332 Hz. U přijímače 7 bylo zaznamenáno relativně silné rušení a dále se ve výsledcích FFT objevuje několik méně podstatných frekvencí (160 Hz a 250 Hz). Tento průběh lze vysvětlit vlivem hydraulických zdrojů v proudu. U ostatních přijímačů, které se nenachází v hlavním proudu (1-6, 8 a 9), byla pomocí FFT stanovena hlavní hluková frekvence na 66 Hz. Dále se u těchto přijímačů objevuje i vliv frekvence 332 Hz, avšak v podstatně menší míře. Otázkou zůstává, zdali nebyly získané výsledky ovlivněny tím, že se některé měřící body se nenacházeli uvnitř simulovaného prostoru, což však dle dostupných informací ohledně programu Fluent 17.2 nemá mít zásadní vliv. Právě tyto a podobné nesrovnalosti pramenící z nedostatku zkušeností měl svým způsobem ověřit a vyjasnit navrhovaný experimentu.

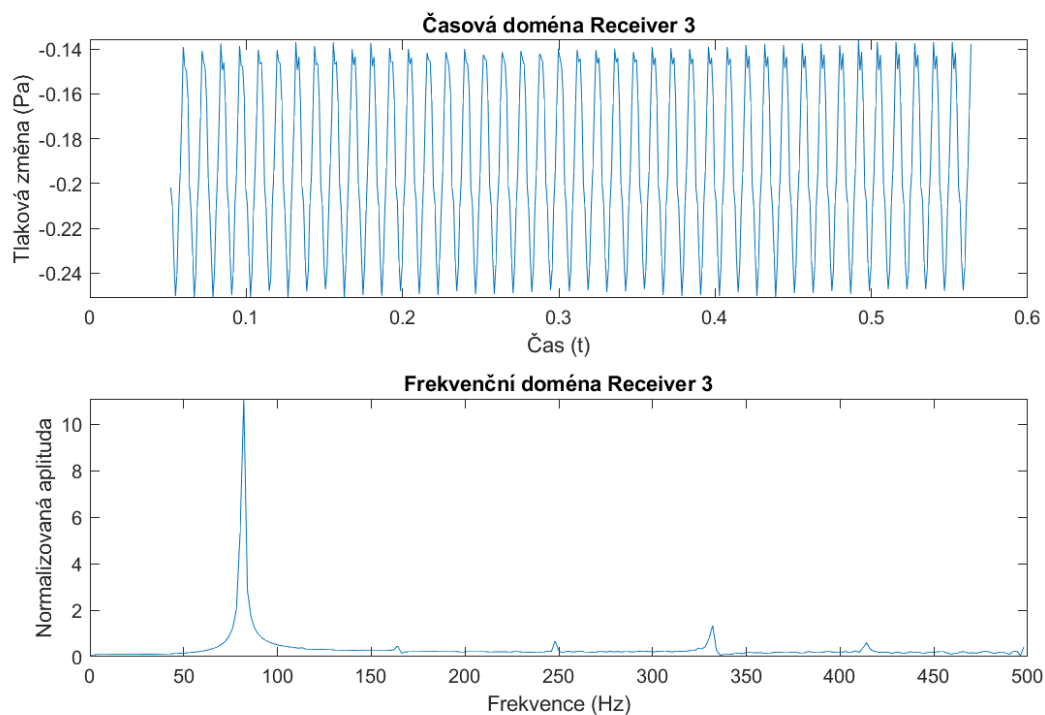
Simulace testovaného motoru může být v obecném hledisku označena za úspěšnou. Data získaná během výpočtu odpovídají představené teorii a jsou přirovnatelná záznamům z naturou podobných zařízení.



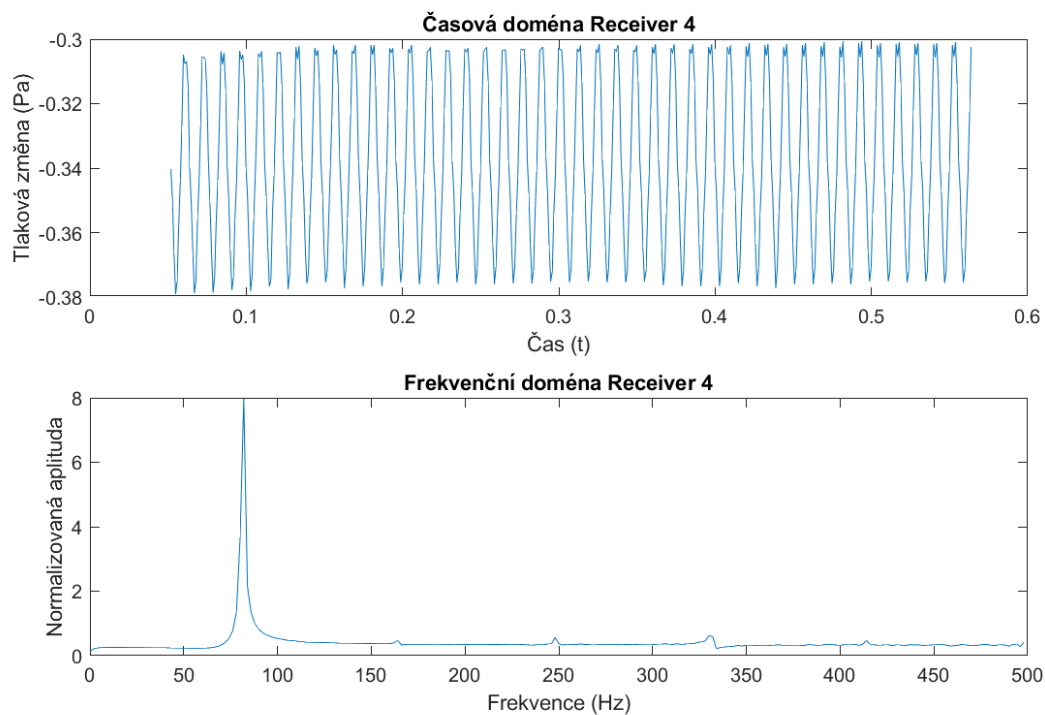
Graf 9.1 - Data z přijímače 1 v časové doméně a frekvenční doméně



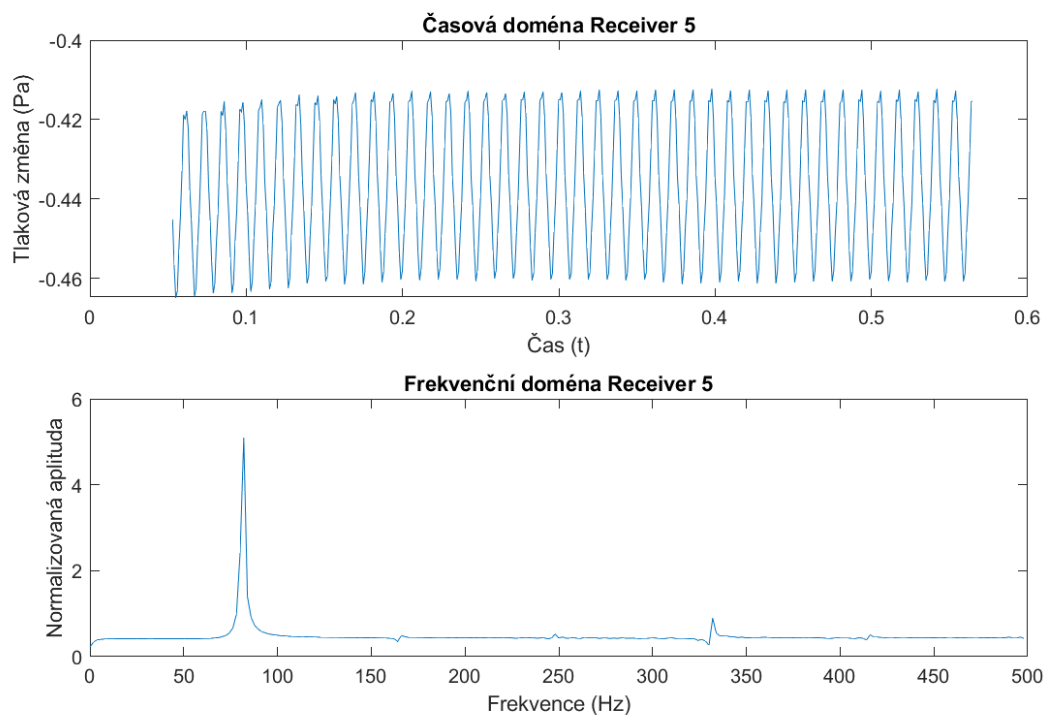
Graf 9.2 - Data z přijímače 2 v časové doméně a frekvenční doméně



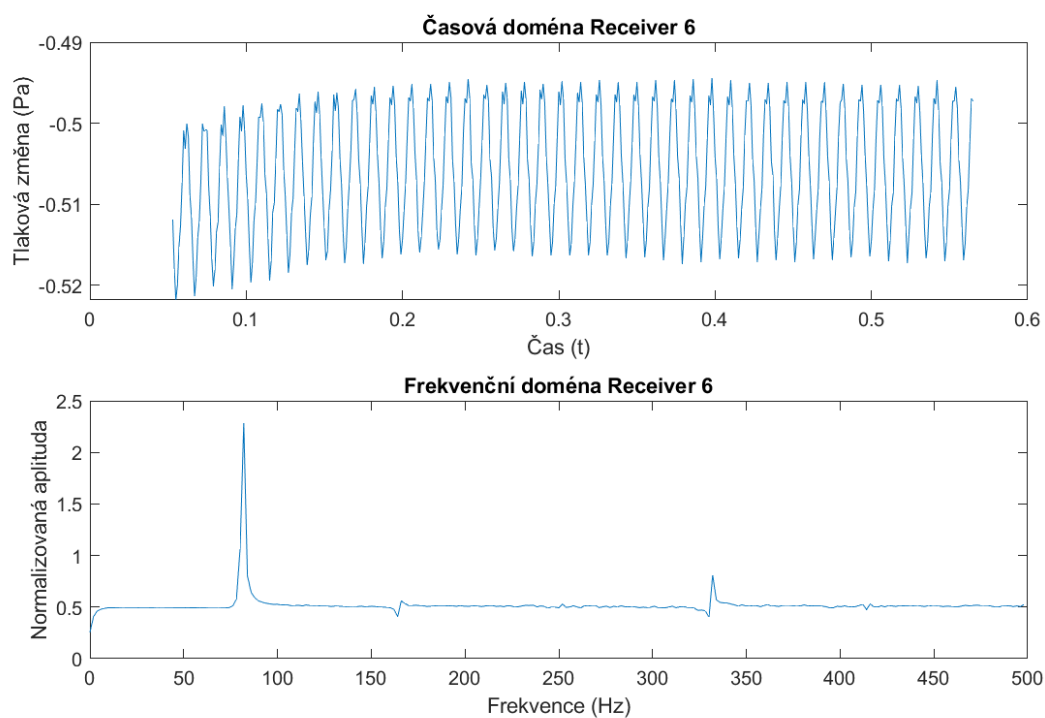
Graf 9.3 - Data z přijímače 3 v časové doméně a frekvenční doméně



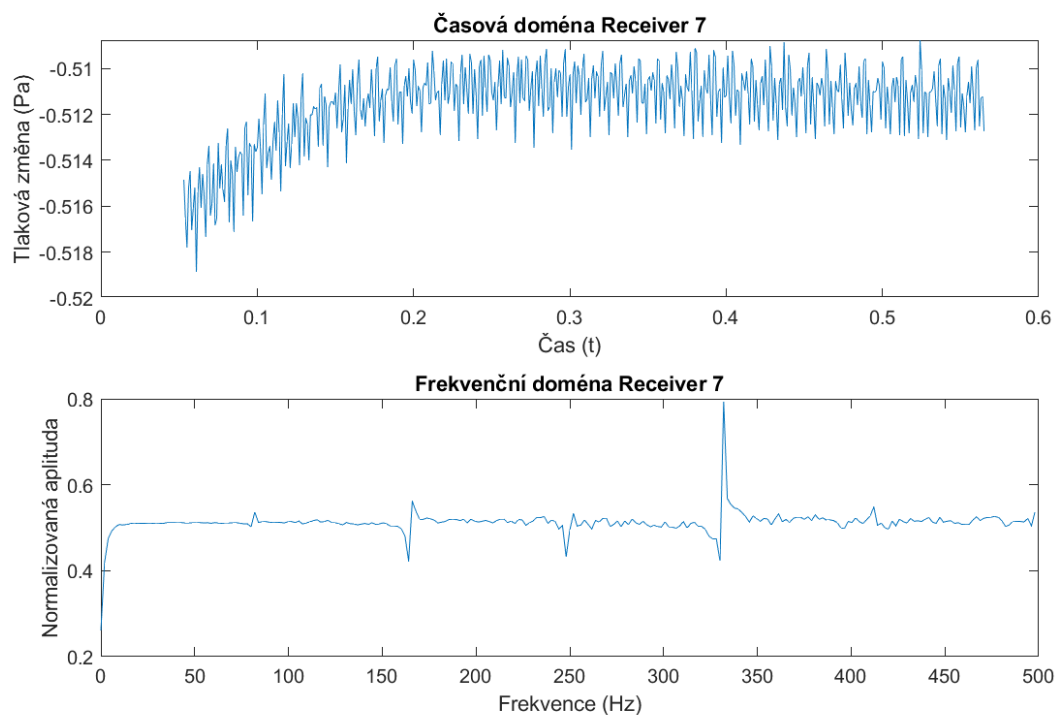
Graf 9.4 -Data z přijímače 4 v časové doméně a frekvenční doméně



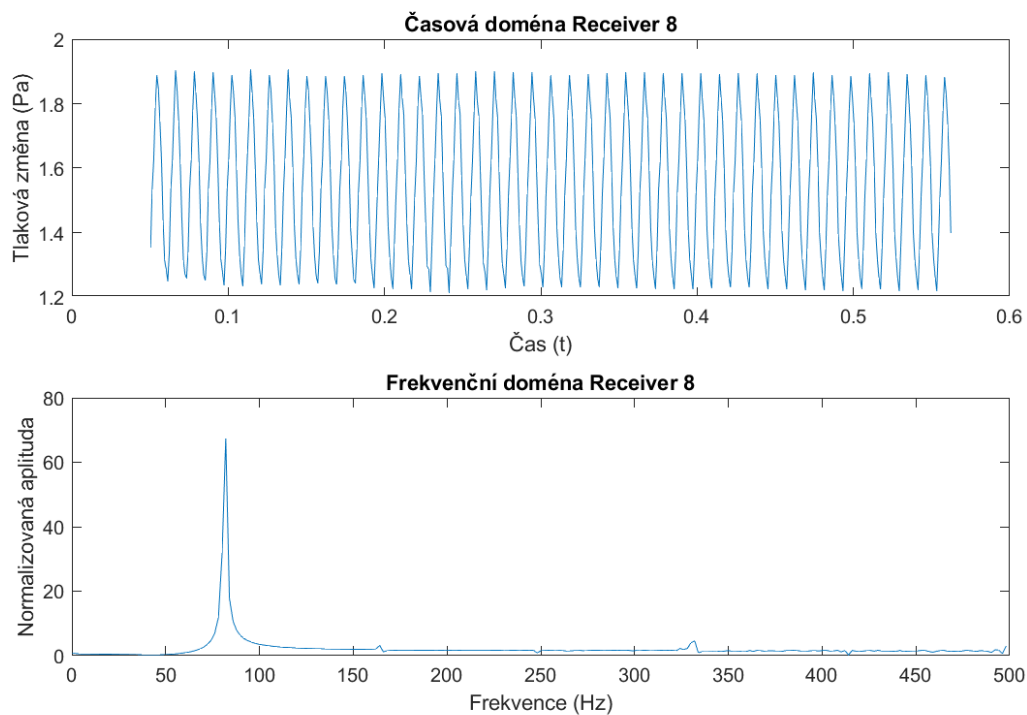
Graf 9.5 - Data z přijímače 5 v časové doméně a frekvenční doméně



Graf 9.6 - Data z přijímače 6 v časové doméně a frekvenční doméně

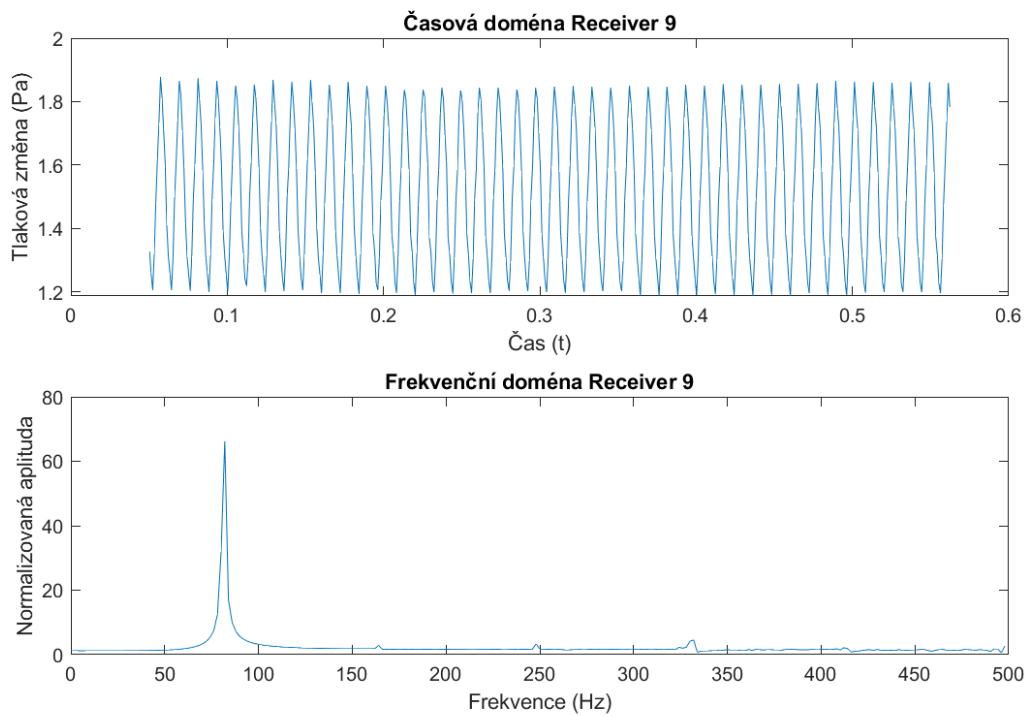


Graf 9.7 - Data z přijímače 7 v časové doméně a frekvenční doméně

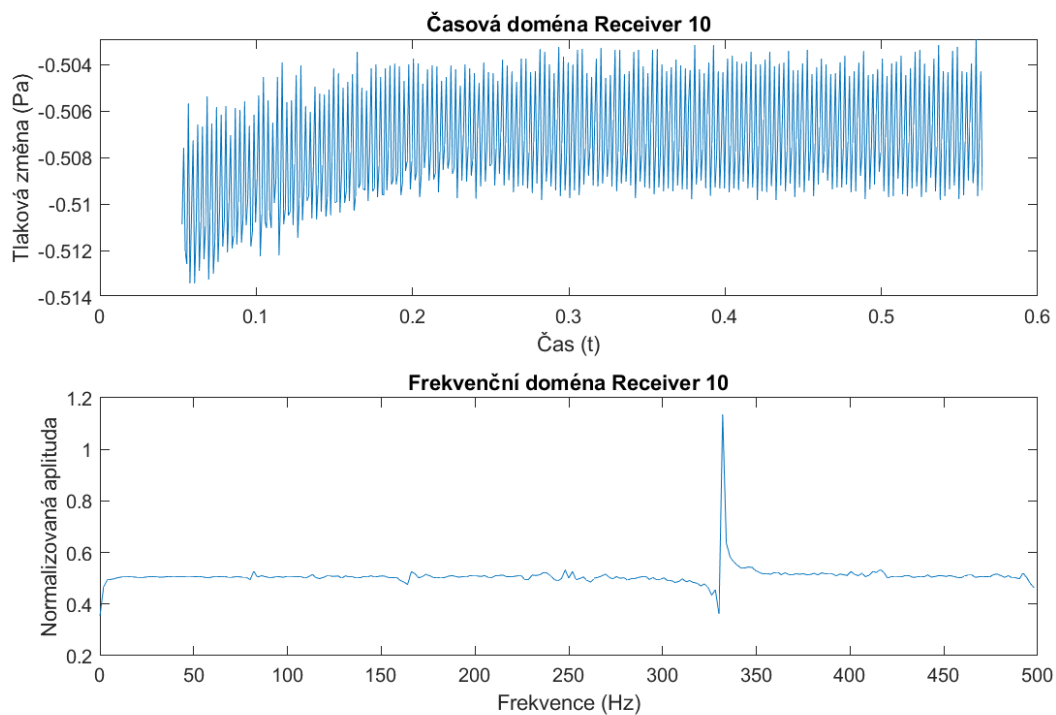


Graf 9.8 - Data z přijímače 8 v časové doméně a frekvenční doméně





Graf 9.9 - Data z přijímače 9 v časové doméně a frekvenční doméně



Graf 9.10 - Data z přijímače 10 v časové doméně a frekvenční doméně

## 10 Návrh úpravy dmyhadla pro snížení hlučnosti

Pro koncepční návrh úprav zkoumaného motoru byly využity informace a popisy postupů získané v rešeršní části této práce. Návrh úprav se dále zakládá na provedené simulaci z předchozí části. Navrhované úpravy pro snížení hlukové stopy motoru lze rozdělit do čtyř celků: přidání vnější akustické tlumící vrstvy, aerodynamické zakrytování, úprava geometrie lopatek a přidání chevronů. Možnost úpravy vstupního ústrojí byla nastíněna v předchozí části, avšak tato úprava nebyla dále uvažována, neboť se jedná o geometrii převzatou z letounu UL-39 Albi. Určitou formou snížení hluku celé soustavy s motorem dále nabízí dotažení spojovacího materiálu tak, aby nedocházelo k rezonanci vibrací, které by zvyšovaly celkovou hlučnost.

### 10.1 Chevrony

Přidání chevronů na výstupní hranu motorů je již relativně hojně využívaná technologie v leteckém průmyslu. Jak bylo řečeno v rešeršní části, přesná teorie ohledně funkce těchto trojúhelníkových útvarů stále není kompletní, avšak jsou známy obecné principy aplikace této technologie. Zásadními parametry při použití chevronů je jejich velikost a sklon vůči vystupujícímu proudu vzduchu, kdy cílem je, aby chevrony do proudu nezasahovaly a pouze tvořily jeho povrch, což znamená, že chevrony optimalizované pro přistání (snížený tah) konvergují svými vrcholy do jednoho bodu a na druhou stranu chevrony optimalizované pro cestovní rychlost a maximální tah jsou paralelní s osou motoru. Tuto problematiku optimalizace mají v budoucnu řešit virtuální chevrony, které jsou však stále ve stádiu vývoje. Pro účely návrhu snížení hlukové stopy zkoumaného motoru byla nakonec vybrána možnost chevronů rovnoběžných s osou motoru. Toto rozhodnutí vychází jak z předpokladu největšího hluku v oblasti vyšších tahů, tak i z jednodušší aplikace na stávající motor. Velikost jednotlivých chevronů však dále zůstává otázkou optimalizace, která u komerčních dvouproudých motorů může zabrat nemalé množství času.

### 10.2 Aerodynamické zakrytování

V stávající podobě motoru se nachází velké množství hran a dutin. Tyto místa se stávají zárodky vírů dále prostupujícími proudem vzduchu. Takto vznikající víry dále zvyšují hluk produkovaný motorem, a to převážně širokopásmový hluk. Jako nejkritičtější místo ve stávající konstrukce lze označit zadní oblast statoru, kde se nachází několik kolmých hran. Přesný tvar aerodynamického zakrytování je opět otázkou optimalizace.

### 10.3 Změna geometrie lopatek

Změna geometrie lopatek je asi jednou z nejkontroverznějších změn na leteckém motoru, neboť pozměněním lopatek optimalizovaných na termomechanické jevy dochází k snížení výkonových parametrů. Avšak pravdou zůstává, že lopatky jsou jedním z hlavních zdrojů hluku motoru, což i potvrzuje provedená simulace. Změna tvaru lopatek však s sebou kromě snížení výkonu také nese nemalou výpočetní zátěž spojenou s iteračními procesy, které jsou při hledání optimálního tvaru využívány. Tato oblast je stále v leteckém průmyslu zkoumána. Z těchto důvodů lze možnost aeroakustické optimalizace lopatek označit za sice proveditelnou, avšak velmi bohužel časově i zdrojově náročnou.

### 10.4 Přidání vnější akustické tlumící vrstvy

Vložení akusticky tlumících vrstev do motorové gondoly je technologie využívaná v dopravním letectví u nejmodernějších strojů. V dnešní formě je tato technologie založena na principu Helmholtzových rezonátorů, které jsou tvořeny dutinami voštiny kryté perforovanou vrstvou z vnitřní strany proudovodu [9]. Řez používanou tlumí vrstvou je vidět na obrázku 7.1. Aplikace tohoto řešení do stávající konstrukce by si vyžádala kompletní přepracování stěny motoru, avšak zisk v podobě snížení hlučnosti může být dostatečným argumentem. Otázkou zůstává velikost dutin použité voštiny a její materiál. Bohužel přesnější informace o používaných postupech při návrhu těchto tlumících vrstev zůstávají dobře střeženým obchodním tajemstvím výrobců motorů.

## 11 Závěr

Výsledkem diplomové práce je rešeršní část, zaměřená na základní náhled na obor aeroakustiky, zdrojů hluku u leteckých konstrukcí a technologií jejich potlačování, a praktická část zaměřená na návrh úpravy měřícího standu v závislosti na navrhovaném experimentu, CFD/CAA simulaci upraveného motoru a návrhu dalších úprav s cílem snížení hluku generovaného zkoumaným zařízením.

Navržené úpravy měřícího standu byly převážně založeny na změně vstupního ústrojí, kdy pro nový tvar byla využita geometrie převzatá z modelu letounu UL-39 Albi.

Simulace aerodynamických procesů v motoru ukázala hlavní oblasti vzniku aeroakustického hluku, kterými jsou oblast stator-rotor a vstupní ústrojí. Dále simulace vnesla náhled na předpokládané hlavní frekvence, v kterých je obsažena hlavní část zkoumané hlukové stopy.

V poslední části praktické části byly nakonec navrženy určité úpravy motoru s cílem snížení generovaného hluku. Tyto úpravy se přímo zakládají na informacích získaných z rešeršní části.

## 12 Zdroje

### 12.1 Literatura

- [1] JACOB, Marc C. *Introduction to Experimental Aeroacoustics*. 10 av. Edouard Belin, B.P. 54032, Toulouse Cedex 4 FRANCE: Département d'Aérodynamique Energétique & Propulsion, 2017. Dostupné také z: [https://www.researchgate.net/publication/341655271\\_Introduction\\_to\\_experimental\\_aero\\_acoustics\\_Lecture\\_1/stats](https://www.researchgate.net/publication/341655271_Introduction_to_experimental_aero_acoustics_Lecture_1/stats)
- [2] HUNTER, Craid A., James E. BRIDGES a Abbas KHAVARAN. *Assessment of Current Jet Noise Prediction Capabilities*. VA, United States: NASA Langley Research Center Hampton, 2008. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20080041526>
- [3] HUBBARD, Harvey H. *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 1: Noise Sources*. VA, United States: NASA Langley Research Center Hampton, VA, United States, 1991. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19920001380>
- [4] DELF, Prof. Dr.-Ing. Jan. *Grundlagen der Aeroakustik*. Braunschweig, Germany: Institut für Aerodynamik und Stromungstechnik Abteilung Technische Akustik, 2017. Dostupné také z: [https://dlr.de/as/Portaldata/5/Resources/dokumente/abteilungen/abt ta/Notes Basics of Aeroacoustics Delfs.pdf](https://dlr.de/as/Portaldata/5/Resources/dokumente/abteilungen/abt_ta/Notes_Basics_of_Aeroacoustics_Delfs.pdf)
- [5] LEYLEKIAN, L., M. LEBRUN a P. LEMPEREUR. *An overview of aircraft noise reduction technologies*. FRANCE: HAL. HAL Id: hal-01184664. Dostupné také z: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01184664>
- [6] FLEMING, Gregg G. *AIRCRAFT NOISE MEASUREMENT Instrumentation & Techniques*. Cambridge: John A. Volpe National Transportation Systems Center Acoustics Facility, 1996. Dostupné také z: <https://rosap.ntl.bts.gov/view/dot/8963>
- [7] MOORE, Henry B. a J. Michael CLINCH. *Measurement of Jet Noise Suppression Using a Small Turbojet Engine*. SAE International, 1968. Dostupné také z: <https://www.jstor.org/stable/44564980>
- [8] HEJNA, Jiří. *MĚŘENÍ CHARAKTERISTIK MODELOVÉHO DMYCHADLA*. Praha, 2018. Bakalářská práce. ČVUT. Vedoucí práce Jan Klesa.
- [9] AZIMI, Mohammadreza, Fathollah OMMI a Naghmeh Jamshidi ALASHTI. Using Acoustic Liner for Fan Noise Reduction in Modern Turbofan Engines. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 2014, (15), 97–101. Dostupné z: doi:10.5139/IJASS.2014.15.1.97

## 12.2 Obrázky

[Obrázek 3.1 a Obrázek 3.2] CEPRA19 | ONERA. *Redirecting to* <https://www.onera.fr/fr> [online]. Dostupné z: <https://www.onera.fr/en/windtunnel/cepra-19-large-scale-anechoic-wind-tunnel-noise-research-facility>

[Obrázek 3.3] [online]. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/action/showImage?doi=10.2514/6.2013-968&iName=master.img-029.jpg&type=master>

[Obrázek 4.1] [online]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/dragosphere.html>

[Obrázek 4.2] Siemens DISW. [online]. Dostupné z: <https://community.sw.siemens.com/s/article/sound-fields-free-versus-diffuse-field-near-versus-far-field>

[Obrázek 5.1] Botre, Mrunali & Brentner, Kenneth & Horn, Joseph & Wachspress, Daniel. (2019). Validation of Helicopter Noise Prediction System with Flight Data.)

[Obrázek 5.2, Obrázek 5.4] HUBBARD, Harvey H. Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 1: Noise Sources. VA, United States: NASA Langley Research Center Hampton, VA, United States, 1991. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19920001380>

[Obrázek 5.3] Raef, Tamer & Elzahaby, Aly & Khalil, Mohamed. (2014). ENHANCEMENT OF PROPULSION PERFORMANCE THROUGH JET NOISE REDUCTION TECHNOLOGIES: A REVIEW.

[Obrázek 7.8] [online]. Dostupné z: <https://imgproc.airliners.net/photos/airliners/9/3/5/1270539.jpg?v=v40>

[Obrázek 7.9] Zaman, K. & Bridges, James & Huff, D.. (2011). Evolution from 'Tabs' to 'Chevron Technology' – a Review. International Journal of Aeroacoustics. 10. 685-710. 10.1260/1475-472X.10.5-6.685.

[Obrázek 7.1, Obrázek 7.2, Obrázek 7.3, Obrázek 7.4, Obrázek 7.5, Obrázek 7.6, Obrázek 7.7, Obrázek 7.10, Obrázek 7.11, Obrázek 7.12] LEYLEKIAN, L., M. LEBRUN a P. LEMPEREUR. *An overview of aircraft noise reduction technologies*. FRANCE: HAL. HAL Id: hal-01184664. Dostupné také z: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01184664>

[Obrázek 8.1] HEJNA, Jiří. *MĚŘENÍ CHARAKTERISTIK MODELOVÉHO DMYCHADLA*. Praha, 2018. Bakalářská práce. ČVUT. Vedoucí práce Jan Klesa.

[Obrázek 8.6] Mrtvá komora na ČVUT. Nejtišší místo v Praze se používá k akustickým měřením | Radio Wave. *Radio Wave* [online]. Copyright © 1997 [cit. 15.07.2021]. Dostupné z: <https://wave.rozhlas.cz/mrtva-komora-na-cvut-nejtissi-misto-v-praze-se-pouziva-k-akustickym-merenim-5965697>

[Obrázek 8.7] B&K 2250 Sound Level Meter / Analyzer | Brüel & Kjær. *Object moved* [online]. Dostupné z: <https://www.bksv.com/en/instruments/handheld/sound-level-meters/2250-series>

[Obrázek 8.8] Type 4939-B-002 1/4" Free-field Microphone | B&K. *Object moved* [online]. Dostupné z: <https://www.bksv.com/en/transducers/acoustic/microphones/microphone-set/4939-b-002>

## 12.3 Grafy

[Graf 5.1, Graf 5.2, Graf 5.3, Graf 5.4, Graf 5.5] HUBBARD, Harvey H. *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 1: Noise Sources*. VA, United States: NASA Langley Research Center Hampton, VA, United States, 1991. Dostupné také z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19920001380>

[Graf 6.1] Figures and Tables | European Aviation Environmental Report. *EASA | European Union Aviation Safety Agency* [online]. Copyright © easa.europa.eu 2021 [cit. 15.07.2021]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/eaer/topics/technology-and-design/figures-and-tables>

[Graf 7.1] LEYLEKIAN, L., M. LEBRUN a P. LEMPEREUR. *An overview of aircraft noise reduction technologies*. FRANCE: HAL. HAL Id: hal-01184664. Dostupné také z: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01184664>

## 13 Seznamy

### 13.1 Seznam obrázků

OBRÁZEK 3.1 - SCHÉMA NÍZKORYCHLOSTNÍHO AKUSTICKÉHO TUNELU CEPRA 19 S OTEVŘENOU SMYČKOU .....	3
OBRÁZEK 3.2 - MĚŘENÍ MODELU V TUNELU CEPRA 19 .....	4
OBRÁZEK 3.3 - SCHÉMA TYPICKÉHO NÍZKORYCHLOSTNÍHO TUNELU S UZAVŘENOU SMYČKOU A AKUSTICKY UPRAVENOU OBLASTÍ PRO MĚŘENÍ (DNW-NWB, BRAUNSCHWEIG, NĚMECKO) .....	4
OBRÁZEK 4.1 - PŘÍKLADY PŘÍPADŮ ROZRUŠOVÁNÍ STÁLÉHO PROUDU PŘÍTOMNOSTÍ TĚLESA .....	5
OBRÁZEK 4.2 - ROZDĚLENÍ AKUSTICKÉ POLE NA BLÍZKÉ A VZDÁLENÉ .....	8
OBRÁZEK 5.1 – SCHÉMA JEDNOTLIVÝCH ZDROJŮ HLUKU JEDNOROTOROVÉ HELIKOPTÉRY A TENDENČNÍ SMĚR ŠÍŘENÍ HLUKU OD JEDNOTLIVÝCH ZDROJŮ .....	13
OBRÁZEK 5.2 - VÝVOJOVÝ DIAGRAM VZNIKU HLUKU V PROUDOVÉM MOTORU .....	15
OBRÁZEK 5.3 - SCHÉMA DVOUPROUDÉHO MOTORU S VYZNAČENÝMI SMĚRY ŠÍŘENÍ HLUKU OD JEDNOTLIVÝCH ZDROJŮ .....	17
OBRÁZEK 5.4 - MODERNÍ LETOUN S VYZNAČENÝMI HLAVNÍMI ZDROJI DRAKOVÉHO HLUKU .....	18
OBRÁZEK 7.1 – PŘÍKLAD TLUMÍCÍ VLOŽKY O TŘECH STUPNÍCH VOLNOSTI .....	22
OBRÁZEK 7.2 - NÁČRT MOŽNÉHO ROZLOŽENÍ TLUMÍCÍCH VRSTEV NA VSTUPNÍ HRANĚ MOTOROVÉ GONDOLY22	
OBRÁZEK 7.3 - PŘÍKLAD NEROZDĚLENÉ AKUSTICKÉ VLOŽKY PRO MOTOROVOU GONDOLU LETOUNU A380 .....	23
OBRÁZEK 7.4 - RŮZNÁ STÁDIA OPTIMALIZACE TVARU LOPATKY ROTORU DMYCHADLA – PŮVODNÍ GEOMETRIE (VLEVO), AERODYNAMICKÁ OPTIMALIZACE (STŘED), AEROMECHANICKÁ OPTIMALIZACE (VPRAVO) .....	25
OBRÁZEK 7.5 - AKTIVNĚ ŘÍZENÉ VÝSTUPNÍ LOPATKY DMYCHADLA (VLEVO). PIEZOELEKTRICKÉ AKTUÁTORY JSOU UMÍSTĚNY NA A MEZI LOPATKAMI. MĚŘENÍ TOHOTO SYSTÉMU V MĚŘÍCÍM ZAŘÍZENÍ RACE (VPRAVO). .	26
OBRÁZEK 7.6 - TESTOVACÍ MOTOR VP107 PŘI MĚŘENÍ V NÍZKORYCHLOSTNÍM TUNELU .....	27
OBRÁZEK 7.7 - MOTOR HERA SPOLEČNOSTI SECMA TESTOVANÝ V AERODYNAMICKÉM TUNELU S1 FRANCOUZSKÝCH LABORATOŘÍ ONERA (2013) .....	27
OBRÁZEK 7.8 - MOTOR NK-93 NA LETOUNU IL-76 .....	28
OBRÁZEK 7.9 - POROVNÁNÍ HLUKU KONFIGURACE BEZ CHEVRONŮ (NAHOŘE) A DVOU KONFIGURACÍ SE CHEVRONY (STŘED A DOLE) .....	29
OBRÁZEK 7.10 - TESTOVÁNÍ MOTORU VYBAVENÉHO KONTINUÁLNÍMI TRYSKAMI. PROJEKT JAXA, TESTOVACÍ ZAŘÍZENÍ POITIERS (VLEVO), ECOLE CENTRALE DE LYON (VPRAVO) .....	30
OBRÁZEK 7.11 - PŘÍŘOVÝ (VLEVO) A HLAVNÍ (VPRAVO) ZAKRYTOVANÝ PŘÍSTÁVACÍ PODVOZEK MĚŘENÝ V RÁMCI PROJEKTU SILENCER .....	31
OBRÁZEK 7.12 - FUTURISTICKÁ KONCEPCE AIRBUS 2030 .....	32
OBRÁZEK 8.1 - MODEL LETECKÉHO MOTORU VYTVOŘENÝ BC. JIŘÍM HEJNOU (PŘED ÚPRAVOU PRO MĚŘENÍ HLUKU) .....	34
OBRÁZEK 8.2 - POČÍTAČOVÝ MODEL VSTUPNÍHO ÚSTROJÍ LETOUNU UL-39 ALBI .....	35
OBRÁZEK 8.3 - POČÍTAČOVÝ MODEL UPRAVENÉHO VSTUPNÍHO ÚSTROJÍ PRO MĚŘÍCÍ STAND (PŘEDNÍ POHLED) .....	36
OBRÁZEK 8.4 - POČÍTAČOVÝ MODEL UPRAVENÉHO VSTUPNÍHO ÚSTROJÍ PRO MĚŘÍCÍ STAND (ZADNÍ POHLED)	36
OBRÁZEK 8.5 - POHLED NA MODEL UPRAVENÉHO MĚŘÍCÍHO STANDU S NOVÝM VSTUPNÍM ÚSTROJÍM .....	37
OBRÁZEK 8.6 - MRTVÁ KOMORA ČVUT FEL .....	38
OBRÁZEK 8.7 - UNIVERZÁLNÍ HLUKOMĚR 2250-S OD FIRMY BRÜEL & KJÆR .....	39
OBRÁZEK 8.8 - MIKROFON TYPE 4939-B-002 OD SPOLEČNOSTI BRÜEL & KJÆR .....	40
OBRÁZEK 8.9 - MOŽNÉ POZICE PRO MIKROFONY .....	41
OBRÁZEK 8.10 -ILUSTRATIVNÍ UMÍSTĚNÍ MĚŘÍCÍHO STANDU NA STŮL S AKUSTICKOU TLUMÍCÍ PĚNOU (ROZMĚRY STOLU: DESKA 1X1 METR, VÝŠKA: 1 METR) .....	42
OBRÁZEK 9.1- UPRAVENÁ GEOMETRIE PRO CFD/CAA SIMULACI .....	44
OBRÁZEK 9.2 - ŘEZ GEOMETRIÍ PRO CFD/CAA ANALÝZU .....	45



OBRÁZEK 9.3 - DETAIL OBLASTI ROTOR-STATOR .....	45
OBRÁZEK 9.4 - POHLED NA SÍŤ POUŽITOU PŘI SIMULACI .....	46
OBRÁZEK 9.5 - DETAIL SÍŤE V OBLASTI ROTOR-STATOR.....	47
OBRÁZEK 9.6 - VÝSLEDKY SIMULACE – DYNAMICKÝ TLAK .....	49
OBRÁZEK 9.7 - VÝSLEDKY SIMULACE – RYCHLOST (POZN. POČÁTEK SOUSTAVY MODELU SE NACHÁZÍ NA ŠPIČCE POLOKOULE ROTORU, PROTO JE ZOBRAZENÁ RYCHLOST NALEVO OD TÉTO ROVINY ZÁPORNÁ) .....	49
OBRÁZEK 9.8 - VÝSLEDKY SIMULACE – ÚROVEŇ AKUSTICKÉHO VÝKONU V DECIBELECH .....	50
OBRÁZEK 9.9 - VÝSLEDKY SIMULACE – ÚROVEŇ AKUSTICKÉHO VÝKONU NA PLOŠE V DECIBELECH – DETAIL ROTOR-STATOR .....	50
OBRÁZEK 9.10 - VÝSLEDKY SIMULACE – ÚROVEŇ AKUSTICKÉHO VÝKONU NA PLOŠE V DECIBELECH – DETAIL VSTUPNÍHO ÚSTROJÍ .....	51

## 13.2 Seznam tabulek

TABULKA 6.1 - ROZDĚLENÍ KATEGORIÍ PRO LONDÝNSKÁ LETIŠTĚ (SYSTÉM QUOTA COUNT) .....	21
TABULKA 8.1 - NEJDŮLEŽITĚJŠÍ PARAMETRY MĚŘÍČÍHO STANDU .....	33
TABULKA 8.2 - POZICE PŘIJÍMAČŮ 1 AŽ 7 V KARTÉZSKÉM SYSTÉMU.....	40
TABULKA 8.3 - ROZLOŽENÍ MĚŘENÝCH OTÁČEK ZA MINUTU .....	43

## 13.3 Seznam rovnic

ROVNICE 4.1 .....	6
ROVNICE 4.2 .....	6
ROVNICE 4.3 .....	7
ROVNICE 4.4 .....	7
ROVNICE 5.1 .....	9

## 13.4 Seznam grafů

GRAF 5.1 - HLUKOVÉ SPEKTRUM STANDARTNÍHO KONFIGURACE O JEDNÉ VRTULI .....	11
GRAF 5.2 - HLUKOVÉ SPEKTRUM PROTICHŮDNÝCH VRTULÍ.....	11
GRAF 5.3 - HLUKOVÉ SPEKTRUM MOTORU S PODZVUKOVÝM CHODEM.....	16
GRAF 5.4 - HLUKOVÉ SPEKTRUM MOTORU S NADZVUKOVÝM CHODEM .....	16
GRAF 5.5 - ROZKLAD JEDNOTLIVÝCH SLOŽEK HLUKU PŘI PŘIBLÍŽENÍ A VZLETU PRO DVOUPROUDÝ MOTOR S VYSOKÝM OBTOKOVÝM POMĚREM. (90. LÉTA).....	17
GRAF 6.1 – ZLEPŠOVÁNÍ HLUKOVÉ STOPY LETOUNŮ V PRŮBĚHU ČASU V ZÁVISLOSTI NA ZAVÁDĚNÉ MEZINÁRODNÍ ÚMLUVY.....	20
GRAF 7.1 - POROVNÁNÍ DAFL S DNES VYUŽÍVANÝMI TECHNOLOGIEMI TLUMÍCÍCH VRSTEV, ZÁVISLOST HLUKOVÉ STOPY NA ÚHLU MĚŘENÍ OD OSY MOTORU .....	23
GRAF 9.1 - DATA Z PŘIJÍMAČE 1 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	52
GRAF 9.2 - DATA Z PŘIJÍMAČE 2 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	52
GRAF 9.3 - DATA Z PŘIJÍMAČE 3 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	53
GRAF 9.4 - DATA Z PŘIJÍMAČE 4 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	53
GRAF 9.5 - DATA Z PŘIJÍMAČE 5 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	54
GRAF 9.6 - DATA Z PŘIJÍMAČE 6 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	54
GRAF 9.7 - DATA Z PŘIJÍMAČE 7 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	55
GRAF 9.8 - DATA Z PŘIJÍMAČE 8 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	55
GRAF 9.9 - DATA Z PŘIJÍMAČE 9 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ .....	56
GRAF 9.10 - DATA Z PŘIJÍMAČE 10 V ČASOVÉ DOMÉNĚ A FREKVENČNÍ DOMÉNĚ.....	56

## 13.5 Seznam použitých programů

Balík programů ANSYS 17.2

Siemens NX12

Matlab R2020

## 13.6 Seznam příloh

[1] Soubory spojené s popisovanou simulací

[2] Matlab script použitý pro aplikaci FFT

[3] Model upraveného vstupního ústrojí