

**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ  
V PRAZE**

Fakulta strojní

*Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky*



**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

**Návrh koncepce aerodynamického tunelu pro nácvik letů s obleky Wingsuit**

*The design of Wingsuit fly wind tunnel*

PRAHA 2022

František STLOUKAL

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Stloukal** Jméno: **František** Osobní číslo: **495420**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávací katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Návrh koncepce aerodynamického tunelu pro nácvič letů s obleky Wing Suit**

Název bakalářské práce anglicky:

**The design of Wingsuit fly wind tunnel**

Pokyny pro vypracování:

Jedná se o návrh aerodynamického tunelu, který slouží pro nácvič letů v oblecích Wingsuit. Jedná se o tunel, kde hlavní letová komora bývá kloněna pod úhlem 20° - 50° a je dlouhá cca 20m. Rychlost proudění vzduchu dosahuje 100 - 130km/h. Úkolem v rámci BP bude:

- 1) Provést rešerši současného stavu, tj. jaké konstrukce a vybavenost se dnes používají.
- 2) Provést návrhy možného provedení tohoto zařízení z pohledu aerodynamiky.
- 3) Provést výpočet odhadované tlakové ztráty a potřebného výkonu ventilátorů pro celého zařízení v několika navržených variantách.
- 4) Vybrat nejlepší konstrukční variantu pro budoucí výrobu zařízení.

Seznam doporučené literatury:

Dle doporučení vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

**Ing. Michal Schmirler, Ph.D. ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS**

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

Datum zadání bakalářské práce: **25.04.2022** Termín odevzdání bakalářské práce: **29.07.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: \_\_\_\_\_

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

\_\_\_\_\_  
Ing. Michal Schmirler, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

\_\_\_\_\_  
doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

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

## Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně pod dohledem vedoucího práce Ing. Michala Schmirlera, Ph.D. a použil jsem pouze zdroje uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů.

V Praze dne .....

.....

František Stloukal

# Anotační list

Název práce	Návrh koncepce aerodynamického tunelu pro nácvik letů s obleky Wingsuit The design of Wingsuit fly wind tunnel
Autor	František Stloukal
Studijní program	Teoretický základ strojího inženýrství
Akademický rok	2021/2022
Druh práce	Bakalářská
Ústav	Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí práce	Ing. Michal Schmirler, Ph.D.

## Klíčová slova

Aerodynamický tunel, Wingsuit тренаžér, Tlaková ztráta, CFD, Ansys Fluent

## Keywords

Wind tunnel, Wingsuit flight simulator, Pressure drop, CFD, Ansys Fluent

## Abstrakt

Tato bakalářská práce se zabývá návrhem vnitřní geometrie a výpočtem tlakové ztráty generované na trati trenažeru letu ve wingsuitovém obleku. V první části je zařazena rešerše aerodynamických tunelů a je uvedeno fyzikální minimum potřebné k výpočtu. Následně jsou rozebrány jednotlivé části tunelu a jejich vliv na kvalitu proudění. Je zde zařazena část rozebírající let v obleku wingsuit a požadavky na tunel toto umožňující. Dále je předložena metodika konstrukce vnitřní geometrie tunelu a jsou uvedeny použité výpočty. Analytický inženýrský výpočet je doplněn o simulace pomocí CFD v komerčním programu Fluent a následně jsou porovnány analytické a numerické výpočty. V poslední části je předložena optimalizace geometrie za účelem snížení tlakové ztráty.

## Abstract

This bachelor thesis discusses the design of the internal geometry and calculation of the pressure loss generated on a wingsuit flight simulator track. In the first part, an existing wind tunnel study is presented and the physics basics required for the calculation are listed. Subsequently, the different parts of the tunnel and their influence on the flow quality is discussed. A section analysing wingsuit flight and the requirements for a tunnel to enable one to do so is included. The methodology for the design of the internal geometry of the tunnel is provided and the calculations are listed. The analytical engineering calculations are accompanied by CFD simulations using the commercial software Fluent and the results from analytical and numerical calculations are compared. Eventually, the optimisation of the geometry to reduce the pressure loss is introduced.

## Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval Ing. Michalu Schmirlerovi, Ph.D. za odborné vedení této práce. Mé poděkování patří též doc. Ing. Tomáši Hyhlíkovi, Ph.D. za odborné konzultace, trpělivost a ochotu, kterou mi v průběhu zpracování bakalářské práce věnoval. Dále bych chtěl poděkovat Bc. Valerii Štěpánkové za pomoc s korekturou práce a mé rodině za podporu v průběhu studia.

# Obsah

Seznam symbolů.....	10
1. Úvod.....	14
1.1 Účel aerodynamického tunelu.....	14
1.2 Historie vertikálních aerodynamických trenažerů.....	14
1.3 Nakloněné aerodynamické trenažery.....	15
2. Teorie aerodynamického tunelu.....	16
2.1 Druhy aerodynamických tunelů.....	16
2.1.1 Dle účelu využití.....	16
2.1.2 Dle topologie aerodynamické dráhy.....	16
2.1.3 Dle uzavřenosti měřicího/letového prostoru.....	17
2.1.4 Dle polohy osy měřicího/letového prostoru.....	17
2.1.5 Dle rychlosti v měřicím/letovém prostoru.....	17
2.1.6 Dle způsobu dodání energie pro pohyb média.....	17
2.2 Fyzikální popis a veličiny k tomu užité.....	18
2.2.1 Rovnice kontinuity.....	18
2.2.2 Inženýrská Bernoulliho rovnice.....	19
2.2.3 Třecí a lokální ztráta.....	19
2.2.4 Numerická mechanika tekutin.....	20
2.2.5 Mezní vrstva.....	21
2.2.4 Odhad výšky první buňky sítě u stěny.....	23
2.3 Části aerodynamického tunelu.....	23
2.3.1 Letový prostor.....	23
2.3.2 Tryska.....	24
2.3.3 Ustalovací prostor a síta.....	26
2.3.4 Kolena.....	26
2.3.5 Difuzor.....	29
2.3.6 Ventilátor.....	30
3. Základní teorie letu ve wingsuitovém obleku.....	31
3.1 Konstrukce a druhy wingsuitových obleků.....	32
3.1.1 Začátečnické obleky.....	32
3.1.2 Obleky středně pokročilé úrovně.....	32
3.1.3 Vysoce výkonnostní obleky.....	32
3.2 Aerodynamické minimum letu ve wingsuitovém obleku.....	33
4. Příklad řešení problematiky.....	34
5. Návrh vnitřní geometrie.....	35
5.1 Vstupní parametry.....	35

5.2.	Návrh geometrie .....	37
6.	Inženýrské stanovení ztrát .....	40
6.1	Letová komora – TC.....	41
6.2	Tryska – NZ.....	41
6.3	Koleno – C1.....	43
6.4	Koleno – C2.....	43
6.5	Difuzor – DF1 .....	44
6.6	Koleno – C3.....	44
6.7	Difuzor – DF2 .....	45
6.8	Difuzor – DF3 .....	45
6.9	Koleno – C4.....	46
6.10	Tlakové ztráty jednotlivých dílů.....	47
6.11	Charakteristika tunelu a ventilátoru.....	47
7.	Numerické stanovení ztráty .....	48
7.1	Letová komora – TC.....	49
7.1.1	Získání plně vyvinutých turbulentních profilů .....	49
7.1.2	Stanovení délky vstupního kusu a ústí.....	52
7.1.3	Výpočet tlakové ztráty.....	53
7.2	Tryska – NZ.....	54
7.3	Koleno – C1.....	55
7.4	Koleno – C2.....	55
7.5	Difuzor – DF1 .....	56
7.6	Koleno – C3.....	57
7.7	Difuzor – DF2 .....	57
7.8	Difuzor – DF3 .....	58
7.9	Koleno – C4.....	58
7.10	Porovnání stanovených ztrát.....	58
7.11	Celková ztráta a určení ventilátoru.....	59
8.	Optimalizace.....	59
8.1	Návrh.....	60
8.2	Výpočet ztráty .....	61
8.2.1	Difuzor – DF4.....	62
8.2.2	Koleno – C4.....	62
8.2.3	Difuzor – DF3.....	62
8.2.4	Difuzor – DF2.....	62
8.2.5	Koleno – C3.....	62
8.2.6	Difuzor – DF1.....	62



9. Porovnání výsledků a doporučení z nich plynoucí.....	63
10. Závěr.....	64
11. Seznam obrázků.....	65
12. Seznam tabulek.....	66
13. Citace.....	67

# Seznam symbolů

Symbol	Jednotka	Význam
Veličiny		
$A$	[m <sup>2</sup> ]	plocha
$A, B, C$	[1]	součinitelé výpočtu tlakové ztráty nepravoúhlého kolene
$C$	[1]	aerodynamický součinitel
$c$	[m/s]	rychlost zvuku v daném prostředí
$c_k$	[m]	střední hloubka křídla
$D$	[m]	průměr
$F$	[N]	síla
$\vec{f}$	[m/s <sup>2</sup> ]	vektor objemových zrychlení
$H, h$	[m]	výška
$i$	[1]	pořadí lopatky
$k$	[1]	součinitel zohledňující úhel difuzoru
$k$	[m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]	kinetická energie turbulence stranami
$k_{Re}$	[1]	součinitel zohledňující vliv Reynoldsova čísla
$L$	[m]	délka
$l_k$	[m]	rozpětí křídla
$\dot{m}$	[kg/s]	hmotnostní tok
$N$	[1]	poměr ploch průřezů
$n$	[1]	počet lopatek
$O$	[m]	obvod
$P$	[W]	výkon
$p$	[Pa]	tlak
PR	[%]	relativní rozdíl
$R$	[m]	poloměr kolene
$r$	[m]	rádus zaoblení kolene
$T$	[°C]	teplota
$t$	[s]	čas
$t_1$	[1]	součinitel zaoblení kolene

$U$	[J]	energie
$u$	[m/s]	střední objemová rychlost
$\vec{u}$	[m/s]	vektor rychlosti
$u^+$	[1]	bezrozměrná rychlost
$\dot{V}$	[m <sup>3</sup> /s]	objemový tok
$W$	[m]	šířka
$x, y, z$	[m]	kartézské souřadnice
$y^+$	[1]	bezrozměrná vzdálenost
$\alpha$	[rad]	úhel mezi protilehlými vertikálními stranami
$\alpha$	[rad]	úhel náběhu
$\beta$	[rad]	úhel mezi protilehlými horizontálními stranami
$\delta$	[rad]	úhel kolene
$\theta$	[rad]	úhle klouzání
$\varepsilon$	[m <sup>2</sup> /s <sup>3</sup> ]	disipace kinetické energie turbulence
$\lambda$	[1]	součinitel třecích ztrát
$\lambda_{\xi}$	[1]	štíhlost
$\xi$	[1]	ztrátový součinitel
$\kappa$	[1]	Coriolisův součinitel
$\tau$	[Pa]	smykové napětí
$\Phi$	[1]	obecná veličina

#### Konstanty

$a, b, c, d$	[1]	konstanty polynomů
$C_{\mu}$	[1]	konstanta výpočtu turbulentní viskozity
$g$	[m/s <sup>2</sup> ]	tíhové zrychlení
$\kappa, B$	[1]	konstanty logaritmického zákona stěny
$\lambda_e$	[1]	empirická konstanta pro výpočet ztráty málo zakřiveného kolene
$\mu$	[Pa·s]	dynamická viskozita
$\nu$	[m <sup>2</sup> /s]	kinematická viskozita
$\pi$	[1]	Ludolfovo číslo

$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	hustota
Podobnostní čísla		
$Ma$	[1]	Machovo číslo
$Re$	[1]	Reynoldsovo číslo
Indexy		
<i>anal</i>		analytický
<i>adv</i>		zvýhodňující
<i>bez</i>		bez lopatek
<i>C</i>		kolene
<i>d</i>		odporová
<i>DF</i>		difuzoru
<i>FAN</i>		ventilátoru
<i>g</i>		tíhová
<i>h</i>		hydraulický
<i>i</i>		i-tý
<i>kor</i>		korigovaný
<i>l</i>		vztlaková
<i>loc</i>		lokální
<i>min</i>		minimální
<i>nor</i>		normální
<i>num</i>		numerický
<i>NZ</i>		trysky
<i>t</i>		turbulence, turbulentní
<i>tr</i>		třecí
<i>TC</i>		letové komory
<i>vent</i>		ventilátoru
<i>vzduch</i> <sub>25 °C</sub>		vzduchu při teplotě 25 °C
<i>x, y, z</i>		směrové složky vektorů (případně tenzorů)
<i>ztrat</i>		ztrátový
$\tau$		smyková

1, 2, 3, 4

1 (-1)

2 (-2)

číselné odlišení stejných částí

vstup

výstup

# 1. Úvod

## 1.1 Účel aerodynamického tunelu

Historickou motivací ke stavbě aerodynamických tunelů byla snaha o vytvoření letuschopných zařízení s možností přepravy člověka bez nutnosti vystavení jej rizikům a nebezpečím spojeným s testováním a základním vývojem těchto strojů.

V začátcích se člověk těmito stroji chtěl přiblížit přírodě, tedy ptactvu. Počáteční pokusy však po nezdarech o uskutečnění letu poukázaly na potřebu hlubšího studia aerodynamických sil, stejně jako mechaniky tekutin, především pak jejich částí kinematiky a dynamiky [1]. Tohoto mohlo být dosaženo dvěma možnými principy [3].

Prvním principem je pohyb objektu v médiu a jeho obtékání tímto médiem. Tato zařízení jsou nazývána létající laboratoře a pro účely přiblížení se podmínkami měření reality, jsou hojně využívána například výrobci leteckých motorů. Jako zástupce lze uvést Boeing 747 využívaný společností Rolls-Royce [2].

Jako druhou variantu plynoucí z D'Alembertova principu lze využít ofukování modelu pomocí proudu média přibližující se svými vlastnostmi případu prvnímu. Toto je výhodné z hlediska mnoha aspektů. Zásadní přidanou hodnotou tohoto způsobu je možnost stavby zařízení kdekoliv, tedy i v laboratořích. Toto zajišťuje možnost měření bez ohledu na meteorologické podmínky, odstranění nutnosti zázemí v podobě letiště se vzletovou a přistávací drahou, odstranění nutnosti obsluhy nejen kvalifikované v měření, ale i dalšího personálu schopného řízení letounu a přináší mnoho dalších pozitiv. Jinými slovy je tento způsob ekonomičtější a pohodlnější. Technickou obtíž však představuje nutnost zajištění proudění s co nejmenší intenzitou turbulence, ideálně v laminárním režimu a omezujících podmínek plynoucích například z teorie podobnosti u zmenšených modelů. Při zachování Reynoldsova čísla na menším charakteristickém rozměru a stejné dynamické viskozitě média musí být velikost tohoto čísla kompenzována rychlostí proudu, což může být fyzikálně nedosažitelné, a to i bez přihlídnutí k podobnosti čísel Machových (1) [3].

Zmíněné důvody byly vědeckým a inženýrským stimulem k výstavbě těchto zařízení. Touha člověka po letu však přispěla k přerodu těchto strojních zařízení od pouhého prostředku ke zkoumání okolního světa k nástroji naplňujícímu samotnou podstatu lidské touhy, nástroji umožňujícímu let, větrnému trenažéru.

## 1.2 Historie vertikálních aerodynamických trenažérů

Vertikální aerodynamický tunel vzešel z potřeb testování objektů v podmínkách krajního módu letu, při ztrátě vztlaku z důvodu odtržení proudění na křídlech a ovládacích plochách, tedy při pádu. K tomuto nebylo možno využít existujících horizontálních tunelů. Tyto nové tunely byly použity ke zkoumání chování letadel ve vývrtkách ústících v pád, vrtulníků, a především jejich listů rotoru, a také padákové techniky.

Prvním tunelem svého druhu byl točivý tunel s průměrem dvaceti stop (cca 6,1 m) postavený v roce 1940 ve výzkumném centru Langley, NASA v Hamptonu ve státě Virginia, který v té době dosahoval rychlosti 93 km/h, tedy rychlosti nedostatečné k uskutečnění letu člověka [4]. Kritická rychlost, tedy rychlost při rovnovážném stavu mezi silou gravitační a odporovou, se pro průměrného člověka v prsní poloze „box“ uvažuje ve velikosti 200 km/h [3]. V dnešní době je tunel stále využíván k výzkumu [4].

Dále po vzoru tunelu v Langley následovaly tunely T-105 v městě Žukovskij v Rusku z roku 1941 a v roce 1945 vystavěný Wright-Pattersonův tunel na základně amerických vzdušných sil u města Dayton ve státě Ohio [4].

Poslední zmíněný tunel se do historie zapsal jako první tunel, v němž byl uskutečněn let člověka. Stalo se tak Jackem Tiffanym v roce 1964 [4]. Tiffany byl pracovníkem na misi Apollo testujícím padákovou techniku návratového modulu [5]. Při testování techniky se dle svého pozdějšího vyjádření pro Military Times ve 2 hodiny ráno blíže nespecifikovaného dne rozhodl otestovat také svou schopnost letu na proudu vzduchu, v čemž byl úspěšný [4]. Dnes již zesnulý Tiffany byl zkušeným parašutistou s více než 3000 seskoky, tudíž jeho zdařilý pokus nebyl náhodou [5].

S přispěním poznatků o možnosti uskutečnění letu ve vertikálním tunelu získaných z Tiffanyho počínu byl vystavěn první dedikovaný aerodynamický trenažér v Montrealu v Kanadě v roce 1978 [4]. Dle vyjádření konstruktéra Jeana St. Germana šlo o zařízení, ve kterém mohly děti získat stejný prožitek jako ve volném pádu v relativně bezpečném prostředí [4].

V dnešní době jsou aerodynamické trenažéry poměrně rozšířeným a dostupným fenoménem. Po celém světě je dostavěno ke dni 26. 01. 2022 249 aerodynamických trenažerů a tento počet není konečný [6]. V České republice se nachází trenažer jeden a stejný počet je takovýchto drah i na Slovensku. V Polsku je tunelů šest [6]. Jsou využívány k výcviku vojenských parašutistů stejně jako k tréninku parašutistů civilních, a to především za účelem minimalizace nebezpečí ústícih krajně ve fatalitě především u nováčků v této disciplíně a tréninku sportovních disciplín ekonomičtějším a časově dostupnějším způsobem.

### 1.3 Nakloněné aerodynamické trenažery

Stimul k vývoji a výstavbě tunelů, které jsou význačné nakloněnou osou měřící případně letové komory, vzešel prvotně ze snahy o zkoumání plachtění velkých zvířat [7]. Později byly využívány k studiu a vývoji ve sportech majících podstatu v aerodynamice jako jsou například skoky na lyžích či lety ve wingsuitovém obleku.

Dle stejného popudu jako tomu bylo u trenažeru vertikálních, tedy především za účelem minimalizace nebezpečí, byla uskutečněna transformace čistě vědeckého zařízení, bývalého horizontálního leteckého zkušebního tunelu v švédském Stockholmu, za pomoci nainstalovaného kolene ve wingsuitový trenažér. První let byl uskutečněn při rychlosti 27 m/s 22.05.2016 a trval cca 40 s [7]. Tento wingsuitový tunel je dosud (26. 01. 2022) jediným funkčním exemplářem a je nadále komerčně využíván. Provozující firma Inclined Labs dle vyjádření na svých stránkách z dubna 2021 pracuje na výstavbě druhého trenažerů, který by měl být otevřen ve floridském Orlandu v druhé polovině roku 2022 a je projektován jako novostavba [8].

## 2. Teorie aerodynamického tunelu

### 2.1 Druhy aerodynamických tunelů

V práci je prezentováno zjednodušené dělení inspirované [9] s obohacením o rozdělení na měřicí tunely a trenažéry.

#### 2.1.1 Dle účelu využití

##### Měřicí tunely

Tyto dráhy jsou dle názvu užívány k získávání dat o chování samotného proudícího média v protékaných geometriích v závislosti na jeho inherentních vlastnostech (viskozita, hustota) nebo režimu proudění. Obě možnosti jsou spjaté. Těmito drahami lze vyšetřit také působení proudu na jemu vystavené objekty a jevy plynoucí z tohoto působení.

##### Aerodynamické trenažéry

Charakteristika těchto tunelů byla naznačena již v předešlé kapitole, nicméně lze shrnout jako druh drah užívaných k simulování volného pádu za účelem výcviku žáků i sportovních parašutistů či jako turistické atrakce.

Tato práce představuje dráhu spadající do kategorie aerodynamických trenažérů.

#### 2.1.2 Dle topologie aerodynamické dráhy

Značně rozšířeně používaným dělením aerodynamických tunelů je dělení na tunely cirkulační, tedy s uzavřeným okruhem, a tunely s okruhem otevřeným, kdy každá z možností má své přednosti.

##### Otevřené aerodynamické dráhy

Mezi výhody tohoto typu patří především nižší náklady na výstavbu a samočinné pročišťování v průběhu provozu plynoucí z vyústění do atmosféry stejně jako sání z ní. Také v méně náročných aplikacích zaniká potřeba chlazení média ze stejných důvodů.

K nepříznivým vlastnostem se řadí vyšší energetická náročnost provozu při stejném objemovém toku v měřicím/letovém prostoru a potřeba úpravy média při vymístění dráhy, respektive jejího sání, mimo vnitřní prostor.

Z výše uvedených důvodů je tento typ ideální pro méně náročné kontinuálně neprovozované aplikace, tedy například pro školní demonstrace jevů mechaniky tekutin nebo pro vizualizační tunely užívající cizí látku rozptýlenou v médiu například tunely s kouřovými systémy.

##### Uzavřené aerodynamické dráhy

Na rozdíl od drah otevřených je jejich provoz nezávislý na vnějších podmínkách a zaniká tedy potřeba stejně rozsáhle úpravy kvality vstupního média. Z důvodu atributu tekutiny vstupující do jakéhokoliv průřezu dráhy již při nenulové rychlosti, jinými slovy média s nenulovou kinetickou energií, je ventilátorem za provozního stavu na dané rychlosti potřeba dodat pouze rozdílovou, ztrátovou, disipovanou energii generovanou na trati. Tato energie je menší vůči tunelům otevřeným a provoz tohoto typu je tedy ekonomičtější. Tyto dráhy produkují méně hluku. Při zařazení usměrňovacích lopatek a sít umožňují kontrolu kvality proudění.

Nevýhodami jsou vyšší náklady na výstavbu dané vyššími nároky na jakost návrhu a rozsáhlejší zábor stavby při stejných parametrech měřicího/letového prostoru. Dalšími negativy jsou náročnost provozování při využití vizualizačních technik cizím médiem a při trvalém běhu nutnost chlazení plynoucí z disipace kinetické energie do energie tepelné.



I přes existující aplikace otevřených drah například při mobilních venkovních poutích či sezonního využití u celoročně neprovozovaných parašutistických center, přinášejících možnost uskladnění či přemístění, je autorem volena pro dráhu rozebíranou v této práci varianta cirkulačního aerodynamického tunelu. Tato volba je motivována předpokladem téměř kontinuálního provozu.

### 2.1.3 Dle uzavřenosti měřicího/letového prostoru

Výhodou otevřeného prostoru je jednoznačně přístupnost experimentu a tím snazší manipulace s ním. Nevhodné se však jeví neusměrnění proudu v této oblasti a náhlý přechod do prostředí o atmosférickém tlaku, čímž vznikají ztráty vyústěním a zpětným svedením proudu do zbytku dráhy. Otevřené letové prostory jsou využívány jen velmi zřídka, a to spíše jako poutové atrakce. Tyto dráhy vykazují velmi nežádoucí vlastnosti proudění v této části. Zajímavou aplikaci nacházejí tyto dráhy ve filmářském průmyslu, který využívá absenci stěn k imitaci scén vizuálně podobným volnému pádu bez jeho skutečného podstoupení.

Pro tento model je uvažován uzavřený letový prostor.

### 2.1.4 Dle polohy osy měřicího/letového prostoru

Polohy osy mohou být vertikální, horizontální a pod úhlem mezi  $\langle 0^\circ; 90^\circ \rangle$ . Polohy jasně udávají směr proudění, tedy opačného relativního pohybu vůči vztažné soustavě, v tomto případě zemi.

Pro účely simulace letu ve wingsuitu vyvstává jasný požadavek na ofukování letce ve směru jeho relativního pohybu tedy pod určitým úhlem, pod kterým by se pohyboval při letu v mimo trenažérových podmínkách. Přesný úhel je stanoven v kapitole 5.1 z uvedené metodiky.

### 2.1.5 Dle rychlosti v měřicím/letovém prostoru

Rychlost v letovém prostoru je udávána vůči rychlosti zvuku v dané tekutině v tomto případě ve vzduchu. Jejich poměr je popsateľný číslem Machovým (1) [3].

$$Ma = \frac{u}{c} \quad (1)$$

Tunely jsou děleny na hypersonické (rychlosti značně vyšší než rychlost zvuku  $Ma = (5,0-10)$ ), supersonické (rychlost vyšší než rychlost zvuku  $Ma = (1,2-5)$ ), transsonické ( $Ma = (0,8-1,2)$ ), subsonické ( $Ma < 0,8$ ) a nízko-rychlostní aerodynamické tunely [3].

Dle požadavku na simulaci letu ve wingsuitu je dle rychlosti, která je přesněji určena také v kapitole 5.1, řazena tato dráha do kategorie nízko-rychlostních tunelů. Tento předpoklad je uvažován ve všech následujících kapitolách při návrzích a popisu jednotlivých částí, které by se při jiných rychlostech mohli značně lišit z důvodu odlišných vlastností proudění.

### 2.1.6 Dle způsobu dodání energie pro pohyb média

Energii lze dodat ze zásobníku, kde je potenciální energie uchovávána v podobě relativně vyššího než okolního tlaku (vzdušníky s kompresory) a je zde možno uchovat jen její množství spotřebovatelné za konečný časový interval. V tomto časovém intervalu je však její přísun relativně velký. Jiným způsobem je dodání pomocí mechanismů schopných zajišťovat přísun energie nepřetržitě (čerpadla, ventilátory, kompresory).

Z důvodu možného nepřetržitého komerčního využití tratě je voleno řešení za pomoci ventilátoru či jejich soustavy.

V navazujících částech bude v rámci práce uvažován aerodynamický trenažér s uzavřenou drahou i letovým prostorem. Osa tunelu bude nakloněna a dle rychlosti v něm bude řazen do kategorie nízko-rychlostních tunelů. Celá trať je poháněna ventilátorem.

## 2.2 Fyzikální popis a veličiny k tomu užité

Při proudění vazkých tekutin, tedy tekutin s nenulovou viskozitou, se kinetická energie částečně mění na disipativní energii tepelnou. Vlastnost viskozity tekutiny udává konstitutivní vztah mezi změnou rychlosti po souřadnici a tečným napětím, což je popsitelné Newtonovým konstitutivním zákonem vazkého tření (2) [3]. Pro kontinuální cirkulaci tekutiny v tunelu je třeba rozdíl daný celkovou ztrátou energie na trati regenerovat do média pomocí ventilátoru. Velikost této energie bude stanovena za pomoci následujících rovnic mechaniky tekutin.

$$\tau_{xy} = \mu \frac{du_x}{dy} \quad (2)$$

### 2.2.1 Rovnice kontinuity

V plném diferenciálním tvaru je vztah vyjadřující kontinuální tok tekutiny definován vztahem (3) v případě podmínky nestlačitelnosti tekutiny se redukuje na vztah (4) [3].

$$\left\{ \frac{\partial \rho}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \rho \right\} + \rho \nabla \cdot \vec{u} = 0 \quad (3)$$

$$\nabla \cdot \vec{u} = 0 \quad (4)$$

Pro aproximační výpočet je však v tomto případě uspokojivý zjednodušený tvar vyjadřující zachování hmotnostního toku  $\dot{m}$  kontrolním objemem (5) [3].

$$\sum \dot{m} = 0 \quad (5)$$

Pokud je navíc zanedbatelná změna hustoty  $\rho$  (6) média z důvodu nestlačitelné tekutiny nebo malých rychlostí proudění, tedy malé chyby (přibližně do rychlosti  $0,3 Ma$  (1) [3]), platí zákon i pro toky objemové  $\dot{V}$  (7) [3].

$$\rho = konst. \quad (6)$$

Pro každou část dráhy lze poté stanovit střední objemovou rychlost  $u_i$  proudění při znalosti průřezu  $A_i$  (7) [3].

$$\dot{V} = A_i u_i = konst. \quad (7)$$

### 2.2.2. Inženýrská Bernoulliho rovnice

Pro proudění v potrubí při předpokladu nestlačitelného média, kontinuálního průtoku bez akumulace a pohonu pomocí ventilátoru, lze zapsat rovnici v integrálním energetickém tvaru jako (8) [3].

$$\frac{p_1}{\rho_1} + \kappa_1 \frac{u_1^2}{2} + gh_1 = \frac{p_2}{\rho_2} + \kappa_2 \frac{u_2^2}{2} + gh_2 - U_{vent} + U_{ztrat} \quad (8)$$

Pokud levá strana reprezentuje výstup z ventilátoru a pravá vstup do něj, je rozdíl výšky  $h$  na obou stranách zanedbatelný a lze je tedy z rovnice odebrat. Průřezy vstupu i výstupu jsou stejně velké a v rovnici tedy nebude vystupovat ani člen reprezentující kinetickou energii na základě rychlosti  $u$ . Pro uzavřený tunel je i statický tlak  $p$  na vstupu a výstupu ventilátoru konstantní. Výsledně se tedy energie dodaná ventilátorem  $U_{vent}$  stanoví z rovnice (9) a je přímo úměrná energii ztrátové  $U_{ztrat}$ .

$$U_{vent} = U_{ztrat} \quad (9)$$

Celková ztrátová energie je určena superpozicí ztrát jednotlivých částí systému.

### 2.2.3 Třecí a lokální ztráta

Ztráta na dráze může vznikat majoritně ze dvou důvodů. Z důvodu vazkosti tekutiny způsobující tření na stěně a také místně například změnou směru či rychlosti. K vyjádření ztrátové energie bude stanoven pro každou část koeficient vyjadřující podíl kinetické energie, která se zmaří, tedy součinitel třecí a lokální ztráty.

#### Součinitel třecí ztráty $\lambda$ a třecí ztrátový součinitel $\xi_{tr}$

Jeho velikost je zde ovlivněna především režimem proudění tekutiny. Pro tento případ lze ve všech částech uvažovat režim turbulentní. Toto bude ověřeno v následující kapitole pomocí bezrozměrného Reynoldsova čísla (10) [3], kteréžto je mimo jiné přibližným nástrojem ke kontrole předpokladu podmínek pro výskyt proudění laminárního. Vysoká Reynoldsova čísla ( $Re > 10^4$  [3]) jsou poměrně spolehlivým indikátorem plně turbulentního režimu proudění. V laboratorních podmínkách je laminární proudění dosažitelné i při jeho vyšších hodnotách [3] v řešeném případě je tato situace však velmi nepravděpodobná.

$$Re = \frac{u D}{\nu} \quad (10)$$

Některé části dráhy nemají kruhový průřez. Charakteristický průměr  $D$  pro dosazení do vztahu (10) je zde stanoven jako hydraulický průměr dle vzorce (11) [11], kde  $A$  je protékající plocha a  $O$  smáčený povrch.

$$D_h = \frac{4A}{O} \quad (11)$$

Vzhledem k velkým rozměrům tunelu ve vztahu k výšce drsností je jejich podíl, drsnost relativní, také velmi malý. Vliv drsnosti na součinitel třecích ztrát je tedy pro tento stupeň návrhu zanedbán. Při dalším rozpracování a konkrétním stanovení materiálů jednotlivých částí bude vhodné jeho vliv započíst. Celá dráha je tedy pojata jako hydraulicky hladké potrubí.

V tomto případě lze třecí koeficient odhadnout pomocí aproximačních vzorců, které jej vztahují k Reynoldsovu číslu  $Re$ . Dále je zde k tomuto účelu užíván vztah (12), který byl dle [11] stanoven Filolenkem jako aproximace implicitního Colebrook-Whitova vzorce a jeho platnost je uváděna pro  $Re > 4000$  [11].

$$\lambda = \frac{1}{(1.8 \ln Re - 1.64)^2} \quad (12)$$

Pro výpočet třecího ztrátového součinitele v rovném kusu potrubí je využit Darcy-Weisbachův vzorec (13) [11]. Pro části ostatní jsou užity aproximační inženýrské vztahy nebo metody numerické na vzorcích (13) založené.

$$\xi_{tr} = \lambda \frac{L}{D_h} \quad (13)$$

#### Součinitel lokální ztráty $\xi_{lok}$

Pro dílce měnící rychlost či směr média je charakteristická tvorba vírových struktur. Na jejich vznik je spotřebována energie média. Následným zánikem těchto struktur je energie disipována do tepla. Poměrná část kinetické energie, která je takto ztracena je určena součinitelem lokální ztráty. Pro jednotlivé části jsou tyto součinitele stanoveny aproximačními vztahy nebo známy jako empirické hodnoty pro případy podobné.

Celkový ztrátový součinitel jednotlivých částí lze při vztažení součinitelů lokálních a třecích ke stejné rychlosti na dílci určit superpozicí obou. Z předchozích odstavců přímo vyplývá nutnost chlazení média, které bude disipací energie zahříváno a při finálním návrhu trati je potřeba vysadit bypass s chladicím ústrojím. Zmíněné zařízení není součástí tohoto stupně návrhu.

#### 2.2.4 Numerická mechanika tekutin

Pro numerické výpočty mechaniky tekutin jsou základními vstupními rovnicemi rovnice kontinuity, v tomto případě verze pro nestlačitelné tekutiny (4), a pohybová rovnice vyjadřující zachování hybnosti. Pokud je uvažována tekutina nestlačitelná a newtonská je používána rovnice Navier-Stokesova (14). Tyto rovnice jsou při řešení přestupu tepla případně doplněné o rovnici zachování energie.

$$\rho \left\{ \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} \right\} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{u} + \rho \vec{f} \quad (14)$$

Jedná se o parciální diferenciální rovnice, které jsou ve většině případů analyticky neřešitelné a pro jejich řešení je užito například metody konečných diferencí nebo konečných objemů s pomocí výpočetní techniky. V této práci je k těmto výpočtům využit komerčně dostupný software FLUENT.

Principem takového numerického řešení je rozdělení spojitého problému na problém diskrétní. Je zřejmé, že konvergence diskrétního řešení k řešení analytickému bude mimo jiné záviset na počtu entit, na který je analytický problém rozdělen. V případě postupů užitých v této práci je tímto dělením síť reprezentující objemy v doméně tekutiny. Je žádoucí, aby síť byla co nejhustší, jinými slovy, aby se velikost objemů blížila k nule. V praxi je však velikost objemů, a tedy jejich počet, limitován hardwarovými schopnostmi počítače.

Jak již bylo zmíněno v tekutině lze rozlišit režimy laminární a turbulentní. Laminární proudění je charakteristické spojitou změnou rychlosti a z hlediska numerického řešení je v porovnání s režimem turbulentním značně jednodušší. Lze však předpokládat, že režim proudění ve wingsuitovém trenažéru laminární nebude. V turbulentním režimu se rychlost spolu s tlakem mění chaoticky. Vznikají zde vírové struktury v celé škále velikostí, které způsobují fluktuaci těchto veličin. Jejich hodnotu  $\Phi$  lze rozdělit na složku časově středěnou  $\bar{\Phi}$  a flukтуаční  $\Phi'$  (15) [20].

$$\Phi = \bar{\Phi} + \Phi' \quad (15)$$

Řešení těchto fluktuací je možné v celém rozsahu například pomocí DNS (Direct Navier-Stokes), při kterém je Navier-Stokesova rovnice řešena přímou numerickou integrací. Toto je však pro zde řešený příklad z důvodu požadavků na výpočetní techniku autorem neuskutečnitelné. Příkladem toto dokazujícím může být výpočet jednoduché geometrie publikovaný v [19], pro který bylo na 4093 bodech sítě potřeba 0,5 terabytů operační paměti na proměnou.

Jiným přístupem je modelování turbulence za pomoci časového středování s využitím Reynoldsovy rovnice (RANS – Reynold Average Navier-Stokes), tedy rovnice Navier-Stokesovi jejíž proměnné jsou časově středovány [20]. Přístup za pomoci RANS je výpočetně ekonomický v dostatečné přesnosti při výskytu izotropní, směrově nezávislé turbulence a z tohoto důvodu je zde volen.

Po středování se v rovnici objeví člen, který se označuje jako Reynoldsovo napětí a ve volném proudě je jeho hodnota několikrát větší než hodnota napětí vazkého. Pro jeho určení je možno využít Boussinesquova přístupu, který podobně jako Newtonův zákon vazkého tření (2) představuje konstitutivní vztah mezi gradienty rychlosti a napětím. K tomuto účelu je zavedena turbulentní viskozita  $\mu_t$  na základě kinetické energie turbulence  $k$  [20].

Modelem RANS aplikovaným v této práci je model  $k$ - $\varepsilon$ , konkrétně jeho realizovatelná verze (Realizable  $k$ - $\varepsilon$ ), který k určení turbulentní viskozity (16) využívá kromě již zmíněné transportní rovnice kinetické energie turbulence  $k$ , také transportní rovnici disipace kinetické energie turbulence  $\varepsilon$  a konstantu  $C_\mu$  [20].

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (16)$$

### 2.2.5 Mezní vrstva

V těsné blízkosti stěny je rychlost proudění nulová. Dále od stěny se rychlost zvyšuje a její gradient je zde z celého průřezu proudy největší. Následně rychlost roste až do rychlosti volného proudy.

Tento objem se nazývá mezní vrstva. Pro její popis je zvykem používat bezrozměrné vzdálenosti  $y^+$  (17) a bezrozměrné rychlosti  $u^+$  (18) [20] ve vztahu k smykové rychlosti  $u_\tau$  (19) [20].

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu} \quad (17) \quad u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (18)$$

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (19)$$

Mezní vrstva se klasicky dělí na tři oblasti. Nejblíže ke stěně se nachází oblast, ve které převládají síly vazké, tzv. viskózní podvrstva. Její tloušťka je velmi malá  $y^+ < 5$  [20] a lze uvažovat, že smykové napětí je zde konstantní (rovné přímo smykovému napětí na stěně  $\tau_w$ ) [20]. Při tomto předpokladu a předpokladu newtonovské kapaliny (2), lze použít upravený předpis (20) a je možné stanovit lineární předpis pro rychlost  $u$  v závislosti na vzdálenosti od stěny (21). Lze ji tedy na základě této závislosti také označit lineární podvrstvou.

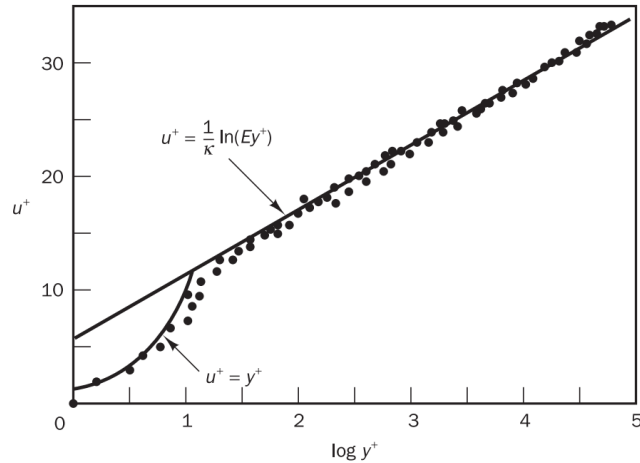
$$u = \frac{\tau_w y}{\mu} \quad (20) \quad u^+ = y^+ \quad (21)$$

Za mezní podvrstvou se vyskytuje přechodová oblast, ve které kromě sil vazkých nelze zanedbat ani působení turbulence a sil setrvačných. Třetí částí je plně turbulentní vrstva. Její umístění je  $30 < y^+ < 500$  a předpis rychlosti je (22) [20], přičemž pro hladké stěny jsou všeobecně platné konstanty dle [21] stanoveny jako  $\kappa = 0,335$  a  $B = 4,45$ . Na základě tohoto vztahu (22) se nazývá také logaritmickou oblastí. Oba výše zmíněné předpisy jsou porovnány s experimentálními hodnotami na Obrázku 1. převzatého z publikace [20].

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln(y^+) + B \quad (22)$$

Turbulence je u stěny také nulová. Spolu s gradientem rychlosti však narůstá kinetická energie turbulence a je zde iniciován její vznik. Oblast mezní vrstvy je majoritním zdrojem turbulence. Je důležité správné modelování turbulence v okolí stěn. Ve výpočtu tato oblast vystupuje jako okrajová podmínka a její správné modelování je tedy základem přiblížení se výpočtů ke skutečnosti.

Samotný model  $k-\varepsilon$  funguje správně pouze v turbulentním jádru proudu. K jeho doplnění je využíváno semi-empirických stěnových funkcí. Pro tuto aplikaci je zvolena nerovnovážná stěnová funkce (Non-equilibrium Wall-function), která podává uspokojivé výsledky, pokud je umístění první buňky v rozmezí  $30 < y^+ < 60$  [22], tedy v logaritmické oblasti [23]. Pro správný přechod stěnovou funkcí mezi stěnou a modelem  $k-\varepsilon$  je doporučeno alespoň 10 buněk v oblasti  $y^+ < 1000$  [20].



Obrázek 1: Porovnání přepisů pro mezní vrstvu a experimentálních hodnot v grafu  $u^+ - \log(y^+)$  [20]

#### 2.2.4 Odhad výšky první buňky sítě u stěny

Při snaze o přiblížení se výpočtem realitě je vhodné dodržení doporučení, která byla zmíněna výše. Toto lze zajistit uvážlivým síťováním geometrie. Pokud je před výpočtem při použití stěnové funkce zvoleno umístění první buňky v žádané bezrozměrné vzdálenosti  $y_w^+$  ( $30 < y_w^+ < 60$ ), lze následujícím postupem odhadnout výšku první vrstvy  $\Delta y$ .

Z Reynoldsova čísla  $Re$  (10) je stanoven třecí koeficient  $\lambda$  (12). Pomocí něj je odhadnuto smykové napětí na stěně dle vztahu (23) [11].

$$\tau_w = \frac{1}{2} \lambda \rho u^2 \quad (23)$$

Následně je ze vztahu (19) získána třecí rychlost a po úpravě vztahu (17) je získán vztah pro odhad výšky první vrstvy  $\Delta y$  (24).

$$\Delta y = \frac{y_w^+ \nu}{u_\tau} \quad (24)$$

## 2.3 Části aerodynamického tunelu

Veškeré dílce dráhy jsou navrhovány za účelem dosažení vlastností i kvalitou adekvátního proudění v letové komoře. Jejich samotný návrh a umístování s ohledem na vzájemné ovlivnění musí splňovat dále zmíněná pravidla, a to tak aby docházelo v co nejmenší míře k iniciaci turbulence, která se propaguje dále do dráhy.

### 2.3.1 Letový prostor

Jeho velikost je dána jako vstupní požadavek na dráhu. Je úměrná počtu letců, a to tak aby byli schopni s dostatečným prostorem ve svém okolí bezpečně provozovat danou disciplínu. Spolu s velikostí letového prostoru je v počátku návrhu známa rychlost, která je v něm žádaná, a je tedy možno získat hmotnostní a objemový průtoky média dle vztahů (5) (7).

Průřez je možno volit obdélníkového či kruhového tvaru. Zde je vhodnější tvar obdélníkový z důvodu prostorového umístění letce v této části dráhy, kdy průřez jeho obálkou může být aproximován také jako obdélník. Při návrhu tohoto dílce je třeba brát v potaz dostatečnou velikostní rezervu, aby bylo

předejito náhlé změně průřezu a tím šokové ztrátě. Pro ostatní díly je s výjimkou dílů přímo navazujících na ventilátor, využít tvarově stejný průřez.

Z důvodu bezpečnosti je vhodné instalovat na spodní podlahu druh materiálu pohlcující energii případných nárazů při pádech letců. Povrch této podložky nemusí být ve všech případech hladký a při nesprávném návrhu se topologie jeho povrchu může v čase měnit (například zvlnění plachty pokrývající matraci), nicméně pro tento stupeň návrhu není jeho vliv, stejně jako vliv pohybujících se letců v letovém prostoru na proudění uvažován.

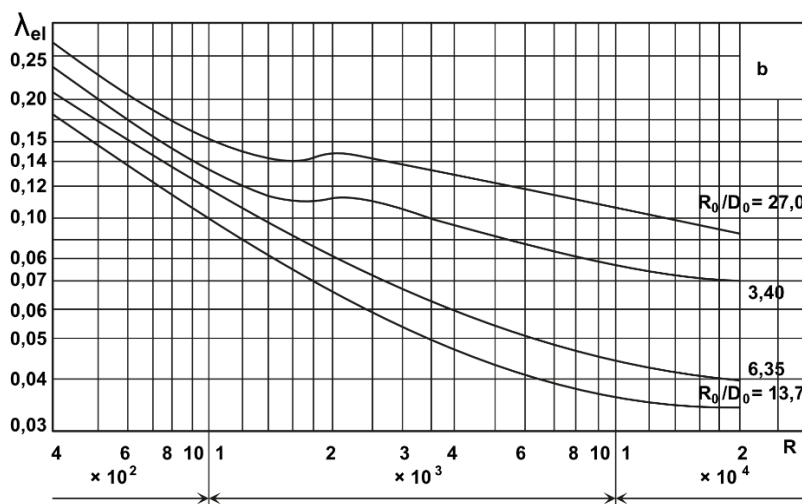
V trenažérech je z bezpečnostního hlediska nutný vizuální kontakt letců a obsluhy. Z tohoto důvodu je vhodné vyhotovení bočních a horní strany části z průhledného materiálu. Letový prostor může být vyhotoven s otvorem pro vstup letců a navazujícím prostorem určeným pro jejich odpočinek mezi lety. Tento prostor je ideální oddělit od vnější atmosféry dvojími hermetickými dveřmi, které slouží jako vstup a výstup do vyrovnávacího prostoru pro udržení tlaku na dráze. Pro výcvik začínajících letců je vhodné navrhnout stabilizační mechanismus pro osvojení letu v ptačí kombinéze, který je v tomto prostoru umístěn. Žádná z těchto skutečností nebyla ve výpočtu uvažována.

Pro variabilitu úhlu náběhu bude část navržena jako táhlý oblouk. Úhly normál ploch na vstupu a výstupu z této části budou stanoveny v následující kapitole.

Při malém zakřivení je výpočet ztráty redukován na ztrátu třecí. Tedy celkový ztrátový součinitel se určí přímo z rovnice (13). Pokud je zakřivení větší, je nutno uvažovat také příspěvek ze ztráty lokální. Ztrátový součinitel se pak stanoví dle [11] pro táhlý oblouk ze vzorce (25), kde  $\delta$  je úhel kolene a  $R$  poloměr osy kolene (viz. část Kolena).

$$\xi = 0,0175 \lambda_e \delta \frac{R}{D_h} \quad (25)$$

Autor v publikaci [11] zavádí do výpočtu konstantu  $\lambda_e$ . Tu lze odečíst z dále přiloženého diagramu (Obrázek 2) na základě Reynoldsova čísla  $Re$ . Křivky jsou zde odlišeny na základě poměru mezi poloměrem osy kolene  $R$  a hydraulickým průměrem kolene  $D_H$  (v diagramu značeno jako  $R_0/D_0$ ).



Obrázek 2: Diagram pro určení  $\lambda_e$  (převzato z [11] a upraveno)

### 2.3.2 Tryska

Tryska má jako přímo předřazený díl před letovým prostorem bezprostřední vliv na vlastnosti proudění v něm. Její funkce se odvíjí od změny průřezu, přesněji jeho zmenšení, a tím urychlení proudění na velikost požadovanou v letovém prostoru. Bezrozměrná veličina popisující tuto vlastnost



trysky se nazývá kontrakční poměr  $N$  a je velikostně definována vztahem (26), tedy poměrem mezi plochou průřezu na vstupu  $A_{in}$  a výstupu  $A_{out}$ .

$$N = \frac{A_{in}}{A_{out}} \quad (26)$$

Větší kontrakční poměr má za následek menší rychlost před tryskou, a tedy menší ztráty na jí předřazených komponentech (ztráta roste s druhou mocninou). To díky lepšímu obtékání geometrií, tedy neodtržení proudění od stěn a předejití následné propagace turbulence po dráze.

Dále pak dle [10] redukuje efektivní hodnotu fluktuace podélné, osové rychlosti  $u'$  (angl. RMS – Root Mean Square) s druhou mocninou kontrakčního poměru a efektivní hodnotu příčné rychlostní fluktuace s jeho mocninou první. Přínosné je tedy tyto parametry volit vzhledem k vlastnostem proudění co možná největší.

Nepříznivou konsekvenci má však jeho velikost na celkovou velikost tunelu a tím cenu jeho výstavby a provozování. Dle [11] je vhodné volit pro průmyslové měřicí tunely kontrakční poměr velikosti 4 až 6 pro velmi náročné aplikace může jeho velikost dosahovat až 9.

Pro nejkvalitnější kontrakci s nejmenší ztrátou je vhodné volit tvar dílce takový, jehož průběh stěn na příčném řezu může být popsán například polynomy třetího stupně, tedy funkcí s dvojitou křivostí (27). Výsledný předpis funkce, a tedy hodnotu jednotlivých koeficientů, lze obdržet z podmínek tečného napojení na vstupu a výstupu na přilehlé dílce o příslušných průřezech. Jinými slovy tato křivka musí na počátku a konci intervalu mít patřičnou hodnotu a nulovou první derivaci.

$$\begin{aligned} y &= a_w \cdot x^3 + b_w \cdot x^2 + c_w \cdot x + d_w \\ y &= a_H \cdot x^3 + b_H \cdot x^2 + c_H \cdot x + d_H \end{aligned} \quad (27)$$

Délka trysky je poté určena maximálním úhlem kontrakce  $\alpha_k$ , jehož žádaná velikost je udávána pro poloviční úhel a dle [11] je přibližně  $12^\circ$ .

Pro trysky s dvojitou křivostí nebo velmi malým úhlem je dle [11] výpočet tlakové ztráty možno zjednodušit díky neodtržení proudu v žádné části pouze na ztrátu třecí. Pro její stanovení je pak možno užít několika vzorců určujících ztrátový součinitel. Dle [11] je velikost ztrátového součinitele stanovena pomocí vzorce (28) pro trysku obdélníkového průřezu při rozdílných úhlech v obou hlavních rovinách. Pro oba úhly platí stejné, již zmíněné maximum  $12^\circ$ .

$$\xi_{tr} = \frac{\lambda}{16} \left(1 - \frac{1}{N^2}\right) \left(\frac{1}{\sin \frac{\alpha}{2}} + \frac{1}{\sin \frac{\beta}{2}}\right) \quad (28)$$

V případě, že je po délce trysky kromě velikosti plochy průřezu měněn zároveň jeho tvar, je do empirických výpočtů uvažován korigovaný úhel  $\alpha_{kor} / 2$ , který je stanoven pro přechod z kruhového průřezu průměru  $D$  na obdélníkový (případně čtvercový) o stranách  $W$  a  $H$  na délce  $L$  dle vzorce (29).

$$\alpha_{kor} = 2 \arctan \left( \frac{D - 2\sqrt{\frac{WH}{\pi}}}{2L} \right) \quad (29)$$

Pro případ přechodu z obdélníkového průřezu na kruhový je využito vzorce (30).

$$\alpha_{kor} = 2 \arctan \left( \frac{2\sqrt{\frac{WH}{\pi}} - D}{2L} \right) \quad (30)$$

Dále je v této práci nabídnut přístup aproximující ztrátu pomocí numerické integrace. Tryska je v tomto případě rozdělena na konečný počet segmentů. Na počátku každého segmentu je stanoven průřez a ze zákona zachování objemového toku také rychlost. Po délce jednotlivých segmentů, která je úměrná příslušnému rozdělení délky celkové, je poté ztráta vypočtena jako ztráta rovného dílu tedy z Darcy-Weisbachovy rovnice (13). Jednotlivé příspěvky jsou nasčítány a posléze vztaženy k rychlosti na vstupu, čímž je určen ztrátový součinitel trysky.

### 2.3.3 Ustalovací prostor a síta

Při požadavku velmi kvalitního proudění je vhodné řadit před trysku ustalovací prostor, který umožní zklidnění proudění před vstupem do ní. Pro redukci turbulence je pak možno do tohoto dílce umístit také síta nebo voštiny. Ty zmírňují především příčnou turbulenci. Z důvodu zvětšení kontaktní plochy je ale lepší kvalita proudění doprovázena tlakovou ztrátou a také je zřejmé že jeho zařazením zvětšuje celkovou zástavbovou velikost dráhy. Je tedy nutno uvážit, zda je provozování tohoto dílce s přihlédnutím na žádané vlastnosti v letovém prostoru ekonomicky smysluplné.

### 2.3.4 Kolena

Pro jakýkoliv cirkulační tunel je nutné změnit směr proudění v součtu o 360 °. Tohoto je možno dosáhnout například pomocí čtyř 90 ° kolen případně lze pro nerovnoběžnost jednotlivých segmentů řadit kolena s úhly rozdílnými. Koleno může být navrženo jako ohyb s plynulou křivostí tečně navazující na sousední dílce kruhového nebo obdélníkového průřezu nebo jako díl tvaru L se zaoblenými rohy pro kolena s průřezem obdélníkovým. Druhý případ je prostorově méně náročný a je tedy pro tuto aplikaci vhodnější. Zaoblení je voleno pomocí bezrozměrného parametru  $t_l$  vztaženého k výšce obdélníkového průřezu. Dle [11] lze při porovnání empirických hodnot kolen při stejných podmínkách a rozdílných zaobleních konstatovat, že s větším zaoblením (do zaoblení  $t_l = 0,5$ ) klesá ztráta a vzrůstá kvalita proudu. Je doporučeno volit zaoblení s  $t_l = 0,2$  a větší.

Majoritní ztrátou je z důvodu změny směru ztráta lokální. Tu lze spolu s velikostí turbulence ovlivnit zařazením směřujících lopatek, a to v podobě jednoduchých zahnutých plechů (desek malé tloušťky) nebo lopatek s průřezem kapkovitého tvaru. Druhá možnost je dle [11] výhodnější vzhledem k tlakové ztrátě i kvalitě proudění. Při návrhu lopatek je ale potřeba respektovat následující pravidla.

Celkový počet lopatek lze nalézt dle [11] využitím dále uvedených vzorců. Při požadavku na rovnoměrnější rychlostní profil je předložen vzorec (31) určující počet nazvaný jako „normální“, při kterém jsou od sebe vzdáleny lopatky uniformně ve vzdálenosti dle (32). Počet lopatek je zaokrouhlen na nejbližší celé číslo a výška  $H$  je aritmetickým průměrem výšek na vstupu a výstupu.

$$n_{nor} = 2.13 \frac{H}{t_1} - 1 \quad (31)$$

$$a_{nor} = \frac{H}{n_{nor} + 1} \quad (32)$$

Pro většinu aplikací lze užít počet „zvýhodňující“ dle vzorce (33), s neuniformním rozmístěním. Při tomto rozmístění je dosaženo menší tlakové ztráty a však méně rovnoměrného rychlostního profilu. Vzdálenost  $i$ -té lopatky od předchozí lze určit dle vzorce (34). Číslo se od vnitřního zaoblení.

$$n_{adv} \approx 1.4 \frac{H}{t_1} \quad (33)$$

$$a_{i_{adv}} = 0.67 \frac{H}{n_{adv} + 1} \left( 1 + \frac{i_{adv} - 1}{n_{adv}} \right) \quad (34)$$

V krajním případě lze při stále dostatečném účinku využít „minimálního“ počtu podle vzorce (35) s odstupňováním dle vzorce (36).

$$n_{min} \approx 0.9 \frac{H}{t_1} \quad (35)$$

$$a_{i_{min}} = \frac{H}{n_{min} + 1} \left( 0.5 + \frac{i_{min} - 1}{n_{min}} \right) \quad (36)$$

Střední křivka profilu by měla mít stejnou křivost jako má vnitřní poloměr zaoblení a délka tětivy lze určit jako délka, při které má oblouk střední křivky stejný úhel jako je úhel kolena. V některých aplikacích, především při užití lopatek nekapkového profilu, lze úhel této kruhové výseče povýšit o  $5^\circ$ .

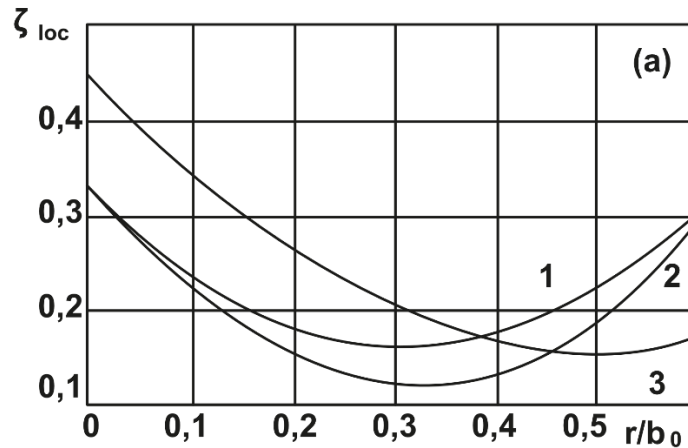
Ztrátový součinitel kolene tvaru L o úhlu  $90^\circ$  s lopatkami kapkového tvaru při  $Re > 2 \times 10^5$  lze pro normální, zvýhodňující a minimální počet lopatek určit dle [11] jako (37) součet násobku ztrátového součinitele lokální ztráty a koeficientu zastupujícího vliv Reynoldsova čísla  $k_{Re}$  (39) a ztráty třecí (38). Pro případy s  $Re < 2 \times 10^5$  je vzorec obdobný bez koeficientu  $k_{Re}$ .

$$\xi = k_{Re} \xi_{loc} + \xi_{tr} \quad (37)$$

Ztrátový součinitel třecí ztráty je dán vzorcem (38).

$$\xi_{tr} = \left( 1 + \frac{1,57r}{H} \right) \lambda \quad (38)$$

Lokální ztrátový součinitel lze pak pro celočíselné hodnoty  $t_l$  odečíst z Tabulky 1 empiricky získaných hodnot. Součinitel zaoblení  $t_l$  je zde uveden jako poměr zaoblení  $r$  a výšky průřezu  $H$  (v tabulce značeno jako  $b_0$ ) [11]. Pro hodnoty  $t_l$ , které nejsou celočíselné lze hodnotu lokálního ztrátového součinitele získat po odečtení z grafu (Obrázek 3) (stejně značení).



Obrázek 3: Diagram pro zjištění lokální ztráty kolene (převzato z [11] a upraveno) (křivky číslovány dle číslování u počtu lopatek v Tabulce 1)

Tabulka 1: Určení lokálního ztrátového součinitele kolene pro celočíselná zaoblení (převzato z [11] a upraveno)

Počet lopatek	$r / b_0$						
	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6
Normální (1)	0,33	0,23	0,17	0,16	0,17	0,22	0,31
Zvýhodňující (2)	0,33	0,23	0,2	0,11	0,13	0,19	0,30
Minimální (3)	0,45	0,33	0,27	0,22	0,17	0,15	0,17

Koeficient  $k_{Re}$  je získán pomocí vzorce (39).

$$k_{Re} = 0.8 + 4.02 \cdot 10^4 / Re \quad (39)$$

Při zařazení několika kolene v přímé návaznosti za sebou, nelze jejich ztrátu určit pouze jako součet, ale musí být povýšena součinitelem respektujícím jejich vzájemné ovlivnění. Hodnota součinitele se pro jednotlivé případy značně liší a lze ji tedy jen hrubě odhadovat [11].

Uvedené vzorce jsou platné pro kolena, která mění směr toku média o  $90^\circ$ . Pro kolena jiných úhlů  $\delta$  mezi vstupem a výstupem je ztrátový součinitel vypočten dle následujícího postupu. Nejdříve je stanoven součinitel ztráty kolene bez lopatek  $\xi_{bez}$  (40), který je také složen z části ztráty lokální a třecí. Třecí ztráta je stanovena vzorcem (41), kde  $R$  je poloměr osy kolene (42) tedy součet poloměru zaoblení rohu kolene  $r$  a poloviny výšky kolene  $H$  a  $\delta$  je úhel kolene [11].

$$\xi_{bez} = \xi_{loc} + \xi_{tr} \quad (40)$$

$$R = r + \frac{H}{2} \quad (42)$$

$$\xi_{tr} = 00175 \delta \lambda \frac{R}{D_h} \quad (41)$$

Lokální ztrátový součinitel je stanoven součinem tří čísel (43), označených dle [11] jako  $A$  (44),  $B$  (45) a  $C$  (46).

$$\xi_{loc} = A \cdot B \cdot C \quad (43)$$

$$\begin{aligned} A &= 0,9 \sin \delta && \text{pro } \delta < 70^\circ \\ A &= 1 && \text{pro } \delta = 90^\circ \\ A &= 0,7 + 0,35 \frac{\delta}{90^\circ} && \text{pro } \delta > 100^\circ \end{aligned} \quad (44)$$

$$\begin{aligned} B &= 0,21 \left( \frac{R}{D_h} \right)^{-2,5} && \text{pro } \delta < 70^\circ \\ B &= 0,21 \left( \sqrt{\frac{R}{D_h}} \right)^{-0,5} && \text{pro } \delta > 100^\circ \end{aligned} \quad (45)$$

$$C = 0,85 + \frac{0,125}{\frac{W}{H}} \quad (46)$$

Hodnota ztrátového součinitele kolene s normálním počtem lopatek  $\xi$  je poté stanovena jako (47) [11] ze ztrátového součinitele kolene získaného dříve.

$$\xi = \left( 0,46 \frac{R}{H} + 0,04 \right) \xi_{bez} \quad (47)$$

### 2.3.5 Difuzor

Difuzor je stejně jako tryska díl spojitě měnící rychlost média díky postupné změně plochy průřezu. Na rozdíl od trysky však proud zpomaluje. Mění tedy dynamický tlak zpět na statický a zpomalené médium na dále řazených dílcích ztrácí méně energie. Difuzor musí být pro aplikace aerodynamického tunelu navržen tak, aby nedošlo k odtržení proudu od stěn, což krajně vede k náhlým pulsujícím změnám tlaku, které jsou společně s velkými vírovými strukturami propagovány dál po trati a znemožňují let.

Pro zajištění neodtržení je dle [11] nutno, aby poloviční úhel rozevření  $\alpha/2$  nepřekročil velikost  $3,5^\circ$ . Difuzor musí být tedy co možná nejdelší. Celkový poměr vstupního průřezu nejmenšího z difuzorů a výstupního průřezu největšího z nich musí pro správné napojení odpovídat kontrakčnímu poměru trysky. Veličina popisující tuto vlastnost se nazývá expanzní poměr. Je tedy zřejmé, že je určeno minimum součtů délek jednotlivých difuzorů při respektování maxima  $\alpha/2$ .

Pro difuzor obdélníkového průřezu lze ztrátový součinitel dle [11] stanovit jako součet (48) třecí (49) a lokální ztráty (50), která je spočtena z veličin již zmíněných a součinitele  $k$  (51).

$$\xi = \xi_{loc} + \xi_{tr} \quad (48)$$

$$\xi_{tr} = \frac{\lambda}{16} \left(1 - \frac{1}{N^2}\right) \left(\frac{1}{\sin \frac{\alpha}{2}} + \frac{1}{\sin \frac{\beta}{2}}\right) \quad (49)$$

$$k = 2,0 - 0,03\alpha, \quad 4^\circ < \alpha < 12^\circ$$

$$k = 2,0 - 0,04\alpha, \quad 12^\circ < \alpha < 20^\circ \quad (51)$$

$$\xi_{loc} = 3,2 k \tan^{1,25} \frac{\alpha}{2} \left(1 - \frac{1}{N}\right)^2 \quad (50)$$

Pokud je difuzorem zároveň měněna geometrie průřezu, odpovídá postup výpočtu  $\alpha/2$  postupu uvedenému v kapitole trysky. Lze si povšimnout, že rovnice (28) a (49) jsou shodné.

### 2.3.6 Ventilátor

Pro definici ventilátoru je užit výňatek z normy ISO 13348 – Průmyslové ventilátory, která popisuje ventilátor takto: "Ventilátor je stroj s rotujícími lopatkami, který přijímá mechanickou energii a využívá ji pomocí jednoho nebo více oběžných kol s lopatkami k udržování nepřetržitého proudění vzduchu nebo jiného plynu který jím prochází, a jehož práce na jednotku hmotnosti obvykle nepřesahuje 25 kJ/kg." [17]. Definice rozdílu mezi ventilátorem a kompresorem není dle [18] obecně přijata, nicméně autor v knize předkládá podmínku dle něj nutnou k zařazení stroje do kategorie ventilátorů. Ventilátor by měl zajišťovat kontinuální a nepulsující tok média. Rozdíl mezi kompresorem je tvořen hranicí ve velikosti změny hustoty média a jemu dodané tlakové diferenci v zařízení. Tato hranice však nemá obecně přijatou hodnotu. Autor nabízí hranici maximálně třicetiprocentní změny tlaku stanovenou také dříve uvedenou normou [17].

Na dráhu trenažeru je zařazen ventilátor pro uvedení a zajištění setrvaní objemu média v pohybu za podmínky překonání tlakové diference generované pohybem média na trati. Charakteristickou vlastností popisující ventilátor je jeho výkon. Ten je stanoven jako (52) [3] z tlakové ztráty  $\Delta p$  a objemového průtoku  $\dot{V}$ .

$$P_{vent} = \dot{V} \Delta p \quad (52)$$

Pro stejný výkon lze tedy rozlišit ventilátory od malého objemového toku, generující velký tlakový rozdíl až po ventilátory s malým tlakovým příspěvkem a velkým objemovým tokem. Hodnota těchto dvou veličin je nazývána pracovní bod a zařízení se nastavuje na jeho žádanou hodnotu. Pro každý takto nastavený pracovní bod má zařízení jistou účinnost a není tedy výhodné zařízení provozovat v jakékoliv myslitelné kombinaci objemového toku a dodaného tlaku.

Ventilátor nemusí ve všech případech podávat nominální výkon a může tedy být provozován ve více pracovních bodech. Spojením souboru pracovních bodů lze získat charakteristiku ventilátoru. Tato charakteristika je získávána převážně experimentálně [17].

Další veličinou popisující ventilátor je jeho průměr případně dva průměry mezikruží. Ty při znalosti objemového průtoku definují i objemovou rychlost, jak bylo popsáno v kapitole 5.

Ventilátory lze dělit dle směru průtoku média ve vztahu k ose rotace. V této práci je předloženo zjednodušené dělení do 3. kategorií inspirované dělením dle [17].

### Radiální ventilátory

V tomto typu dochází ke změně směru proudění. Médium vstupuje axiálně na osu rotace a vystupuje tangenciálně. Hlavní složka síly, kterou působí lopatky na médium je v tangenciálním směru. Proud rotuje spolu s lopatkami a je urychlován odstředivou silou. Z důvodu konstrukce zajišťující toto fungování jsou tyto ventilátory vhodné především pro aplikace s menšími objemovými průtoky.

### Tangenciální ventilátory

Proud vstupuje i vystupuje v tečném směru vůči poloze rotační osy. Ve ventilátoru je vytvářen vír s osou rovnoběžnou s jeho osou, jehož existence je udržována rotací lopatek. Vzdálenější vrstvy od osy víru jsou odděleny a vystupují do difuzoru. Výhodou je rovnoměrnější profil rychlosti na výstupu. Tento typ je vhodný především pro velmi vysoké hodnoty objemových toků při malých tlakových přírůstcích.

### Axiální ventilátory

Jelikož je směr proudu rovnoběžný s osou rotace oběžného kola, je hlavní síla z lopatek na médium právě v tomto směru. Vedlejší složka síly působí ve směru tangenciálním a proud je uveden do rotace kolem této osy. Tomu lze do jisté míry zabránit instalací směřujících statických lopatek za rotor. Pro tento druh ventilátoru jsou příznačné vyšší hodnoty objemového průtoku a nižších dodaných tlaků.

Pro tuto aplikaci je volen axiální ventilátor, který je u cirkulačních drah hojně zastoupen pro jeho příznivé vlastnosti. Lze jej instalovat tak, aby kruhové potrubí bylo vnější obálkou disku opsaného rotací lopatek, tedy kanálově anebo volně do prostoru, kdy je možno využít řazení ventilátorů do pomyslných polí. První způsob je používán v aerodynamických tunelech, případně v tunelech dopravních, naopak s druhým je možno se setkat například při odsávání z nebytových prostor [17].

Je vhodné volit takovou konstrukci, která umožňuje provoz za vyšší účinnosti. Podmínky pro konstrukci takového ventilátoru jsou dle [17] náboj zaplňující alespoň polovinu průřezu pro rovnoměrnější rozdělení rychlosti po délce lopatky. Dále pak použití směřujících statických lopatek proudnicového profilu a eliminace geometrií způsobujících tvorbu víru, s čímž souvisí opláštění náboje, motoru a uložení ložisek. Opláštění je tvořeno konfuzorem za oběžným kolem a kloboukem před ním. Vhodné je kanálové umístění axiálního ventilátoru.

## 3. Základní teorie letu ve wingsuitovém obleku

Wingsuit je zařízení těžší než vzduch umožňující pilotovi proměnit potenciální energii v podobě výšky na energii kinetickou, při generování vztlaku jeho dopředným pohybem. Jelikož není vztlak dostatečný k uskutečnění bezpečného, pilota neohrožujícího přistání, je let zakončen vypuštěním padákového vrchlíku, který zapříčiní odporem vzduchu nebo přijatelně velkým vztlakem dostatečnou redukci vertikální rychlosti. Slet těchto úkonů se nazývá wingsuitový seskok. Vyhláška americké USPA [12], stejně jako V-PARA [15] vydaná českým Úřadem pro civilní letectví, let ve wingsuitovém obleku omezuje hranicí 200 samostatných seskoků a dosažením parašutistické licence kategorie C.

Výška může být pilotem wingsuitu získána dvěma způsoby. V prvním případě jako důsledek výstupu na objekty spojené se zemí, pak je tento seskok označován přejatým slovem jako BASE (anglický akronym pro budovy, antény, mosty a zemi) nebo za pomoci dopravních prostředků schopných letu (letadla, vrtulníky, horkovzdušné balóny). Druhý případ je označován jako parašutistický seskok [12].

### 3.1. Konstrukce a druhy wingsuitových obleků

Vytvoření vztlaku je dosaženo díky změně obtékaného tvaru těla pilota za pomoci přidavného materiálu. Materiálem je většinou látka, která umožňuje pohyb končetin pilota nutný pro otevření padáku a případné manévrování. Pro tento účel jsou výrobci užívány tkaniny z nylonu, polyesteru či částečně karbonové konstrukce [14].

V prvopočátcích byla pouze snaha o prodloužení časového intervalu volného pádu za pomoci zvětšení vystavené plochy a odporu, zároveň doprovázeného snížením kritické rychlosti, která je definována jako rychlost, při které nastává rovnováha mezi odporovými aerodynamickými silami a silami tíhovými [3].

V dnešní době je využíváno proudem vzduchu natlakovaných konstrukcí majících tvar leteckých profilů generujících vztlak pro klouzavý let. Tyto obleky jsou osazeny otvory umožňujícími vniknutí vzduchu do vnitřních prostor obleku. V obleku jsou všita žebra, která pomáhají k vytvoření požadovaného tvaru leteckého profilu. Struktura je podobná vnitřní konstrukci křídel letadel a v žebrech jsou ponechány otvory pro uniformní distribuci tlaku. Náběžná hrana předního křídla je tvořena horními končetinami pilota, které zároveň zastávají funkci nosníku. V zadním křídle je tato funkce zastupována dolními končetinami. Pilot je schopen koordinovanou změnou polohy končetin a tvaru těla ovlivňovat obtékání a tím řídit klouzání [14].

Obleky jsou děleny dle obtížnosti ovládnutí, která se odvíjí od jejich konstrukce a především jejich plochy (příklad Obrázek 4.). Tato charakteristika je v tomto případě popsána štíhlostí křídla  $\lambda_s$  dle vzorce, který dává do vztahu jeho rozpětí  $l_k$  a střední hloubku  $c_k$  (53). Rozpětí je u pilota neměnné a je dáno jeho fyzickými proporcemi.

$$\lambda_s = \frac{l_k}{c_k} \quad (53)$$

#### 3.1.1. Začátečnické obleky

Tyto obleky jsou stabilnější a jednodušeji ovladatelné. Mají ve srovnání s ostatními typy menší plochu a díky oddělení konstrukce předního a zadního křídla jsou pro pilota méně omezující. Pilot je schopen ovládat padákovou techniku bez nutnosti uvolnění končetin pomocí zipů i přes jejich osazení u náběžné hrany. Tato přednost méně zkušeným pilotům umožňuje pohotovější reakci v případě nestandardní situace. Štíhlost prvního křídla je dle [14] odhadnuta na 4,5 a křídla zadního na 1,1.

#### 3.1.2. Obleky středně pokročilé úrovně

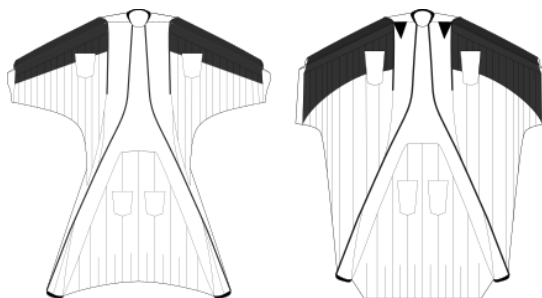
V této kategorii je typickým znakem uzpůsobení konstrukce v souladu s požadavky disciplíny, pro kterou je oblek určen. Disciplíny jsou vzdálenost, rychlost a čas letu měřené mezi výškami 3000 až 2000 metrů nad zemí. Díky úpravám jsou tyto obleky v zmíněných disciplínách výkonnější. Zásadním rozdílem v porovnání se začátečnickými obleky je částečné spojení předního a zadního křídla, které je více restriktivní pro pohyb pilota. Oblek umožňuje větší roztáhnutí dolních končetin. Tímto je dosaženo zvětšení plochy křídel a zároveň je zmenšena jejich štíhlost, která je dle [14] 2,5 pro obě křídla.

#### 3.1.3. Vysoce výkonnostní obleky

Konstrukce těchto obleků spojuje odtokovou hranu předního křídla s náběžnou hranou zadního křídla do kompaktní plochy. Odtoková hrana zadního křídla je opatřena prodloužením. Štíhlost se



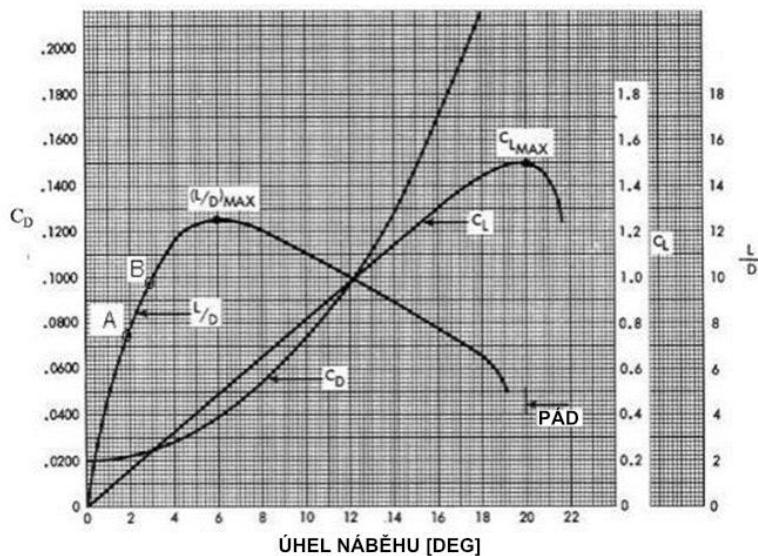
u nejvýkonnějších modelů blíží 1 [14]. Tyto obleky jsou vzhledem k předešlým kategoriím značně nestabilní a kladou nároky na pilotovy schopnosti.



Obrázek 4: Porovnání obleků na pomezí mezi začátečnickou a středně pokročilou kategorií s oblekem vysoce výkonnostním [14]

### 3.2. Aerodynamické minimum letu ve wingsuitovém obleku

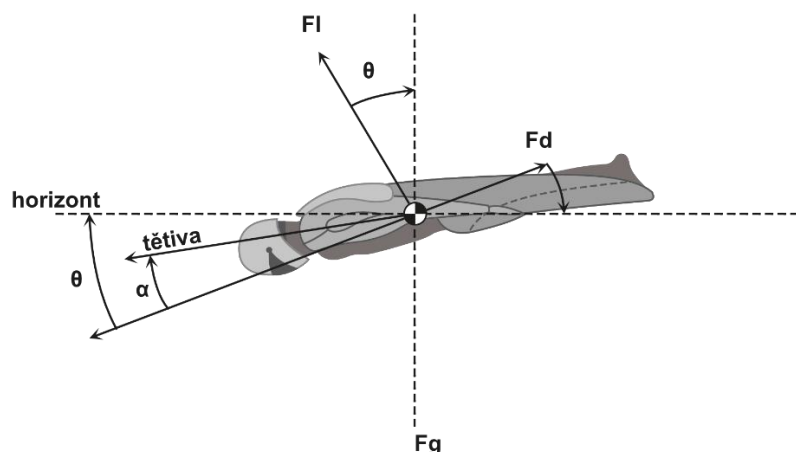
Z dynamického hlediska je klouzavý let ve wingsuitu obdobný letu kluzáku, a tedy i v tomto případě působí síla tíhová  $F_g$ , vztlaková  $F_l$  a odporová  $F_d$ . Síla vztlaková a odporová jsou ve vztahu k rychlosti  $v$  v rovnicích vyjadřovány pomocí součinitelů odporu  $C_D$  a vztlaku  $C_L$ . [3] Jejich poměr (případně poměr jimi určených sil) v závislosti na úhlu náběhu zobrazuje polára. Závislosti součinitelů na úhlu náběhu reprezentuje vztlaková a odporová čára [3]. Typický průběh výše zmíněných křivek je předložen v Obrázku 5.



Obrázek 5 Diagram vyobrazující poláru, vztlakovou a odporovou čáru pro obecný kluzák (převzato z [14] a upraveno)

Při letech mimo trenažér není žádoucí, aby mód letu byl ve standartní situaci blízko maximu na poláře, jelikož je tento bod pro wingsuit jen málo vzdálen pádové rychlosti jejíž dosažení by ve výšce otevření padáku nebo při BASE seskoku mohlo být fatální. V trenažeru se lze však k tomuto módu s ohledem na nižší nároky na rychlost s výhodou přiblížit a pilot může v bezpečném prostředí otestovat, při jakých podmínkách se pád dostaví.

Pro stavbu tunelu je důležitá znalost dalších veličin popisující let daného modelu wingsuitu. Jmenovitě je to znalost úhlu náběhu  $\alpha$ , tedy úhlu mezi podélnou osou wingsuitu a vektorem rychlosti  $\vec{v}$  (směrem pohybu), dále pak úhlu klouzání  $\theta$ , tedy úhlu mezi podélnou osou a horizontem a samotnou velikost rychlosti ve směru pohybu  $v$ . Výše popsáno je znázorněno na Obrázku 6. Dle těchto parametrů je posléze navrženo naklonění letového prostoru a rychlost v něm. Úhel klouzání je dán náklonem tunelu a pilot mění pouze úhel náběhu v závislosti na rychlosti.



Obrázek 6: Znárodnění úhlu klouzání a náběhu spolu s rychlostmi při letu ve wingsuitovém obleku (převzato z [14] a upraveno)

Výhodnými obleky pro provozování jsou obleky zařaditelné mezi kategoriemi začátečnických a pokročilých obleků, s ohledem na zamýšlené komerční uplatnění pro laickou veřejnost. Jejich užití je motivováno požadavkem na stabilitu. Výkonnější obleky užívané sportovními wingsuitery budou na základě jejich pilotních schopností, a to především schopnosti upravení úhlu náběhu, také způsobitelné k provozu. Pro navrhovaný тренаžér jsou veličiny úhlu letového prostoru a rychlosti v něm stanoveny dle metodiky v kapitole 5.1.

## 4. Příklad řešení problematiky

### Design Methodology for a Quick and Low-Cost Wind Tunnel

Podobným vzorovým příkladem je článek [16] vytvořený autory z Polytechnické univerzity v Madridu ve spolupráci s autory z Pekingského technologického institutu, ve kterém se zabývají metodikou časově nenáročného a levného návrhu nízko-rychlostního tunelu. V textu je uvažována dráha, jejíž kolena jsou v pravých úhlech a tunel samotný je určen pro měření.

Metodika je založena na automatickém návrhu geometrie pomocí programu v softwaru Excel, na který je přiložen bohužel již nefunkční odkaz. Program dle popisu navrhuje geometrie na základě bezrozměrných koeficientů délek, šířek a výšek, dále pak polovičních úhlů a poloměrů zaoblení kolen. Je zde uvažováno použití kolene, které je řazeno jako druhé za ventilátorem, zprostředkovávajícím expanzi proudu. Zajímavé je též použití většího počtu ventilátorů řazených do „maticového“ pole, čemuž autoři přiřkládají vliv na snížení ceny za tento díl „hrubým odhadem o jeden řád“. Dle [17] však není toto doporučeno pro snížení jejich účinnosti. Pro účel aplikace příkladu, tedy nekontinuální měření, však může být důležitější cena výstavby, která je eventuálně pozitivně ovlivněna použitím většího počtu méně výkonných takto řazených ventilátorů.

Vstupními parametry pro návrh jsou maximální rychlost v letové komoře, kontrakční poměr, výška, šířka a délka měřicího prostoru. Z nich a bezrozměrných parametrů je následně spočtena celková délka tunelu a jednotlivé rozměry dílců, je dopočtena tlaková ztráta a jednotkový výkon ventilátoru.

V publikaci je zařazena řešeršní část, zmiňující podobné požadavky jako jsou uvedeny v této práci, redukované na řešenou problematiku. Ačkoliv autoři citují stejný zdroj jako je použit zde [11], jsou veškeré výpočty třecích ztrát, a to i třecího koeficientu dle aproximačního vzorce stanoveny k vstupům do dílců i přesto, že v primárním zdroji není toto pravidlo uvedeno. Pro difuzor obdélkového průřezu stanovují ztrátový součinitel na základě zde uvedených vzorců (55), (56) s odkazem na [11]. Jejich úprava však neuvažuje pomocný výpočtový koeficient  $k$  reprezentující ve

vztahu velikost úhlu rozevření pro lokální ztrátu, ale zároveň je tento úhel vstupním členem návrhu, takže není konstantní.

$$\xi = 4 \cdot \frac{\tan \alpha}{2} \cdot \sqrt{\frac{\tan \frac{\alpha}{2}}{2}} \cdot \left(1 - \frac{A_1}{A_2}\right)^2 + \xi_{tr} \quad (54)$$

$$\xi_{tr} = \frac{0,02}{8 \cdot \sin \alpha/2} \left[1 - \left(\frac{A_1}{A_2}\right)^2\right] \quad (55)$$

Dle této metodiky jsou úspěšně navrženy a v některých případech i postaveny exempláře zmíněné v textu. Jmenovitě je uveden tunel pro Spanich Consejo Superior de Deportes s velikostí měřicího prostoru 3x2,5x10 m a rychlostí 40 m/s v něm, který byl navržen spolu s modelem v proporčním měřítku 1:8. Tento model je nadále využíván jako učební pomůcka na Polytechnické univerzitě v Madridu. Další, postavená dráha je ve vlastnictví Instituto Tecnológico y de Energías Renovables de Tenerife (ITER) s maximální rychlostí 57 m/s. Dalšími menšími realizovanými projekty je tunel na Národní technologické univerzitě v Peru nebo tunel pro Pekingský technologický institut, který byl ve stupni návrhu v čase vydání rozebíraného textu.

I přesto, že postup jako takový je z důvodu atypičnosti návrhu řešeného v této práci v celé své šířce nepoužitelný, poznatky uvedené v textu jsou přínosné a v některých návrhových krocích bylo použito podobného postupu.

## 5. Návrh vnitřní geometrie

### 5.1. Vstupní parametry

Tato práce byla vypracována na popud společností Strojírny Litvínov. Zároveň byly poskytnuty vstupní parametry a omezení spolu s materiály spadajícími do duševního vlastnictví společnosti. Na žádost Strojíren Litvínov tyto materiály nejsou přiloženy pro zachování interního „know-how“.

Vstupními parametry byly rozměry letového prostoru. Jeho průřez měl být buď čtvercový 5x5m nebo obdélníkový 5x4 m (delší strana označuje šířku). Při prvotní komunikaci byla zamýšlena nastavitelná letová komora v rozmezí úhlů 20 °-50 ° (měřeno od vodorovné plochy). Později však byl po domluvě se zadavatelem upřednostněn návrh, ve kterém je úhel měněn za pomoci táhlého oblouku, jako je tomu u plánovaného tunelu v Orlandu [8]. Jeho vstupní a výstupní úhly spolu s rychlostí byly předmětem rešerše.

K získání těchto informací byl použita veřejná stránka [27]. Tato stránka slouží jako záznamník wingsuitových letů a je k tomuto účelu využívána mezinárodní wingsuitovou komunitou. Jsou zde k nalezení lety z mistrovství světa i nižších soutěží stejně jako tréninkové lety pilotů.

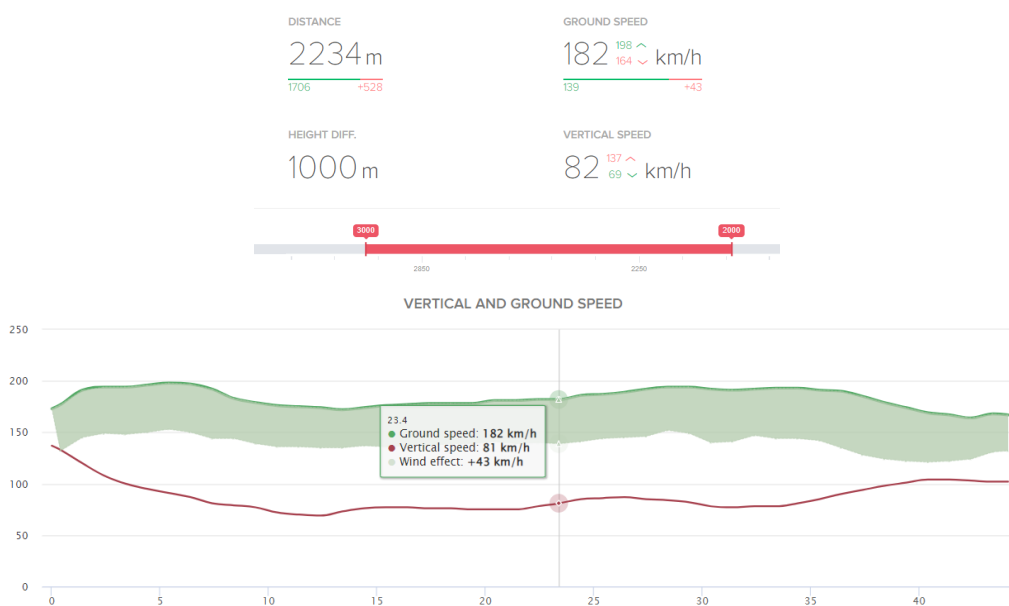
Pro výběr letů do rešeršního vzorku bylo stanoveno několik pravidel. Nejprve byl určen model wingsuitového obleku. Pro tento účel byl zvolen oblek Havoc Carve/Tunnel společnosti Phoenix-Fly (viz. Obrázek 7) [24]. Tento oblek je dle slov společnosti navržen přímo k účelu provozování v podmínkách při tunelovém létání a je takto využíván i na dosud jediné existující dráze. Je identifikovatelný na fotkách dostupných na webu provozovatele. Byly tedy zařazeny pouze lety uskutečněné na tomto obleku.



Obrázek 7: Oblek Havoc Carve [24]

Dalšími kritérii byla pilotáž různými piloty a parašutistický seskok z klasické výšky 4000 m. Byly použity pouze lety nemající charakteristiky letů závodních, tedy lety rekreační bez prvotního narychlení střemhlavým letem (zřejmě značné utrácení výšky v prvotní fázi letu). K eliminaci přechodových jevů výskoku z letadla se nezanedbatelnou dopřednou rychlostí a stabilizace letu pilotem, stejně jako let proměňující rychlost za výšku z důvodu zpomalení před otevření padáku byla použita data pouze v rozmezí výšek 3000–2000 m. Výskok probíhá ve výšce 4000 m a padák musí být dle vyhlášky [15] plně otevřen do výšky 900 m. Od rychlosti byla odečtena rychlost větru, která je měřena na přistávací ploše. Rychlost ve výšce letu je samozřejmě jiná, nicméně tato data nejsou při konvenčních seskocích dostupná.

Stanovení rychlosti a úhlu je demonstrováno na následujícím příkladu (Obrázek 8) z letu pilota s pseudonymem „Kitchen Sink“ [27]. Je vybráno rozmezí 3000–2000 m. Stránka vyhodnotí průměrnou horizontální rychlost zaznamenanou pomocí systému GPS vůči zemi a vertikální rychlost vyhodnocenou na základě změny okolního tlaku výškoměrem. Zároveň je poskytnuta informace o horizontální rychlosti ponížené o efekt větru. Pro tento vzorový případ byla ponížená horizontální rychlost  $v_x = 139$  km/h a vertikální rychlost  $v_y = 82$  km/h. Byla vyhodnocena celková rychlost pohybu složením na čtverec (56) a úhel klouzání  $\theta$  (57), jako úhel vektoru celkové rychlosti.



Obrázek 8: Ukázka záznamu letu ze stránky skyderyby.ru [27]

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2} = \sqrt{139^2 + 82^2} = 161,4 \text{ km/h} \quad (56)$$

$$\theta = \text{atan}\left(\frac{v_y}{v_x}\right) = \text{atan}\left(\frac{82}{139}\right) = 30,5^\circ \quad (57)$$

Tento postup byl zopakován pro dalších 19 letů splňujících výše uvedená kritéria. Výsledky jsou shrnuty v Tabulce 2.

Tabulka 2: Vyhodnocení 20. letů v obleku Havoc Carve

Let	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
$v_x$ [km/h]	139	129	125,4	130	132	171,4	163,5	131,3	136	162,6	155	122	121
$v_y$ [km/h]	82	90	81	88	96	116	72	78	77	108	111	67	68
$v$ [km/h]	161,4	157,3	149,3	157,0	163,2	207,0	178,7	152,7	156,3	195,2	190,6	139,2	138,8
$\theta$ [deg]	30,5	34,9	32,9	34,1	36,0	34,1	23,8	30,7	29,5	33,6	35,6	28,8	29,3

14	15	16	17	18	19	20	Průměr
141	160	158	146	121	153	103	
89	76	124	102	69	77	58	
166,7	177,1	200,8	178,1	139,3	171,3	118,2	164,9
32,3	25,4	38,1	34,9	29,7	26,7	29,4	31,5

Průměrná rychlost tedy byla stanovena na 164,9 km/h (45,8 m/s) a úhel zaokrouhlen na 32 °. Úhly normál ploch vstupu a výstupu z letového prostoru byly poté korigovány o 10 °, tak aby celková změna úhlu byla 20° a na vstupu byl úhel vyšší než na výstupu, z důvodu umístění otvoru pro výměnu letců v horní části tohoto dílce. Korekcí byl pokryt interval zahrnující úhly všech sledovaných letů. Postup byl konzultován se zadavatelem, který souhlasil s předloženým rozsahem úhlů a statickým řešením letového prostoru táhlým obloukem. Korigována byla i rychlost na 55 m/s.

Dalšími doporučeními byly maximální výška 25 m, absence usměrňovacích sít a ustalovacího prostoru před dýzou z důvodu, menších zástavbových nároků.

## 5.2. Návrh geometrie

Některé parametry neodpovídají výše zmíněným doporučením a byly zvoleny na základě použití zadavatelem na jiném projektu, případně byla jejich hodnota zvolena k zmenšení celkových rozměrů na popud zadavatele. Také nebylo možné dodržet maximální výšku.

Pro popis je užito metodiky přiřazující veličinám na vstupu index „1“ a výstupním veličinám index „2“. Výšky jsou značeny  $H$  (z ang. height), šířky  $W$  (z ang. width), průměry  $D$  a délky  $L$  (z ang. length) zároveň s příslušnými indexy odpovídajícími zkratkám jednotlivých dílců. Zkratky jsou následující:  $TC$  pro letovou komoru (z ang. test chambre),  $NZ$  pro trysku (z ang. nozzle),  $C1$  až  $C4$  pro kolena 1 až 4 (z ang. corner),  $DF1$  až  $DF3$  pro difuzory a  $FAN$  pro ventilátor (z ang. fan). Díly jsou číslovány proti proudu toku média od letové komory.

Bylo navrženo několik variant, lišících se počtem a umístěním ventilátorů a celkovými zástavbovými rozměry. Návrhy byly předloženy zadavateli. Jeho připomínky byly zapracovány a bylo zvoleno dále zmíněné řešení, které bylo třetím návrhem. Dále, například v sekci optimalizace, je na tento návrh odkazováno jako na *Tunel 03*.

Při návrhu geometrie bylo postupováno metodou top-down. Nejprve byl vytvořen bokorys. Byl zanesen obrys letové komory 5x4x15 m v příslušných výšce zmíněných úhlech. Dále byl zvolen kontrakční poměr  $N_{NZ} = 3,6$ . Dýza byla navržena délky 6,5 m a výstupní výška je rovna 8 m. Tomu odpovídá poloviční úhel kontrakce  $\alpha_{k_{NZ}}/2 = \beta_{k_{NZ}}/2 = 17,11^\circ$ . Její stěny byly navrženy jako polynomické funkce třetího řádu dle postupu zmíněného v kapitole 2.3.2. a konstanty polynomu jsou uvedeny dále.

Byla doplněna kolena C1 a C2, tak aby byl směr toku média vodorovný. Jejich výška je určena výškou dýzy. Součinitele zaoblení kolen byly zvoleny v hodnotě 0,2, čímž byl jejich obrys plně definován. Bylo navrženo koleno C4 usměrňující proud svise po opuštění letového prostoru TC. Jeho koeficient zaoblení byl zvolen 0,2 pro vnitřní hranu a 0,4 pro hranu vnější. Volba koeficientů byla motivována snížením tlakové ztráty. Před kolenem C4 nedochází k žádné změně průřezu a snížení ztráty je zde vzhledem k rychlosti, odpovídající rychlosti v letovém prostoru, žádoucí. Před koleno nebyl zařazen difuzor na popud zadavatele.

Za koleno C4 byla zařazen difuzor DF3. Pro difuzor DF3 byla zvolena délka 2.25 m. Díl je však ve skutečnosti při porovnání velikostí ploch na vstupu a výstupu tryskou. Na DF3 je připojen ventilátor, jehož rozměry byly poskytnuty zadavatelem. Vnější průměr ventilátoru je 5,2 m a vnitřní 2,28 m. Korigovaný úhel trysky stanovený dále je tedy roven cca  $2^\circ$ .

Dále bylo navrženo koleno C3 s koeficientem zaoblení 0,1 jehož nižší hodnota umožňuje snížení rozměrů kolene a tím snížení úhlů v difuzorech. Výška kolena C3 byla zvolena na 5,95 m. Kolena C2 a C3 byla spojena deskovým difuzorem DF1. Jeho poloviční úhel rozevření je v bočním řezu  $4,16^\circ$ . Koleno C3 a ventilátor byly spojeny difuzorem DF2. Poloviční úhel rozevření difuzoru je v bočním řezu sice pouze  $2,12^\circ$ , nicméně korigovaný úhel stanovený dále je roven  $5,04^\circ$ . Zároveň do difuzoru DF2 zasahuje konfuzor ventilátoru.

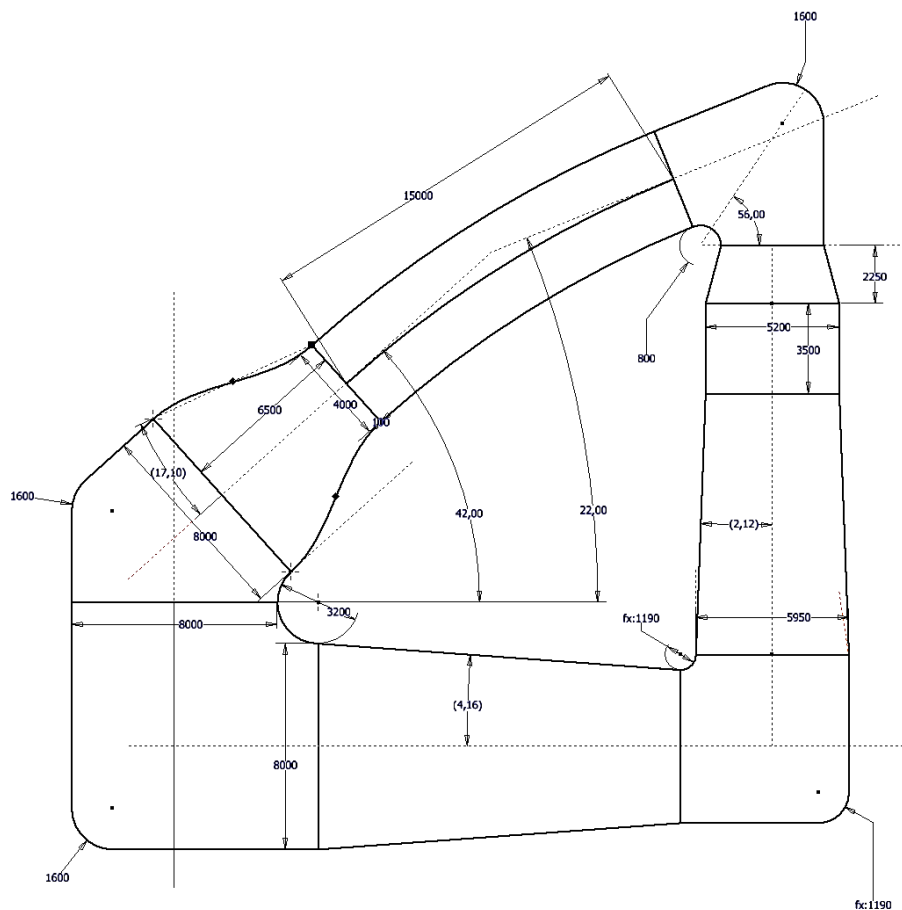
Pro dýzu byly stanoveny koeficienty jednotlivých funkcí určujících tvar bočních stěn z metodiky popsané v kapitole 2.3.2 a hodnot do okrajových podmínek zmíněných výše. Hodnoty koeficientů jsou sepsány do Tabulky 3.

Tabulka 3: Koeficienty určující tvar bočnic trysky

Koeficient	$a_H$	$b_H$	$c_H$	$d_H$	$a_w$	$b_w$	$c_w$	$d_w$
Hodnota [1]	0,0146	-0,1420	0	4	0,0146	-0,1420	0	4,5

Popsané kroky umožnili vytvoření bokorysu. Jeho kótovaná skica z programu Inventor je zobrazena na Obrázku 9 a výkres je přílohou.





Obrázek 9: Kótovaná skica bokorysu Tunelu 03

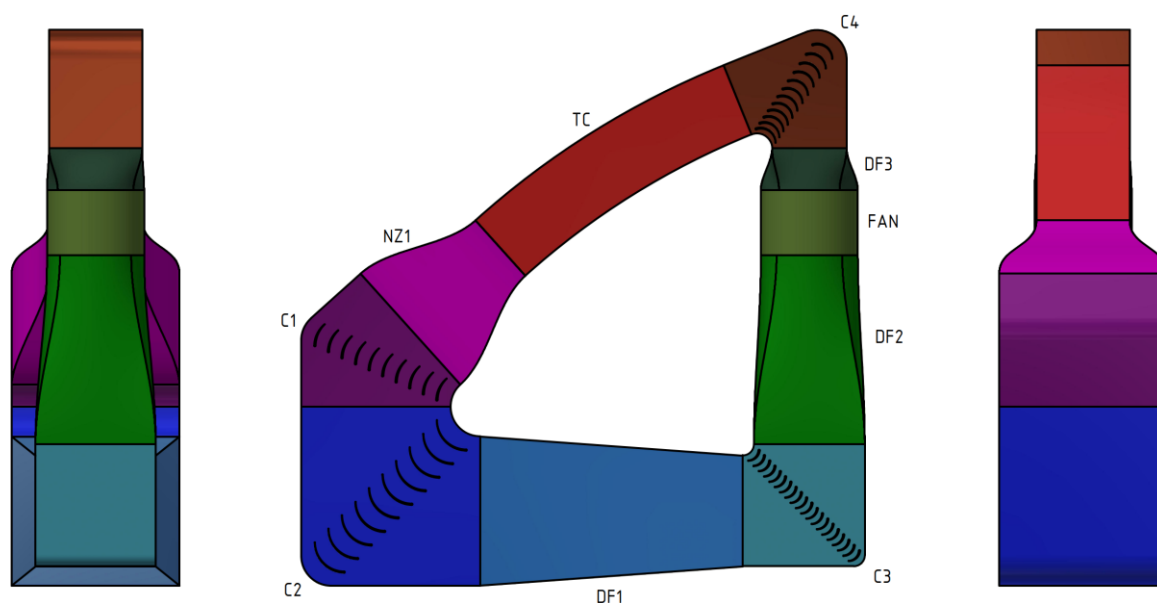
Dále byl doplněn třetí rozměr a jednotlivé díly byly vytvořeny objemově. Kolena byla doplněna o lopatky. Pro kolena C1, C2 a C3 bylo voleno „normální“ rozmístění a pro koleno C4 bylo pro jeho malý průřez a předpokládanou velkou ztrátu voleno rozmístění „zvýhodňující“. Tato volba byla učiněna také na základě umístění kolene za letovou komorou a tím již možného snížení nároků na tvar rychlostního profil za kolenem. Počty a vzdálenosti lopatek byly stanoveny dle vzorců (31), (32), (33) a (34). Lopatky jsou kapkovitého profilu a tělvis tohoto profilu má stejný poloměr jako vnitřní zaoblení jednotlivých kolen a úhel kolene. Bylo zvoleno jednotné rádiusy náběžných hran o velikosti 35 mm a 10 mm pro hrany odtokové.

Rozměry jednotlivých dílců jsou spolu s hydraulickými průměry stanovenými dle vzorce (11) sepsány do Tabulky 4 a je zařazeno schéma s označením částí pomocí zkratk (Obrázek 10).

Je vhodné zmínit, že průřez ventilátoru FAN bude mezikružím a do difuzoru DF2 bude vyčnívat jeho konfuzor. Do DF3 nebude čnít žádná část ventilátoru, ale dále ve ventilátoru se obsah průřezu zmenší na obsah mezikružím. Tento fakt je dále zohledněn pouze rychlostí, která je tímto definována. Ventilátor byl přibližně namodelován dle podkladů poskytnutých zadavatelem.

Tabulka 4: Rozměry jednotlivých dílců (dvě sady čísel v buňce značí vstup - výstup v tomto pořadí, lomítko je použito pro mezikruží)

Komponenta	TC	NZ	C1	C2	DF1	C3	DF2	FAN	DF3	C4
Rozměry průřezu [m]	5x4	9x8 - 5x4	9x8	9x8	6,45x5,95 - 9x8	6,45x5,95	D5,2/2,8 - 6,45x5,95	D5,2/2,8	5x4 - D5,2/2,8	5x4
Délka $L_i$ [m]	15	6,5	-	-	14,08	-	10,13	3,5	2,25	-
Vnitřní poloměry kolen $r_i$ [m]	-	-	1,6	1,6	-	0,595	-	0,8	-	-
Hydraulický průměr $D_{Hi}$ [m]	4,4	8,5-4,4	8,5	8,5	6,19 - 8,5	4,9	2,37 - 6,19	2,37	4,4 - 2,37	4,4



Obrázek 10: Schéma Tunelu 03 se zkratkami jednotlivých dílců

## 6. Inženýrské stanovení ztrát

Pro veškeré výpočty byly použity hodnoty vlastností vzduchu o teplotě  $T_{vzduchu} = 25 \text{ }^\circ\text{C}$  odečtené z [26] a to především kinematická viskozita (58) spolu s hustotou (59), která byla použita pro numerické výpočty. Inženýrské stanovení ztrát bylo uskutečněno za pomoci softwaru Matlab, který je standartně nastaven na ukládání hodnot na 16 desetinných míst. V práci jsou z praktických důvodů uvedeny hodnoty s kratším desetinným rozvojem. Skript je přílohou v elektronické formě.

$$\nu_{vzduch_{25 \text{ }^\circ\text{C}}} = 1,562 \cdot 10^{-5} \text{ [m}^2\text{/s]} \quad (58)$$

$$\rho_{vzduch_{25 \text{ }^\circ\text{C}}} = 1,184 \text{ [kg/m}^3\text{]} \quad (59)$$

Spolu s rozměry byly vstupními hodnotami pro výpočty rychlosti stanovené úpravou zákona zachování objemu (7) na vzorec ve tvaru (60), Reynoldsova čísla stanovená dle (10) a součinitele třecích



ztrát dle (12). Tyto hodnoty jsou zapsány v následující Tabulce 5. Ztráty jsou stanoveny pro maximální rychlost v letové komoře.

$$u_i = u_{TC} \frac{A_{TC}}{A_i} = u_{TC} \frac{H_{TC} W_{TC}}{A_i} \quad (60)$$

Tabulka 5: Soupis objemových rychlostí, Reynoldsových čísel a součinitelů třecí ztráty pro jednotlivé dílce

Komponenta	TC	NZ	C1	C2	DF1	C3	DF2	FAN	DF3	C4
Objemová rychlost $u_i$ [m/s]	55	15,28 - 55	15,28	15,28	28,66 - 15,28	28,66	73,5 - 28,66	73,5	55 - 73,5	55
Reynoldsovo číslo $Re$ [1]	1,56E+07	0,83 - 1,56E+07	8,30E+06	8,30E+06	1,14 - 0,83 E+07	1,14E+07	1,12 - 1,14E+07	-	1,56 - 1,12E+07	1,56E+07
Souč. třecí ztráty $\lambda$ [1]	1,26E-03	1,36 - 1,26E-03	1,36E-03	1,36E-03	1,31 - 1,36E-03	1,31E-03	1,32 - 1,31E-03	-	1,26 - 1,32E-03	1,26E-03

## 6.1 Letová komora – TC

Pro stanovení ztráty v letové komoře bylo užito dvou přístupů. V prvním přístupu byla letová komora uvažována jako rovný kus potrubí s délkou tělivity letové komory a ztrátový součinitel bylo možno stanovit přímo z Darcy-Weisbachovi rovnice (13) jako ztrátu třecí.

$$\xi_{TC-1} = \lambda_{TC} \frac{L_{TC}}{D_{hTC}} = 0,00126 \frac{15}{4,4} = 0,00425$$

Při druhém způsobu výpočtu bylo k letové komoře přistoupeno jako k málo zakřivenému kolenu a byl tedy užit empirický vzorec (25) a konstanta  $\lambda_e$  byla stanovena z Obrázku 2. a to v hodnotě  $\lambda_e = 0,03$ . Z geometrické skici byl odečten úhel  $\delta_{TC}$ , který do výpočtu vstupuje v radiánech  $\delta_{TC} = 0,35$  rad a poloměr byl analytickou geometrií stanoven na  $R_{TC} = 86,4$  m.

$$\xi_{TC-2} = 0,0175 \lambda_e \delta_{TC} \frac{R_{TC}}{D_{hTC}} = 0,0175 \cdot 0,03 \cdot 0,35 \cdot \frac{86,4}{4,4} = 0,00356$$

Samotná třecí ztráta  $\xi_{TC-1}$  je větší než hodnota ze vzorce, který by měl uvažovat i ztrátu lokální  $\xi_{TC-2}$ . To není prakticky možné, jelikož je celková ztráta superpozicí a žádný ze sčítanců nemůže nabývat záporné hodnoty. Je tedy pravděpodobné, že geometrie je mimo platnost druhého vzorce a bude tedy uvažována větší hodnota  $\xi_{TC-1}$ .

## 6.2 Tryska – NZ

Před samotným výpočtem je vhodné podat rovnice polynomů (27) s konstantami stanovenými již pro návrh, ale dosud ve vzorcích neuvedenými.

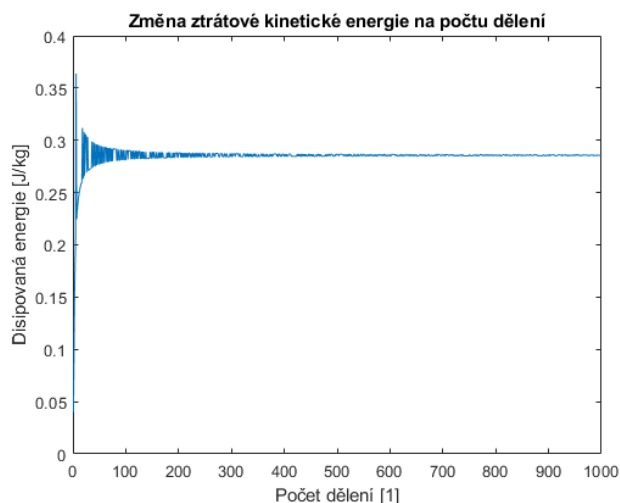
$$y = a_w \cdot x^3 + b_w \cdot x^2 + c_w \cdot x + d_w = 0,0146 \cdot x^3 - 0,142 \cdot x^2 + 4,5$$

$$y = a_H \cdot x^3 + b_H \cdot x^2 + c_H \cdot x + d_H = 0,0146 \cdot x^3 - 0,142 \cdot x^2 + 4$$

Jelikož je tryska navržena jako tečně navazující na oba sousední díly a zároveň se její průřez mění spojitě, je dle pravidla zmíněného výše uvažována celková ztráta trysky pouze jako třecí. Prvním způsobem ke stanovení této ztráty je užití vzorce (28). Publikace [11] nezmiňuje, zda je součinitel třecí ztráty pro výpočet stanoven na vstupu či výstupu. Proto byly tyto hodnoty aritmeticky zprůměrovány a výpočet byl proveden s hodnotou průměrnou. Stejný postup byl užit i u ostatních dílů s proměnou plochou průřezu.

$$\begin{aligned} \xi_{NZ_1} &= \frac{\lambda_{NZ}}{16} \left(1 - \frac{1}{N_{NZ}^2}\right) \left(\frac{1}{\sin \frac{\alpha_{NZ}}{2}} + \frac{1}{\sin \frac{\beta_{NZ}}{2}}\right) = \frac{0,013}{16} \left(1 - \frac{1}{3,6^2}\right) \left(\frac{1}{\sin \frac{0,298}{2}} + \frac{1}{\sin \frac{0,298}{2}}\right) = \\ &= 0,00052 \end{aligned}$$

Stanovení ztrátového součinitele  $\xi_{NZ_2}$  numerickou integrací ztrát segmentů konečných délek bylo provedeno dle postupu zmíněného v kapitole 2.3.2. Tryska byla rozdělena na 1000 segmentů. Dále je uveden graf (Obrázek 11) vyobrazující hodnotu disipované kinetické energie na trysce v závislosti na počtu dělení. Pro určení ztrátového součinitele  $\xi_{NZ_2}$  vztažením hodnoty disipované energie ku rychlosti na vstupu byl užit průměr posledních 50 hodnot této energie.



Obrázek 11: Změna ztrátové kinetické energie na počtu dělení trysky

Výsledná hodnota ztrátového součinitele je  $\xi_{NZ_2} = 0,0082$ . Pro určení celkové ztráty byla použita vyšší z obou hodnot  $\xi_{NZ_1}$   $\xi_{NZ_2}$ , tedy  $\xi_{NZ_2}$ .

### 6.3 Koleno – C1

Jelikož má koleno menší úhel než  $70^\circ$  bylo pro stanovení ztrátového součinitele využito druhého postupu z kapitoly 2.3.4, a tedy nejprve stanovení superpozicí ztráty kolene bez lopatek (41-46) a poté jeho ponížení na hodnotu s lopatkami (47).

$$\xi_{tr_{C1}} = 0,0175 \delta_{C1} \lambda_{C1} \frac{R_{C1}}{D_{h_{C1}}} = 0,0175 \cdot 0,8378 \cdot 0,00136 \frac{5,6}{8,47} = 1,33 \cdot 10^{-5}$$

$$A_{C1} = 0,9 \sin \delta_{C1} = 0,9 \sin(0,8378) = 0,669$$

$$B_{C1} = 0,21 \left( \frac{R_{C1}}{D_{h_{C1}}} \right)^{-2,5} = 0,21 \left( \frac{5,6}{8,47} \right)^{-2,5} = 0,590$$

$$C_{C1} = 0,85 + \frac{0,125}{\frac{W_{C1}}{H_{C1}}} = 0,85 + \frac{0,125}{\frac{9}{8}} = 0,961$$

$$\xi_{loc_{C1}} = A_{C1} B_{C1} C_{C1} = 0,669 \cdot 0,590 \cdot 0,961 = 0,380$$

$$\xi_{bez_{C1}} = \xi_{loc_{C1}} + \xi_{tr_{C1}} = 0,380 + 1,33 \cdot 10^{-5} = 0,380$$

$$\xi_{C1} = \left( 0,46 \frac{R_{C1}}{H_{C1}} + 0,04 \right) \xi_{bez_{C1}} = \left( 0,46 \frac{5,6}{8} + 0,04 \right) 0,380 = 0,138$$

### 6.4 Koleno – C2

Koleno C2 je pravouhlé a platí pro něj tedy první postup z kapitoly 2.3.4. Početní stanovení třetího ztrátového součinitele  $\xi_{tr_{C2}}$  (38) odečtení lokálního ztrátového součinitele  $\xi_{loc_{C2}}$  z Tabulky 1. pro známé parametry kolene a výpočet součinitele  $k_{Re}$  (39). Postup je uvedený se stanovenými hodnotami dále.

$$k_{Re_{C2}} = 0,8 + 4,02 \cdot \frac{10^4}{Re_{C2}} = 0,8 + \frac{4,02 \cdot 10^4}{8,3 \cdot 10^6} = 0,805$$

$$\xi_{loc_{C2}} = 0,17$$

$$\xi_{tr_{C2}} = \left( 1 + \frac{1,57 \cdot R_{C2}}{H_{C2}} \right) \cdot \lambda_{C2} = \left( 1 + \frac{1,57 \cdot 1,6}{8} \right) \cdot 0,00136 = 0,00180$$

$$\xi = k_{Re_{C2}} \xi_{loc_{C2}} + \xi_{tr_{C2}} = 0,805 \cdot 0,17 + 0,00180 = 0,139$$

## 6.5 Difuzor – DF1

Pro výpočet ztráty byl nejprve stanoven expanzní poměr  $N_{DF1}$  (26) a součinitel  $k_{DF1}$  (51) a z něj poté ztráty třecí  $\xi_{trDF1}$  (49) a lokální  $\xi_{locDF1}$  (50). Celková ztráta  $\xi_{DF1}$  (48) je dle postupu z kapitoly 2.3.5 superpozicí obou a potřebné veličiny lišící se na vstupu a výstupu jsou do výpočtu aritmeticky průměrovány.

$$N_{DF1} = \frac{W_{DF1_2} \cdot H_{DF1_2}}{H_{DF1_1} \cdot W_{DF1_1}} = \frac{9 \cdot 8}{5,95 \cdot 6,45} = 1,87$$

$$\xi_{trDF1} = \frac{\lambda_{DF1}}{16} \left(1 - \frac{1}{N_{DF1}^2}\right) \left(\frac{1}{\sin \frac{\alpha_{DF1}}{2}} + \frac{1}{\sin \frac{\beta_{DF1}}{2}}\right) = \frac{0,00135}{16} \left(1 - \frac{1}{1,87^2}\right) \left(\frac{1}{\sin 0,073} + \frac{1}{\sin 0,09}\right) = 0,0015$$

$$k_{DF1} = 2,0 - 0,03\alpha_{DF1} = 2,0 - 0,03 \cdot 0,163 = 0,1995$$

$$\xi_{locDF1} = 3,2 k_{DF1} \tan^{1,25} \left(\frac{\alpha_{DF1}}{2}\right) \left(1 - \frac{1}{N_{DF1}}\right)^2 = 3,2 \cdot 0,1995 \tan^{1,25} \left(\frac{0,163}{2}\right) \left(1 - \frac{1}{1,87}\right)^2 = 0,0607$$

$$\xi_{DF1} = \xi_{locDF1} + \xi_{trDF1} = 0,0607 + 0,0015 = 0,0622$$

## 6.6 Koleno – C3

Pro výpočet kolene C3 je užít obdobný postup jako u kolene C2.

$$k_{ReC3} = 0,8 + 4,02 \cdot \frac{10^4}{Re_{C3}} = 0,8 + \frac{4,02 \cdot 10^4}{1,13 \cdot 10^7} = 0,804$$

$$\xi_{locC3} = 0,23$$

$$\xi_{trC3} = \left(1 + \frac{1,57 \cdot R_{C3}}{H_{C3}}\right) \cdot \lambda_{C3} = \left(1 + \frac{1,57 \cdot 0,595}{5,95}\right) \cdot 0,00131 = 0,00152$$

$$\xi = k_{ReC3} \xi_{locC3} + \xi_{trC3} = 0,804 \cdot 0,23 + 0,00152 = 0,186$$

## 6.7 Difuzor – DF2

Postup výpočtu je obdobný jako u DF1. Z důvodu změny tvaru průřezu je rozšířen o stanovení korigovaného úhlu  $\alpha_{kor_{DF2}}$  (30), jak je uvedeno v kapitole 2.3.2. Do výpočtu nebyla promítnuta ztráta způsobena konfuzorem vyčnívajícím do tohoto dílu. Je pouze uvažována objemová rychlost, která bude přibližně ve ventilátoru v závislosti na jeho průřezu.

$$\alpha_{kor_{DF2}} = 2 \arctan \left( \frac{2 \sqrt{\frac{W_{DF2} H_{DF2}}{\pi}} - D_{DF2}}{2L_{DF2}} \right) = 2 \arctan \left( \frac{2 \sqrt{\frac{6,45 \cdot 5,95}{\pi}} - 5,2}{2 \cdot 10,15} \right) = 0,176 \text{ rad}$$

$$N_{DF2} = \frac{4 \cdot W_{DF2} \cdot H_{DF2}}{\pi D_{DF1}^2 - \pi D_{DF2}^2} = \frac{4 \cdot 5,95 \cdot 6,45}{\pi 5,2^2 - \pi 2,8^2} = 2,56$$

$$\begin{aligned} \xi_{tr_{DF2}} &= \frac{\lambda_{DF2}}{16} \left( 1 - \frac{1}{N_{DF2}^2} \right) \left( \frac{1}{\sin \frac{\alpha_{DF2}}{2}} + \frac{1}{\sin \frac{\beta_{DF2}}{2}} \right) = \frac{0,0013}{16} \left( 1 - \frac{1}{2,56^2} \right) \left( \frac{1}{\sin 0,088} + \frac{1}{\sin 0,088} \right) = \\ &= 0,00159 \end{aligned}$$

$$k_{DF2} = 2,0 - 0,03 \alpha_{DF2} = 2,0 - 0,03 \cdot 0,880 = 0,1995$$

$$\begin{aligned} \xi_{loc_{DF2}} &= 3,2 k_{DF2} \tan^{1,25} \left( \frac{\alpha_{DF2}}{2} \right) \left( 1 - \frac{1}{N_{DF2}} \right)^2 = 3,2 \cdot 0,1995 \tan^{1,25} \left( \frac{0,176}{2} \right) \left( 1 - \frac{1}{2,56} \right)^2 = \\ &= 0,114 \end{aligned}$$

$$\xi_{DF2} = \xi_{loc_{DF2}} + \xi_{tr_{DF2}} = 0,114 + 0,00159 = 0,116$$

## 6.8 Difuzor – DF3

Postup výpočtu je stejný jako u DF2, a to i přesto že se ve skutečnosti jedná o trysku. Vnější stěny však odpovídají difuzoru a do výpočtu jsou uvažovány pouze ony. Jak již bylo naznačeno i zde není možno zahrnout vliv tvaru průřezu ventilátoru řazeného za tento díl, tedy specifický rychlostní profil na výstupu způsobený rozdělením proudu v závislosti na mezi kruhového průřezu. Nelze tedy výpočtem postihnout ani případné vírové struktury tímto vznikající a způsobující přidavnou ztrátu.

$$\alpha_{kor_{DF3}} = 2 \arctan \left( \frac{D_{DF3} - 2 \sqrt{\frac{W_{DF3} H_{DF3}}{\pi}}}{2L_{DF3}} \right) = 2 \arctan \left( \frac{5,22 - \sqrt{\frac{5 \cdot 4}{\pi}}}{2 \cdot 2,25} \right) = 0,068 \text{ rad}$$

$$N_{DF2} = \frac{4 \cdot W_{DF3} \cdot H_{DF3}}{\pi D_{DF3}^2 - \pi D_{DF2}^2} = \frac{4 \cdot 5 \cdot 4}{\pi 5,2^2 - \pi 2,8^2} = 1,33$$

$$\xi_{tr_{DF3}} = \frac{\lambda_{DF3}}{16} \left(1 - \frac{1}{N_{DF3}^2}\right) \left(\frac{1}{\sin \frac{\alpha_{DF3}}{2}} + \frac{1}{\sin \frac{\beta_{DF3}}{2}}\right) = \frac{0,00129}{16} \left(1 - \frac{1}{1,33^2}\right) \left(\frac{1}{\sin 0,034} + \frac{1}{\sin 0,034}\right) =$$

$$= 0,00208$$

$$k_{DF3} = 2,0 - 0,03\alpha_{DF3} = 2,0 - 0,03 \cdot 0,068 = 0,1998$$

$$\xi_{loc_{DF3}} = 3,2 k_{DF3} \tan^{1,25} \left(\frac{\alpha_{DF3}}{2}\right) \left(1 - \frac{1}{N_{DF3}}\right)^2 = 3,2 \cdot 0,1998 \tan^{1,25} \left(\frac{0,068}{2}\right) \left(1 - \frac{1}{1,33}\right)^2 =$$

$$= 0,00597$$

$$\xi_{DF3} = \xi_{loc_{DF3}} + \xi_{tr_{DF3}} = 0,00597 + 0,00208 = 0,00805$$

## 6.9 Koleno – C4

Výpočet kolene C4 je obdobný jako u kolene C1 s rozdílem ve stanovení čísel  $A_{C4}$  (44) a  $B_{C4}$  (45) jelikož je úhel kolene větší než  $100^\circ$ .

$$\xi_{tr_{C4}} = 0,0175 \delta_{C4} \lambda_{C4} \frac{R_{C4}}{D_{h_{C4}}} = 0,0175 \cdot 1,955 \cdot 0,0013 \frac{2,4}{4,44} = 1,33 \cdot 10^{-5}$$

$$A_{C4} = 0,7 + 0,35 \frac{\delta_{C4}}{90^\circ} = 0,7 + 0,35 \cdot \frac{112^\circ}{90^\circ} = 1,136$$

$$B_{C4} = 0,21 \left(\sqrt{\frac{R_{C4}}{D_{h_{C4}}}}\right)^{-0,5} = 0,21 \left(\sqrt{\frac{2,4}{4,44}}\right)^{-0,5} = 0,244$$

$$C_{C4} = 0,85 + \frac{0,125}{\frac{W_{C4}}{H_{C4}}} = 0,85 + \frac{0,125}{\frac{5}{4}} = 0,950$$

$$\xi_{loc_{C4}} = A_{C4} B_{C4} C_{C4} = 1,136 \cdot 0,244 \cdot 0,950 = 0,264$$

$$\xi_{bez_{C4}} = \xi_{loc_{C4}} + \xi_{tr_{C4}} = 0,380 + 1,33 \cdot 10^{-5} = 0,264$$

$$\xi_{C4} = \left(0,46 \frac{R_{C4}}{H_{C4}} + 0,04\right) \xi_{bez_{C4}} = \left(0,46 \frac{2,4}{4} + 0,04\right) 0,264 = 0,0835$$

## 6.10 Tlakové ztráty jednotlivých dílů

Pro stanovení jednotlivých tlakových ztrát generovaných na trati je užito dříve stanovených ztrátových součinitelů, které byly dosazeny do upravené Bernulliho rovnice (8) spolu s dříve stanovenou objemovou rychlostí jednotlivých dílců (58). Tento vztah je uveden níže (61).

$$p_{ztr_i} = \xi_i \frac{\rho_{vzduch_{25^{\circ}C}} \cdot u_i^2}{2} \quad (61)$$

Pro díly s měnicí se plochou průřezu bylo užito průměru z rychlostí na vstupu a výstupu. Tato metodika byla užita, z důvodu absence upřesnění v publikaci [11], ze které je většina inženýrských, empirických vztahů pro stanovení ztrátových součinitelů. Nebylo zjištěno, vůči které z rychlostí jsou součinitelé vztaženy (vstup, výstup). Stanovené tlakové ztráty jsou uspořádány do Tabulky 6.

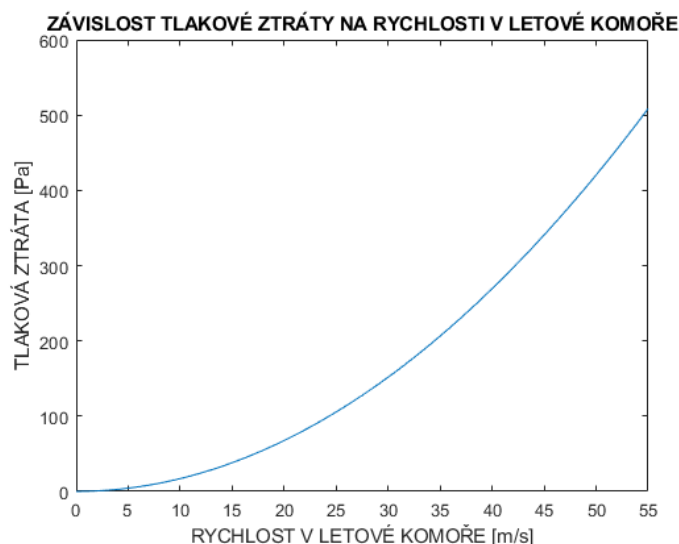
Tabulka 6: Soupis průměrných objemových rychlostí, ztrátových součinitelů a tlakových ztrát

Komponenta	TC	NZ	C1	C2	DF1	C3	DF2	FAN	DF3	C4
Objemová rychlost $u_i$ [m/s]	55	35,14	15,28	15,28	21,97	28,66	51,08	73,5	63,5	55
Ztrátový součinitel [1]	4,30E-03	8,20E-03	1,40E-01	1,40E-01	6,20E-02	1,86E-02	1,16E-01	-	8,05E-03	8,40E-02
Tlaková ztráta inženýrská [Pa]	7,61	6,01	19,00	19,15	17,78	90,62	179,12	-	19,69	149,56

Celková ztráta dráhy je poté suma jednotlivých ztrát při maximální rychlosti a její hodnota je stanovena na  $p_{ztr} = 508,56$  Pa. Většina ztráty vzniká dle očekávání v kolenech navazujících na ventilátor a difuzoru DF2, který na ventilátor také navazuje. V dílech navazujících na ventilátor lze však očekávat ztrátu skutečně ještě vyšší z důvodu neúplného zahrnutí konfuzoru a mezi kruhového průřezu ventilátoru do výše provedených výpočtů.

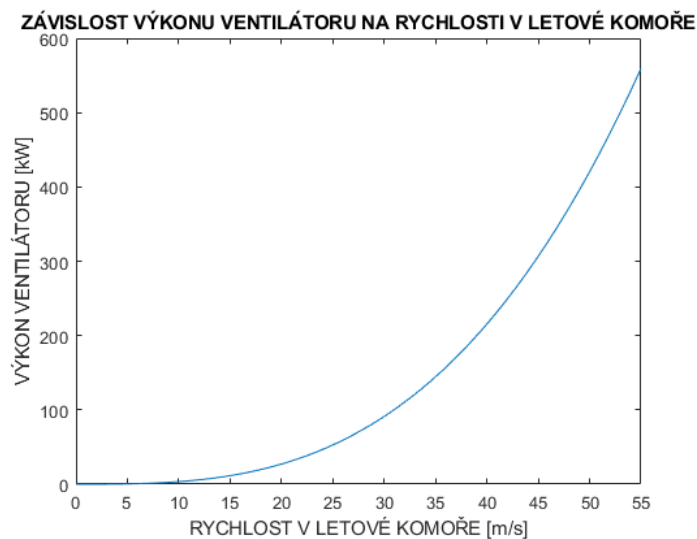
## 6.11 Charakteristika tunelu a ventilátoru

Výše stanovené výpočty byly provedeny pomocí softwaru Matlab pro maximální rychlost. Dále byl zápis v programu opatřen cyklem a stejné výpočty byly provedeny pro  $n$  rychlostí v intervalu od téměř nulové rychlosti ( $u_{n=1} = 0,001$  m/s pro předejití případného dělení nulou) po rychlost maximální ( $u_{n=n} = 55$  m/s). Dělení v tomto intervalu bylo voleno uniformní a počet dělení byl volen v hodnotě  $n = 50$ . Dále je uvedena grafická závislost (Obrázek 12) mezi rychlostí v letové komoře a celkovou tlakovou ztrátou.



Obrázek 12: Závislost tlakové ztráty na rychlosti v letové komoře

Výkonová charakteristika vhodného ventilátoru byla stanovena ze vzorce (52) a to jak pro maximální rychlost v hodnotě  $P_{vent,max} = 559,41 \text{ kW}$ , tak jako grafická závislost (Obrázek 13) na rychlosti v letové komoře. Pracovní bod je zároveň určen objemovým průtokem  $\dot{V} = 1100 \text{ m}^3/\text{s}$ , který je obdobný pro všechny další varianty výpočtů i verzí drah.



Obrázek 13: Závislost výkonu ventilátoru na rychlosti v letové komoře

## 7. Numerické stanovení ztráty

Pro stanovení ztráty za pomoci numerické mechaniky tekutin bylo použito komerčně dostupného softwaru Fluent 2021 R1 distribuovaného společností Ansys. Pro síťování bylo užito softwaru Fluent 2021 R1 pro 3D geometrie a Mesh pro 2D geometrie. Všechny kódy jsou od stejné



společnosti. Výpočty byly provedeny na počítači s operační pamětí 32Gb, která byla limitujícím faktorem vzhledem k velikosti sítě, respektive velikosti buněk v ní.

Metodika výpočtu byla obdobná pro všechny dílce a dále je podrobně uvedena pro první počítaný díl, tedy letovou komoru. Případné variace jsou předloženy u zkrácených popisů výpočtů jednotlivých dílců.

## 7.1 Letová komora – TC

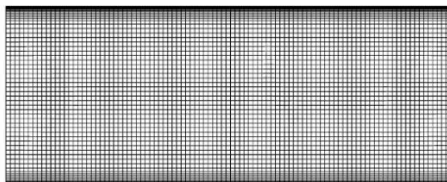
### 7.1.1 Získání plně vyvinutých turbulentních profilů

Pro výpočty v dalších kapitolách bylo vhodné získat profily, které byly později užity jako vstupní hodnoty do okrajových podmínek. Jelikož je tunel cirkulační, lze předpokládat, že v pracovním stavu bude turbulence plně vyvinuta. Předepsání okrajových podmínek, jako je například rychlostní vstup s konstantní hodnotou, by mohlo vést k nežádoucímu zvětšení chyby.

Nejprve byla spočtena 2D geometrie rovného kusu potrubí o výšce odpovídající výšce vstupu do letové komory, a to s periodickými okrajovými podmínkami na vstupu a výstupu a odpovídajícím dvoudimenzionálním hmotnostním tokem nimi. Dvoudimenzionální hmotnostní tok byl stanoven redukcí třídimenzionálního toku o nadbytečný rozměr, tedy o rozměr šířky.

Díl byl síťován s ohledem na zamýšlené použití periodické funkce, tedy tak aby počet buněk na vstupu a výstupu byl stejný a vzniklo konformní napojení. Síť byla vytvořena s odhadnutou výškou první vrstvy, dle postupu popsaného v kapitole 2.2.4, v hodnotě  $\Delta y_1 = 0,0006$  m v podobě pramat. Na tuto vrstvu bylo navázáno dalších 15 vrstev s růstem výšky nastaveným jako 1,19x výšky vrstvy předchozí. V druhém směru bylo voleno dělení tak, aby nebyly poměry stran nevhodně vzdálené od 1.

ANSYS  
2021 R1



Obrázek 14: Síť periodického dvoudimenzionálního potrubí pro vývoj turbulentního profilu

Výpočet byl proveden jako časově ustálený „time-steady“ a to v nestlačitelné variantě „pressure-based“. Pro výpočet byl využit model  $k-\varepsilon$  spolu s nerovnovážnou stěnovou funkcí. Byly užity charakteristiky média v hodnotách pro 25 °C, tedy ve stejných jako byly předloženy dříve (58), (59). Jako okrajové podmínky byly užity již zmíněný periodický vstup-výstup promítající toky a hodnoty ostatních veličin z výstupu na vstup. Na stranách je volena jako okrajová podmínka stěna spolu se stěnovou funkcí, tedy taková geometrie, přes kterou jsou nulové toky a na které je smykové napětí rovno smykovému napětí na stěně.

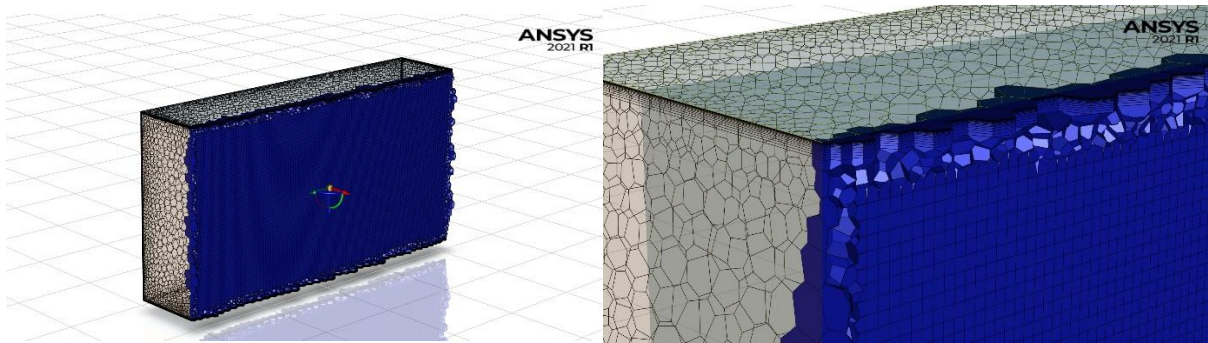
Bylo užito sdruženého výpočtu tlaku i rychlosti „coupled scheme“ a veškeré výpočty byly provedeny jako dopředné a to v druhém řádu. Inicializace byla volena jako standardní s osovou rychlostí  $u_x = 55$  m/s.

Konvergence výpočtu nebyla posuzována na základě dosažení hodnotami residuí předem stanovené meze, ale při jejich ustálení. Toto bylo zajištěno dostatečným množstvím iterací. Během výpočtu byly s ohledem na ustálení kromě základních přednastavených veličin (kontinuita, rychlosti, kinetická energie turbulence, disipace kinetické energie turbulence) sledovány také veličiny

bezrozměrné výšky první vrstvy na stěně  $y_+$  a statického tlakového rozdílu mezi vstupem a výstupem, tedy tlakové ztráty.

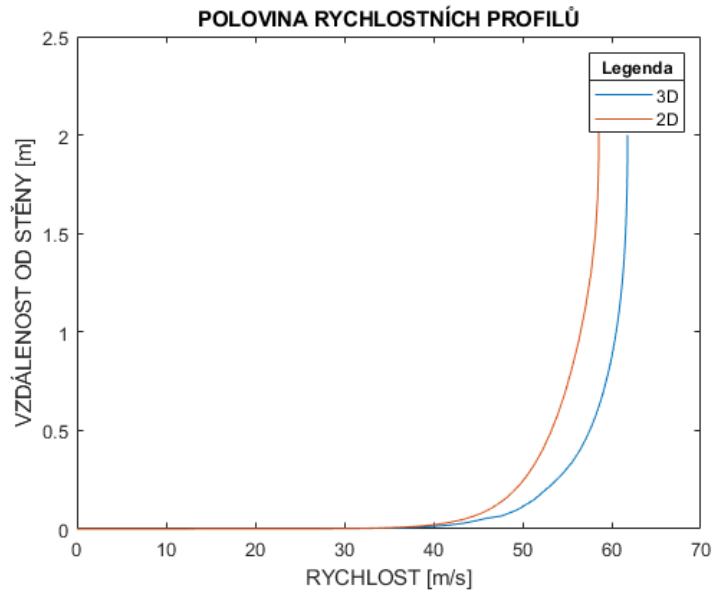
Z výpočtu byl získán plně vyvinutý turbulentní rychlostní profil (Obrázek 16) včetně profilu kinetické energie turbulence a její disipace. Jejich správnost byla ověřena podmínkami uvedenými již dříve, tedy vyhovující hodnotou bezrozměrné výšky první vrstvy a lineárního průběhu v semilogaritmické grafické závislosti *bezrozměrná rychlost – bezrozměrná vzdálenost* spolu s dostatečným počtem buněk (alespoň 10 do  $y_+ = 1000$ ) a to jako podmínky nutné (Obrázek 18). Zároveň byly kontrolovány tvary jejich profilu v porovnání se známými průběhy, které jsou k nalezení například v publikaci [22].

Obdobně byl připraven třídimenzionální profil. Modelováno bylo tedy periodické potrubí o rozměrech vstupu do vyšetřovaného dílce. V tomto výpočtu byl objem počítán celý. V ostatních případech vývoje třídimenzionálních profilů byl objem rozdělen na polovinu a s výhodou byla využita symetrická okrajová podmínka, přes kterou jsou, shodně jako u stěnové okrajové podmínky, nulové toky geometrií a zároveň jsou na ní nulová smyková napětí. Zbylé tři stěny jsou klasické. Na klasických stěnách je při síťování předepsáno zjemnění k zajištění lepších poměrů stran nízkých prismatických buněk.

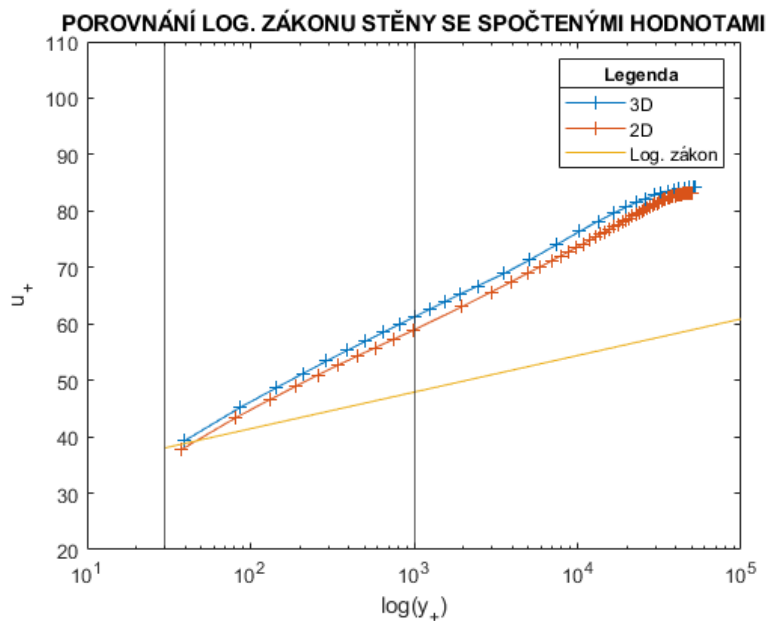


Obrázek 15: Síť periodického trojdimenzionálního potrubí pro vývoj turbulentního profilu a přiblížení prismatic

I přes menší počet buněk (0,9 miliónu) trval výpočet 7,5 hodiny na 8 jádrech o rychlosti 4,2GHz. Časová náročnost je dána 10 000 iteracemi nutnými k ustálení residuí. Dále jsou předložena grafická znázornění rychlostních profilů (Obrázek 16) a grafické závislosti *bezrozměrná rychlost – bezrozměrná vzdálenost* spolu s posunutým logaritmickým zákonem (Obrázek 17).



Obrázek 16: Grafické vyobrazení dvoudimenzionálního a třidimenzionálního rychlostního profilu



Obrázek 17: Porovnání simulovaných hodnot bezrozměrných vzdáleností a rychlostí s logaritickým zákonem (22) v grafu  $u^+ - \log(y^+)$

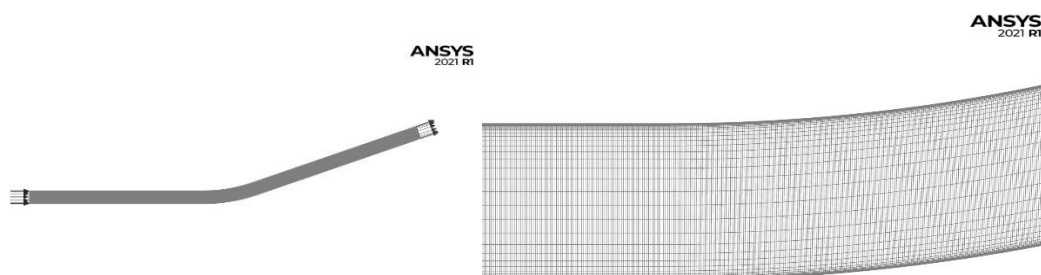
Lze pozorovat jiný sklon logaritmických křivek vůči logaritickému zákonu. Toto může být způsobeno použitím stěnové funkce. Stejně chování bylo zjištěno při všech následujících simulacích nezávisle na počtu buněk či bezrozměrné výšce první vrstvy. Splněný je alespoň přímkový charakter bez nežádoucích změn směrnice růstu přímky po logaritické transformaci. Bezrozměrné výšky prvních vrstev jsou  $y_+ = 37$  pro dvoudimenzionální případ a  $y_+ = 39$  pro případ třidimenzionální, což je v žádaném intervalu. Počet buněk do  $y_+ = 1000$  je 10 což je také dostačující. Tvar ostatních profilů také odpovídá předpokladům.

Je vhodné zmínit, že splnění veškerých výše zmíněných podmínek nebylo dosaženo prvním výpočtem, ale v tomto případě při čtvrté variantě výpočtu. V práci jsou prezentovány pouze konečné verze výpočtů.

### 7.1.2 Stanovení délky vstupního kusu a ústí

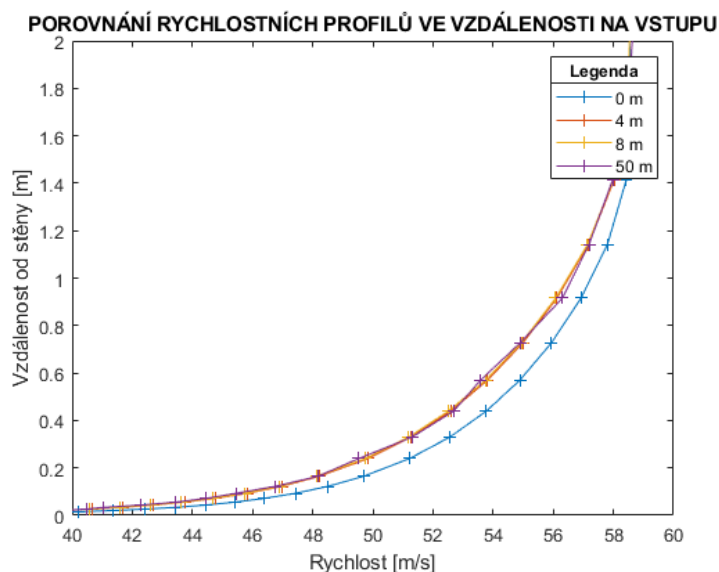
Stejně jako předepsání nevhodné okrajové podmínky by k chybě mohlo značně přispět nezařazení vstupního kusu potrubí a ústí. Z tohoto důvodu byla vytvořena dvoudimenzionální simulace jako řez geometrií v rovině symetrie na jejíž vstup i výstup byla připojena prodloužení o délce 50 m. Na následujícím Obrázku 18 je geometrie překlopena okolo horizontální osy. Jelikož však ve výpočtu není uvažován vliv gravitace nemá vliv ani umístění geometrie jako takové.

Případ byl síťován a spočten obdobným způsobem jako bylo naznačeno v předchozí kapitole pro vývoj turbulentních profilů. Rozdíl byl pouze v okrajových podmínkách vstupu a výstupu. Na vstup byl předepsán rychlostní vstup („velocity inlet“) s dvoudimenzionálním rychlostním profilem vyvinutým dle metodiky popsané výše a výstup byl volen jako tlakový („pressure outlet“) s konstantním tlakem 0 Pa (pozn. zastupuje vyústění do atmosférického tlaku).



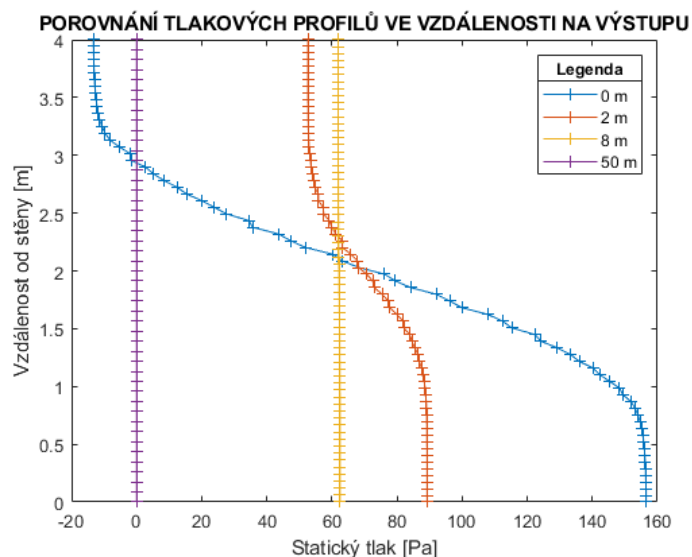
Obrázek 18: Simulovaná dvoudimenzionální geometrie letové komory pro stanovení délek předřadného dílů a části ústí, přiblížení pro zobrazení sítě

Dále byly na těchto přidaných dílech vytvořeny úsečky kolmé na jejich osu ve vzdálenostech měřených od vstupu pro vstupní kus, respektive výstupu pro část ústí. Na těchto přímkách byl ve vstupním kusu vynesena profil rychlosti a v části ústí profil statického tlaku. Veličiny byly voleny v závislosti na okrajové podmínce zamýšlené k použití ve vlastním výpočtu ztráty.



Obrázek 19: Rychlostní profily v různých vzdálenostech od skutečného vstupu do letové komory z dvoudimenzionální simulace

Poloviční rychlostní profily byly vyneseny ve vzdálenostech po 2 m. Zde jsou předloženy (Obrázek 19) pouze profily pro 0 m, tedy přímo na vstupu, 4 m, 8 m a 50 m, tedy profil, který bude následně použit do okrajové podmínky. Méně profilů je zobrazeno z důvodu přehlednosti grafu. Lze pozorovat že v 8 m se profil liší od předepsaného minimálně a je tedy možné v této vzdálenosti použít předepsaný profil jako okrajovou podmínku, jelikož nebude ovlivňován ději odehrávajícími se v měřeném dílu a chyba výpočtu tak bude nižší.

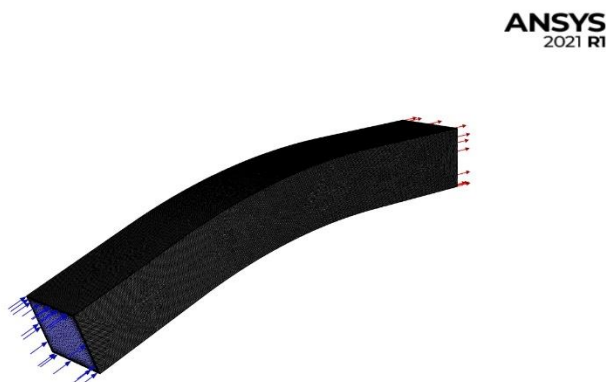


Obrázek 20: Profily statických tlaků v různých vzdálenostech od skutečného výstupu z letové komory z dvoudimenzionální simulace

Tlakové profily byly vyneseny také (Obrázek 20) ve vzdálenostech po 2 m. Výše jsou vyobrazeny profily pro vzdálenosti 0 m, 2 m, 8 m a 50 m. Je zřejmé, že v bezprostřední blízkosti za výstupem z dílu není profil konstantní a nelze zde tedy předepsat ani konstantní podmínka tlakového vyústění. Konstantní profil je nejbližší 8 m od výstupu. Je tedy vhodné zařadit takto dlouhou část ústí.

### 7.1.3 Výpočet tlakové ztráty

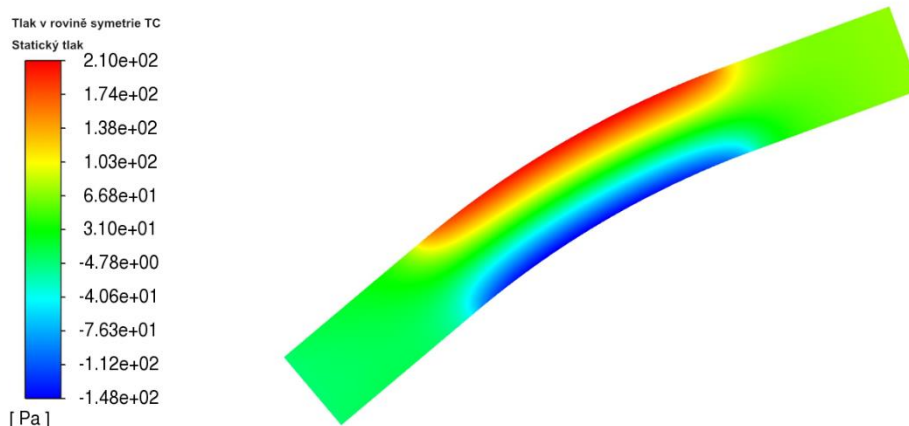
Před výpočtem byla geometrie letové komory opatřena vstupním dílem a ústím o shodných délkách 8 m (Obrázek 21). Na vstup byla předepsána rychlostní podmínka s třídímenzionálním vyvinutým turbulentním profilem a výstup byl volen tlakový s konstantní hodnotou 0 Pa. Ostatní parametry výpočtu jsou shodné s předchozími výpočty.



Obrázek 21: Simulovaná třídímenzionální geometrie

Síť obsahuje 2.4 mil. buněk a ustálení residuí bylo dosaženo po 2500 iteracích. Vyhodnocení výpočtu spočívalo ve stanovení rozdílu vážených průměrů totálních tlaků (součet statického a dynamického tlaku) na skutečném vstupu a výstupu vyšetřovaného dílce. Váha pro průměrování byla velikost hmotnostního toku stěnou objemů reprezentujících vstup a výstup. Takto určená tlaková ztráta pro letovou komoru je rovna 39,23 Pa.

**ANSYS**  
2021 R1



Obrázek 22: Kontura statického tlaku ze třídimenzionální simulace letové komory

Kromě samotné tlakové ztráty je zajímavá i kontura statického tlaku (Obrázek 22). Lze pozorovat oblast s vyšším tlakem v oblasti horní stěny a opačné chování u stěny spodní. Před dalším stupněm projektu je vhodné ověřit, zda rozmístění tlaku v dílci neovlivní negativně zamýšlené použití pro let ve wingsuitovém obleku, případně navrhnout řešení.

Následující výpočty byly po síťování spočteny na výpočetních serverech poskytnutých FS ČVUT. Počet jader byl volen dle dostupnosti a jejich rychlost je pro každý ze serverů nižší (cca 2,5 GHz). Výpočty zde trvaly z těchto důvodů od desítek hodin po několik dní.

## 7.2 Tryska – NZ

Délka vstupního kusu byla stanovena na 8 m a výstupního na 10 m. Ve výpočtech bylo využito dvojí symetrie dílce. Tryska byla tedy rozdělena a do výpočtu byla použita pouze její čtvrtina.

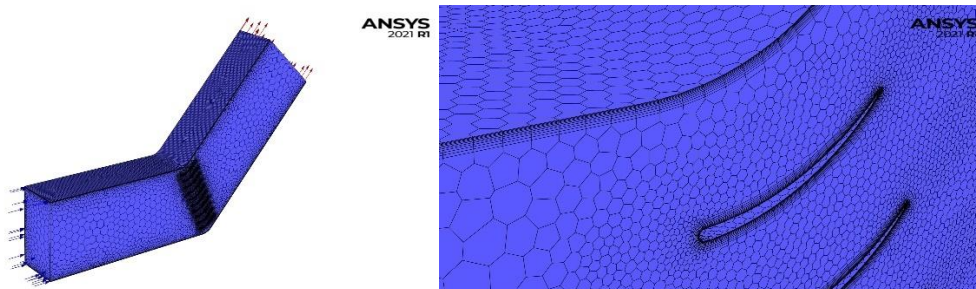
Pro výpočet trysky byla z důvodu změny rychlosti zvolena rozdílná metodika vytváření sítě první vrstvy. Pro žádoucí hodnotu byla použita varianta výpočtu výšek na vstupu  $\Delta y_{1-vstup} = 0,002$  m a výstupu  $\Delta y_{1-výstup} = 0,0007$  m a jejich průměr na stěně samotného dílce  $\Delta y_{1-NZ} = 0,00135$  m. U jednoho z pokusů byla použita adaptace sítě s řídicím parametrem v podobě hodnoty  $y_+$ . Tento krok však vedl k nežádoucímu nárůstu celkového počtu buněk a bylo od něj upuštěno. I bez použití adaptace bylo prvním postupem dosaženo průměrných hodnot bezrozměrné výšky první vrstvy  $y_{+vstup} = 48,7$ ,  $y_{+NZ} = 50,2$  a  $y_{+výstup} = 51,9$ .

Geometrie obsahovala 0,5 miliónu objemů. Výsledná tlaková ztráta celé trysky je numerickým výpočtem stanovena na 24,62 Pa.



## 7.3 Koleno – C1

V tomto případě byla použita jedna rovina symetrie. Výpočet byl tedy pouze na polovině geometrie. Do geometrie byly přidány tělesa (BOI – body of influence), ve kterých byly předpokládány větší gradienty veličin a byly tedy síťovány jemněji. Tato tělesa byla přidána na stagnační body profilů lopatek, za odtokové hrany lopatek a jako celková oblast mezi lopatkami. Zjemnění je viditelné na Obrázku 23. Velikosti předřadného dílu a ústí byly stanoveny na shodnou hodnotu 16 m. Výsledná síť obsahovala 5,5 miliónů objemů.



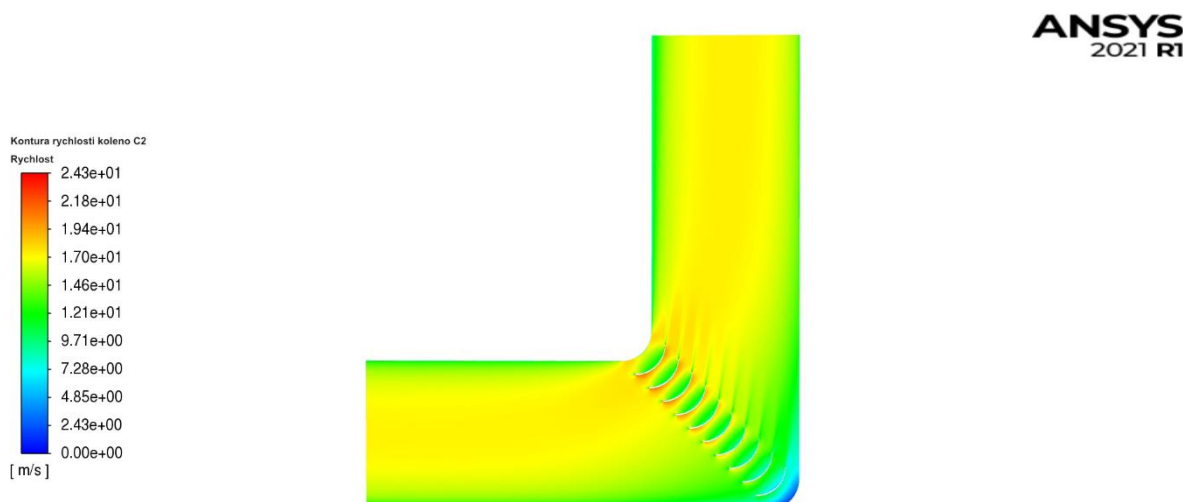
Obrázek 23: Simulovaná třidimenzionální geometrie kolene C1 se zjemněním a přiblížením na oblast lopatek a stěny

Ukázalo se, že na usměrňujících lopatkách se médium pohybuje rychleji a na základě tohoto byla upravena výška první vrstvy  $\Delta y_{1-lopalky} = 0,0021 \text{ m}$ ,  $\Delta y_{1-stěna} = 0,0024 \text{ m}$ . Výsledné průměry bezrozměrných výšek pak byly  $y_{+stěna} = 40,43$ ,  $y_{+lopalky} = 51,88$ .

Tlaková ztráta generovaná na kolenu C1 byla numerickým výpočtem stanovena na 9,95 Pa.

## 7.4 Koleno – C2

Výpočet byl obdobný kolenu C1. Taktéž bylo využito symetrie a zjemnění u lopatek. Délka předřadného dílu byla stanovena na 14 m a ústí na 16 m. Výšky prvních vrstev byly shodné. Průměrné hodnoty bezrozměrné výšky prvních vrstev byly  $y_{+lopalky} = 43,6$  a  $y_{+stěna} = 40,7$ . Výsledná síť obsahovala 6,4 mil. objemů.



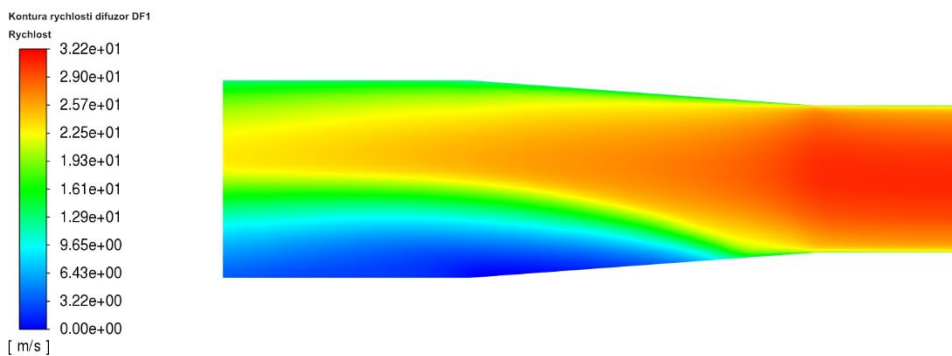
Obrázek 24: Rychlostní kontura kolene C2 v rovině symetrie

Na rychlostní kontuře (Obrázek 24) lze pozorovat změny rychlosti v oblasti stagnačního bodu a oblast pomalejšího proudění, úplavu za odtokovými hranami lopatek, jak bylo předpokládáno u síťování. Celková tlaková ztráta kolene C2 je 16,8 Pa.

## 7.5 Difuzor – DF1

Bylo využito podobného přístupu jako u trysky, a tedy stanovení výšek první vrstvy na vstupu a výstupu a jejich následné zprůměrování. Jejich hodnoty byly  $\Delta y_{1-vstup} = 0,0011\text{ m}$ ,  $\Delta y_{1-výstup} = 0,002\text{ m}$  a  $\Delta y_{1-DF1} = 0,00155$ . Výsledné průměry bezrozměrných výšek pak ale nabývaly hodnot  $y_{+vstup} = 54$ ,  $y_{+DF1} = 207$  a  $y_{+výstup} = 170$ . Byla využita jedna rovina symetrie, předřadný díl byl určen délkou 6 m a část ústí délkou 10 m. Výše zmíněné vedlo na síť velikosti 1,3 mil. buněk.

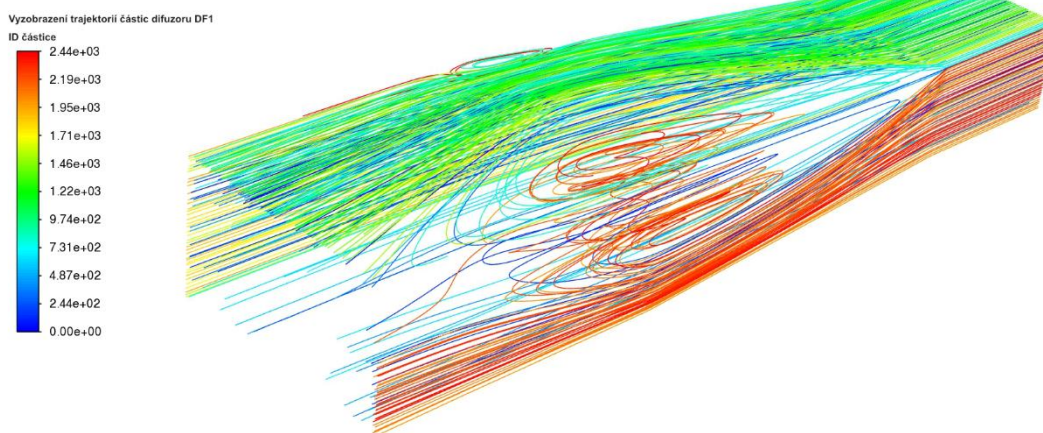
ANSYS  
2021 R1



Obrázek 25: Rychlostní kontura difuzoru DF1 v rovině symetrie

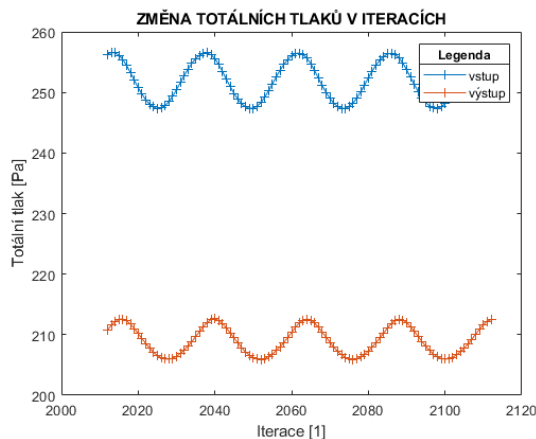
V díle došlo k významnému odtržení proudění od stěny což se projevilo i na hodnotě tlakové ztráty. Toto chování jde dobře pozorovat jak na rychlostní kontuře (Obrázek 25), tak na trajektoriích částic zobrazujících velký vír v rohu dílu (Obrázek 26), případně nulovou hodnotou smykového napětí. Pozice víru se v průběhu iterací měnila.

ANSYS  
2021 R1



Obrázek 26: Vyobrazení trajektorií částic v difuzoru DF1





Obrázek 27: Periodický průběh totálních tlaků na vstupu a výstupu z difuzoru DF1

Takto vzniklé odtržení nebylo časově ustálené a stabilní. Hodnota tlaku se díky tomu měnila a to periodicky. Z tohoto důvodu byla zaznamenána hodnota tlaků pro 100 posledních iterací a byl vypočten aritmetický průměr jejich rozdílů, tedy tlaková ztráta. Takto určená hodnota tlakové ztráty byla stanovena na 43,0 Pa.

## 7.6 Koleno – C3

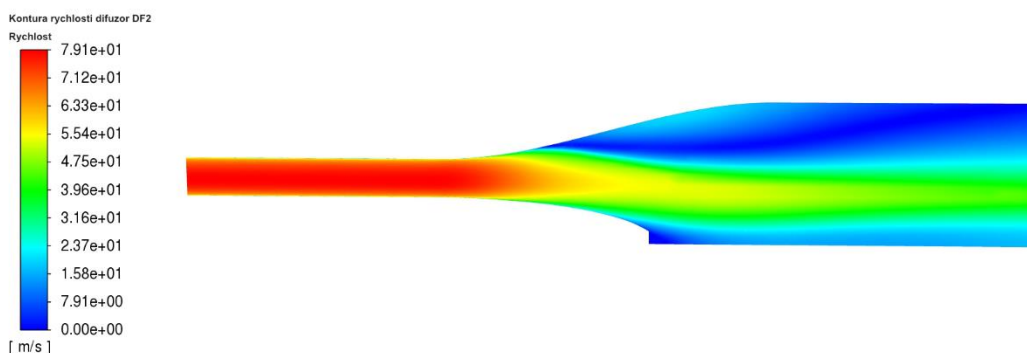
Pro koleno C3 byl užit obdobný postup výpočtu jako pro předešlá kolena. Byla využita jedna rovina symetrie, délky přídavných dílů byly stanoveny dle výpočtu provedeného na kolenní C2, jelikož se jedná taktéž o pravoúhle koleno, a tedy o podobný případ. Délka byla pro obě části vztažena k hydraulickému průměru kolene. Konečné délky byly určeny na 10 m pro předřadný díl a 11 m pro část ústí. Výšky prvních vrstev byly pro lopatky stanoveny na hodnotu  $\Delta y_{1-lopátky} = 0,0012 \text{ m}$  a pro stěnu  $\Delta y_{1-stěna} = 0,0013 \text{ m}$ , což se ve výpočtu projevilo v průměrných hodnotách bezrozměrných výšek první vrstvy jako  $y_{+lopátky} = 43,6$  a  $y_{+stěna} = 40,7$ . Výsledná síť obsahovala 9 mil. objemů. Větší počet buněk byl zapříčiněn větším počtem lopatek, u kterých byla předepsána zjemňující tělesa.

Tlaková ztráta byla stanovena na 74,32 Pa.

## 7.7 Difuzor – DF2

Pro difuzor DF2 bylo využito dvojí symetrie. Zjemňujících těles bylo využito za konfuzorem, za kterým byl předpokládán úplav, stejně jako v rozích tělesa postupně měnících se po délce dílu z důvodu změny tvaru průřezu (mezikruží – obdélník). Výšky prvních vrstev byly odhadnuty na  $\Delta y_{1-vstup} = 0,00054 \text{ m}$ ,  $\Delta y_{1-výstup} = 0,00105 \text{ m}$  a  $\Delta y_{1-DF1} = 0,00078 \text{ m}$ . Podobně jako u DF1 došlo k odtržení proudění, ale na rozdíl od DF1 nebylo pozorováno periodické chování veličin a všechny sledované (residua,  $y_+$ , rychlost, tlaky) došly k ustálení. Bezrozměrné výšky prvních vrstev nabývaly hodnot  $y_{+vstup} = 44,6$ ,  $y_{+DF2} = 35,5$  a  $y_{+výstup} = 31,87$ . Předřadný díl i část ústí byly stanoveny na shodnou délku 8 m. Výsledná síť měla velikost 0,8 mil. buněk.

Obě odtržení, v rohu dílu vlivem expanze a v úplavu za konfuzorem, se však velmi negativně podílela na velikosti tlakové ztráty. Ta byla stanovena na 808,16 Pa. Zmiňované jevy lze pozorovat například na kontuře rychlosti (Obrázek 28) vyobrazené na rovině, ve které leží hrana dílu i podélná osa. V této rovině dochází k největší expanzi a odtržení je zde tedy nejmarkantnější.



Obrázek 28: Rychlostní kontura difuzoru DF2 v rovině hrana dílu – podélná osa

## 7.8 Difuzor – DF3

Pro zachování metodiky výpočtu, a tedy výpočtu ztráty pouze na samotném dílu bez ovlivnění ději před ním nebo za ním, nebyl za difuzor DF3 řazen ventilátor a tlakový výstup byl volen do plochy shodné s výstupní plochou dílu. Lze předpokládat, jako na ostatních dílech, že vzájemné ovlivnění zapříčiní zvýšení ztráty.

Jako u všech dílu s proměnou plochou průřezu byla použita trojí hodnota výšky první vrstvy zároveň s jednou rovinou symetrie. Výšky vrstev byly odhadnuty na  $\Delta y_{1-vstup} = 0,0006\text{ m}$ ,  $\Delta y_{1-výstup} = 0,0061\text{ m}$  a  $\Delta y_{1-DF3} = 0,000605\text{ m}$ , což vedlo na bezrozměrné výšky o hodnotách  $y_{+vstup} = 36,2$ ,  $y_{+DF3} = 35,7$  a  $y_{+výstup} = 37$ . Délka předřadného dílu byla stanovena na 8 m a část ústi byla použita o délce 12 m. Velikost sítě byla 0,7 mil. buněk.

Tlaková ztráta generovaná tímto dílem byla stanovena na 6,69 Pa.

## 7.9 Koleno – C4

U tohoto tunelu bylo posledním simulovaným dílem koleno C4. Postup byl obdobný jako u třech předchozích podobných případů kolien. První vrstvy byly odhadnuty na výšky  $\Delta y_{1-lopateky} = 0,00059\text{ m}$  a pro stěnu  $\Delta y_{1-stěna} = 0,00061\text{ m}$  což odpovídá  $y_{+lopateky} = 41,4$  a  $y_{+stěna} = 45,3$ . Část připojená před díl byla stanovena na 8 m a část připojena za díl na 12 m. Síť použitá do výpočtu byla velikosti 4,5 mil buněk. To je méně než u ostatních kolien a především díky „zvyhodňujícímu“ počtu lopatek.

Hodnota tlakové ztráty byla simulací stanovena na hodnotu 227,30 Pa.

## 7.10 Porovnání stanovených ztrát

Dále je zařazena Tabulka 7 porovnávající ztrátu stanovenou pomocí analytického inženýrského výpočtu a numerickou simulací pomocí CFD. Relativní rozdíl byl stanoven dle vzorce (62). Rozdíl absolutní je pouze rozdílem obou hodnot.

$$PR = \frac{p_{num} - p_{anal}}{p_{num}} \cdot 100 \quad (62)$$

Tabulka 7: Porovnání tlakových ztrát získaných z analytického a numerického výpočtu

Komponenta	TC	NZ	C1	C2	DF1	C3	DF2	FAN	DF3	C4
Tlaková ztráta analytická [Pa]	7,61	6,01	19	19,15	17,78	90,62	179,12	-	19,69	149,56
Tlaková ztráta numerická [Pa]	39,23	24,62	9,95	16,8	43	74,32	808,16	-	6,69	227,3
Rozdíl relativní [%]	80,6	75,6	-91,0	-14,0	58,7	-21,9	77,8	-	-194,3	34,2
Rozdíl absolutní [Pa]	31,62	18,61	-9,05	-2,35	25,22	-16,3	629,04		-13	77,74

Z tabulky je zřejmé, že největší rozdíl je na dílu DF3. To je pravděpodobně způsobeno metodikou výpočtu. V analytickém řešení byla výstupní rychlost uvažována jako rychlost v mezikruží ventilátoru na rozdíl od simulace, kde byl celkový výstup v celé ploše průřezu výstupu z dílce.

Velký rozdíl je také v letové komoře. Velká tlaková ztráta v numerickém výpočtu je dána jednoznačně zakřivením kusu. V analytickém výpočtu byl díl počítán jako zakřivený i jako rovný. Zakřivená verze byla však pravděpodobně mimo oblast platnosti vzorce a z toho důvodu vyšla nižší než verze pro rovný díl. Pokud lze věřit i třeba neúplné správnosti simulace, je zřejmé, že zakřivení bez usměrňujících lopatek je jednoznačně výpočetně nezanedbatelné.

Zajímavé jsou hodnoty na kolenech C1 a C3, které vycházejí ze simulace znatelně menší než při analytickém výpočtu. Stejně jako v případě letové komory je v případě správnosti simulace možno spekulovat o správnosti analytického výpočtu, a to především empirických konstant lokální ztráty, které žádným způsobem nepromítají do výpočtu velikosti rádiusů náběžných a odtokových hran, tloušťky lopatek apod. Naopak u kolene C4 je ztráta získaná ze simulace vyšší.

Další velký relativní rozdíl je určen na trysce. V tomto případě je možno uvažovat o správnosti tvrzení z [11] o možnosti výpočtu ztráty jako čistě třecí.

Největší absolutní rozdíl byl pozorován na difuzoru DF2, který je způsoben odtržením proudu od stěny. Takovéto chování je analytickým inženýrským výpočtem nepostihnutelné.

Nejlepší shody hodnot bylo dosaženo na kolene C2, kde je relativní rozdíl 14,0 %.

Je třeba podotknout, že ani jeden ze způsobu není jednoznačně správný nebo nesprávný a pokud dráha nebude postavena a experimentálně naměřena její charakteristika, není možno dělat jakékoli závěry o korektnosti obou přístupů.

## 7.11 Celková ztráta a určení ventilátoru

Celková tlaková ztráta byla především z důvodu odtržení v difuzorech stanovena na  $p_{ztr} = 1250 \text{ Pa}$ . Tomu odpovídá ventilátor o výkonu  $P_{vent_{num}} = 1356 \text{ kW}$ .

## 8. Optimalizace

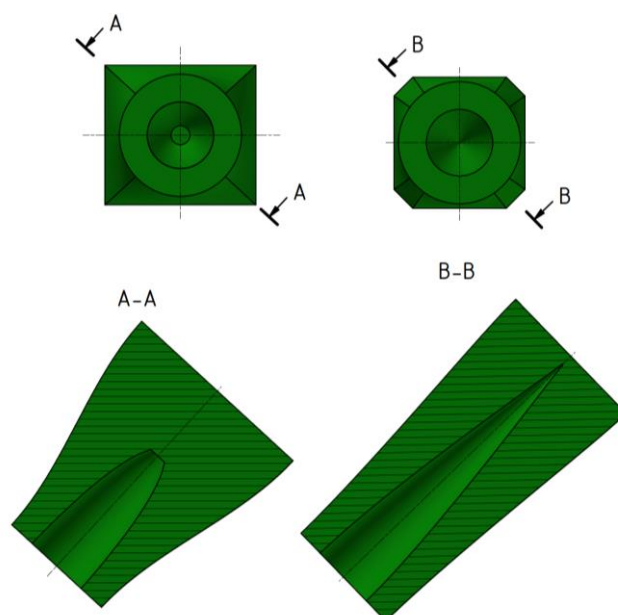
V rámci optimalizace byl zvolen přístup snížení ztráty na dílech, které vykazovaly generování její nejvyšší hodnoty. Díly vybrané k úpravě byly difuzory DF1, DF2 a koleno C4. Ostatní díly byly ponechány v stávající podobě, pokud na tyto díly nenavazovaly tak, aby jejich změna nebyla nutná. Optimalizace byla vypracována s uvolněnými nároky na rozměry zástavbového prostoru.

## 8.1 Návrh

Snížení ztráty na kolene C4 bylo dosaženo díky snížení rychlosti, a tedy zvětšení plochy jeho průřezu. K tomuto účelu byl na dráhu zařazen další difuzor. Difuzoru byla přiřazena zkratka DF4. Při optimalizaci bylo u tohoto difuzoru, jakožto i u difuzorů DF2 striktně dodrženo pravidlo maximálního úhlu otevření  $3,5^\circ$  v obou rovinách bez ohledu na větší zástavbový prostor a veškerá napojení byla vytvořena tečně.

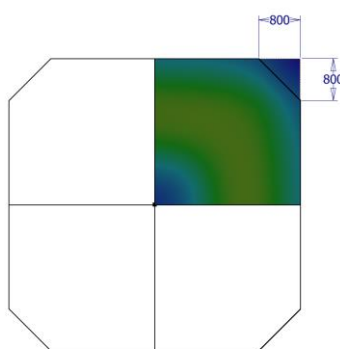
Důsledkem zařazení difuzoru DF4 bylo možné prodloužení difuzoru DF2 z 10,2 m na 13,5 m. Také byla zmenšena plocha průřezu kolene C3 na  $5,5 \times 5,5$  m což vedlo k snížení úhlu otevření difuzoru DF2 z  $2,12^\circ$  na  $0,7^\circ$  v rovině bokorysu. Zároveň bylo vložением DF4 zapříčiněno prodloužení difuzoru DF1 a to z 14 m na 24,5 m. Úhel otevření v rovině bokorysu i přes zmenšení plochy průřezu kolene C3 tímto krokem klesl z  $4,16^\circ$  na  $2,84^\circ$ .

Dalším krokem bylo prodloužení konfuzoru ventilátoru vyčnívajícího do prostoru difuzoru DF2 a jeho ukončení polokoulí, nikoli jako pomyslného komolého kužele. Bylo simulováno více variant a na základě vlastností ve vztahu k neodtržení proudu a velikosti tlakové ztráty byla zvolena dvě řešení vyobrazená dále. Je zařazen Obrázek 29 porovnávající optimalizovaný a neoptimalizovaný díl DF2.



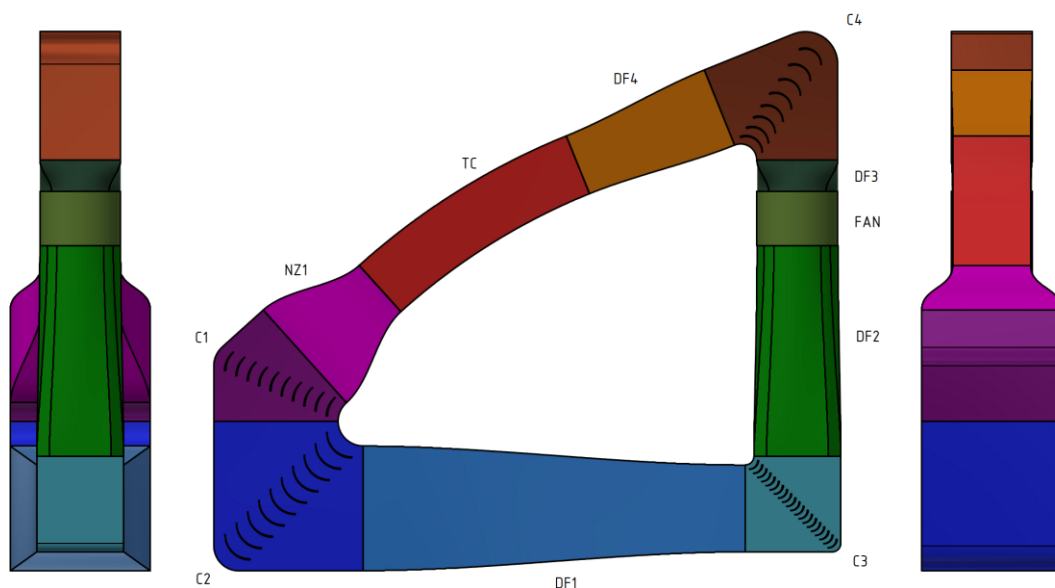
Obrázek 29: Porovnání neoptimalizovaného (Tunel 03) a optimalizovaného (Tunel 04 b) difuzoru DF2

Jelikož byla odtržení pozorována především v rozích obou difuzorů bylo navíc zkonstruováno řešení se sraženými hranami  $0,8 \text{ m} \times 45^\circ$ , které bylo navrženo na základě příčné kontury rychlosti na výstupu z optimalizovaného DF2 bez sražení v CFD výpočtu (Obrázek 30).

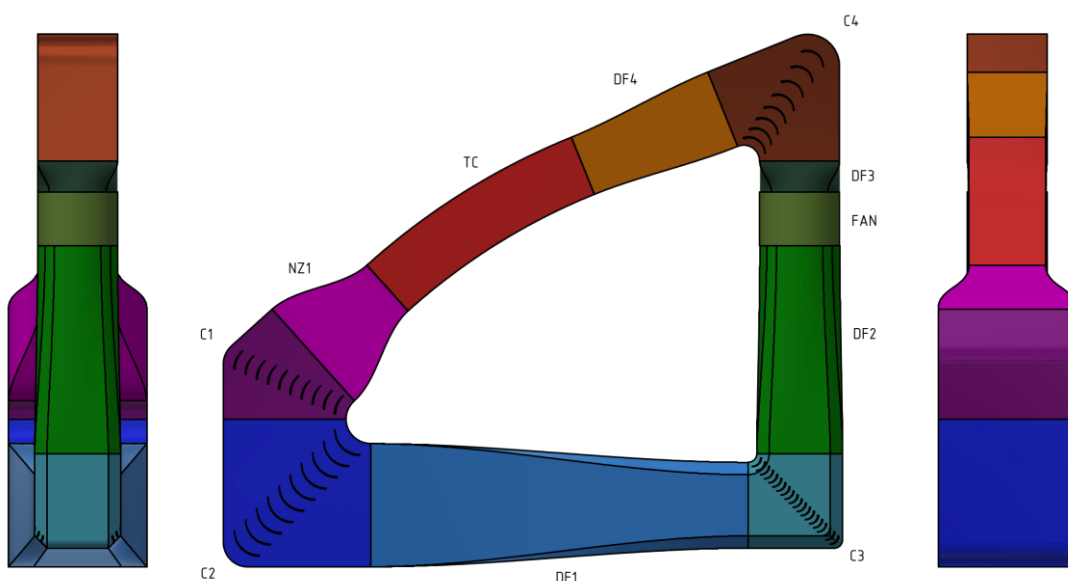


Obrázek 30: Kótovaná skica a kontura rychlosti pro určení velikosti sražení rohu

Návrh bez sražených hran byl označen Tunel-04-a a návrh se sražením jako Tunel-04-b. Oba jsou vyobrazeny v následujících schématech (Obrázky 31 a 32) spolu s označením jednotlivých dílů zkratkami. Kótovaný výkres je přílohou.



Obrázek 31: Schéma Tunelu-04-a spolu se zkratkami jednotlivých dílů



Obrázek 32: Schéma Tunelu-04-b spolu se zkratkami jednotlivých dílů

## 8.2 Výpočet ztráty

Jelikož hlavním důvodem optimalizace bylo předejití odtržení od stěn, které je analytickým výpočtem nepostihnutelné, byla tlaková ztráta optimalizovaných dílů řešena pouze numericky. Výpočty byly totožné s výpočty Tunelu-03. Převzaty byly i výpočty délek přídavných dílů na vstupech a výstupech. Použité délky byly určeny z poměrů délek dříve stanovených k hydraulickým průměrům. Stejně byly též počty rovin symetrií a umístění zjemňujících objemů.

### 8.2.1 Difuzor – DF4

Před finálním návrhem difuzoru s tečným napojením na přilehlé dílce a dvojitým zakřivením stěn byla simulována varianta deskového difuzoru pro zjištění přínosu výrobně náročnější varianty. Obě varianty byly sítovány se stejnými parametry včetně výšek prvních, které se do výpočtu následně propsaly jako  $y_{+vstup} = 42,0$ ,  $y_{+DF3} = 37,7$  a  $y_{+výstup} = 37,3$  pro variantu deskového difuzoru a  $y_{+vstup} = 42,8$ ,  $y_{+DF4} = 37,7$  a  $y_{+výstup} = 37,4$  pro variantu tečně napojenou.

Tlaková ztráta byla stanovena na 48,05 pro deskový difuzor a 46,41 pro difuzor s tečným napojením. Konstrukčně náročnější varianta tedy dle simulačního výpočtu vykazuje asi 3,5 % menší ztrátu. K odtržení nedošlo ani v jedné z variant a z tohoto důvodu není přínos tečně napojené verze příliš markantní.

### 8.2.2 Koleno – C4

Pro koleno C4 bylo využito stejného postupu výpočtu i návrhu, jako pro jeho neoptimalizovanou verzi v kapitolách 5.2 a 7.9. Bezrozměrné výšky prvních vrstev byly ve výpočtu  $y_{+lopatky} = 40,1$  a  $y_{+stěna} = 36,4$ .

Snížení rychlosti z 55 m/s na 40,7 m/s vedlo na snížení tlakové ztráty na 199,2 Pa, což je značně menší pokrok, než bylo očekáváno.

### 8.2.3 Difuzor – DF3

Difuzor byl simulován obdobně jako jeho předchůdce před optimalizací, a to za podmínek  $y_{+vstup} = 37,7$ ,  $y_{+DF3} = 41,3$  a  $y_{+výstup} = 40,2$ . Tlaková ztráta byla určena na 11,64 Pa.

### 8.2.4 Difuzor – DF2

Nejvyšší absolutní ztrátu měl v návrhu Tunel-03 právě tento díl a bylo tedy žádoucí zlepšení, které mohlo být dosaženo při zajištění neodtržení proudu na stěně, a to jak vnitřní samotného dílu stejně jako vnější konfuzoru ventilátoru.

Optimalizace tohoto dílu prošla několika stupni, pro jejichž evaluaci byl díl vždy simulován. Zjednodušený popis kroků tohoto procesu je prodloužení dílu, snížení expanzního poměru, prodloužení a úprava konfuzoru a následná úprava jednotlivých křivostí stěn dílce i konfuzoru.

Zároveň bylo užito již zmíněných variant se sražením a bez něj, tedy varianty „a“ a „b“.

Ze simulovaných návrhu nejmenší tlakovou ztrátu vykazovaly varianty dříve vyobrazené. Pro DF2-a byly hodnoty bezrozměrných výšek první vrstvy rovny  $y_{+vstup} = 45,2$ ,  $y_{+DF2-a} = 46,5$  a  $y_{+výstup} = 58,9$  a pro DF2-b  $y_{+vstup} = 45,2$ ,  $y_{+DF2-b} = 42,3$  a  $y_{+výstup} = 54,8$ . Tlaková ztráta varianty „a“ byla 317,3 Pa a pro variantu „b“ 297,7 Pa.

### 8.2.5 Koleno – C3

Jakožto díl navazující bylo koleno simulováno jak bez, tak se sražením. Bezrozměrné výšky prvních vrstev byly stanoveny shodně pro obě varianty dle výpočtu na  $y_{+lopatky} = 47,9$  a  $y_{+stěna} = 39,7$ . Bez sražení byla ztráta pro variantu „a“ stanovena na 118,36 Pa a pro variantu „b“ na 122,06 Pa.

### 8.2.6 Difuzor – DF1

Pro difuzor DF1 nebyl dodržen v jedné rovině úhel  $3,5^\circ$ . Byl překročen, a to v hodnotě  $4^\circ$ . Jako díl přímo navazující na koleno C3 byl simulován ve variantách „a“ i „b“. Postup byl obdobný DF1. Do výpočtu se odhadnuté výšky prvních vrstev promítly pro variantu „a“ jako  $y_{+vstup} = 43,7$ ,  $y_{+DF1-a} = 42,5$  a  $y_{+výstup} = 44,5$  a pro variantu „b“ jako  $y_{+vstup} = 43,9$ ,  $y_{+DF1-b} = 33,5$  a  $y_{+výstup} = 33,4$ . Tlakové ztráty byly stanoveny pro variantu „a“ na 24,30 Pa a pro variantu „b“ na 84,63 Pa.

## 9. Porovnání výsledků a doporučení z nich plynoucí

Tabulka 8: Porovnání tlakových ztrát tratě před a po optimalizaci

Komponenta	Neoptimalizované díly	DF1	C3	DF2	DF3	C4	DF4	Celková tlaková ztráta
Tlaková ztráta před optimalizací [Pa]	90,6	43	74,32	808,16	6,69	227,3	0	1250,07
Tlaková ztráta po optimalizaci verze "a" [Pa]	90,6	24,3	118,36	317,3	11,64	199,2	46,41	807,81
Tlaková ztráta po optimalizaci verze "b" [Pa]	90,6	84,63	122,06	297,7	11,64	199,2	46,41	852,24

Z výše uvedené Tabulky 8 je zřejmé, že z nabídnutých variant má nejnižší ztrátu optimalizovaná verze bez zkosení hran, tedy Tunel-04-a. I přesto, že zkosení snížilo ztrátu na dílci DF2 z důvodu přenesení expanze větší měrou na difuzor DF1, zde z relativního porovnání ztrát plyne, že díl se zkosením má ztrátu větší o 71,3 %. Zmíněný nižší příspěvek DF1 je jak ve srovnání relativním i absolutním hlavní příčinou nižší tlakové ztráty optimalizované verze „a“.

Optimalizací dráhy bylo možno snížit tlakovou ztrátu vůči původnímu návrhu o 35,4 %.

Neuspokojivý je však vývoj ztráty na koleni C4, která byla vyšší oproti očekávání. Z analytického výpočtu shodným s postupem jako v kapitole 6.9, pro tento díl vyplývá snížení ztráty z již stanovené hodnoty 149,56 Pa na hodnotu po optimalizaci 81,79 Pa. Z těchto hodnot plyne 45% snížení, což neodpovídá snížení o 12,4 % stanovené numerickou simulací. I přesto, že absolutní hodnoty tlakových ztrát získané z obou metod nekorelují, jak již bylo demonstrováno na získaných hodnotách neoptimalizovaného tunelu, z fyzikální podstaty vyplývá, že ztráta je na rychlosti úměrná s druhou mocninou. Její snížení při podobnosti geometrií optimalizované a neoptimalizované verze by tedy tomuto předpokladu mělo odpovídat. Skutečnost, že tomu tak v numerickém výpočtu není, naznačuje jeho nesprávnost nebo prostor pro snížení ztráty úpravou geometrie. Pokud by byla zamýšlena realizace projektu je vhodné na díle C4 dále tlakovou ztrátu snížit.

Verzi Tunel-04-a odpovídá ventilátor o výkonu 888,59 kW.

## 10. Závěr

V této práci byl předložen možný návrh vnitřní geometrie trenažéru letu ve wingsutovém obleku za pomoci empirie stavby klasických tunelů a poznatků získaných z již realizovaných drah. Tohoto bylo učiněno s přihlédnutím k ekonomické proveditelnosti stavby tunelu, a to především komerční rentability týkající se zejména omezení rozměrů stavby v souladu s konzultací se zadavatelem a zmírnění kvalitativních požadavků na proudění v letové komoře.

Byly návrhově vypočteny tlakové ztráty a charakteristika adekvátního ventilátoru schopného vyrovnávat tlakový rozdíl za dostatečného objemového toku, tedy s dostatečným výkonem. Tyto veličiny byly stanoveny analytickými inženýrskými výpočty a taktéž za pomoci nástroje CFD. Dále byly tyto výsledky porovnány a z nich vyselektovány části trati vhodné k optimalizaci. Následná optimalizace geometrie vedla ke snížení tlakové ztráty.

Z předložených výsledků plyne neshoda mezi analytickými a numerickými výpočty způsobená v určitých případech rozdílnou metodikou výpočtu, v případech dalších omezenou platností a nerespektování veškerých parametrů analytickým výpočtem. Rozdíl může být také ovlivněn inherentní chybou numerického výpočtu, který byl proveden v omezeném rozsahu.

Ani jedna z metodik nevnáší do výpočtu vzájemné ovlivnění jednotlivých, za sebou řazených dílců na cirkulační dráze. Lze předpokládat, že ztráta dráhy bude při skutečném provedení jiná, pravděpodobně vyšší.



# 11. Seznam obrázků

Obrázek 1: Porovnání přepisů pro mezní vrstvu a experimentálních hodnot v grafu $u^+ - \log(y^+)$ [20].	23
Obrázek 2: Diagram pro určení $\lambda e$ (převzato z [11] a upraveno).....	24
Obrázek 3: Diagram pro zjištění lokální ztráty kolene (převzato z [11] a upraveno) (křivky číslovány dle číslování u počtu lopatek v Tabulce 1).....	28
Obrázek 4: Porovnání obleků na pomezí mezi začátečnickou a středně pokročilou kategorií s oblekem vysoce výkonnostním [14] .....	33
Obrázek 5 Diagram vyobrazující poláru, vztakovou a odporovou čáru pro obecný kluzák (převzato z [14] a upraveno) .....	33
Obrázek 6: Znázornění úhlu klouzání a náběhu spolu s rychlostmi při letu ve wingsuitovém obleku (převzato z [14] a upraveno) .....	34
Obrázek 7: Oblek Havoc Carve [24].....	36
Obrázek 8: Ukázka záznamu letu ze stránky skyderyby.ru [27] .....	36
Obrázek 9: Kótovaná skica bokorysu Tunelu 03.....	39
Obrázek 10: Schéma Tunelu 03 se zkratkami jednotlivých dílů .....	40
Obrázek 11: Změna ztrátové kinetické energie na počtu dělení trysky.....	42
Obrázek 12: Závislost tlakové ztráty na rychlosti v letové komoře .....	48
Obrázek 13: Závislost výkonu ventilátoru na rychlosti v letové komoře.....	48
Obrázek 14: Síť periodického dvoudimenzionálního potrubí pro vývoj turbulentního profilu .....	49
Obrázek 15: Síť periodického trojdimenzionálního potrubí pro vývoj turbulentního profilu a přiblížení prismatic.....	50
Obrázek 16: Grafické vyobrazení dvoudimenzionálního a třídimenzionálního rychlostního profilu ...	51
Obrázek 17: Porovnání simulovaných hodnot bezrozměrných vzdáleností a rychlostí s logaritickým zákonem (22) v grafu $u^+ - \log(y^+)$ .....	51
Obrázek 18: Simulovaná dvoudimenzionální geometrie letové komory pro stanovení délek předřadného dílu a části ústí, přiblížení pro zobrazení sítě .....	52
Obrázek 19: Rychlostní profily v různých vzdálenostech od skutečného vstupu do letové komory z dvoudimenzionální simulace.....	52
Obrázek 20: Profily statických tlaků v různých vzdálenostech od skutečného výstupu z letové komory z dvoudimenzionální simulace .....	53
Obrázek 21: Simulovaná třídimenzionální geometrie .....	53
Obrázek 22: Kontura statického tlaku ze třídimenzionální simulace letové komory .....	54
Obrázek 23: Simulovaná třídimenzionální geometrie kolene C1 se zjemněním a přiblížení na oblast lopatek a stěny.....	55
Obrázek 24: Rychlostní kontura kolene C2 v rovině symetrie.....	55
Obrázek 25: Rychlostní kontura difuzoru DF1 v rovině symetrie .....	56
Obrázek 26: Vyobrazení trajektorií částic v difuzoru DF1 .....	56
Obrázek 27: Periodický průběh totálních tlaků na vstupu a výstupu z difuzoru DF1 .....	57
Obrázek 28: Rychlostní kontura difuzoru DF2 v rovině hrana dílu – podélná osa .....	58
Obrázek 29: Porovnání neoptimalizovaného (Tunel 03) a optimalizovaného (Tunel 04 b) difuzoru DF2 .....	60
Obrázek 30: Kótovaná skica a kontura rychlosti pro určení velikosti sražení rohů .....	60
Obrázek 31: Schéma Tunelu-04-a spolu se zkratkami jednotlivých dílů.....	61
Obrázek 32: Schéma Tunelu-04-b spolu se zkratkami jednotlivých dílů.....	61

## 12. Seznam tabulek

Tabulka 1: Určení lokálního ztrátového součinitele kolene pro celočíselná zaoblení (převzato z [11] a upraveno).....	28
Tabulka 2: Vyhodnocení 20. letů v obleku Havoc Carve.....	37
Tabulka 3: Koeficienty určující tvar bočnic trysky.....	38
Tabulka 4: Rozměry jednotlivých dílců (dvě sady čísel v buňce značí vstup - výstup v tomto pořadí, lomítko je použito pro mezikruží).....	40
Tabulka 5: Soupis objemových rychlostí, Reynoldsových čísel a součinitelů třecí ztráty pro jednotlivé dílce.....	41
Tabulka 6: Soupis průměrných objemových rychlostí, ztrátových součinitelů a tlakových ztrát.....	47
Tabulka 7: Porovnání tlakových ztrát získaných z analytického a numerického výpočtu.....	59
Tabulka 8: Porovnání tlakových ztrát tratě před a po optimalizaci.....	63

## 13. Seznam příloh

Příloha 1 – Schématický výkres „Tunel_03.pdf“	
Příloha 2 – Schématický výkres „Tunel_04_A.pdf“	
Příloha 3 – Schématický výkres „Tunel_04_B.pdf“	
Příloha 4 – Výpočetní skript ze softwaru Matlab ke stanovení charakteristiky Tunelu-03 „BP_TNL_03_char.mlx“ (pouze elektronicky)	

## 14. Citace

- [1] BAALS, D. D a W. R. CORLISS. Wind Tunnels of NASA. NASA Headquarters Washington, DC United States: Work of the US Gov., 1981. ISBN 19810023610.
- [2] Rolls-Royce Turns a 747 Into a Flying Lab for New Engines [online]. Wired [cit. 2022-01-25]. Dostupné z: <https://www.wired.com/story/rolls-royce-turns-747-flying-lab-new-engines/>
- [3] FRANK, W. Fluid Mechanics. 7. vyd. University of Rhode Island: McGraw-Hill Education, 2010. ISBN 0073529346.
- [4] A Complete History of the Vertical Wind Tunnel [online]. Indoor Skydiving Source [cit. 2022-01-26]. Dostupné z: <https://indoorskydivingsource.com/articles/a-complete-history-of-the-vertical-wind-tunnel/>
- [5] Jack Tiffany [online]. legacy.com [cit. 2022-01-26]. Dostupné z: <https://www.legacy.com/us/obituaries/xeniagazette/name/jack-tiffany-obituary?pid=160620592>
- [6] Indoor Skydiving Locations [online]. Indoor Skydiving Source [cit. 2022-01-26]. Dostupné z: <https://indoorskydivingsource.com/tunnels/>
- [7] WESTMAN, A., P. GEORÉN a J. STRÖMBERG. Inclined Wind Tunnel for the Study of Human and Large Animal Flight. Wilderness and Environmental Medicine. 2016, 28(11), 54–56  
doi:10.1016/j.wem.2016.08.004
- [8] Orlando – future home of indoor wingsuiting [online]. Indoor wingsuit [cit. 2022-01-26]. Dostupné z: <https://indoorwingsuit.com/wp-content/uploads/2021/04/orlando.pdf>
- [9] BARLOW, J., W. RAE a A. POPE. Low-Speed Wind Tunnel testing 3. vyd. New York: John Wiley & Sons. 1999. ISBN 0-471-55774-9
- [10] METHA, R. D. a P. BRADSHAW. Design rules for small low speed wind tunnels. The Aeronautical Journal. 1979, 83(827), 443–453.
- [11] IDELCHIK, I. E., A. S. GINEVSKIY a A. D. KOLESNIKOV. Handbook of hydraulic resistance. 4. vyd. Begell House: Redding, 2008. ISBN 9781567002515
- [12] The USPA Skydiver's Information Manual. [online]. USPA [cit. 2022-02-23]. Dostupné z: <https://uspa.org/SIM-ONLINE>
- [13] BERRY, M. J. L. FARGEAS a K. BLAIR. Wind Tunnel Testing of Novel Wingsuit Design. Procedia Engineering. 2010, 2(2), 2735–2740.
- [14] SESTAK, T. A. 2017 The Effect of Surface Materials and Morphology on Wingsuit Aerodynamics. Florida. Disertační práce. Embry-Riddle Aeronautical University Daytona Beach.
- [15] Teoretická výuka, praktický výcvik a zkoušky žadatelů o vydání průkazu uživatele sportovního létacího zařízení – sportovního padáku v České republice. [online] Úřad pro civilní letectví [cit. 2022-02-23] Dostupné z: <https://www.caa.cz/wpcontent/uploads/2019/07/Pr%CC%8Cedpis-V-PARA-1.pdf?cb=77b3cf28d94718caed319ae027bd564c>
- [16] GONZÁLEZ H., A. Miguel, A. I. M. LÓPEZ, A. A. JARZABEK, J. M. PERALES, Y. WU a S. XIAOXIAO. Design Methodology for a Quick and Low-Cost Wind Tunnel. Wind Tunnel Designs and Their Diverse Engineering Applications. 2013 doi:10.5772/54169

- [17] ISO 13348 Industrial fans — Tolerances, methods of conversion and technical data presentation. 2. vyd. ISO, 2007.
- [18] CORRY, B. Fans and Ventilation: A Practical Guide. Amsterdam: Elsevier Science, 2005. ISBN 978-0-08-044626-4.
- [19] KANEDA, Y. Energy dissipation rate and energy spectrum in high resolution direct numerical simulations of turbulence in a periodic box. *Physics of Fluids*. 2003, 15(2). doi:10.1063/1.1539855
- [20] VERSTEEG, H. K. a W. MALALASEKERA. An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method. 2. vyd. London: Pearson, 2007. ISBN 0131274988.
- [21] ZANOUN, E. S., F. DURST, O. BAYOUMY a A. AL-SALAYMEH. Wall skin friction and mean velocity profiles of fully developed turbulent pipe flows. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2007. 32(1), 249–261. doi:10.1016/j.expthermflusci.2007.04.002
- [22] POPE, S. B. Turbulent flows. New York: Cambridge University Press, 2000. ISBN 978-052-1598-866.
- [23] CHITALE, K., M. SHEPHARD a K. E. JANSEN. Boundary Layer Adaptivity for Transonic Turbulent Flows. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2013, 1–16. doi:10.2514/6.2013-2445
- [24] Havok Carve/Tunnel '21. [online]. Phoenix-fly [cit. 2021-12-08]. Dostupné z: <https://phoenix-fly.com/wp-content/uploads/2017/04/tunnel-21-5.jpg>.
- [25] Indoor wingsuit [online]. [cit. 2021-12-09]. Dostupné z: <https://indoorwingsuit.com/>
- [26] HAYNES, W. M. CRC Handbook of chemistry and physics. 93. vyd. New York: Taylor & Francis, 2012. ISBN 9781439880500.
- [27] Kitchen Sink Track. [online]. Skyderby [cit. 2021-12-08]. Dostupné z: <https://skyderby.ru/tracks/64142?f=3000&t=2000>