



**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

**LETECKÝ ÚSTAV**

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**EXPERIMENTÁLNÍ OVĚŘENÍ KONCEPTU AKTIVNÍHO  
ŘÍZENÍ PROUDU NA PROFILU KŘÍDLA**

EXPERIMENTAL VALIDATION OF ACTIVE FLOW CONCEPT ON WING SECTION

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

MASTER'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**

AUTHOR

**Bc. Ondřej Novotný**

**VEDOUCÍ PRÁCE**

SUPERVISOR

**Ing. Robert Popela, Ph.D.**

**BRNO 2020**



# Zadání diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	<b>Bc. Ondřej Novotný</b>
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	<b>Ing. Robert Popela, Ph.D.</b>
Akademický rok:	2019/20

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

## **Experimentální ověření konceptu aktivního řízení proudu na profilu křídla**

### **Stručná charakteristika problematiky úkolu:**

Aktivní řízení proudu jakožto nástroj pro zvýšení efektivity profilů a nosné plochy představuje potenciální možnost pro odstranění konstrukčně komplikovaných systémů vztlakové mechanizace z křídel. Konkrétní implementaci a efektivitu je nutno pečlivě analyzovat neboť tato technologie není dosud vyspělá a neexistují návrhové podklady pro rutinní inženýrský návrh.

### **Cíle diplomové práce:**

Ověřit koncept náhrady mechanického slotu na profilu systémem vyfukování proudu s pomocí tunelového měření. Navrhnout uspořádání experimentu, navrhnout konstrukci tunelového modelu a systému rozvodu vzduchu pro modulaci proudu. Instalovat model a provést měření aerodynamických charakteristik. Provést vyhodnocení experimentu a navrhnout možné změny konceptu.

### **Seznam doporučené literatury:**

BARLOW, J.,B., RAE, H., W., POPE, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing, Wiley Interscience, 1999, ISBN 0-471-55774-9.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2019/20

V Brně, dne

L. S.

---

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.  
ředitel ústavu

---

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.  
děkan fakulty

## **ABSTRAKT**

Tato diplomová práce se zabývá experimentálním ověřením aktivního řízení proudu kolem profilu, které může být potenciální náhradou za vztlakovou mechanizaci. Práce obsahuje rešeršní část, ve které jsou představeny prvky zvyšující vztlak a podobné již provedené experimenty. Další kapitola obsahuje přípravu měřicí sekce s návrhem natáčecího zařízení a modelů profilu. Následně je popsáno měření jak čistého profilu, tak profilu při zapnutém aktivním řízení. V poslední kapitole byly představeny korekce a vyhodnocena naměřená data.

## **ABSTRACT**

The aim of this diploma thesis is experimental validation of active flow concept on the wing section. This concept could be replacement of commonly used high-lift devices. In the beginning of the thesis, a different high-lift devices and other experiments of active flow control are described. Practical part of the thesis describes a preliminary of the measurement, such as preparing wind tunnel section, design of the rotary device and models of the wing section. Next chapter describes measuring of the wing section without active flow control and wing section with active flow control. In the end of the thesis the measurement was compared with CFD analysis.

## **KLÍČOVÁ SLOVA**

Vztlaková mechanizace, aktivní řízení proudu, vyfukování, experimentální ověření, aerodynamický tunel

## **KEYWORDS**

High-lift devices, active flow control, blowing, experimental validation, wind tunnel



## **BIBLIOGRAFICKÁ CITACE**

NOVOTNÝ, Ondřej. Experimentální ověření konceptu aktivního řízení proudu na profilu křídla [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-21]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125289>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Robert Popela.



## **PODĚKOVÁNÍ**

Tímto bych chtěl poděkovat mé rodině a kamarádům, kteří mě během studia podporovali. Dále bych chtěl poděkovat vedoucímu této diplomové práce panu Ing. Robertu Popelovi Ph.D. za odborné rady, trpělivost, a hlavně možnost se podílet na tomto projektu. V neposlední řadě bych chtěl poděkovat Ing. Tomáši Hájkovi a Ing. Jiřímu Matějů za pomoc a zaškolení během provádění experimentu.



## **ČESTNÉ PROHLÁŠ ENÍ**

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením Ing. Roberta Popeli Ph.D. a s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Brně dne 25.6. 2020

.....

Novotný Ondřej



# OBSAH

<b>1</b>	<b>ÚVOD</b> .....	<b>15</b>
<b>2</b>	<b>PRVKY ZVYŠUJÍCÍ VZTLAK</b> .....	<b>17</b>
2.1	Zakřivení profilu křídla .....	17
2.1.1	Vztlaková mechanizace na odtokové hraně .....	17
2.1.2	Vztlaková mechanizace na náběžné hraně .....	18
2.2	Ovlivnění mezní vrstvy .....	19
2.2.1	Pasivní řízení proudu .....	19
2.2.2	Aktivní řízení proudu .....	20
<b>3</b>	<b>PODOBNÉ EXPERIMENTY</b> .....	<b>25</b>
3.1	Boeing 757 ecoDemonstrator .....	25
3.2	Scholz – Pulzační tryskové vířiče .....	32
3.3	Seifert – IAI Scout .....	37
<b>4</b>	<b>PŘÍPRAVA MĚŘENÍ</b> .....	<b>43</b>
4.1	Měřicí sekce .....	44
4.2	Natačecí zařízení .....	44
4.3	Konstrukce a výroba čistého profilu .....	45
4.4	Konstrukce a výroba profilu s vyfukováním .....	48
<b>5</b>	<b>EXPERIMENT</b> .....	<b>51</b>
5.1	Měření čistého profilu .....	51
5.1.1	Kalibrační měření .....	53
5.1.2	Tlakové rozložení .....	54
5.1.3	Součinitel vztlaku $C_L$ .....	56
5.1.4	Součinitel odporu $C_D$ .....	57
5.2	Měření profilu se štěrbinou .....	58
5.2.1	Tlakové rozložení .....	59
5.2.2	Součinitel vztlaku $C_L$ .....	61
5.2.3	Součinitel odporu $C_D$ .....	63
<b>6</b>	<b>VYHODNOCENÍ A KOREKCE VÝSLEDKŮ</b> .....	<b>65</b>
6.1	Blokace modelem .....	65
6.2	Blokace úplavu .....	66
6.3	Celková korekce výsledků .....	66
6.4	Vyhodnocení výsledků .....	66
6.4.1	Tlaková rozložení čistého profilu .....	66
6.4.2	Vztlakové čáry čistého profilu .....	67
6.4.3	Odporové čáry čistého profilu .....	68
6.4.4	Poláry čistého profilu .....	69
6.4.5	Tlaková rozložení profilu se štěrbinou .....	69
6.4.6	Vztlakové čáry profilu se štěrbinou .....	73
6.4.7	Odporové čáry profilu se štěrbinou .....	75
6.4.8	Poláry profilu se štěrbinou .....	76
<b>7</b>	<b>ZÁVĚR</b> .....	<b>77</b>
<b>8</b>	<b>SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ</b> .....	<b>79</b>

<b>9</b>	<b>SEZNAM ZKRATEK, SYMBOLŮ, OBRÁZKŮ A TABULEK.....</b>	<b>81</b>
9.1	Seznam tabulek.....	81
9.2	Seznam obrázků.....	81
<b>10</b>	<b>PŘÍLOHY .....</b>	<b>87</b>

# 1 ÚVOD

Problematika zvyšování efektivity profilů, respektive křídel, je již dlouho známá, avšak zdaleka ne uzavřená kapitola v letectví. S jejím nejčastějším využitím jí můžeme vidět u mechanických prvků vztlakové mechanizace. Tyto součásti zajišťují vyšší součinitel vztlaku a jsou tak přínosným prvkem jak pro ekonomiku letu, tak i jeho bezpečnost. Vztlaková mechanizace patří mezi velmi namáhané prvky, a tudíž je i na její součásti požadavek větších pevností a tuhostí. Díky tomu je samotný mechanismus velkým příspěvkem k hmotnosti letounu. Další nevýhodou je konstrukční náročnost pohyblivého mechanismu nebo přídavný odpor u pevných slotů.

Se stále se rozvíjejícími technologiemi je jen otázkou času, kdy přijde jejich náhrada. Mezi tuto možnost patří mimo jiné i aktivní řízení proudu okolo profilu pomocí vyfukování a odsávání. Tato technologie je již také relativně dlouho známá, ale rozhodně ne zcela probádaná. Díky tomu se provádí rozsáhlé výzkumy, které ověřují funkčnost jednotlivých konceptů.

Cíl této práce spočívá v ověření konceptu aktivního řízení proudu pomocí vyfukování ze štěrbiny, umístěné na specifickém místě profilu. Koncept je uvažován jako náhrada za vztlakovou mechanizaci. Jelikož kombinace umístění a tvaru štěrbiny, použitých v konceptu, nebyla zatím zkoumána, bylo nejprve nutné provést výpočet pro ověření předpokládaného chování. Ten byl proveden panem Mahdalem [1], a na který tato práce navazuje. Diplomová práce obsahuje rešeršní část, ve které jsou nejprve rozebrány prvky zajišťující zvýšení vztlakové síly a dále jednotlivě popsány podobné, již provedené, experimenty. Další kapitola popisuje přípravu na měření, ve které je představena vytvořená měřící sekce společně s navrhnutým natáčecím zařízením. Dále tato část obsahuje návrh a výrobu modelů. Následující kapitoly se zaměřují již na měření jednotlivých parametrů. V poslední části diplomové práce jsou představeny a provedeny korekce měření a vyhodnoceny dosažené výsledky.

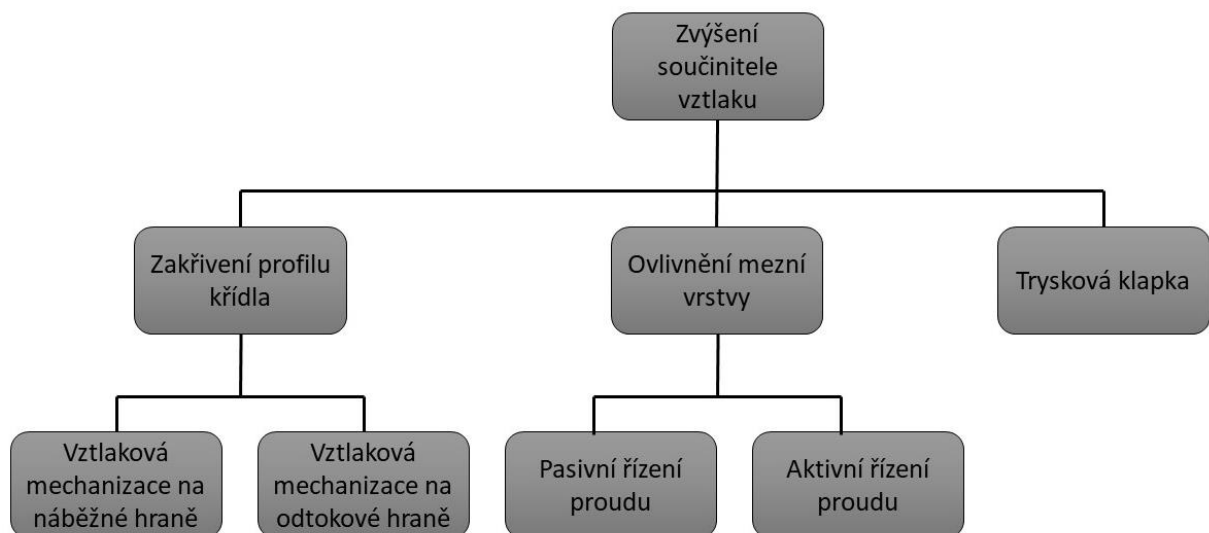


## 2 PRVKY ZVYŠUJÍCÍ VZTLAK

Bezpečnost patří mezi nejdůležitější prvky letecké dopravy. Proto je snaha o její zajištění zvláště během kritických fází letu, kterými jsou vzlet a přistání. Logickým směrem k dosažení vyšší bezpečnosti je snížení minimální rychlosti při dané kritické fázi. Vztah pro přisávací rychlost, rov. (2.1), nám umožňuje přímo vybrat parametry ovlivňující minimální rychlost.

$$v_{pr} = (1,1 - 1,15) \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{L,max}}} \quad (2.1)$$

Ze vztahu si lze všimnout ovlivňujících parametrů, kterými jsou hmotnost ( $m$ ), plocha křídla ( $S$ ) a součinitel vztlaku ( $C_L$ ). Úbytek hmotnosti je zajištěn pomocí spalování paliva. Zvýšení plochy křídla se částečně může zajistit pomocí konstrukčních variant vztlakové mechanizace, popsané v pozdějších kapitolách (kapitola 2.1). Problém u zvyšování plochy křídla ovšem nastává při zajištění požadovaných poměrů tuhosti, pevnosti a hmotnosti. Z vytyčených parametrů je tedy nejjednodušší cesta pomocí zvýšení součinitele vztlaku. Způsoby zvýšení součinitele vztlaku jsou zobrazeny na Obr. 1). [2]



Obr. 1) Způsoby zvýšení součinitele vztlaku [2, upraveno]

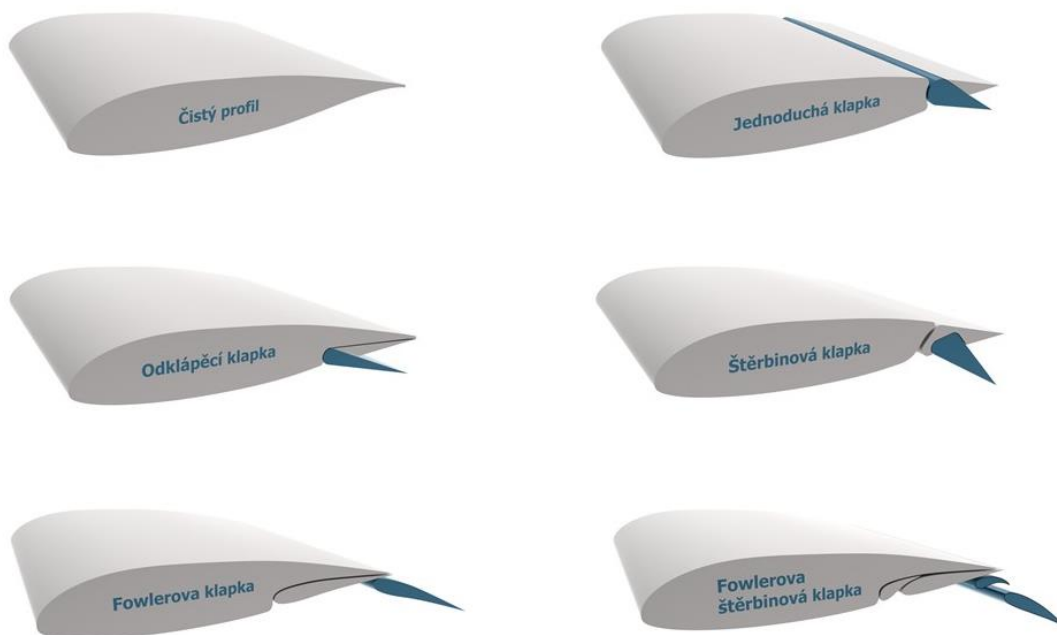
### 2.1 Zakřivení profilu křídla

Zvýšení součinitele vztlaku lze zajistit více způsoby, jak lze vidět na Obr. 1). Nejpoužívanější variantou je pomocí zakřivení profilu. Jedná se o efektivní způsob, jehož konstrukce může být zajištěna na náběžné hraně, odtokové hraně nebo jejich kombinací.

#### 2.1.1 Vztlaková mechanizace na odtokové hraně

Tyto klapky obsahují mechanismy pro odklápění a vysouvání odtokové hrany křídla. Tím se zvyšuje křivost profilu, efektivní úhel náběhu nebo případně i plocha křídla. Majoritní přírůstek vztlaku vzniká díky zvýšení křivosti profilu, kdy na horní straně křídla dochází k zápornému přírůstku vztlaku a na dolní straně křídla dochází naopak k přírůstku kladnému. Klapky na odtokové hraně obecně zvyšují koeficient vztlaku při nulovém úhlu náběhu a zmenšují kritický

úhel náběhu <sup>1</sup>. Některá konstrukční řešení vztlakové mechanizace (dále VM) na odtokové hraně křídla obsahují vhodně tvarovanou šterbinu mezi křídlem a klapkou. Touto šterbinou proudí vzduch, který dále urychluje proudění na horní straně klapky a výrazně tak oddaluje odtržení proudu. Druhy VM na odtokové hraně křídla jsou uvedeny na Obr. 2). [2][3]

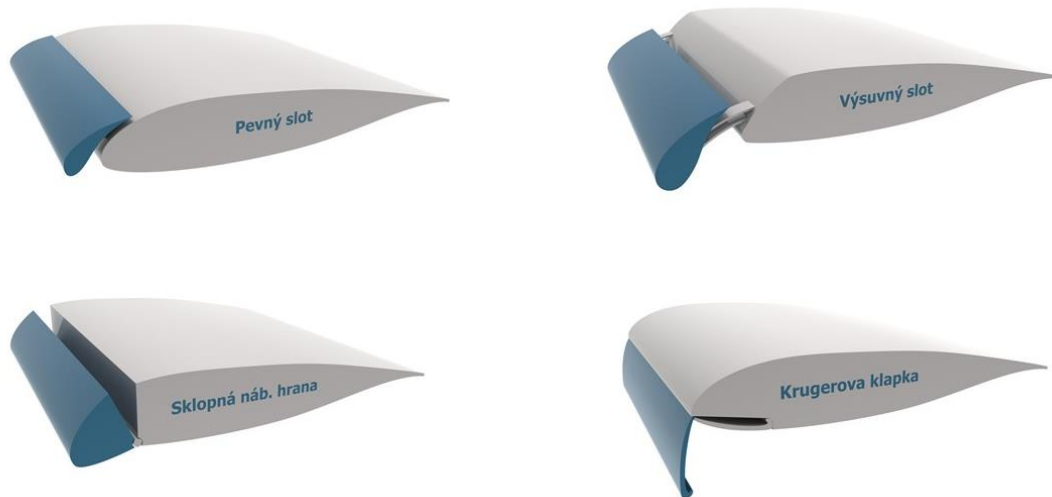


Obr. 2) Vztlaková mechanizace na odtokové hraně

### 2.1.2 Vztlaková mechanizace na náběžné hraně

Použití je vhodné především pro letouny s tenkým profilem křídla ale používají se i u dopravních letounů, které mají středně silné profily. VM na náběžné hraně se používá hlavně pro zakřivení profilu ve spolupráci s VM na odtokové hraně. Výhoda použití VM na náběžné hraně je především ve zlepšení obtékání proudu kolem křídla při vyšších úhlech náběhu. To je doprovázeno oddálením odtržení mezní vrstvy (dále MV) čímž se získají výhodnější jak aerodynamické charakteristiky, tak i letové vlastnosti. Další velkou výhodou je konstrukční jednoduchost, zástavba a ovládání oproti VM na odtokové hraně. Stejně jako u VM na odtokové hraně jsou zde možná řešení se šterbinou mezi křídlem a klapkou. Jednotlivé druhy VM na náběžné hraně jsou zobrazeny na Obr. 3). [2][3]

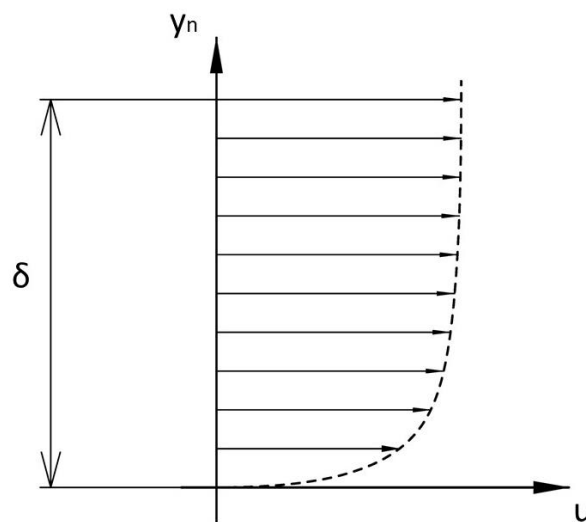
<sup>1</sup> úhel náběhu, kde se nachází maximální součinitel vztlaku a po jeho překročení dochází k brzkému odtržení proudu což následuje výrazný pokles součinitele vztlaku



Obr. 3) Vztlaková mechanizace na náběžné hraně

## 2.2 Ovlivnění mezní vrstvy

Při obtékání vzduchu kolem profilu dochází, díky viskozitě okolního prostředí, ke zpomalování rychlosti proudění. Částice vzduchu, které jsou v těsné blízkosti s povrchem mají nulovou rychlost. S rostoucí vzdáleností, směrem od profilu, se jejich rychlost zvyšuje, až do rychlosti okolního proudění. Tento průběh se nazývá rychlostní profil a je zobrazen na Obr. 4). Normálová vzdálenost od povrchu obtékaného tělesa do místa, kde rychlost nabývá 99 % rychlosti volného proudu se definuje jako tloušťka MV, v Obr. 4) značeno  $\delta$  [1]. MV má malou pohybovou energii a tím i negativní vliv na aerodynamické charakteristiky a letové vlastnosti. Proto je zřejmá i snaha o zmenšení její tloušťky. Ovlivnění MV se provádí řízením obtékaného proudu okolo daného profilu, a to buď pasivními nebo aktivními metodami. [2][4]



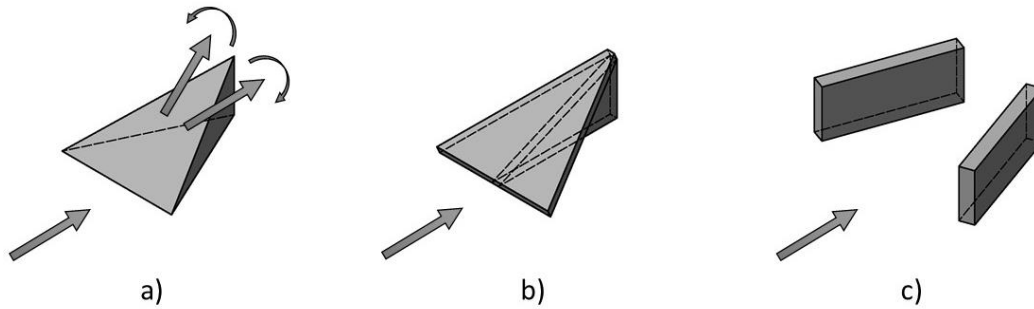
Obr. 4) Rychlostní profil MV

### 2.2.1 Pasivní řízení proudu

Pasivní řízení proudu se nejčastěji provádí za pomoci mechanických částí, zvaných víříče. Jejich funkce spočívá v rozrušení MV. Víříče dále odsávají část MV díky koncovým vířům

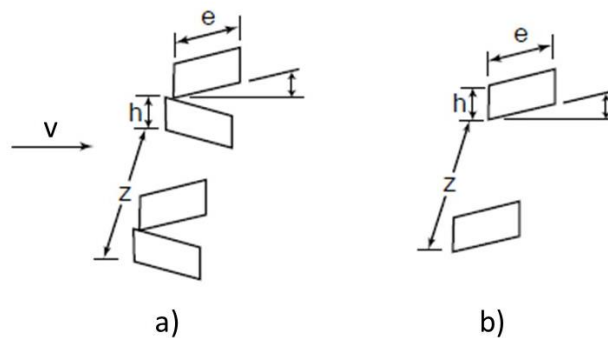
vznikajících na hraně prvku. Díky vhodnému umístění několika víříčů se mezi jednotlivými prvky vytváří proudění dodávající kinetickou energii do MV. Víříče patří mezi efektivní a jednoduché metody řízení proudu.

Majoritní význam víříčů ovšem není příspěvek ke vztlaku, ale k oddálení odtržení proudu. Díky tomu je jejich umístění nejvhodnější v blízkosti ovládacích ploch (křídélka, klapky, vodorovné i svislé ocasní plochy). Největší nevýhodou použití víříčů je nemožnost regulování a výrazný příspěvek k odporu křídla při nízkých součinitelích vztlaku. Naopak při vysokých součinitelích vztlaku má odpor křídla paradoxně menší hodnotu. Druhy víříčů jsou zobrazeny na Obr. 5).



Obr. 5) Druhy víříčů: a) klínový, b) rampový, c) deskový [2, upraveno]

Orientací víříčů mohou vzniknout v podstatě dvě varianty podélných vířů. Při orientaci dle obr. Obr. 6) vznikají víry rotující proti sobě (protiběžné víry). U druhé varianty, Obr. 6), vznikají víry se stejným směrem rotace (souběžné víry). Optimálního nastavení víříčů lze dosáhnout za použití vhodně navržených parametrů, kterými jsou výška víříče ( $h$ ) a vzdálenost mezi jednotlivými prvky ( $z$ ). Velké protiběžné víry „tlačí“ celou oblast směrem od povrchu profilu čímž snižují efektivitu. Na druhou stranu souběžné víry umístěné blízko sebe vytváří jeden velký vír, který také snižuje efektivitu víříčů. [2][5]

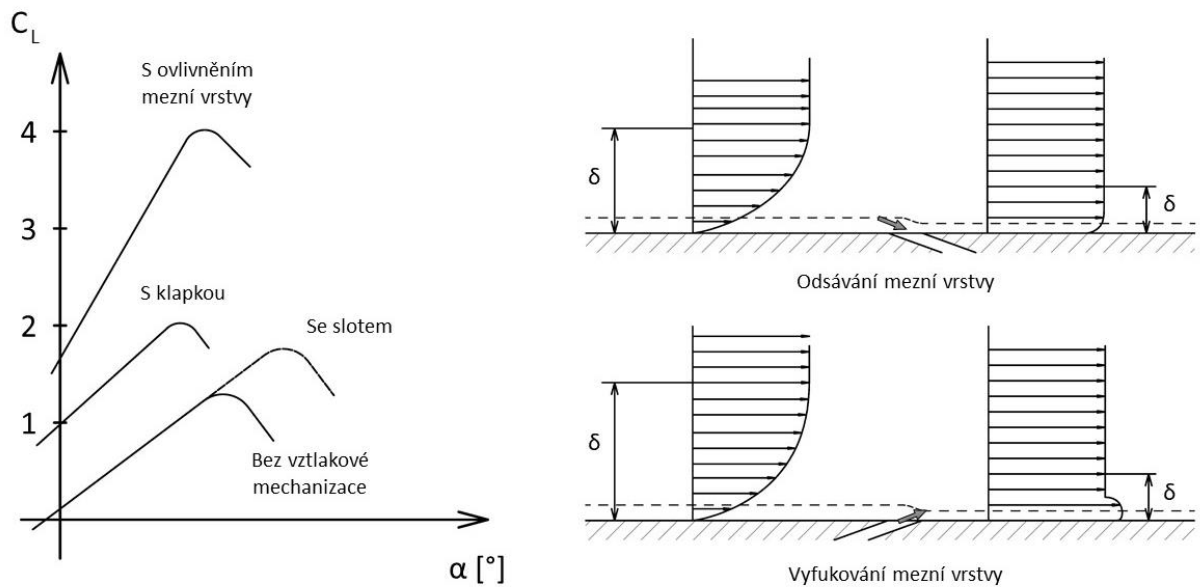


Obr. 6) Orientace víříčů: a) protiběžné víry b) souběžné víry [5]

### 2.2.2 Aktivní řízení proudu

Daleko efektivnější variantou ovlivnění MV je její odsávání nebo vyfukování. Princip těchto variant je jednoduchý a spočívá buď v dodání energie do MV (v případě vyfukování) nebo odstraněním částic s malou hybností v blízkosti povrchu (v případě odsávání). Jedná se o velmi účinné způsoby pro zvýšení vztlaku a oddálení odtrhávání proudu, který ovšem doprovází velká nevýhoda energetické náročnosti systému. Dalšími nevýhodami jsou např. konstrukčně složitější návrh křídla, ve kterém musí být rozvody pro odsávání nebo vyfukování, ve většině případů další motorová jednotka pro pohon systému a nutnost úpravy potahu (otvory pro

nasávání nebo vyfukování). Porovnání obou metod se vztakovou mechanizací je uvedeno na Obr. 7). Z obrázku je patrné že u obou metod je příznivě ovlivňována tloušťka MV. U Vyfukování si lze povšimnout dokonce i zrychlení proudění v MV. [2][5]

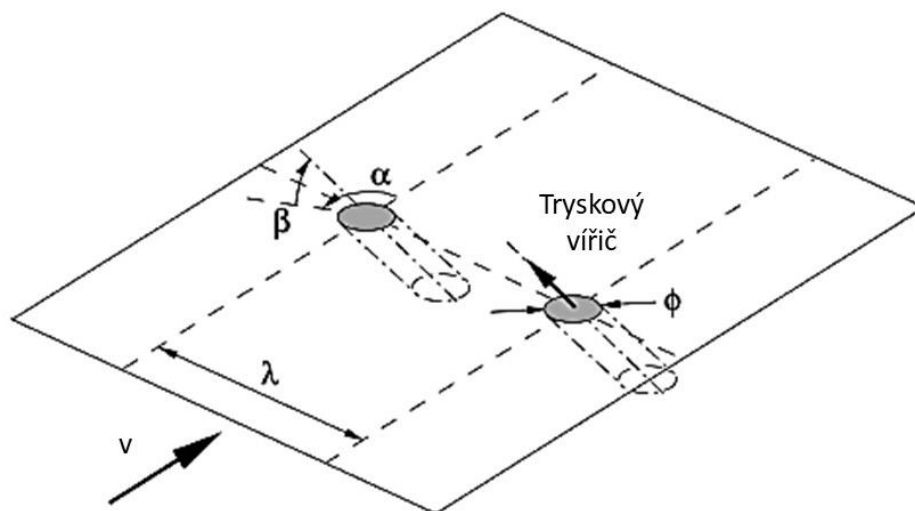


Obr. 7) Odsávání a vyfukování mezní vrstvy [2, upraveno]

## Prvky aktivního řízení

### a) Tryskové víříče

Tato zařízení obsahují otvory, s osou zároveň natočenou vůči nabíhajícímu proudu a sklopenou vůči povrchu, které vyfukují vzduch v protisměru nabíhajícího proudu, a to buď kontinuálně nebo s určitou frekvencí (Pulzační tryskové víříče, dále PTV). Několik takto umístěných trysek podél rozpětí křídla vytváří víry, obdobné těm z pasivních víříčů. Tryskové víříče jsou znázorněny na Obr. 8). [6]



Obr. 8) Tryskové víříče (nastavení pro souběžné víry) [6]

V porovnání s pasivními vířiči je zvýšena účinnost vířů a velmi výrazně snížen odpor, který je největší nevýhodou mechanických vířičů. Stejně jako u pasivních prvků, i zde se může nastavit orientace trysek pro vytvoření protiběžných nebo souběžných vířů. [6][7]

### b) Tangenciální trysky

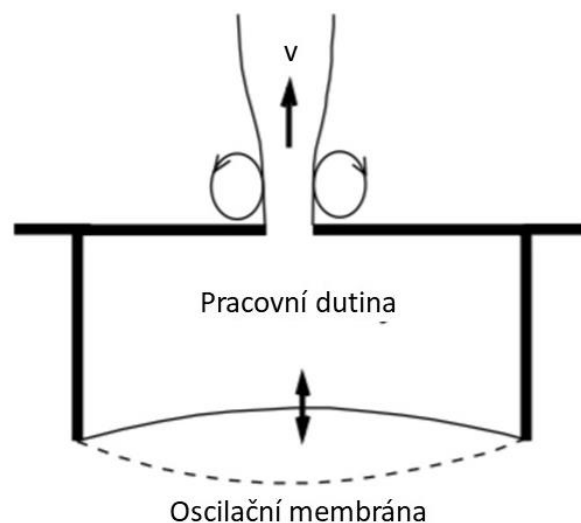
Tangenciální trysky (dále TT) jsou jednoduchá zařízení obsahující otvory sklopené tangenciálně k povrchu tělesa. Využívají se zejména na horní straně profilu, kde dodávají potřebnou energii do MV. Díky tomu se oddálí odtržení MV a zvýší vztlaková síla. Vyfukovaný vzduch může proudit kontinuálně nebo pulzovat v určitých intervalech. Schéma TT je vidět na Obr. 9). [5]



Obr. 9) Schéma tangenciálního vyfukování [5]

### c) Pulzní oscilátor

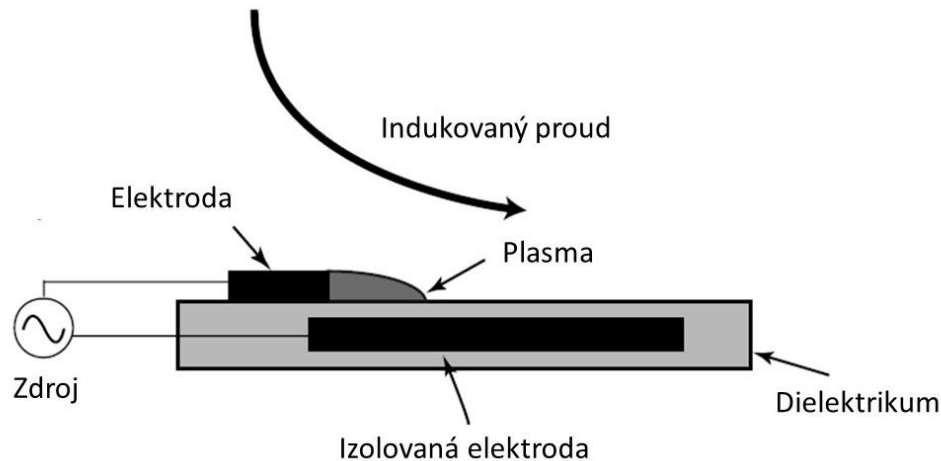
Jedná se o metodu, která nevyžaduje dodávku externího proudění. Pulzní oscilátor (dále PO) je tvořen štěrbinami, pracovní dutinou a oscilační membránou. Princip PO spočívá v místním narušení proudění, schéma viz. Obr. 10). Během pohybu membrány směrem dolů se přes štěrbinu nasává vzduch z oblasti MV s malou hybností do oblasti pracovní dutiny. Následným pohybem membrány směrem nahoru je vzduch z dutiny vyfukován a dodává tak energii do MV. Pohon membrány může být zajištěn například pomocí piezoelektrického pohonu. Mezi výhody PO patří malá náročnost na požadavky pohonu a podobnost proudění charakteristického pro metody AŘ (sání, vyfukování) bez nutnosti dodání externího proudění. Ačkoliv není potřebné dodávat externí proudění, tak hybnost dodaná do MV nulová není. Díky tomu PO patří mezi velmi efektivní metody AŘ. Největší nevýhodou je omezenost použití. PO totiž nezvládají dodávat velké množství energie do MV, a proto zatím nejsou vhodné pro použití na modelech ve větším měřítku. [5][8][9]



Obr. 10) Schéma pulzního oscilátoru [8]

#### d) Plasmatický aktuátor

Plasmatický aktuátor (dále PA) je tvořen dvěma elektrodami (většinou měděnými), které jsou od sebe odděleny pomocí nevodivého dielektrika (např. Kaptonovou páskou). Zatímco spodní elektroda je kompletně izolovaná, tak horní elektroda je v kontaktu s okolním vzduchem. Elektrody bývají obvykle dlouhé a úzké. Tvar obou elektrod je asymetrický (s malým překrytím elektrod). Po přivedení dostatečně velkého napětí (střídavého) na elektrody se okolní vzduch začne ionizovat a vytváří se plazma (v místě nejvyššího elektrického potenciálu). Tvorba plazmy se vyskytuje v oblasti překrytí kraje neizolované elektrody a nad izolovanou elektrodou, viz. Obr. 11). [5][10]

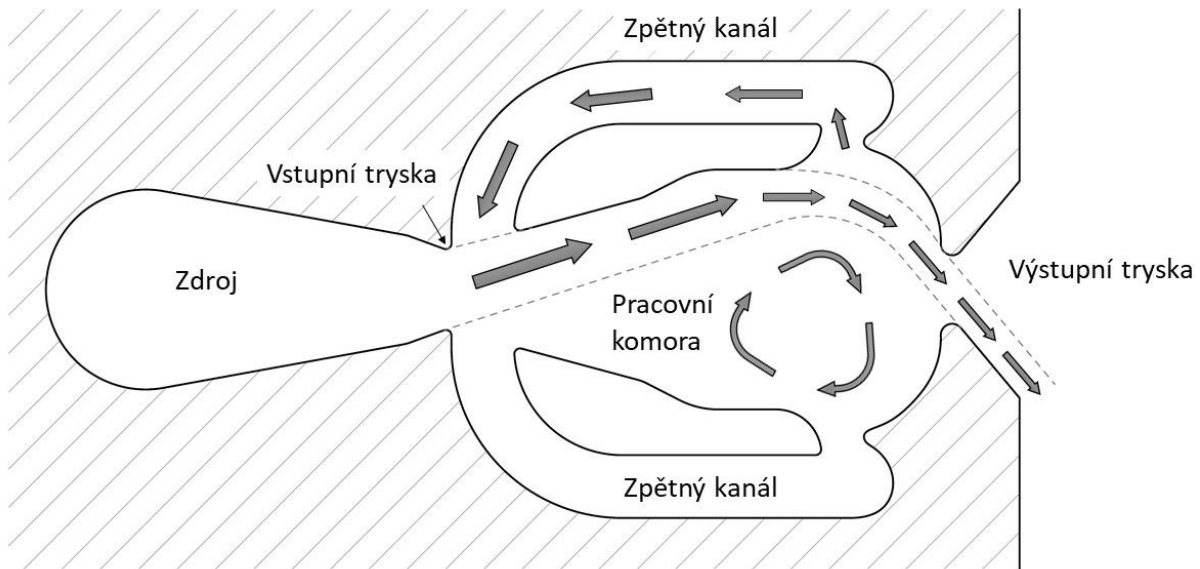


Obr. 11) Schéma plasmatického aktuátoru [10]

#### e) Fluidní oscilátor

Zařízení funguje na principu Coanda efektu<sup>2</sup>. Vzduch proudící ze zdroje se po projití vstupní tryskou (power nozzle) dostává do tvarované dutiny (pracovní komora). Díky výše zmíněnému Coanda efektu je proudění přilnuto k jedné ze stěn dutiny (na Obr. 12) zobrazen případ přilnutí na horní stranu). Díky rychlému proudění vzduchu a důmyslnému tvarování dutiny je zvýšen tlak ve zpětném kanálu. Proudící vzduch ve zpětném kanálu následně interaguje s prouděním ze zdroje a posune přilnutí na opačnou stranu dutiny. Celý proces se dále cyklicky opakuje a vytváří tím na výstupu proudění, které „metá“ vzduch ze strany na stranu. [11][12] Velkou výhodou FO je charakteristické proudění za absence pohyblivých mechanismů. Díky výstupu z FO lze pokrýt velkou část potřebné plochy a dosáhnout porovnatelných charakteristik jako při použití konstantě vyfukujících trysek, za dodání menšího objemového průtoku. Mezi výhodou se může řadit i jednoduchý vstup, kterým je stálý přísun proudícího vzduchu. Největší nevýhoda stále spočívá ve velké spotřebě dodávaného vzduchu. [9]

<sup>2</sup> Coanda efekt je jev způsobující přilnutí proudícího média ke konvexnímu povrchu



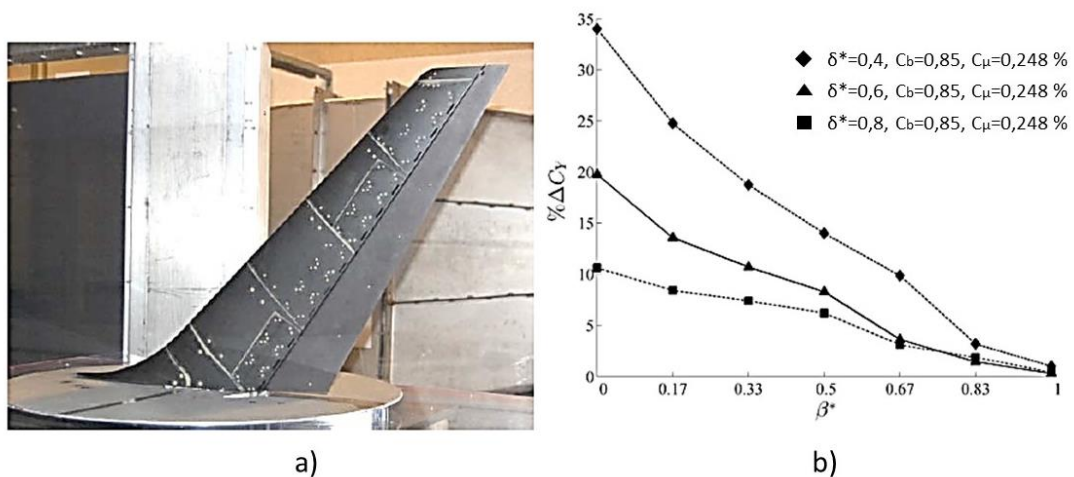
Obr. 12) Schéma fluidního oscilátoru [12, upraveno]

## 3 PODOBNÉ EXPERIMENTY

### 3.1 Boeing 757 ecoDemonstrator

Technologie aktivního řízení proudu se zde vyvíjela v rámci projektu NASA ERA<sup>3</sup>, kde společnost Boeing spolupracovala s několika univerzitami<sup>4</sup>. Cílem projektu bylo využití AŘ proudu na svislých ocasních plochách (dále SOP) pro zvýšení bočné síly při vysazení jednoho z motorů. Použití by bylo určeno pro komerční transportní letouny, které mají velikost SOP předimenzovanou právě díky případům jako je vysazený motor. Při prokázání funkčního AŘ proudu by se mohla zmenšit velikost SOP a tím i hmotnost a odpor letounu.

První části experimentů zahrnovaly měření v aerodynamickém tunelu RPI<sup>5</sup>. Měřený model byl oproti reálným SOP zmenšen zhruba na 5 %, viz Obr. 13). Na model SOP byly, v těsné blízkosti závěsu směrového kormidla (dále SK), přidělaný PO.



Obr. 13) a) Model SOP (1:20) při měření v tunelu RPI, b) Závislost přírůstku bočné síly na úhlu vybočení [13]

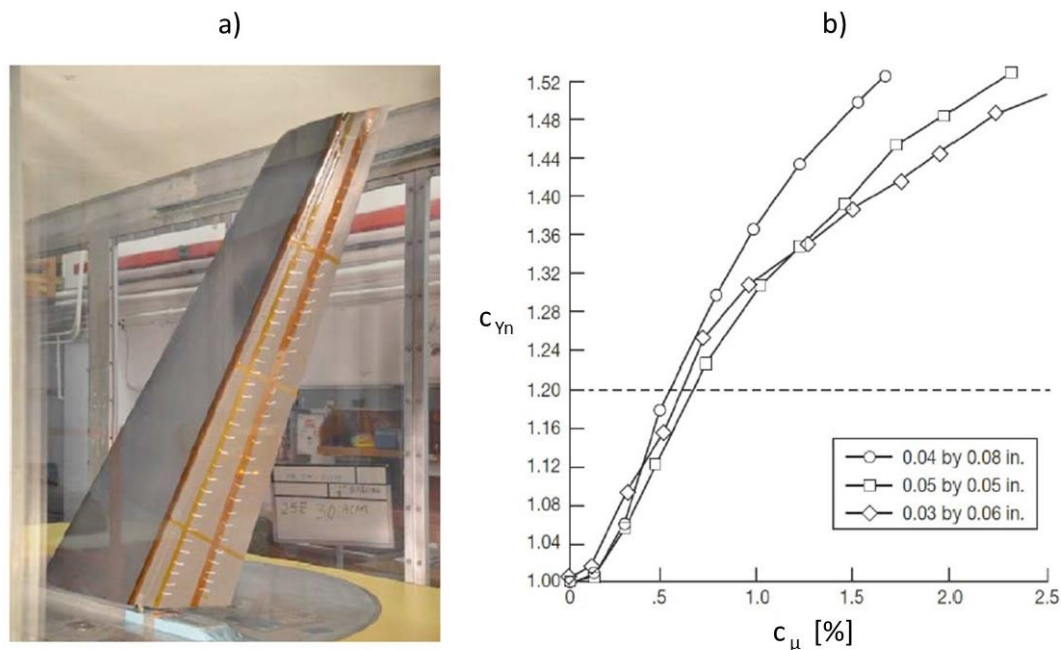
Výsledky měření ukázaly, že umístění PO v blízkosti závěsu SK vytvářejí zvýšení bočné síly o 20 % (při nulovém úhlu vybočení, a úhlu výchylky SK rovné  $\delta=30^\circ$ ). Ačkoliv se v daném případě jedná o vysoké zvýšení bočné síly, tak při dalším zvyšování úhlu vybočení, nebo úhlu výchylky SK, se účinnost radikálním tempem snižuje. Tento pokles síly je způsoben malým součinitelem hybnosti<sup>6</sup>, který při vyšších výchylkách, není schopen zabránit odtržení proudu. Průběh křivky při zvyšujících se úhlech  $\beta$  a  $\delta$  je znázorněn na Obr. 13).

<sup>3</sup> ERA – environmentally responsible aviation

<sup>4</sup> Spolupráce s Caltech a University of Arizona

<sup>5</sup> RPI – Rensselaer Polytechnic Institute (Troy, New York)

<sup>6</sup> Parametr udávající poměr mezi hybnostním tokem vyfukovaného vzduchu a hybnostním tokem nabíhajícího proudu:  $c_\mu = \frac{\dot{m}v_j}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 S}$



Obr. 14) a) model SOP v tunelu na Caltechu, b) závislost přírůstku bočné síly na součiniteli hybnosti při parametrech:  $v_{\infty}=40$  m/s,  $\delta_R=30^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$  [13]

Další metodou AŘ proudu, použitou na zmenšeném modelu (14 %), byly FO, viz. Obr. 12). Experiment zmenšeného modelu, viz. Obr. 14), byl měřen v aerodynamickém tunelu na Caltechu. SOP obsahovaly 32 fluidních oscilátorů, umístěných na SK a na odtokové hraně kýlu.

Výsledky experimentu vykazovaly zvýšení bočné síly zhruba o 50 % při hodnotě vychýlení SK  $\delta=30^\circ$ , nulovém vybočení  $\beta=0^\circ$  a součiniteli hybnosti  $c_{\mu}=1,7$  %. Při porovnání všech výsledků byly pro měření, modelu ve skutečné velikosti, vybrány FO, a to díky vyšším hodnotám vystupujícího součinitele hybnosti. Jejich umístění bylo, kvůli jednodušší zástavbě, na odtokové hraně kýlu. Pro experiment ve skutečné velikosti byly vybrány SOP z vrakoviště, které se následně upravily pro tunelové měření, viz. Obr. 15). Parametry měření jsou uvedeny v Tab 1)

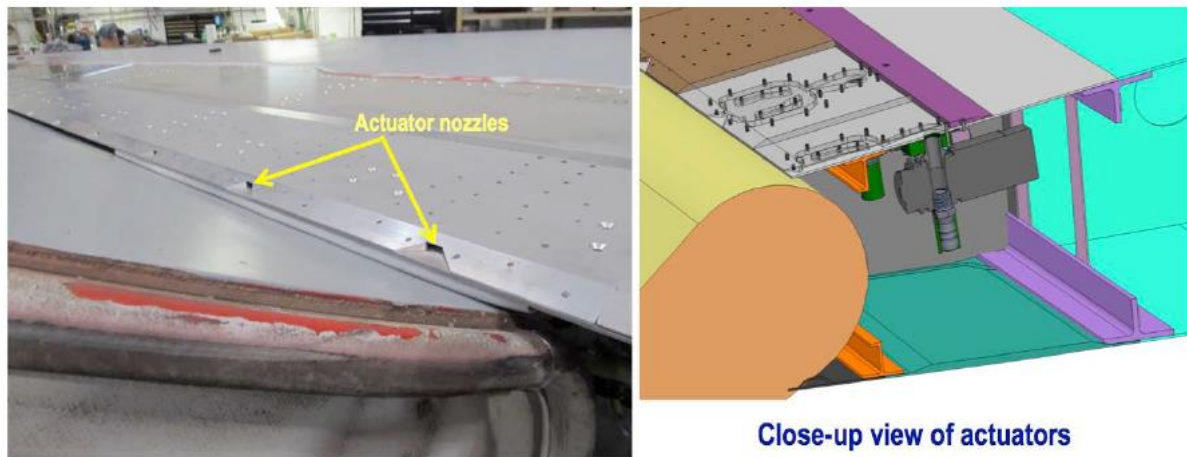


Obr. 15) SOP odebírané z vraku b757 (vlevo), SOP upravené k tunelovému měření (vpravo) [13]

Tab 1) Parametry tunelového měření [13]

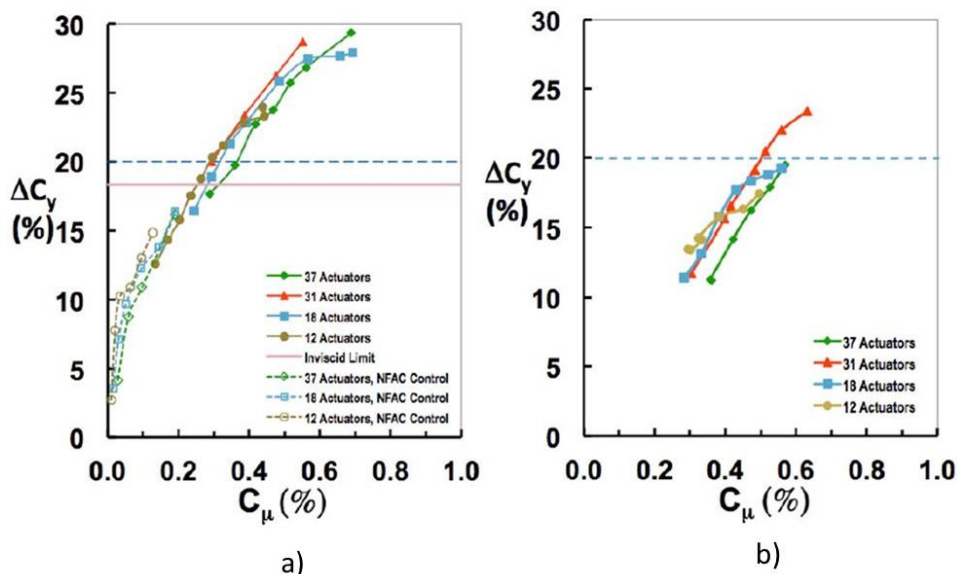
v [knots]		$M_\infty$ [-]		Re [-]		$\delta$ [°]		$\beta$ [°]	
nom.	max.	nom.	max.	nom.	max.	min.	max.	min.	max.
100	130	0,15	0,2	$15 \cdot 10^6$	$20 \cdot 10^6$	0	30	0	-7,5

Všechny prvky AŘ (37 FO) byly rovnoměrně rozloženy podél odtokové hrany kýlu směrem na pravobok SOP. Každý prvek AŘ byl opatřen tlakovým ventilem pro zajištění potřebného tlaku dodávaného vzduchu. Umístění FO společně s detailním řezem je zobrazeno na Obr. 16).



Obr. 16) Umístění aktuátorů a detailní řez [13]

Během měření se zaznamenávaly aerodynamické veličiny a místo odtržení MV. Separace proudění byla zaznamenávána vizuální metodou pomocí provázků. Samotný experiment obsahoval několik konfigurací, které se měnily pomocí tlakových ventilů. Příkladem může být úplné uzavření některých ventilů a tím zvýšení vzdálenosti mezi oscilátory nebo uzavření konkrétních ventilů v blízkosti kořene a konce kýlu. Všechny naměřené konfigurace se prováděly při maximálním vychýlení SK ( $\delta=30^\circ$ ) a při minimální rychlosti nabíhajícího proudu ( $v_\infty=100$  knots). Výsledky měření ukázaly, že několik konfigurací zaznamenalo výrazné zvýšení bočné síly (cca o 20 %) při maximálním vychýlení SK a úhlu vybočení jak minimálním ( $0^\circ$ ) tak maximálním ( $-7,5^\circ$ ). Na Obr. 17) je znázorněna závislost přírůstku bočné síly ( $\Delta C_y$ ) na součiniteli hybnosti ( $c_\mu$ ), a to za různých konfigurací.



Obr. 17) Závislost bočné síly na součiniteli hybnosti: a) při nulovém vybočení b) při maximálním vybočení [13]

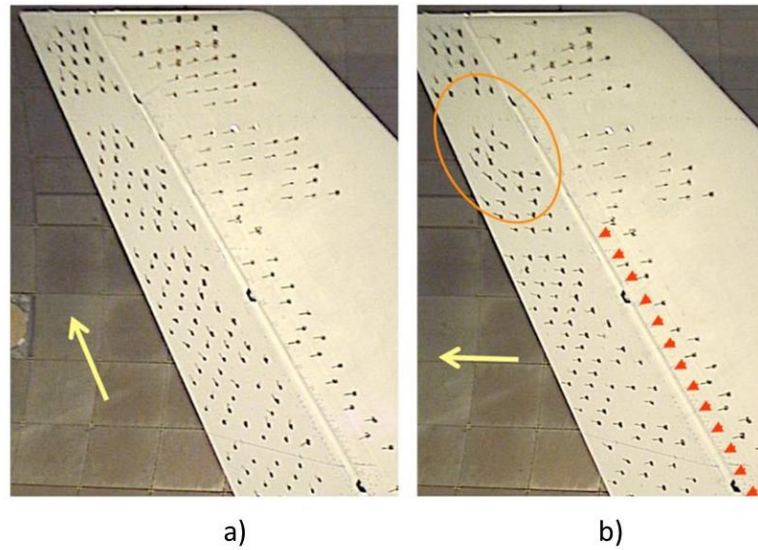
Na Obr. 17) je zobrazen i teoretický přírůstek bočné síly u neviskózního prostředí (vypočítáno pomocí CFD), který může být brán jako ukazatel efektivnosti aktivního řízení. Jako cíl se zvolila hodnota zvýšení bočné síly o 20 %<sup>7</sup> (v obrázku naznačeno čárkovanou modrou přímkou). V jednoduchosti se dá říct, že křivky pro jednotlivé konfigurace splývají, resp. jsou zde nepatrné rozdíly. Zřejmý rozdíl je ovšem vidět při použití 31 oscilátorů, kdy tato konfigurace zajišťuje vyšší přírůstek bočné síly než konfigurace 37 oscilátorů. Obdobné chování bylo zjištěno i v případě maximálního vybočení, viz Obr. 17).

Dále je z Obr. 17) patrné, že pro zajištění potřebného cíle ( $\Delta C_y = 20\%$ ), při nulovém vybočení, se dosáhne se součinitelem hybnosti větším než hodnota 0,3 %. Porovnáním experimentu v plném měřítku, Obr. 17), a ve zmenšeném měřítku, Obr. 14), lze pozorovat podobný trend křivky. Tímto pozorováním lze vyvodit závěr, že součinitel hybnosti se dá považovat za vhodný parametr pro úpravu měřítka modelu, používající pro AŘ prvky FO.

U maximálního vybočení se musel zvýšit součinitel hybnosti přibližně o hodnotu  $\Delta c_{\mu} = 0,2\%$  aby bylo zajištěno požadovaného cíle. Ačkoliv u nulového vybočení bylo dosaženo požadované hodnoty přírůstku bočné síly při několika konfiguracích, tak u maximálního vybočení uspěly pouze dvě konfigurace a to použití 31 a 37 oscilátorů s hodnotou součinitele  $c_{\mu} \leq 0,6\%$ . Nastavení 31 oscilátorů bylo dosaženo vyřazením 6 oscilátorů v oblasti horní části kýlu. Díky předchozím experimentům [14] bylo dokázáno, že deaktivací až 15% zastoupení oscilátorů z horní oblasti kýlu nijak zásadně neovlivní přírůstek bočné síly. Tato konfigurace se naopak projevuje zvýšením bočné síly s porovnáním při použití 37 oscilátorů. Mezi další výhody této konfigurace se řadí také menší potřebný průtok a jednodušší instalace systému AŘ.

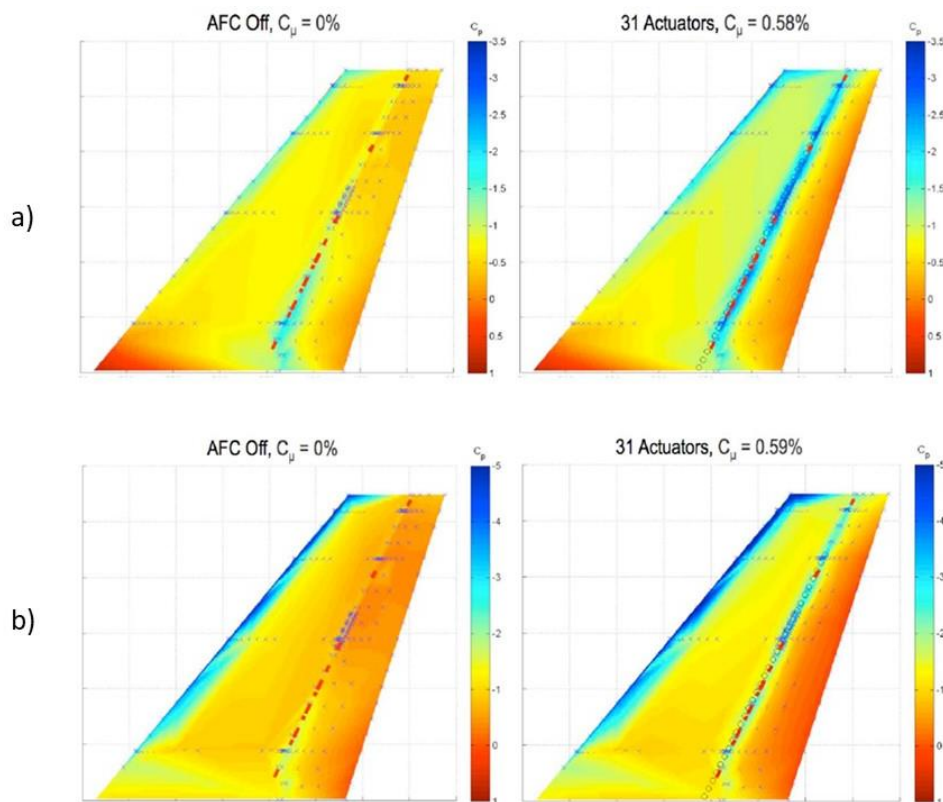
Efektivita vybrané konfigurace byla potvrzena při tunelovém měření, viz Obr. 18), kde se za pomoci provázek vizuálně ověřilo odtrhávání proudu.

<sup>7</sup> Hodnota 20 % je založena na předchozích provedených studiích.



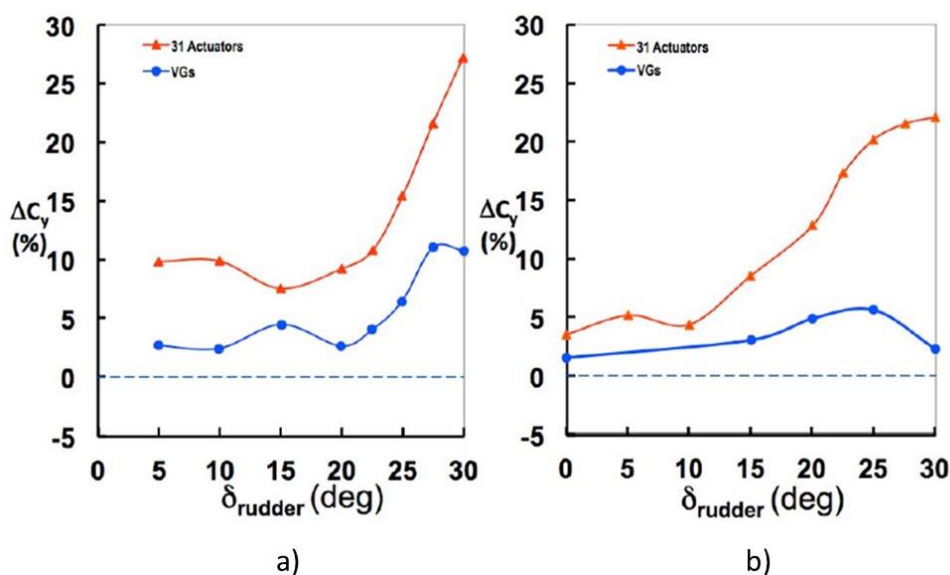
Obr. 18) Vizualizace proudění: a) při vypnutém AŘ, b) při zapnutém AŘ [13]

Z Obr. 18) je patrný rozdíl mezi vypnutým a zapnutým AŘ, kdy směr provázku ukazuje, že při zapnutém AŘ jsou provázky přilnuty ke SK a jejich směr (znázorněn žlutou šipkou) je totožný se směrem okolního proudění. Naproti tomu, u vypnutého AŘ je zřejmé, že došlo k odtržení. Oranžová oblast u Obr. 18) ukazuje oblast vypnutých oscilátorů, kde nastává odtržení proudu díky blízkosti koncových vírů. Pro názornější ukázkou je na Obr. 19) zobrazeno tlakové rozložení SOP.



Obr. 19) Tlakové rozložení SOP: a) s nulovým vybočením, b) s maximálním vybočením [13]

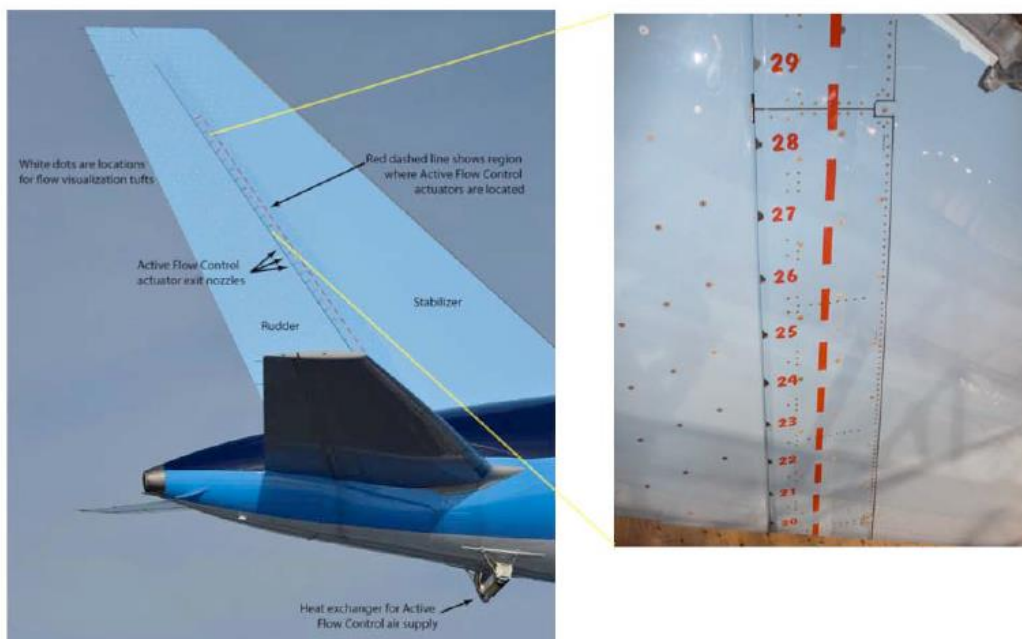
Součástí projektu bylo i porovnání použitých oscilátorů a vířičů. Na Obr. 20) je zobrazena závislost přírůstku bočné síly na výchylce SK při rychlosti nabíhajícího proudu  $v_{\infty}=100$  knots. Každá křivka představuje nejlepší případ dané metody.



Obr. 20) Přírůstek bočné síly v závislosti na výchylce SK: a) při nulovém vybočení, b) při maximálním vybočení [13]

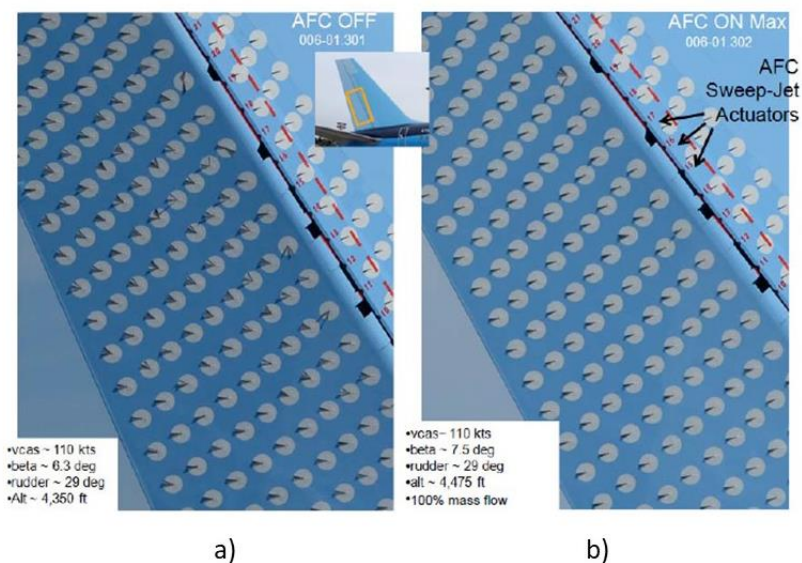
Zkušební let byl uskutečněn v roce 2015 na letadle Boeing 757 ecoDemonstrator. Díky zkušenostem nabytých z experimentu SOP v plném měřítku, bylo na pravobok SOP instalováno 31 oscilátorů. Cílem letu byla demonstrace instalace systému AŘ do draku letounu a tím upozornit na možný udávající směr nových technologií, měření dopadu AŘ na efektivitu SK za letu, a porovnání naměřených dat s tunelovým měřením a CFD výpočty. Měření zahrnovalo letové manévry se stabilním vybočením jako simulaci výpadku, nebo snížení tahu, jednoho z motorů. Během letu se také vyzkoušely různé konfigurace oscilátorů.

Systém AŘ byl poháněn pomocí vzduchu z kompresoru pomocné pohonné jednotky. Na spodní části zádi draku byl umístěn tepelný výměník pro chlazení pomocné pohonné jednotky v souladu s vnitřním uspořádáním SOP. Vzduch byl veden potrubím uvnitř trupu do potrubí vloženém ve SOP, které se dále dělilo a dodávalo vzduch k jednotlivým oscilátorům. Umístění systému AŘ lze vidět na Obr. 21).



Obr. 21) Umístění AŘ na SOP [13]

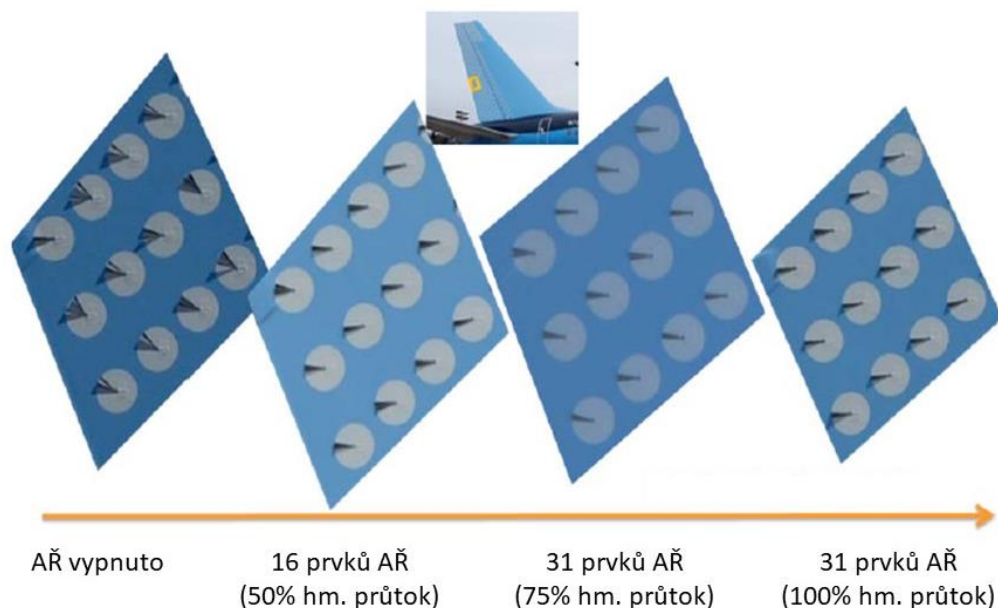
Odrhávání proudění se zaznamenávalo pomocí fotografií<sup>8</sup>, pořízených doprovodným letounem. Pořízené fotografie byly následně digitálně proloženy pro vizualizaci proudění. Obr. 22) ukazuje rozdíl mezi zapnutým a vypnutým AŘ. Při vypnutém systému AŘ lze na několika místech názorně vidět, že provázky měly v daných časových úsecích různou polohu a díky tomu lze konstatovat že se v dané oblasti nacházelo nestabilní proudění. Naproti tomu při zapnutém systému AŘ si lze všimnout pouze velmi malých změn polohy provázek, čímž bylo jednoznačně prokázáno snížení odtrhávání proudění v oblasti SK. Dalším neméně důležitým ukazatelem byla odezva pilotů, kteří potvrdili účinnost systému AŘ. Podle pilotů byl let klidnější a ovládání SK bylo dle předpokladů vylepšeno.



Obr. 22) Proložené fotografie z letového měření: a) AŘ vypnuto, b) AŘ zapnuto [13]

<sup>8</sup> Fotografie se pořizovaly s rozestupem 1 sekundy

Na Obr. 23) je zobrazen detail části SOP<sup>9</sup>, na kterém je znázorněno zmenšení pohybu provázek při různých hmotnostních průtocích vyfukovaného vzduchu. Série obrázků potvrdila, že systém AŘ příznivě ovlivňuje odtrhávání proudu při vysokých výchylkách SK. [13]



Obr. 23) Stabilita proudu při různých konfiguracích [13]

### 3.2 Scholz – Pulzační tryskové víříče

Experiment popisuje AŘ proudu na profilu, měřeném v aerodynamickém tunelu. Systém AŘ je vestavěn uvnitř náběžné hrany profilu a slouží k oddálení odtržení MV v oblasti náběžné hrany. Systém AŘ obsahuje pulzační tryskové víříče, viz kapitola 2.2.2 a), využívající stlačený vzduch. Měření bylo provedeno v aerodynamickém tunelu s uzavřeným okruhem. Parametry profilu a okrajových podmínek použitých při měření jsou zobrazeny v Tab 2) .

Tab 2) Parametry profilu a okrajové podmínky měření

Rozměr měřící sekce	Rychlost proudění	Reynoldsovo číslo	Intenzita turbulence <sup>10</sup>	Rozpětí	Hloubka profilu
Š x V [m x m]	$u_\infty$ [m/s]	Re [-]	Tu [%]	b [m]	c [mm]
3,25 x 2,8	65	$2,8 \cdot 10^6$	0,04 - 0,06	2,8	600

Zkoumaný model profilu a část klapky byl vytvořený z hliníku a zbytek klapky z uhlíkového vlákna. Model je osazen 220 otvory pro odběr statického tlaku. Krajní části modelu jsou opatřeny řadou otvorů, snímajících statický tlak, které umožňují analyzovat jednotnost tlakového rozložení podél rozpětí a určit tak interakci mezi zdí tunelu a samotným modelem. V těsné vzdálenosti ( $x/c=0,01$  na horní straně) za PTV je umístěna řada 7 tlakových otvorů (mezera mezi otvory je  $\Delta y=7,5$  mm). Pro měření úplavu za profilem je, ve vzdálenosti  $x/c=0,75$  od odtokové hrany, umístěna pitot-statická trubice. Detailní popis modelu a nastavení je dále uvedeno v příslušné literatuře. [15]

<sup>9</sup> Detail je situován v polovině rozpětí SOP u odtokové hrany

<sup>10</sup> Intenzita turbulence – hodnota udávající poměr odchylky rychlosti, vůči střední rychlosti nabíhajícího proudu, a střední rychlosti nabíhajícího proudu

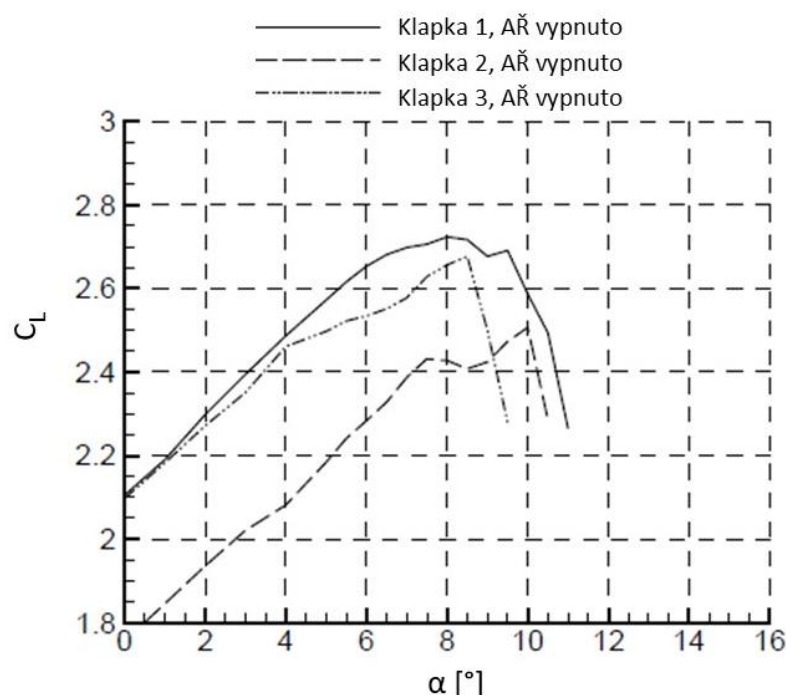
AŘ na náběžné hraně obsahuje několik malých tlakových komor, které jsou pomocí rychle uzavíracích ventilů (FESTO MH-2) zásobovány stlačeným vzduchem. Pulzující vzduch vystupuje skrze malé otvory hliníkových plechů. Díky použití vícero plechů je možnost upravit geometrii děr pomocí jejich výměny. Umístění PTV je ve vzdálenosti  $x/c=1\%$ , na spodní straně profilu. Příčinou tohoto umístění, je posunutí stagnačního bodu dále od náběžné hrany a rozšíření oblasti s nižším tlakem. Pro ovládání odtržení na odtokové hraně jsou na profilu dále umístěny obdobné prvky AŘ jako pro ovládání odtržení na náběžné hraně. Umístění těchto prvků je na horní straně profilu ve vzdálenosti  $x/c=25\%$ .

Tlak vzduchu byl kontrolován pomocí elektrického ventilu FESTO MPPE-3 a objemový průtok pomocí průtokoměru TESTO 6441. Všechny pneumatické prvky pro vedení vzduchu byly symetrické a vzduch se dodával z obou stran modelu. Díky nedostatku místa uvnitř náběžné hrany nebylo možné umístění systémů pro kontrolu tlaku a teploty uvnitř rozváděcích komor. Skutečná rychlost byla určena pouze analyticky pomocí rovnice kontinuity.

Geometrie a rozložení otvorů bylo optimalizováno pomocí předchozích experimentů [16], kde se zkoumal vliv sklonu osy otvoru vůči povrchu a vzdálenost umístění dvou otvorů mezi sebou [17]. V následující tabulce, Tab 3) jsou uvedeny parametry třech různých nastavení klapek, které byly v oblasti zájmu experimentu.

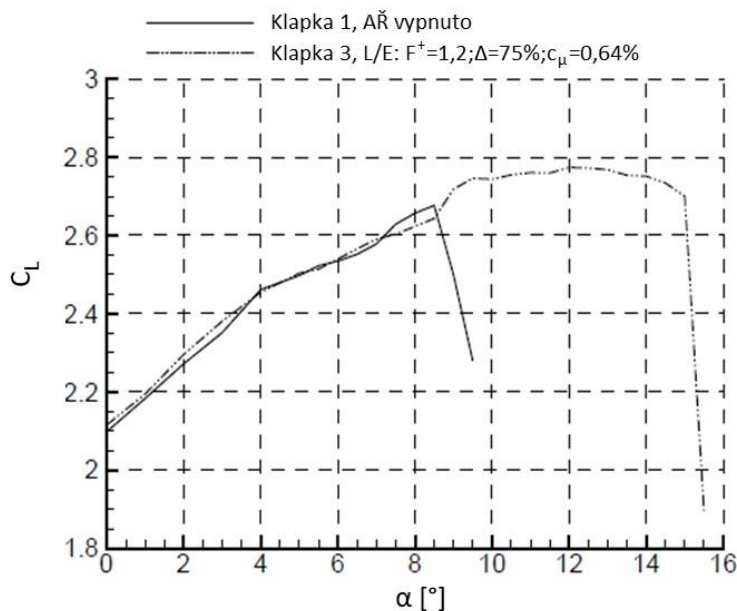
Tab 3) Parametry nastavení vyšetřovaných klapek (AŘ vypnuto) [18]

Označení klapky	Počátek odtržení	Výchylka klapky	Mezera/hloubka profilu	$ovl_F/c$
		$\varphi_F [^\circ]$	$g_F/c [\%]$	$ovl_F/c [\%]$
<b>Klapka 1</b>	Odtržení na OH	40,1	0,8	2,3
<b>Klapka 2</b>	Odtržení na NH	45,0	2,7	0,5
<b>Klapka 3</b>	Odtržení na NH	49,1	0,9	2,3

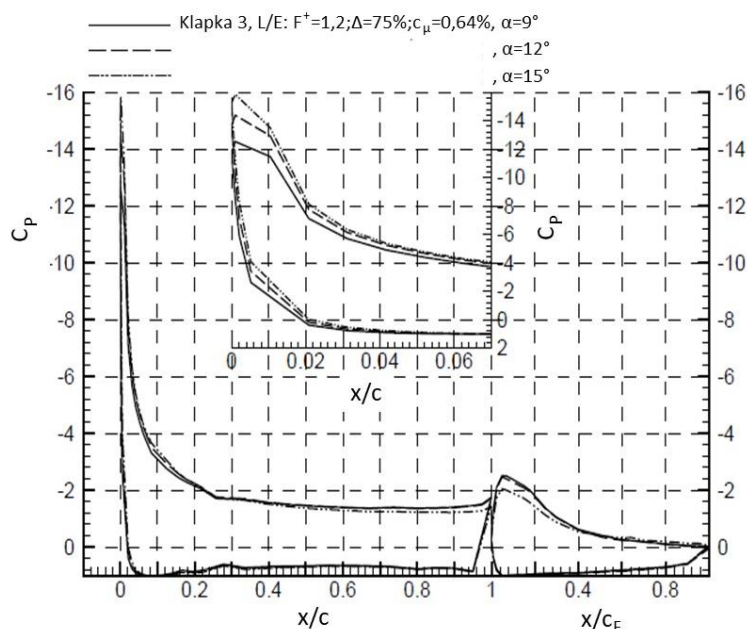


Obr. 24) Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu pro různá nastavení klapek [18]

Porovnání výsledků měření při zapnutém a vypnutém systému AŘ je ukázáno na Obr. 25). Použité nastavení, redukovaná frekvence vířičů ( $F^+=1,2$ ), pracovní cyklus ( $\Delta=75\%$ ), součinitel hybnosti ( $c_\mu=0,64\%$ ), úspěšně oddálily počátek odtržení MV z náběžné hrany. Kritický úhel náběhu se zvýšil z hodnoty  $\alpha_{max}=8,5^\circ$  na hodnotu  $\alpha_{max}=15^\circ$ . Sklon vztlakové čáry se ovšem kolem hodnoty  $\alpha_{max}=9^\circ$  výrazně snížil a celkový přírůstek součinitele vztlaku vzrostl pouze o hodnotu  $\Delta C_L=0,1$ .



Obr. 25) Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu při zapnutém (Klapka 1) a vypnutém systému AŘ (Klapka 3) [18]



Obr. 26) Tlakové rozložení profilu při různých úhlech náběhu [18]

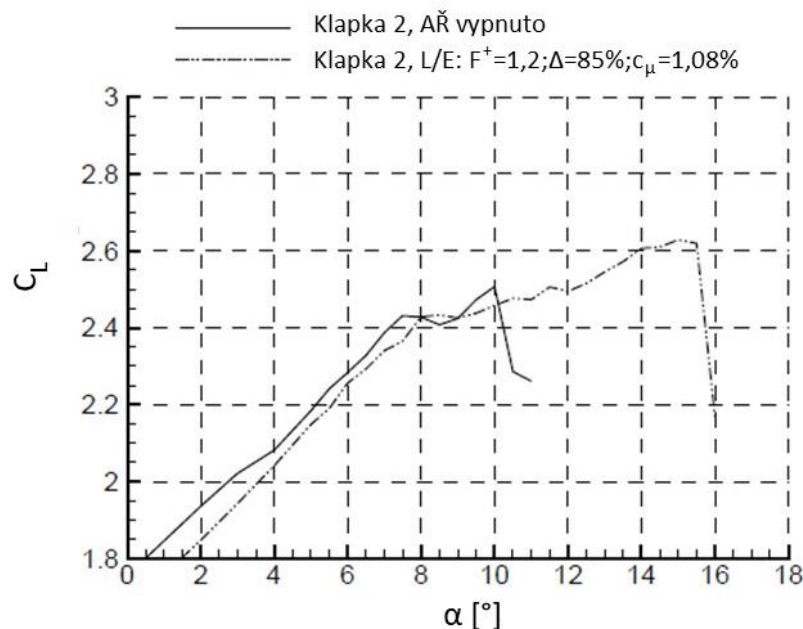
Zaměřením se na Obr. 26) zjistíme, že při zvyšování úhlu náběhu dochází k postupnému snižování součinitele tlaku. Tím je jednoznačně dokázáno, že proudění je plně přilnuto v oblasti náběžné hrany profilu. Naproti tomu v oblasti odtokové hrany profilu (náběžné hrany klapky)

je průběh tlakového rozložení opačný. Respektive, pro změnu úhlu náběhu z  $\alpha=9^\circ$  na  $\alpha=12^\circ$  je změna pouze minimální, ale s dalším zvýšením úhlu náběhu na hodnotu  $\alpha=15^\circ$  již je zvýšení součinitele tlaku znatelné, což značí počátek odtržení. Zmíněné chování je typické pro odtržení turbulentní MV na odtokové hraně profilu. Systém AŘ dokázal oddálit počátek odtržení MV z náběžné hrany, to ovšem započalo na odtokové hraně profilu. Díky tomu hodnota přírůstku součinitele vztlaku nenabývá vysokých hodnot.

Na Obr. 27) můžeme pozorovat rozdílný průběh vztlakové křivky klapky 2 oproti průběhu klapky 3 (při zapnutém systému AŘ). Díky nastavení je na klapce 2 velká oblast odtrženého proudění a díky tomu má v porovnání s klapkou 3 menší maximální součinitel vztlaku. Parametry aktuátorů jsou uvedeny v následující tabulce.

Tab 4) Parametry aktuátorů [18]

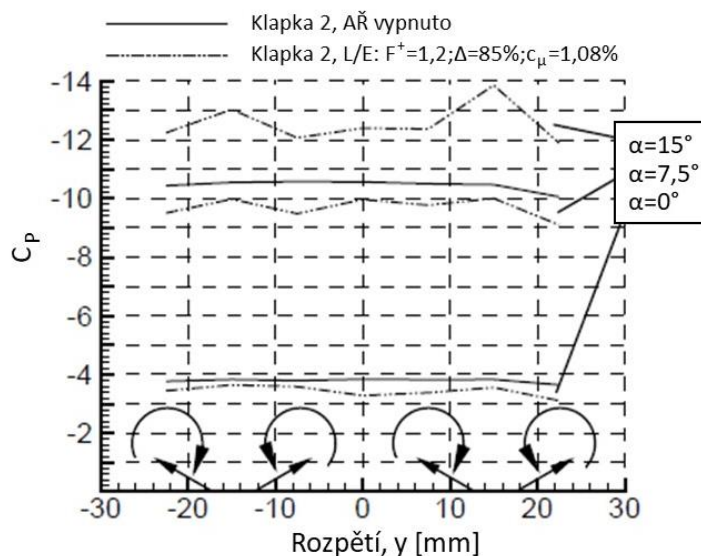
$F^+$ [-]	$\Delta$ [%]	$c_\mu$ [%]
1,2	85	1,08



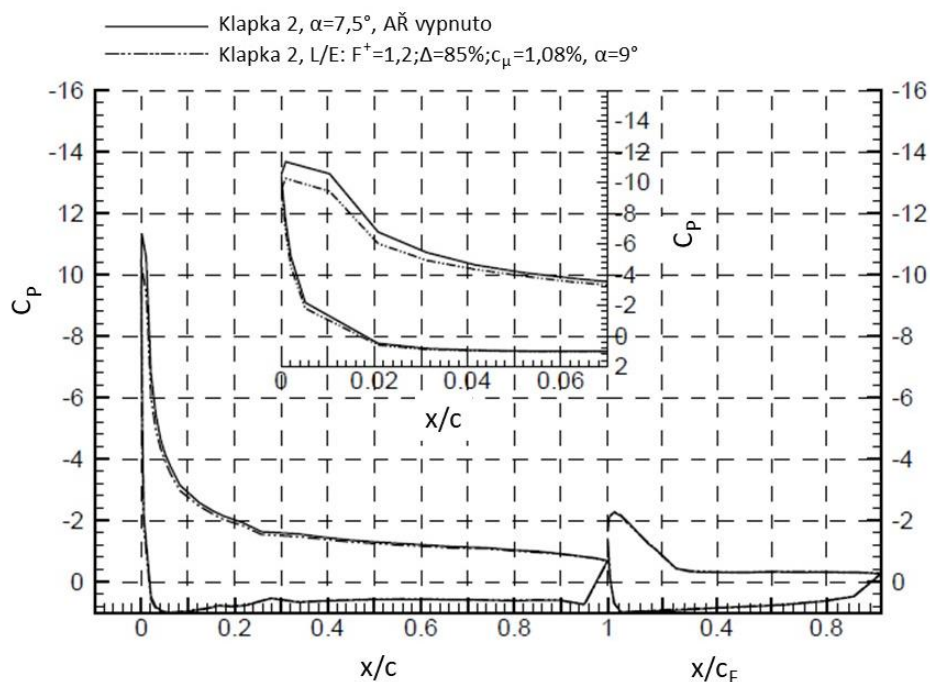
Obr. 27) Vztlakové čáry při zapnutém a vypnutém AŘ [18]

Na Obr. 27) lze, stejně jako u předchozí klapky, vidět výrazné zvýšení kritického úhlu náběhu. U zapnutého systému AŘ si lze všimnout, že samotný systém zmenšuje součinitel vztlaku v lineární oblasti vztlakové čáry a v následujícím průběhu je výrazně zmenšen sklon vztlakové čáry. Díky tomu není přírůstek součinitele vztlaku tak závratný ( $\Delta C_L=0,12$ ).

Během experimentu se měřilo tlakové rozložení podél rozpětí, kde při zapnutém AŘ bylo vidět výrazně proměnlivé tlakové rozložení, Obr. 28). Tento průběh byl zapříčiněn vířivými proudy, které interagovaly mezi sebou a dalšími vlivy (stěny měřící sekce).

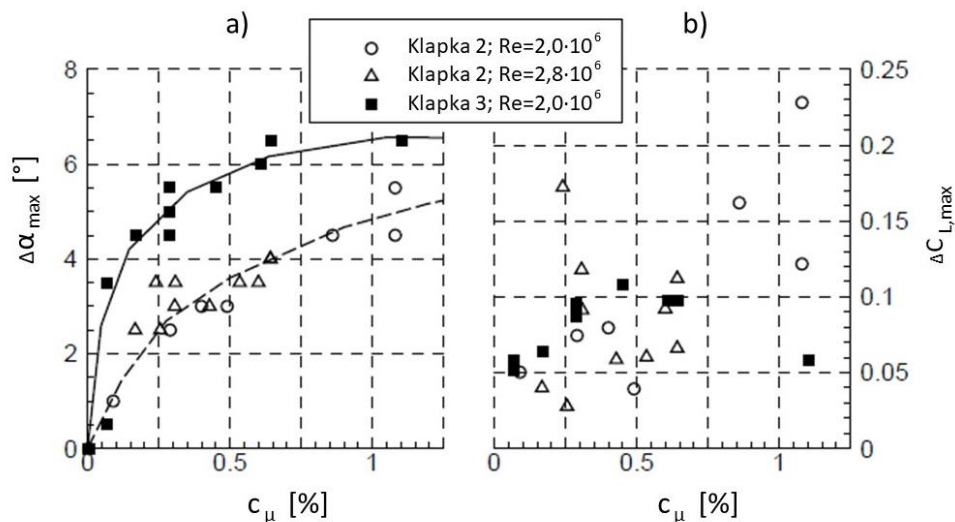


Obr. 28) Tlakové rozložení podél NH [18]



Obr. 29) Tlakové rozložení podél klapky 2 při úhlu náběhu  $\alpha = 7,5^\circ$  [18]

Nakonec se při experimentu zabývalo i efektivitou použitého systému. Díky velkému množství parametrů a nastavení ovšem nebyla provedena žádná komplexní analýza a parametry se nastavovaly s předešlých zkušeností. Na Obr. 30) jsou zobrazeny závislosti kritického úhlu náběhu a maximálního přírůstku součinitele vztlaku na součiniteli hybnosti. Naznačená data počítala pouze se součinitelem hybnosti bez ohledu na frekvenci a pracovní cyklus. Pro klapku 2 byly naměřeny dvě varianty s různým Reynoldsovým číslem.



Obr. 30) Závislost mezi součinitelem hybnosti a: a) přírůstkem kritického úhlu náběhu, b) maximálním přírůstkem součinitele vztlaku [18]

Zvýšení maximálního součinitele vztlaku vykazuje velký rozptyl, což je způsobeno skutečností, že ve většině případů je sice AŘ na náběžné hraně účinné, ale počátek odtržení se pouze posune na jiné místo. Naproti tomu je z Obr. 30) jasná závislost mezi kritickým úhlem náběhu a součinitelem hybnosti. [18]

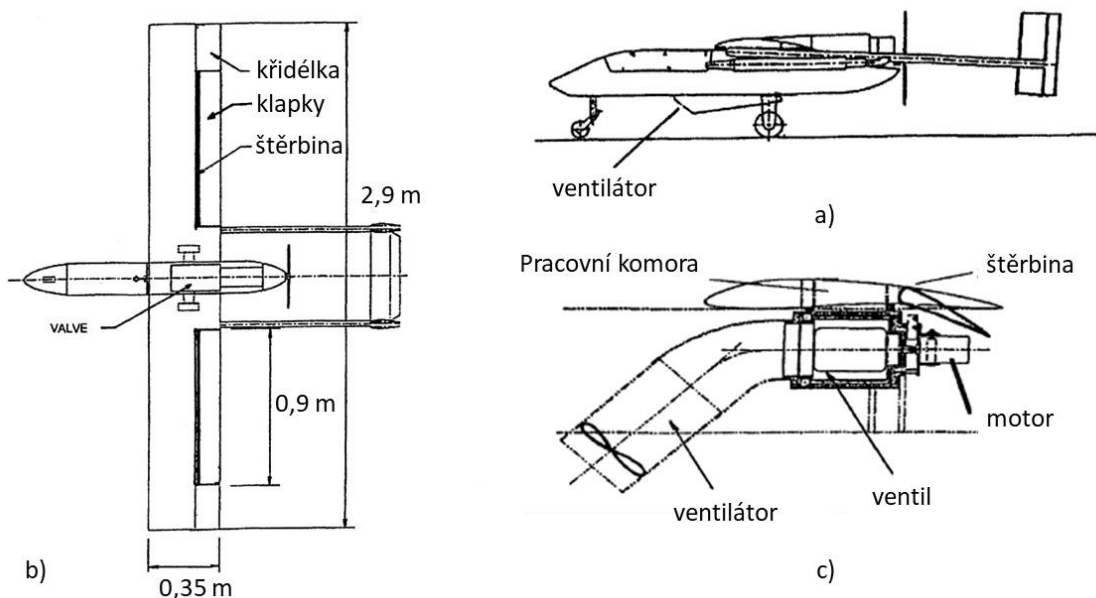
### 3.3 Seifert – IAI Scout

Experiment se zabýval tunelovým měřením malého bezpilotního letounu IAI Scout. Měřený model, viz. Obr. 31), byl vyroben ve zmenšeném měřítku a osazen prvky AŘ. Další změnou provedenou na modelu byla výměna profilu použitého na křídle. Původní profil byl vyměněn za profil E214<sup>11</sup> s větším rozpětím. Křídlo dále obsahovalo vztlakovou mechanizaci na odtokové hraně a křídélka. Celý letoun, byl vyroben z kompozitního materiálu. Technické specifikace letounu jsou uvedeny v Tab 5).

Tab 5) Technické specifikace letounu IAI Scout [20]

IAI Scout		
<b>Vzletová hmotnost</b>	$m_{TOW}$ [kg]	16
<b>Plocha křídla</b>	$S$ [m <sup>2</sup> ]	1,015
<b>Rozpětí</b>	$L$ [m]	2,9
<b>Hloubka profilu</b>	$c$ [m]	0,35
<b>Rozpětí klapky</b>	$L_K$ [m]	0,9
<b>Pádová rychlost</b>	$v_s$ [m/s]	13

<sup>11</sup> Eppler 214 – geometrie profilu dostupná z [19]



Obr. 31) Schéma bezpilotního letounu IAI Scout [20]

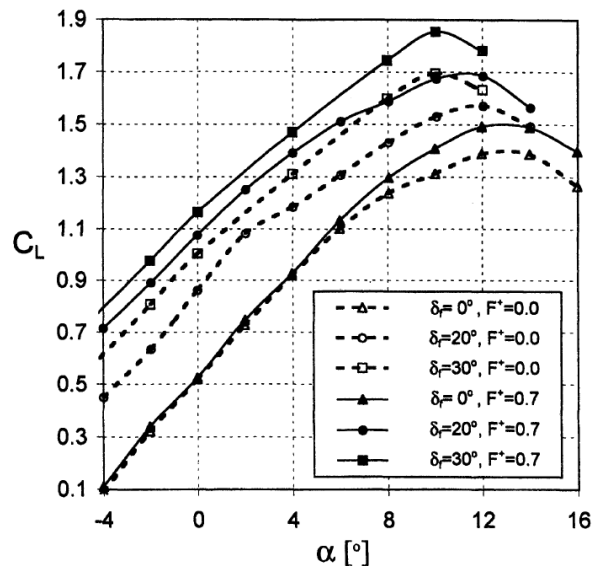
Systém AŘ sestává z axiálního ventilátoru, umístěném v trupu letounu, a rotačního ventilu. Vstupní ústrojí axiálního ventilátoru se nachází na spodní straně trupu letounu. Rotační ventil dále zajišťuje rozvod pracovního vzduchu z ventilátoru do levého a pravého křídla. Vzduch je díky ventilu dodáván střídavě s frekvencí 50-70 Hz. Výstupní ústrojí obsahuje štěrbinu s konstantní tloušťkou, o šířce 0,9 mm. Tato štěrbinu byla umístěna před klapkami, viz Obr. 31). [20] Před samotným měřením byla, pomocí horkého drátu, provedena kalibrace vyfukování ze štěrbinu. Hodnoty kvadratického průměru odchylky rychlosti byly 3-4 m/s, zatímco hodnota rychlosti ustáleného vyfukování byla 7-10 m/s. Z těchto hodnot se dostal kombinovaný součinitel hybnosti (0,18;0,03) %, kde první číslo značí stabilní hodnotu pro vyfukování a druhé číslo značí oscilační hodnotu.

Součinitel hybnosti se musel dále zkalibrovat na celou plochu křídla. Při kalibraci se štěrbinu na jednom křídle zatěsnila a zkoumal se příspěvek ke klonivému momentu. Zkalibrované hodnoty součinitele hybnosti byly (0,08;0,015) %. Měření byla provedena v aerodynamickém tunelu s uzavřenou měřicí sekci o velikosti 3,6 x 2,6 m. Všechna naměřená data se dále nekorigovala a díky tomu mohla být věrohodně použita pouze pro porovnání měření se zapnutým a vypnutým AŘ. Parametry okrajových podmínek použitých při tunelovém měření jsou uvedeny Tab 6)

Tab 6) Parametry použité při měření v IAI tunelu [20]

<b>Reynoldsovo číslo (c)</b>	$Re_c$ [-]	$2,7 \times 10^5$
<b>Rychlost nabíhajícího proudu (odpovídající <math>Re_c</math>)</b>	$v_\infty$ [m/s]	12
<b>Redukovaná frekvence</b>	$F^+$ [-]	0,7
<b>Součinitel hybnosti (klapky)</b>	$C_\mu$ [-]	0,18 a 0,03
<b>Výchylka směrových kormidel</b>	$\delta_{f1}$ [°]	0
	$\delta_{f2}$ [°]	20
	$\delta_{f3}$ [°]	30

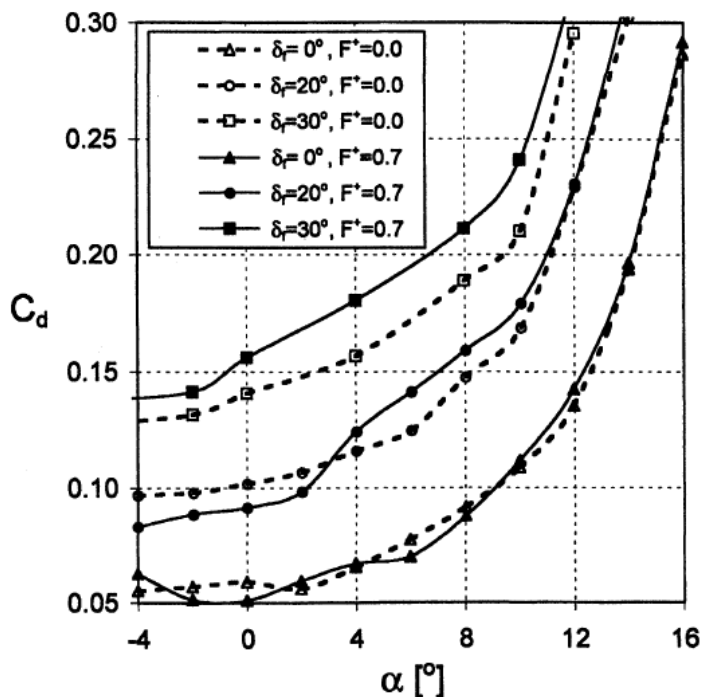
Na Obr. 32) je zobrazen graf závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu. Ze zaznamenaných hodnot je vliv AŘ zřejmý již při nulovém vychýlení klapky. Maximální součinitel vztlaku, při nulovém vychýlení klapky, vzrostl o hodnotu  $\Delta C_L=0,1$ . Další změnu lze vidět u lineární části křivky. Lineární závislost je u křivky vypnutého AŘ do hodnoty  $\alpha_0=6^\circ$  a u zapnutého AŘ se posunula na hodnotu  $\alpha_1=8^\circ$ . Nárůst těchto hodnot je zapříčiněn oddálením odtržení MV. Hodnoty při zvyšující se výchylce vztlakové mechanizace vykazují stejné chování s tím, že přírůstek součinitele vztlaku se zvyšuje. U vychýlení klapky o úhel  $\delta_f=20^\circ$  je přírůstek maximálního součinitele vztlaku roven hodnotě  $\Delta C_L=0,12$ . Nárůst součinitele vztlaku při této konfiguraci ovšem není konstantní, ale se zvyšujícím se úhlem náběhu tento přírůstek klesá. Např. pro hodnotu  $\alpha=-4^\circ$  je  $\Delta C_L=0,25$  a pro  $\alpha=6^\circ$  je  $\Delta C_L=0,2$ . Klesající tendence přírůstku součinitele vztlaku, při zvyšujícím se úhlu náběhu, je způsobena nedokonalým opětovným přilnutím proudění k povrchu. U konfigurace  $\delta_f=30^\circ$  je po celé křivce přírůstek součinitele vztlaku o  $\Delta C_L=0,15$ . Kritický úhel náběhu zůstal oproti vypnutému AŘ nezměněn, což značí že počátek odtržení MV je na klapce.



Obr. 32) Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu pro různé konfigurace bezpilotního letounu IAI Scout [20]

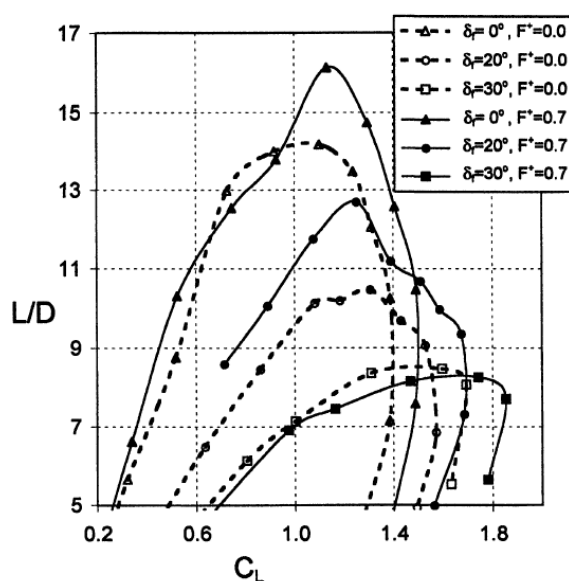
Na Obr. 33) je zobrazena závislost součinitele odporu na úhlu náběhu. Na obrázku lze, při určitých úhlech náběhu, vidět pokles součinitele odporu. Tento pokles se projevil vždy pokud došlo k výraznému oddálení odtržení MV. V intervalu úhlu náběhu  $2 < \alpha < 12$  je naopak zaznamenáno zvýšení součinitele odporu, a to i navzdory zvýšení součinitele vztlaku. To značí částečné odtržení proudění na klapce. U konfigurace s vychýlenou klapkou o  $30^\circ$  jsou obě hodnoty, součinitel odporu a součinitel vztlaku, vyšší při všech úhlech náběhu.

Na Obr. 34) je zobrazena závislost poměru vztlakové a odporové síly (klouzavost) na součiniteli vztlaku. Z grafu lze vyčíst, že maximální přírůstek klouzavosti, zhruba 20 %, je dosažen při dvou součinitelích vztlaku. První hodnota maximálního přírůstku byla dosažena při  $C_L=1,1$  a to za výchylky  $\delta_f=0^\circ$ . Druhá hodnota byla dosažena při  $C_L=1,3$  a to za výchylky  $\delta_f=20^\circ$ . Systém AŘ však nijak nezvýšil klouzavost při maximální výchylce klapky,  $\delta_f=30^\circ$ . Při testu se zjistilo, že optimální zvýšení klouzavosti se pohybuje při výchylce klapky, která se nachází v intervalu  $5^\circ < \delta_f < 15^\circ$ .

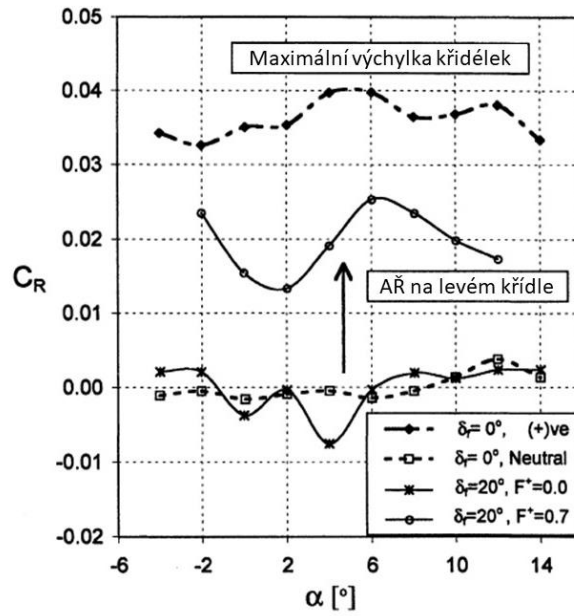


Obr. 33) Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu pro různé konfigurace bezpilotního letounu IAI Scout [20]

Dále se při experimentu měřil přírůstek ke klonivému momentu při zapnutém systému AŘ na jednom z křídel. Během tohoto měření byly obě klapky vychýleny o hodnotu  $20^\circ$  a systém AŘ byl zapnut pouze u levého křídla, při redukované frekvenci  $F^+=0,7$  a součiniteli hybnosti  $C_{\mu}=0,08$  a  $0,015$  %. Součinitel klonivého momentu, získaný z měření, měl hodnotu  $C_{R}=0,02$ , a to při nevychýlených křídélkách. Tato hodnota se porovnávala s přírůstkem součinitele klonivého momentu za vychýlení pouze křídélka ( $\delta_f=0^\circ$ ), která nabývala velikosti  $C_{R}=0,035$ . Graf závislosti součinitele klonivého momentu na úhlu náběhu je uveden na Obr. 35).



Obr. 34) Závislost klouzavosti na součiniteli vztlačku pro různé konfigurace bezpilotního letounu IAI Scout [20]



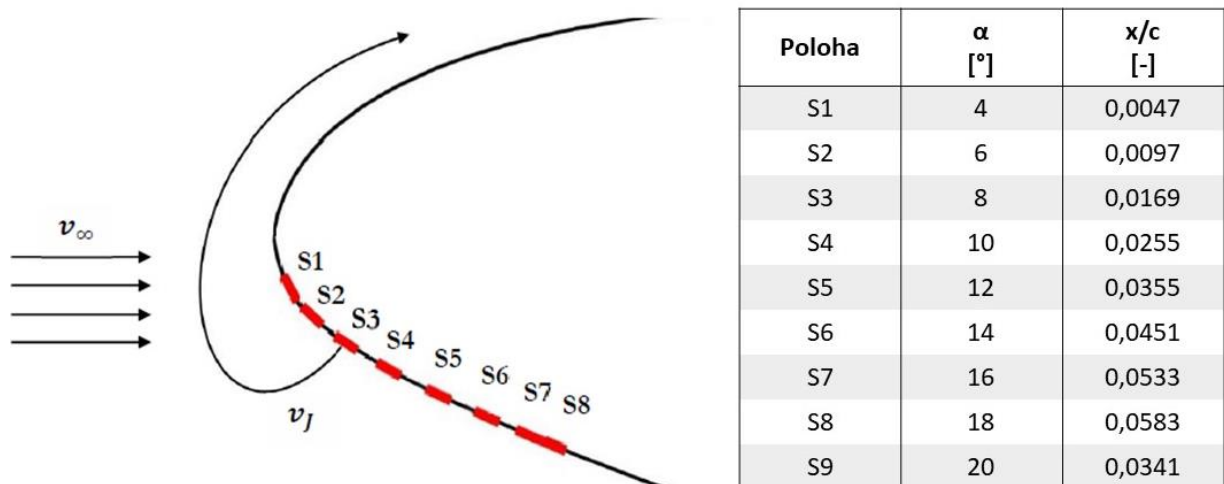
Obr. 35) Závislost součinitele klonivého momentu na úhlu náběhu pro různé konfigurace bezpilotního letounu IAI Scout [20]



## 4 PŘÍPRAVA MĚŘENÍ

Postup při ověřování konceptů v letectví je v zásadě stejný, neohledně na to, o jaký experiment se jedná. Prvotní nápad se nejdříve ověřuje pomocí CFD nástrojů. Až po důkladné analýze a vyhodnocení výsledků se určí potenciál daného konceptu. Následuje tunelové měření modelu ve zmenšeném měřítku. Při tomto měření je snaha se co nejvíce přiblížit vytvořeným numerickým výpočtům. Důležité je provedení korekce, aby nedocházelo ke zkreslování naměřených dat. Po úspěšném ověření modelu ve zmenšeném měřítku je v některých případech nutné provést měření modelu ve skutečné velikosti, kde se může již předpokládat i chování za letu. Posledním krokem, k úspěšnému zavedení konceptu do výroby, je letové měření kde se ověří funkčnost konceptu při reálných podmínkách.

Tato práce se nachází na počátku ověřování konceptu. Prováděné měření navazuje na DP práci pana Mahdala, kde byla provedena CFD analýza konceptu AŘ proudy použitého namísto vztakové mechanizace na náběžné hraně. Koncepte AŘ spočívá ve vyfukování štěrbinou o konstantní tloušťce ze spodní strany vybraného profilu. V předchozí práci byl zkoumán koncept AŘ pro různé pozice štěrbin, tloušťky štěrbin a rychlosti vyfukování. Celková koncepce a jednotlivé varianty umístění a rozměrů štěrbin jsou zobrazeny na Obr. 36).



Obr. 36) Poloha stagnačních bodů pro jednotlivé úhly náběhu [1]

Každá znázorněná pozice vychází z poloh stagnačních bodů při různých úhlech náběhu. Polohy štěrbin jsou tedy totožné s příslušnými stagnačními body při daném úhlu náběhu. Velmi důležitým parametrem, ovlivňujícím jak efektivnost, tak energetickou náročnost systému, je tloušťka štěrbin. V práci pana Mahdala byly zkoumány tloušťky  $h/c=0,0025$  a  $0,005$ . Pro zaručení požadovaného zlepšení aerodynamických charakteristik je důležité dodržení poměru rychlosti vyfukování a rychlosti nabíhajícího proudy. Poměr těchto rychlostí byl stanoven na hodnoty  $v_j/v_\infty=2,22$  a  $4,44$ . Z provedených simulací a následně zpracovaných výsledků byla pro ověření koncepce vybrána varianta s pozicí štěrbin S4 o tloušťce  $h/c=0,005$  a rychlostním poměrem  $v_j/v_\infty=2,22$ .

Pro experimentální ověření AŘ proudy byl vybrán profil LS(1)-0413. Jedná se o nízko rychlostní profil vyvinutý v NASA, který je používán výhradně na koncích křídel. Výběr byl proveden s ohledem na aplikaci systému aktivního řízení. Parametry profilu a nabíhajícího

vzduchu byly vybrány s ohledem na velikost měřicí sekce a výkonu tunelu. Jednotlivé hodnoty jsou uvedeny v Tab 7) . [1]

Tab 7) Parametry profilu a okrajové podmínky [1]

Parametr	Symbol	Hodnota
Hloubka profilu	c [m]	0,2
Rychlost nabíhajícího proudu	$v_{\infty}$ [m/s]	45
Reynoldsovo číslo	Re [-]	616 128

#### 4.1 Měřicí sekce

Před samotným měřením bylo potřeba připravit měřicí sekci. Měřicí sekce k tunelu je vyrobena z hliníkového rámu a je osazena kolečky pro jednoduchou instalaci na předem určenou oblast aerodynamického tunelu. Rozměry měřicí sekce jsou 700 x 500 mm a musely být díky předem daným rozměrům výstupního hrdla dodrženy. Jako stěny byly použity extrudované desky z PMMA, které byly dále frézovány dle požadovaného výkresu. Výrobu dle dodaných výkresů zajistila společnost Koplast. Dále byly vyrobeny hliníkové příložky, které zajišťují pevné upnutí desek k rámu měřicí sekce. Výroba byla zařízena na Leteckém ústavu, dle požadovaných výkresů. Kompletní měřicí sekce je zobrazena na Obr. 37).

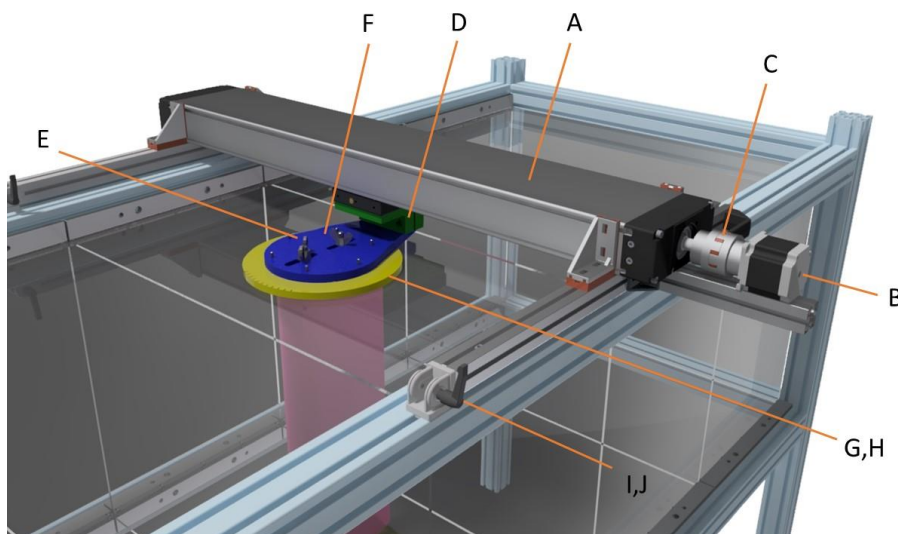


Obr. 37) Model měřicí sekce

#### 4.2 Natáčecí zařízení

Pro měření jednotlivých charakteristik bylo nutné zajistit ustavení požadovaného úhlu náběhu a také opakovatelnost ustavení s dostatečnou přesností. Pro tento účel bylo v rámci diplomové práce navrženo a vyrobeno zařízení pro natáčení profilů v měřicí sekci, viz. Obr. 38). Zařízení je obsazeno lineárním modulem CTV 145 S1 (A) s trapézovým šroubem pro zajištění plynulého

nastavení úhlu a samosvornosti profilu při měření. Pro pohon byl vybrán elektrický motor (B)<sup>12</sup>, který byl, pomocí pružné spojky (C), spojen s výstupní hřídelí lineárního modulu. Lineární modul s elektromotorem a spojkou byly, vzhledem k provedenému průzkumu trhu, objednány ze společnosti Matis s.r.o. Na posuvném vozíku lineárního modulu byl navrhnout a vyroben, pomocí technologie FDM, upínací díl (D) pro válcový kolík (DIN 6325). Tento kolík se pohybuje v drážce upínacího dílu (F) přímo spojeného s vnějším kotoučem (G). Vnější a vnitřní kotouče (G,H) je pak dále spojen s profilem. Pro zajištění univerzálnosti použití zařízení mají všechny kotouče podélnou drážku na odlišně rozměrné měřicí objekty. Upínání je jednoduché pomocí šestihranných šroubů (DIN 931) a křídlových matic (DIN 315 ZB). Celý lineární modul je usazen a upevněn na hliníkové profily (I) zakončenými kloubovými spoji s aretací (J) pro jednoduchou demontáž a výměnu měřených objektů.



Obr. 38) Model natáčecího zařízení

### 4.3 Konstrukce a výroba čistého profilu

Konstrukce samotného modelu se odvíjela od základních montážních a technologických požadavků. Velmi důležitým faktorem byla jednoduchost instalace trubiček pro měření statického tlaku. Dalším parametrem byla potřeba pevného spojení s natáčecím zařízením. Dodržena musela být i dostatečná tuhost konstrukce pro zajištění co nejmenšího ovlivnění MV. Jelikož se jedná o prvotní ověřování konceptu, tak roli hrála i cena modelu.

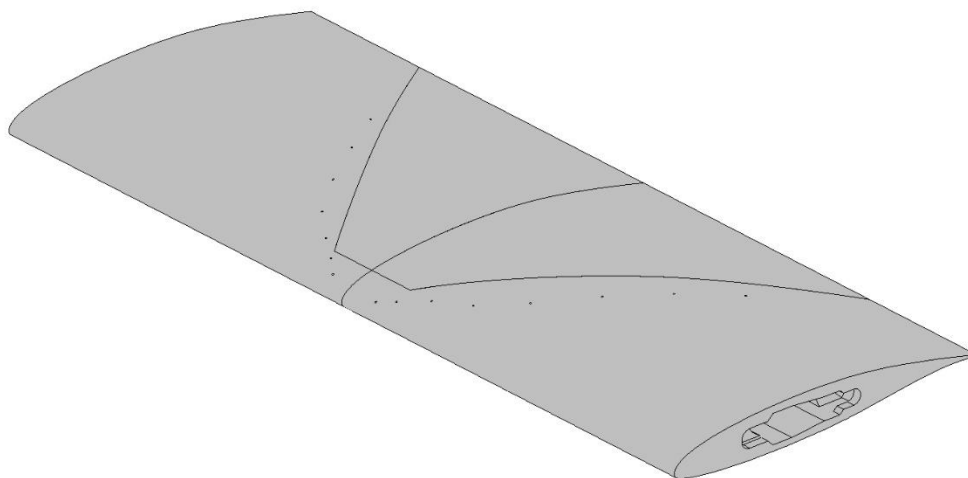
S uvážením všech požadavků byla vybrána výrobní technologie FDM<sup>13</sup>. Jedná se o již prověřenou a hojně využívanou metodu při výrobě prototypů. Výhody této metody spočívají v možnosti rychlé úpravy modelu, jednoduché výroby vnitřních tvarů, které by byly pro konvenční metody nevyrobitelné, a cena materiálu i samotné výroby. Pro výrobu modelů byly použity tiskárny Prusa i3MK3s, Creality Ender 3 a Raise3D Pro 2 plus.

Jako inspirace tvorby modelu sloužily mimo jiné i již vyrobené modely křídel pro modely letadel (pomocí stejné technologie), kde musí být zajištěna nízká hmotnost s dostatečnou tuhostí a pevností. Při tunelovém měření se ovšem nemusel brát ohled na co nejnížší hmotnost

<sup>12</sup> Během měření se z časových důvodů nepoužíval elektrický motor. Natáčení profilu bylo zajištěno ručně pomocí vytisknuté páky přidělané k výstupní hřídeli lineárního modulu

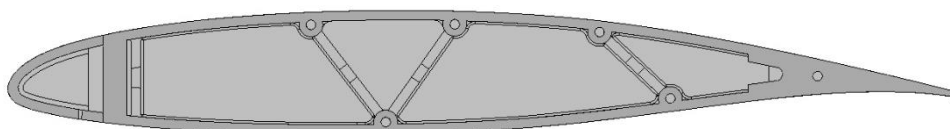
<sup>13</sup> FDM – Fused deposition modeling

ale zvláště na tuhost, pevnost, instalaci vnitřního ústrojí a technologii výroby. Vytvořený model je vidět na Obr. 39).



Obr. 39) Model čistého profilu

Pro odběr statického tlaku slouží mosazné trubičky, umístěné ve vyvrtaných otvorech. Trubičky byly dále pevně spojeny s plastovými hadičkami, které zajišťují průchod přes model až k diferenčním tlakovým snímačům. Vnitřní struktura, viz. Obr. 40), musela být, proto uzpůsobena pro jednoduchý průchod hadiček. Model byl díky již zmíněným požadavkům rozdělen na čtyři části. Spojení všech částí bylo provedeno pomocí mosazných trubiček umístěných v předem připravených otvorech, viz. příloha A).



Obr. 40) Vnitřní struktura čistého modelu



Obr. 41) Spojený čistý profil LS(1)-0413

Po instalaci mosazných trubiček, rozvodů hadiček a spojení všech částí se celá konstrukce slepila. Jak lze vidět z Obr. 41), povrch profilu po vytištění a slepení nevykazoval dostatečnou kvalitu potřebnou pro věrohodné měření. Proto se provedly následné povrchové úpravy. Nejdříve se celý povrch přebrousil za pomoci hrubého brusného papíru o hrubosti zrna 180 a 240. Tím se zajistilo srovnání nerovností vytvořených chybou tisku a přebytečného lepidla. Postupným broušením „jemnějšími“ brusnými papíry až do hodnoty 1200 se opracovala jak spodní, tak horní strana profilu. Tento proces částečně odstranil i další nevýhodu technologie FDM, a to je nerovnost vzniklá díky tomu, že model je vyroben z jednotlivých vrstev. Během broušení bylo nutné zajistit, aby nedocházelo k ucpání mosazných trubiček. To bylo provedeno za pomoci kompresoru, který vyfukoval vzduch z tlakových otvorů během broušení. Další dokončovací metodou bylo zarovnání nerovností a vyplnění mezer za pomoci dvousložkového polyesterového tmelu. Dvě výše zmíněné operace se prováděly tak dlouho, dokud povrch nedosahoval dostatečných kvalit. Pro dokončovací tmelení a zaplnění výrazně menších nerovností byl použit stříkací tmel ve spreji. Po finálním broušení brusným papírem o zrnitosti 1200 a umytí povrchu vodou, byl na profil nanesen základový bezbarvý lak a po zatvrdnutí černý matný lak. Černý matný lak byl použit z důvodu případného budoucího PIV<sup>14</sup> měření. Profil po konečné povrchové úpravě je na Obr. 42).

<sup>14</sup> PIV (Particle image velocimetry) je metoda používaná k měření rychlosti a vizualizaci proudění za pomoci laseru, který ozařuje částice vzduchu v okolí vyšetřovaného objektu.

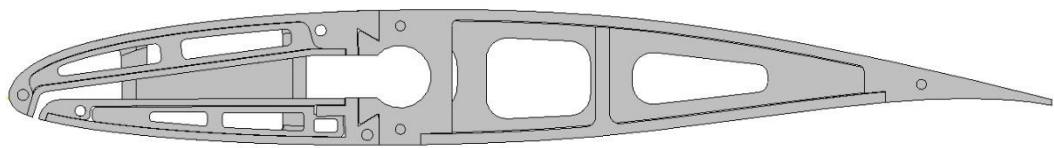


Obr. 42) Čistý profil po povrchové úpravě

#### 4.4 Konstrukce a výroba profilu s vyfukováním

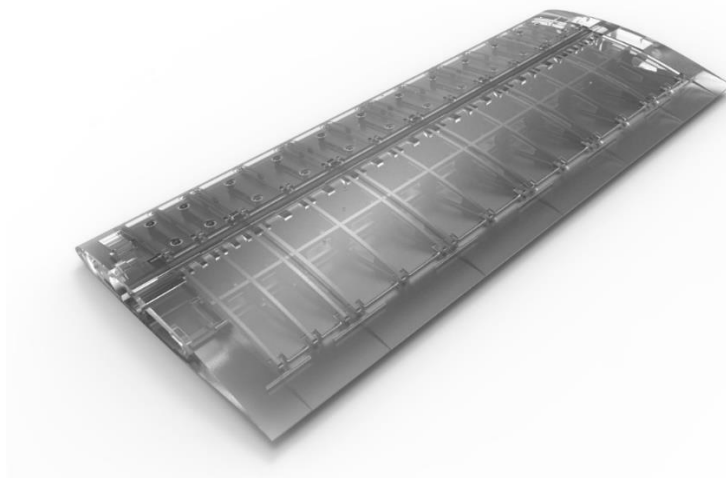
Konstrukce profilu s vyfukováním již vyžadovala komplexnější návrh než u čistého profilu. Konstrukce musela opět splňovat určitá kritéria, kterými jsou tuhost, snadná montáž a vhodná technologie výroby. Stejně jako u čistého profilu, byla vybrána technologie FDM. V prvních krocích návrhu byla, na plochu profilu, vytvořena geometrie vnitřního pracovního prostoru a geometrie pro upevnění modelu. Tyto nákresy představovaly hranice („okrajové podmínky“), za kterými vznikaly jednotlivé koncepční návrhy. Díky vybrané technologii byly všechny nápady nejdříve odzkoušeny a následně byla vybrána pouze jedna vyhovující varianta vnitřního uspořádání, viz Obr. 43).

Vybraná konstrukce modelu je podobná typu nosíkové konstrukce, kde ohybový moment je přenášen pomocí „nosíku“ a smykové síly jsou přenášeny pomocí potahu a žeber. Protože přechází práce obsahovala několik variant pozic a velikost štěrbin nebylo možné s časových důvodů ověřit všechny varianty. Během návrhu konstrukce se proto bral ohled na možnost ověření více variant při dalším pokračování a ověřování koncepce AŘ. Model byl díky tomu rozdělen na dvě poloviny, z čehož první polovina (odtoková hrana) je vytvořena jako univerzální část na kterou se dá zasunout vyměnitelná druhá polovina (náběžná hrana). Spojení je zajištěno pomocí rybinové drážky. Díky tomu bude výrazně zkrácen čas při výrobě jakékoliv další varianty.



Obr. 43) Vnitřní struktura profilu s vyfukováním

Jelikož vyměnitelná část (náběžná hrana) modelu obsahuje dutinu pro pracovní médium AŘ, tak zde nemohl být umístěn nosník. Aby dutina nepředstavovala velkou „překážku“ proudícímu vzduchu, tak vyměnitelná část musela být rozdělena na horní a spodní část. Obě části jsou spojeny pomocí spojovacího dílu, který lze vidět na Obr. 45). Tento díl nejen že spojuje obě části a přenáší tak síly, ale také zajišťuje rovnoměrné proudění uvnitř dutiny. Spojovací díl je dutý a díky tomu je možné rozvod hadiček převádět ze spodní části do horní a obráceně, což bylo nutné díky velmi omezenému vnitřnímu prostoru spodní i horní části náběžné hrany. Pro co největší možný prostor byla zmenšena i tloušťka potahu. Díky malé tloušťce potahu a skutečnosti, že tisk vysokých tenkých struktur není z hlediska kvality výtisku příznivý, byl model rozdělen na 8 částí.



Obr. 44) Model profilu s vyfukováním

Spojení všech tištěných částí bylo zajištěno pomocí mosazných trubiček a lepidla. Stejně jako u modelu čistého profilu bylo pro kvalitní povrch potřebné provést dokončovací operace. Model byl opakovaně broušen a tmelen, dokud nebyla dosažena adekvátní kvalita povrchu. Poslední operací bylo nanesení základové barvy a černého matného laku.

Pro rozvod vzduchu byla použita hliníková trubka s frézovanými drážkami, viz. Obr. 45). Drážky společně se spojovacími díly slouží k zajištění rovnoměrného proudění podél profilu. Konec trubky je opatřen trubkovým závitem pro spojení s pneumatickým šroubením. Pro zajištění těsného spojení byla na závit přidána těsnící páska. Obrázky z výroby jsou uvedeny v příloze A).



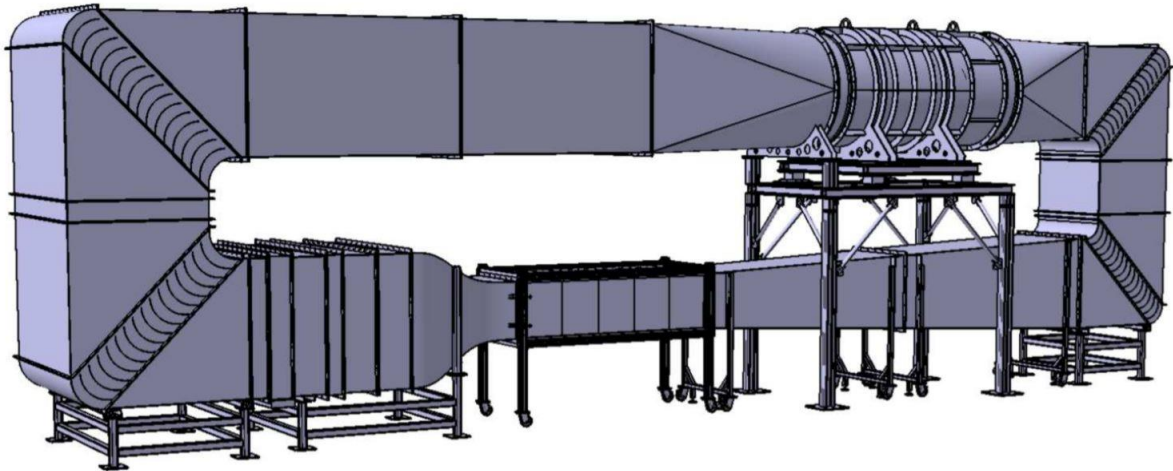
Obr. 45) Vyměnitelná část profilu, horní (a) i spodní (b), společně s frézovanou hliníkovou trubicou rozvádějící vzduch uvnitř modelu (c)



Obr. 46) Výrobní postup profilu se štěrbínou

## 5 EXPERIMENT

Měření probíhalo v aerodynamickém tunelu Leteckého ústavu a uzavřenou měřicí sekci. Jedná se o aerodynamický tunel s uzavřeným okruhem se základními parametry zobrazenými v Tab 8) . Pro měření se používaly tlakové převodníky, viz. Tab 9) .



Obr. 47) Model Aerodynamického tunelu na LÚ [21]

Tab 8) Parametry aerodynamického tunelu LÚ [22]

Rozměr měřicí sekce	Maximální rychlost	Výkon motoru	Maximální Intenzita turbulence
Š x V x D [mm]	[m/s]	[kW]	[%]
700 x 500 x 2000	60	55	0,25

Tab 9) Tlakové převodníky použité při měření

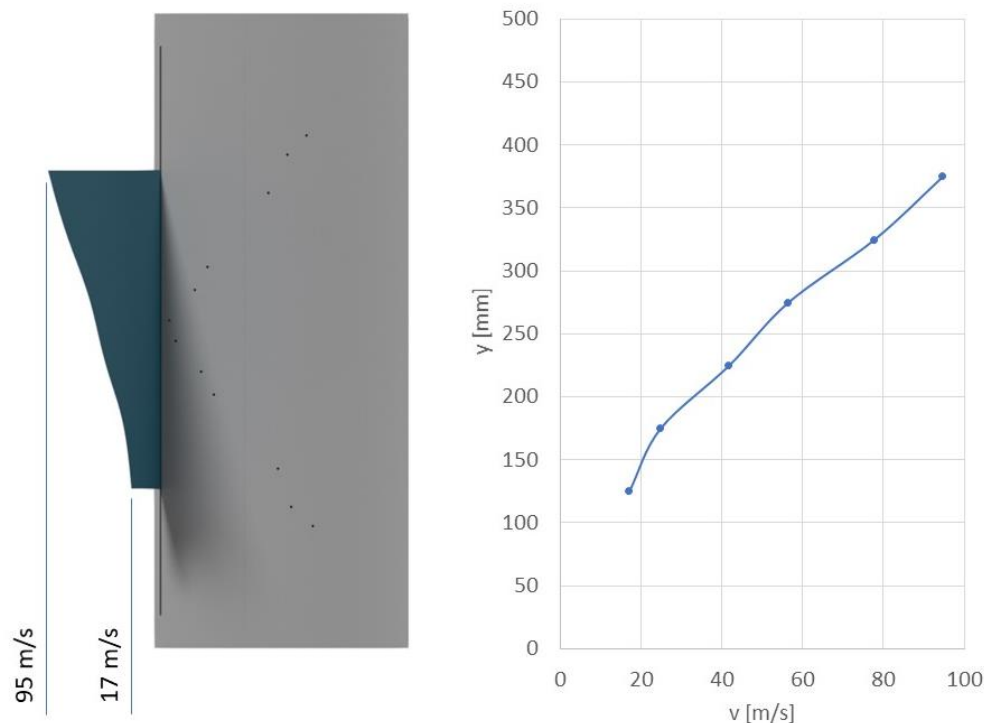
Omega PX655			
01DI	10DI	50DI	25BDI

### 5.1 Měření čistého profilu

Cílem měření čistého profilu je zkalibrovat měřicí techniku, osvojit si postupy měření a získání referenčních aerodynamických charakteristik pro porovnání účinnosti AŘ. Výstupem z měření bude tlakové rozložení podél profilu, ze kterého se dále analyticky vypočítá součinitel vztlaku. Dalším výstupem bude měření tlakového spádu za profilem, tzv. úplavu. Z těchto hodnot se určí celkový odpor profilu.

Z diplomové práce pana Mahdala vyplývají charakteristiky koncepce, kterými jsou poloha štěrbin a poměr rychlosti vyfukování s rychlostí nabíhajícího proudu. Dále byla v práci vybrána rychlost nabíhajícího proudu, rovna hodnotě  $v_{\infty}=45$  m/s, pro kterou se prováděla CFD analýza. Technické parametry aerodynamického tunelu vyhovovaly danému požadavku, a proto bylo ještě nutné ověřit i rychlosti vyfukovaného vzduchu z profilu se štěrbinou. Díky tomu se provedlo orientační měření rychlosti vyfukování pomocí horkého drátu. Horký drátek byl určen pouze pro rychlosti do 20 m/s, tudíž se měřilo při malých rychlostech vyfukovaného

vzduchu. Toto předběžné měření ukázalo na nedostatky „tlakového prostoru“. Uvnitř prostoru nedošlo k dostatečnému stlačení vzduchu, a tudíž rychlost vyfukování nebyla konstantní po délce rozpětí. Následně bylo provedeno měření rychlosti vyfukování pomocí pitot-statické trubice, kde se již využilo plné síly kompresoru<sup>15</sup>. Stejně jako u měření za pomoci horkého drátku, tak i zde se ukázalo, že rychlost vyfukování podél rozpětí není konstantní, viz Obr. 48).



Obr. 48) Rychlost vyfukování podél rozpětí

Jelikož průběh rychlosti je značně rozdílný, a dokonce ani maximální naměřená rychlost vyfukování, která nabyla hodnoty  $v_j=95$  m/s, nesplňovala požadavek násobku při rychlosti nabíhajícího proudu  $v_\infty=45$  m/s, tak byly vybrány 3 rychlosti u kterých byly aspoň v části profilu splněny dané požadavky, viz. Tab 10). V tabulce jsou dále uvedeny vyšetřované úhly náběhu pro jednotlivé rychlosti.

Před samotným měřením bylo vhodné si připravit tzv. matici měřených případů, kde byly chronologicky zaznamenány všechny případy měření, viz. příloha B).

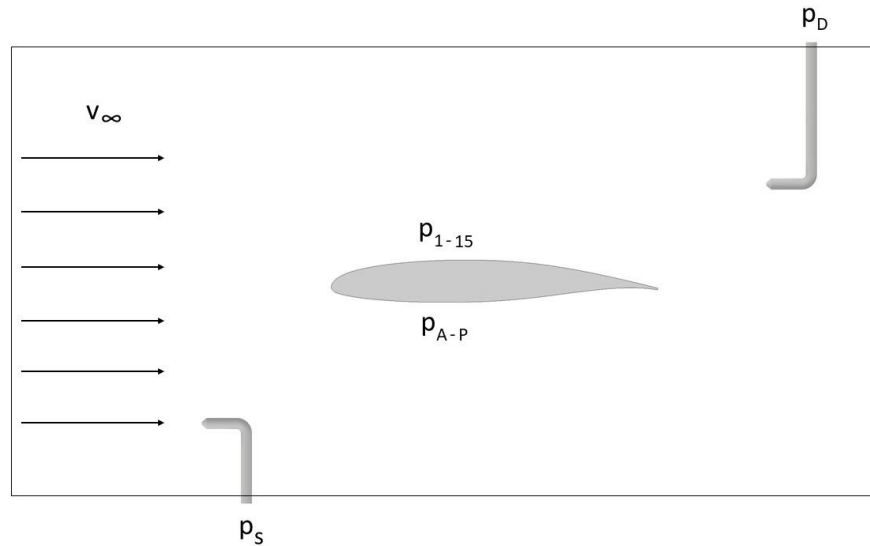
Tab 10) Rychlosti nabíhajícího proudění a úhly náběhu pro čistý profil

$v_\infty$ [m/s] <sup>16</sup>			$\alpha$ [°]
16	24	31	0, 4, 8, 10, 12, 14, 16, 17, 18, 19

Na Obr. 49) je zobrazeno uspořádání uvnitř měřicí sekce. Na jejím středu je umístěn model s otvory pro odběr statického tlaku. Na okraji sekce byla umístěna pitot-statická trubice snímající statický tlak nerušeného proudu. Hádčky vedené z modelu byly zapojeny do diferenčního tlakového snímače, který snímal rozdíl mezi naměřeným tlakem na profilu a statickým tlakem v nerušeném proudění.

<sup>15</sup> Hodnota přetlaku kompresoru – 200 kPa. Tato hodnota se udržovala i během měření.

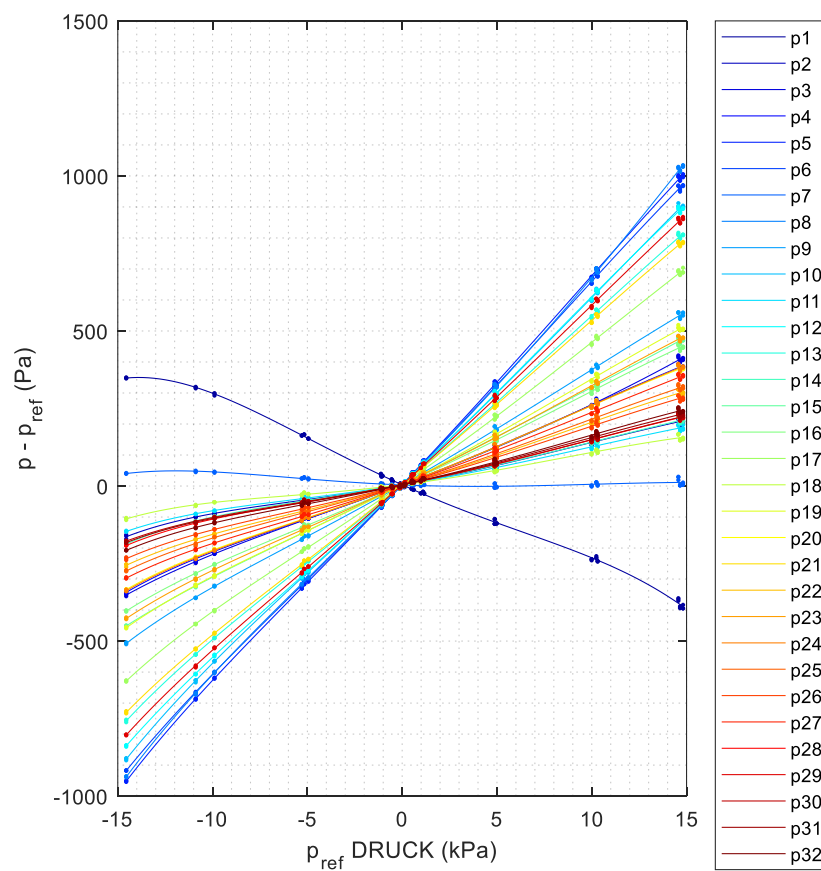
<sup>16</sup> Odpovídající Reynoldsova čísla daných rychlostí:  $Re_{16}=215\ 000$ ,  $Re_{24}=315\ 000$ ,  $Re_{31}=515\ 000$ .



Obr. 49) Schéma nastavení měřicí sekce

### 5.1.1 Kalibrační měření

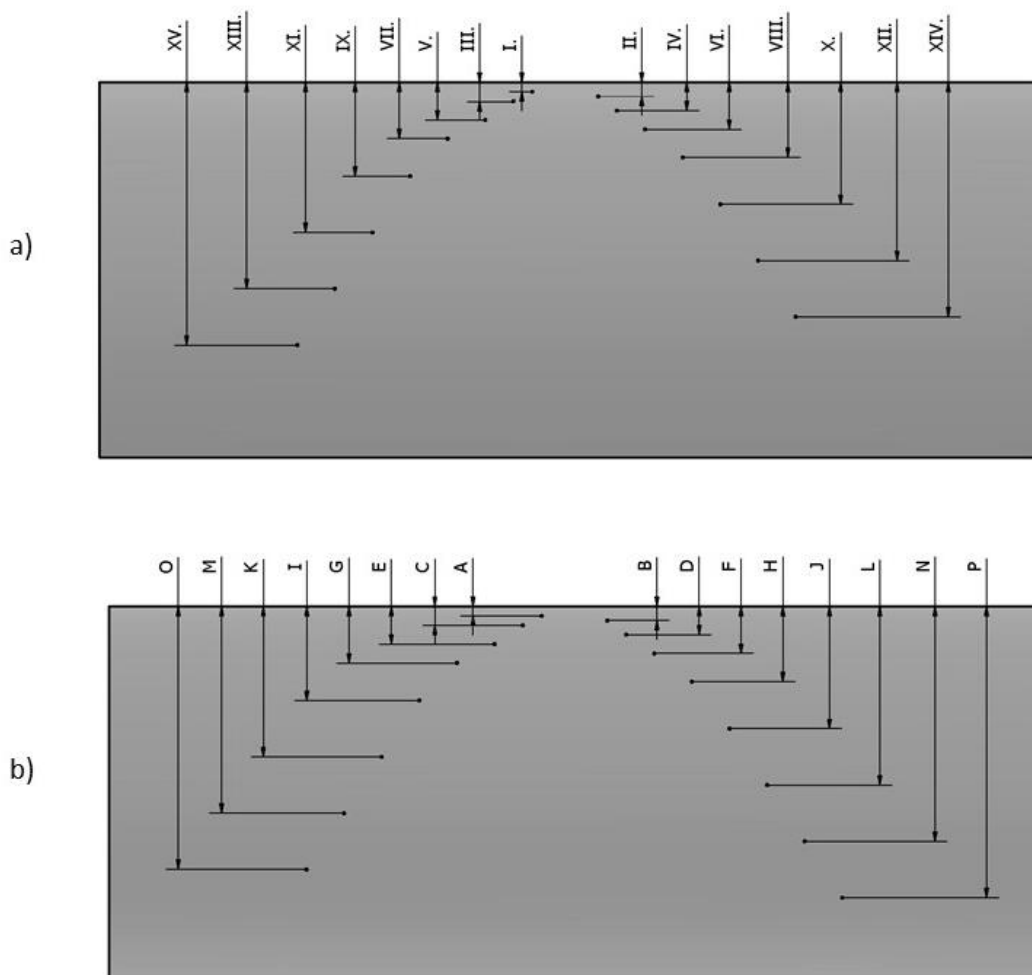
Před samotným měřením bylo provedeno kalibrační měření tlakového senzoru. Tento proces spočíval v zapojení kalibračního zařízení, Druck DPI 615, do tlakového snímače a postupným zvyšováním tlaku se zapisovaly hodnoty z kalibračního zařízení společně s hodnotami z tlakového snímače. Zpracováním naměřených hodnot vznikly kalibrační křivky pro jednotlivé tlakové vstupy, viz. Obr. 50). Rovnice jednotlivých křivek jsou uvedeny v příloze B).



Obr. 50) Kalibrační křivky

### 5.1.2 Tlakové rozložení

Pro vykreslení tlakového rozložení bylo pro každý tlakový snímač a vyšetřovaný úhel náběhu zaznamenáno 50 hodnot, ze kterých se následně vypočítal aritmetický průměr. Polohy tlakových odběrů jsou znázorněny na Obr. 51). Vzdálenosti pro horní i spodní stranu jsou uvedeny v Tab 11)



Obr. 51) Pozice tlakových odběrů čistého profilu: a) horní povrch b) dolní povrch

Tab 11) Pozice tlakových odběrů čistého profilu

Horní povrch [mm]															
I.	II.	III.	IV.	V.	VI.	VII.	VIII.	IX.	X.	XI.	XII.	XIII.	XIV.	XV.	XVI.
5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	65	80	95	110	125	140	
Dolní povrch [mm]															
A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P
5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	65	80	95	110	125	140	155

Z naměřených hodnot diferenčního tlaku  $p_{dif}^{17}$  a dynamického tlaku nerušeného proudu  $p_D$  byla vypočítána hodnota součinitele tlaku, dle rov. (5.1)

<sup>17</sup> Rozdíl mezi tlakem na profilu a statickým tlakem nerušeného proudu

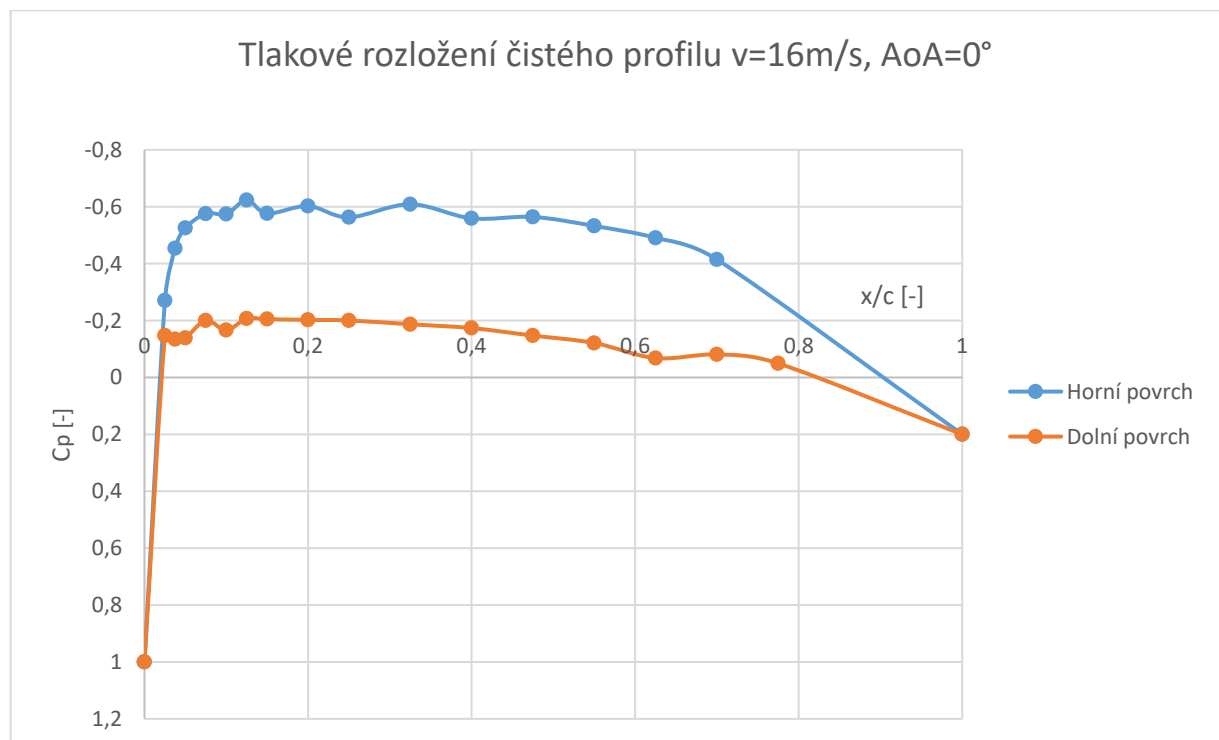
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{p_D} = \frac{p_{dif}}{\frac{1}{2} \rho v_\infty^2} \quad (5.1)$$

Vypočítané hodnoty součinitele tlaku, pro  $\alpha=0^\circ$ , z horní i spodní strany profilu jsou uvedeny v Tab 12). Hodnoty součinitele tlaků pro ostatní vyšetřované případy jsou uvedeny v příloze.

Tab 12) Součinitele tlaku v jednotlivých bodech při  $v=16 \text{ m/s}$  a  $\alpha=0^\circ$

C <sub>p</sub> – Horní povrch [-]							
I.	II.	III.	IV.	V.	VI.	VII.	VIII.
-0,271	-0,454	0,525	-0,576	-0,574	-0,623	-0,576	-0,602
IX.	X.	XI.	XII.	XIII.	XIV.	XV.	
-0,563	-0,609	-0,559	-0,564	-0,533	-0,491	-0,415	
C <sub>p</sub> – Dolní povrch [-]							
A	B	C	D	E	F	G	H
-0,147	-0,135	-0,139	-0,200	-0,166	-0,207	-0,205	-0,202
I	J	K	L	M	N	O	P
-0,200	-0,187	-0,174	-0,147	-0,121	-0,068	-0,081	-0,049

Z vypočtených hodnot je na Obr. 52) vykresleno tlakové rozložení vztahžené na jednotkovou hloubku profilu.



Obr. 52) Tlakové rozložení při nulovém úhlu náběhu pro rychlost nabíhajícího proudu  $v=16 \text{ m/s}$

### 5.1.3 Součinitel vztlaku $C_L$

Součinitel vztlaku se vypočítá jako součin normálových sil a cosinu úhlu náběhu, viz. rov. (5.2)

$$C_L = C_n \cdot \cos(\alpha) \quad (5.2)$$

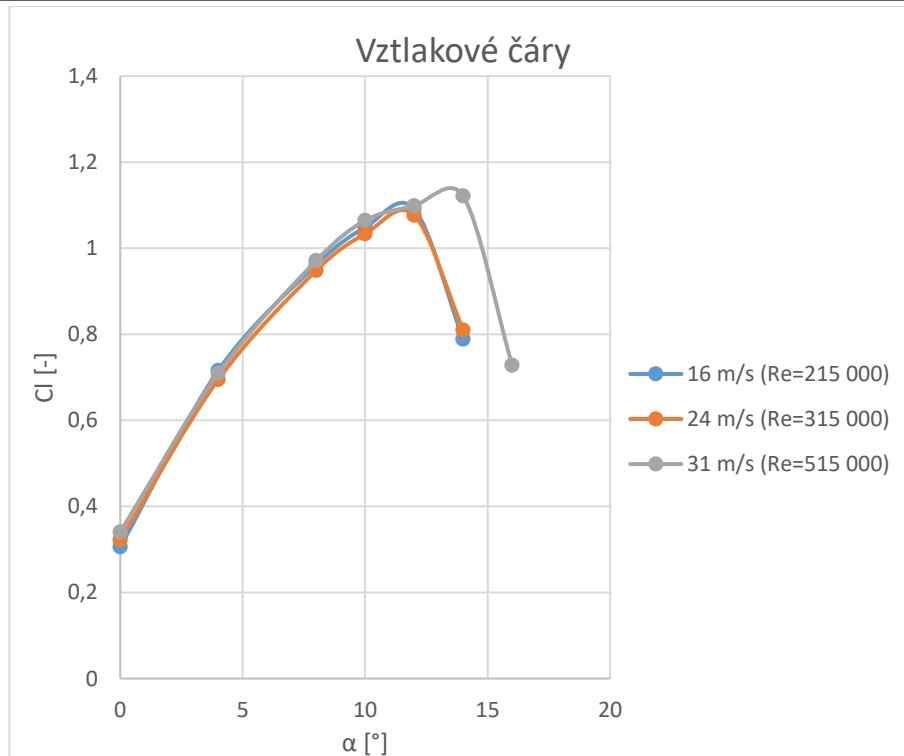
Kde součinitel normálových sil je roven vztahu (5.3)

$$C_n = - \int_0^1 C_p(x) \cdot d\left(\frac{x}{c}\right) = - \int_0^1 (C_{p,horní} - C_{p,dolní}) \cdot d\left(\frac{x}{c}\right) \quad (5.3)$$

Výsledné hodnoty součinitelů normálových sil a součinitelů vztlaků je uvedeny v Tab 13) Z těchto hodnot se mohla vykreslit vztlková čára pro model čistého profilu. Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu je vynesena na Obr. 53).

Tab 13) Součinitelé normálových sil a vztlaků

$\alpha$ [°]	16 m/s		24 m/s		31 m/s	
	$C_n$ [-]	$C_L$ [-]	$C_n$ [-]	$C_L$ [-]	$C_n$ [-]	$C_L$ [-]
<b>0</b>	0,311	0,311	0,328	0,328	0,347	0,347
<b>4</b>	0,730	0,728	0,709	0,707	0,723	0,722
<b>8</b>	0,988	0,978	0,974	0,965	0,998	0,988
<b>10</b>	1,083	1,067	1,068	1,052	1,100	1,084
<b>12</b>	1,135	1,110	1,120	1,096	1,143	1,118
<b>14</b>	0,827	0,802	0,849	0,824	1,176	1,141
<b>16</b>	0,772	0,742	0,828	0,796	0,771	0,741
<b>17</b>	-	-	0,760	0,727	0,782	0,748
<b>18</b>	-	-	0,787	0,748	0,799	0,760
<b>19</b>	-	-	0,812	0,767	0,819	0,774



Obr. 53) Vztlakové čáry pro rychlosti 16, 24, 31 m/s

#### 5.1.4 Součinitel odporu $C_D$

Pro výpočet součinitele odporu se používá metoda tzv. trasování úplavu, kdy se pitot-statická trubice pohybuje ve směru horizontální osy<sup>18</sup> a měří úbytek dynamického tlaku za profilem. Měření úplavu se provádělo automatickým skriptem, který pracoval na základě vytvořené sítě pozic. Tato síť je uvedena v příloze B). Vzdálenost sondy od odtokové hrany profilu byla stanovena na velikost hloubky profilu. Výpočet součinitele odporu se pak provedl dle rov. (5.4). Na Obr. 54) jsou zobrazeny vybrané varianty úplavu. Závislosti součinitele odporu na úhlu náběhu, poláry a vyobrazené úplavy pro všechny rychlosti jsou uvedeny v příloze B).

$$C_D = 2 \cdot \int_0^1 \left( \sqrt{\frac{p_D}{p_{D\infty}}} - \frac{p_D}{p_{D\infty}} \right) \cdot d \left( \frac{y}{c} \right) \quad (5.4)$$

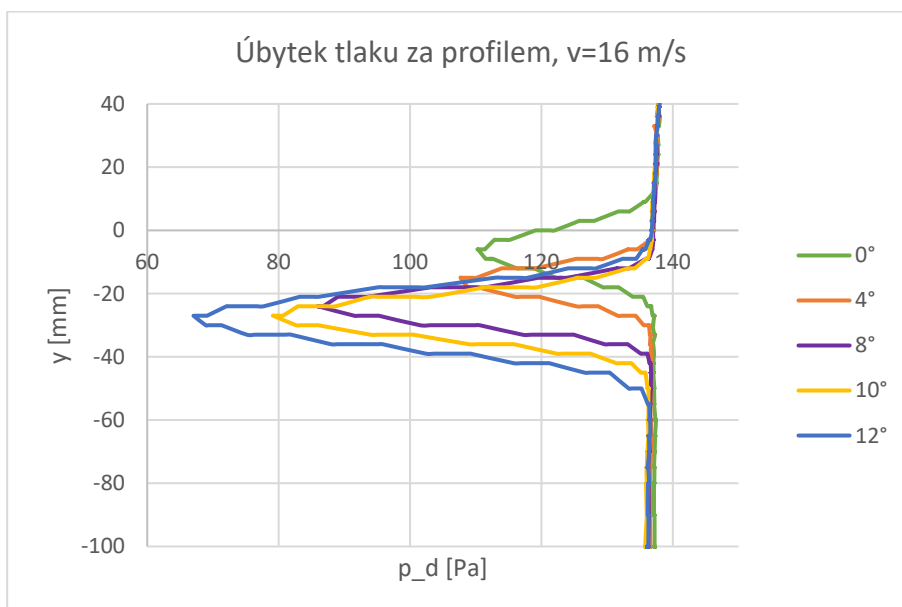
Výsledné hodnoty součinitelů odporu pro jednotlivé úhly náběhu a rychlosti jsou uvedeny v Tab 14).

Tab 14) Součinitelé odporu čistého profilu při rychlostech 16, 24 a 31 m/s

α [°]	$C_D$ (16 m/s) [-]	$C_D$ (24 m/s) [-]	$C_D$ (31 m/s) [-]
0	0,0245	0,01823	0,01906
4	0,0229	0,01994	0,02048
8	0,0343	0,02808	0,02972
10	0,0408	0,03519	0,03558
12	0,0578	0,04951	0,04939

<sup>18</sup> Při současném nastavení je horizontální osa rovna ose y

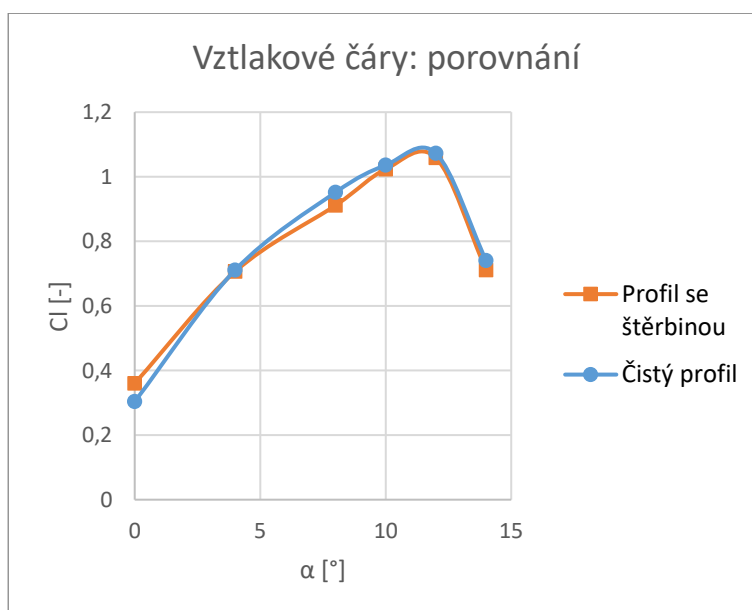
14	0,21	0,23	0,08186
16	-	-	-



Obr. 54) Úplavy za čistým profilem při rychlosti nabíhajícího proudu  $v=16$  m/s

## 5.2 Měření profilu se štěrbinou

Při měření profilu se štěrbinou se nejprve naměřila tlaková rozložení a úplavy za profilem, bez vyfukování. Následně se vypočítaly hodnoty aerodynamických součinitelů a porovnal se s daty naměřenými s čistým profilem, aby se ověřilo, zda mají oba modely porovnatelné průběhy. Díky rozdílné konstrukci bylo toto porovnání důležitým faktorem. Pro porovnání byla vybrána rychlost nabíhajícího proudu  $v_\infty=16$  m/s. Vztlakové čáry, pro vybrané varianty, obou modelů jsou uvedeny na Obr. 55). Kompletní porovnání charakteristik je uvedeno v příloze C).



Obr. 55) Vztlakové čáry pro profil čistý i se štěrbinou

Při vykreslení vztlakových čar si lze všimnout nepatrných rozdílů, které mohou být způsobeny díky menšímu počtu tlakových bodů umístěných na profilu, přítomností štěrbin a celkově rozdílné konstrukci. Kritický úhel náběhu se oproti čistému profilu nijak nezměnil. Maximální součinitel vztlaku klesl u profilu se štěrbinou zhruba o 3,5 %. Z uvedeného grafu lze konstatovat že profily mají porovnatelný průběh vztlakové čáry.

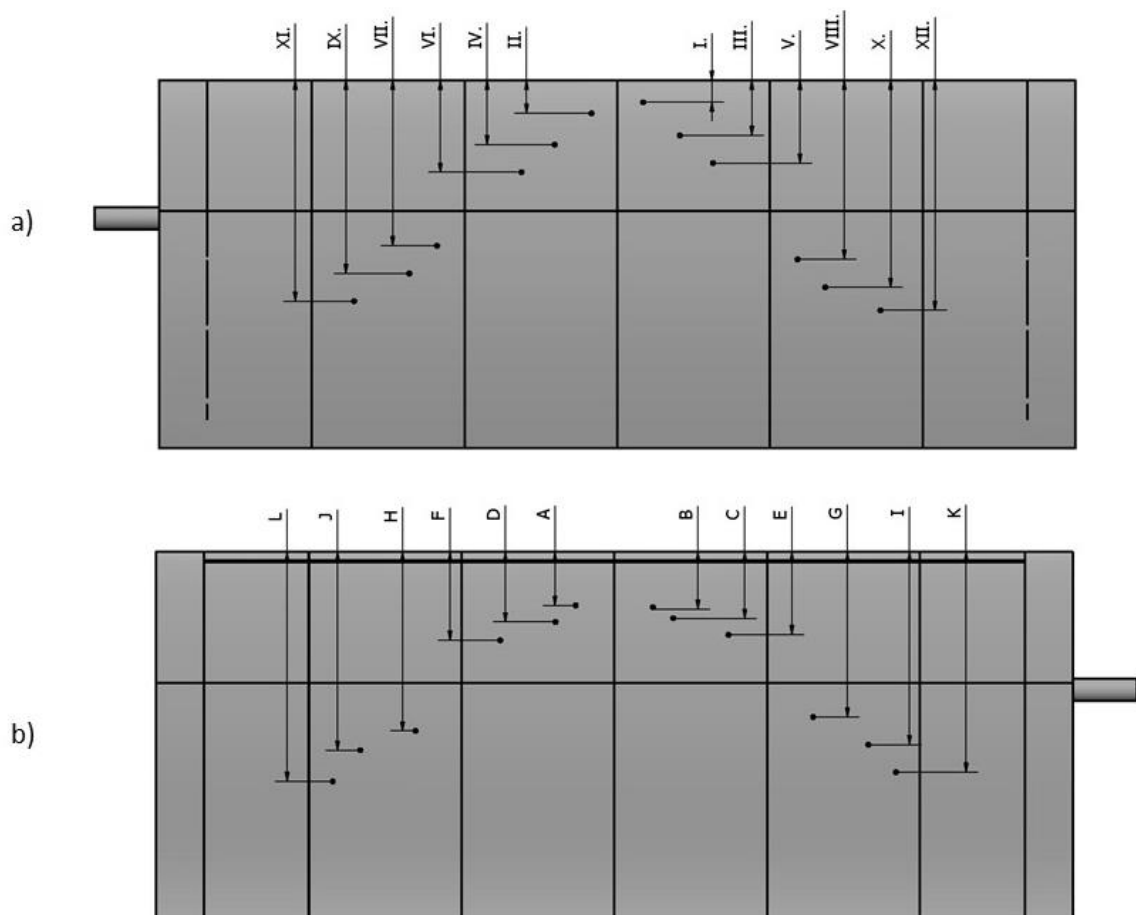
Protože u profilu se štěrbinou nemá význam vyšetřovat malé úhly náběhu, během zapnutého aktivního řízení, byl vybrán interval začínající na úhlu odpovídající stagnačnímu bodu vybrané varianty (S4). Vyšetřované případy jsou uvedeny v Tab 15)

Tab 15) Rychlosti nabíhajícího proudění a úhly náběhu pro profil se štěrbinou

$v_{\infty}$ [m/s]			$\alpha$ [°]
16	24	31	10, 12, 14, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23

### 5.2.1 Tlakové rozložení

Stejně jako u měření profilu čistého, tak i u profilu se štěrbinou bylo pro každý bod zaznamenáno 50 hodnot, a to pro všechny úhly náběhu. Následně se vypočítal aritmetický průměr. Polohy tlakových odběrů jsou znázorněny na obr. Obr. 56). Vzdálenosti pro horní i spodní stranu jsou uvedeny v Tab 16)



Obr. 56) Pozice tlakových odběrů profilu se štěrbinou: a) horní povrch b) spodní povrch

Tab 16) Pozice tlakových odběrů profilu se štěrbinou

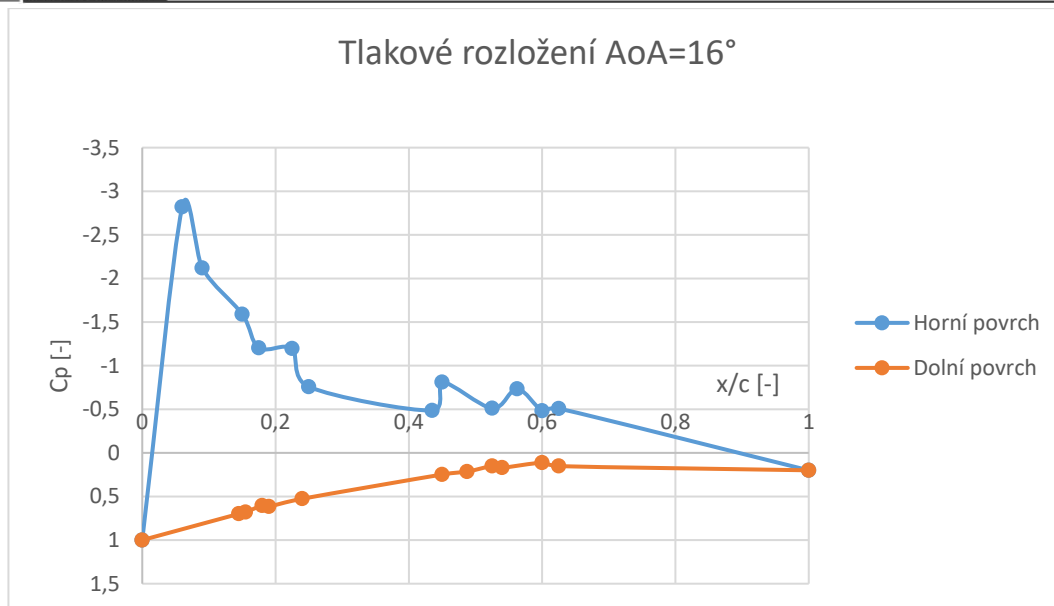
Horní povrch [mm]											
I.	II.	III.	IV.	V.	VI.	VII.	VIII.	IX.	X.	XI.	XII.
12	18	30	35	45	50	90	97	105	112,5	120	125
Dolní povrch [mm]											
A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
29	31	36	38	45	48	90	97,5	105	108	120	125

Z naměřených hodnot diferenčního tlaku a dynamického tlaku nerozrušeného proudu  $p_D$  byla vypočítána hodnota součinitele tlaku, dle rov. (5.1). Vypočítané hodnoty součinitele tlaku, pro  $\alpha=16^\circ$  jsou uvedeny v Tab 17) . Hodnoty součinitele tlaků pro ostatní vyšetřované případy jsou uvedeny v příloze.

Tab 17) Součinitele tlaku v jednotlivých odběrech

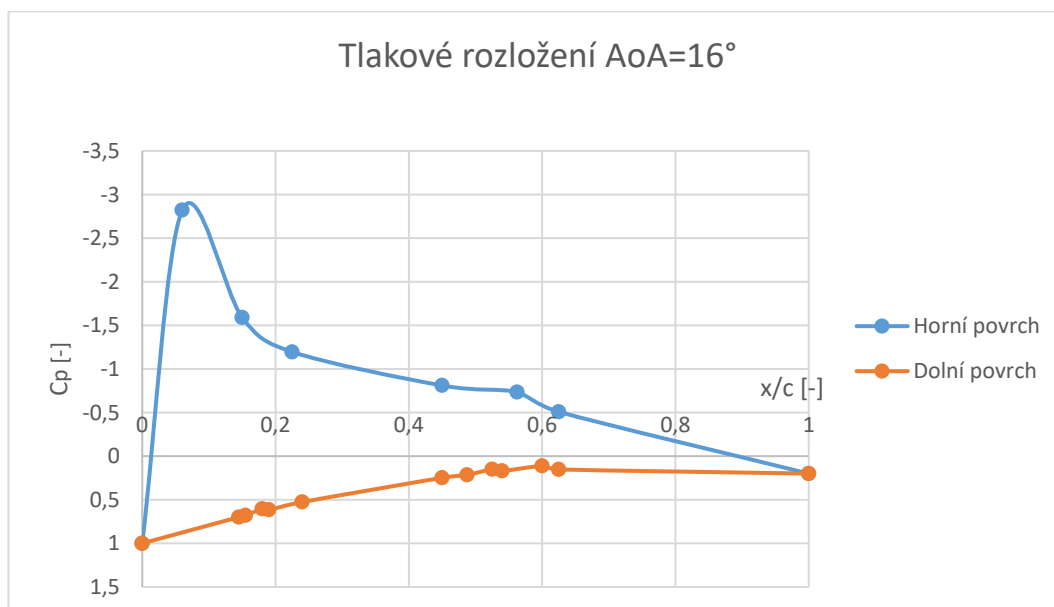
C <sub>P</sub> – Horní povrch [-]							
I.	II.	III.	IV.	V.	VI.	VII.	VIII.
-2,820	-2,118	-1,589	-1,203	-1,195	-0,758	-0,486	-0,810
IX.	X.	XI.	XII.	XIII.	XIV.	XV.	
-0,512	-0,734	-0,483	-0,508	-	-	-	
C <sub>P</sub> – Dolní povrch [-]							
A	B	C	D	E	F	G	H
0,699	0,680	0,604	0,616	6,974	0,526	0,248	0,215
I	J	K	L	M	N	O	P
0,151	0,170	0,112	0,152	-	-	-	-

Z vypočtených hodnot je na Obr. 57) vykresleno tlakové rozložení pro úhel náběhu  $16^\circ$  při rychlosti nabíhajícího proudu 31 m/s. Během značení jednotlivých rozvodů hadiček se projevila jedna z odběrů jako závadný, což se během měření i potvrdilo. Jedna se o bod značený písmenem E. Tento bod tedy není v žádném tlakovém rozložení zaznamenán a nepočítalo se s ním ani ve výpočtech.



Obr. 57) Tlakové rozložení při zapnutém AŘ: 31 m/s,  $\alpha=16^\circ$

Z naměřených dat byly vidět zřetelné rozdíly, mezi body umístěnými ve spodní a horní polovině, které se se zvyšujícím se úhlem náběhu, více zvyšovaly. Díky nerovnoměrnému vyfukování ze štěrbin a rozložení vztlakových bodů se braly v potaz body jen z horní poloviny, kde mohl být dosažen požadovaný poměr vyfukované rychlosti a rychlosti nabíhajícího proudění. Tlakové rozložení, pro úhel náběhu  $16^\circ$  při rychlosti nabíhajícího proudu 31 m/s, kde se braly hodnoty z horní poloviny rozpětí je uvedeno na Obr. 58).



Obr. 58) Upravené tlakové rozložení při zapnutém AŘ: 31 m/s,  $\alpha=16^\circ$

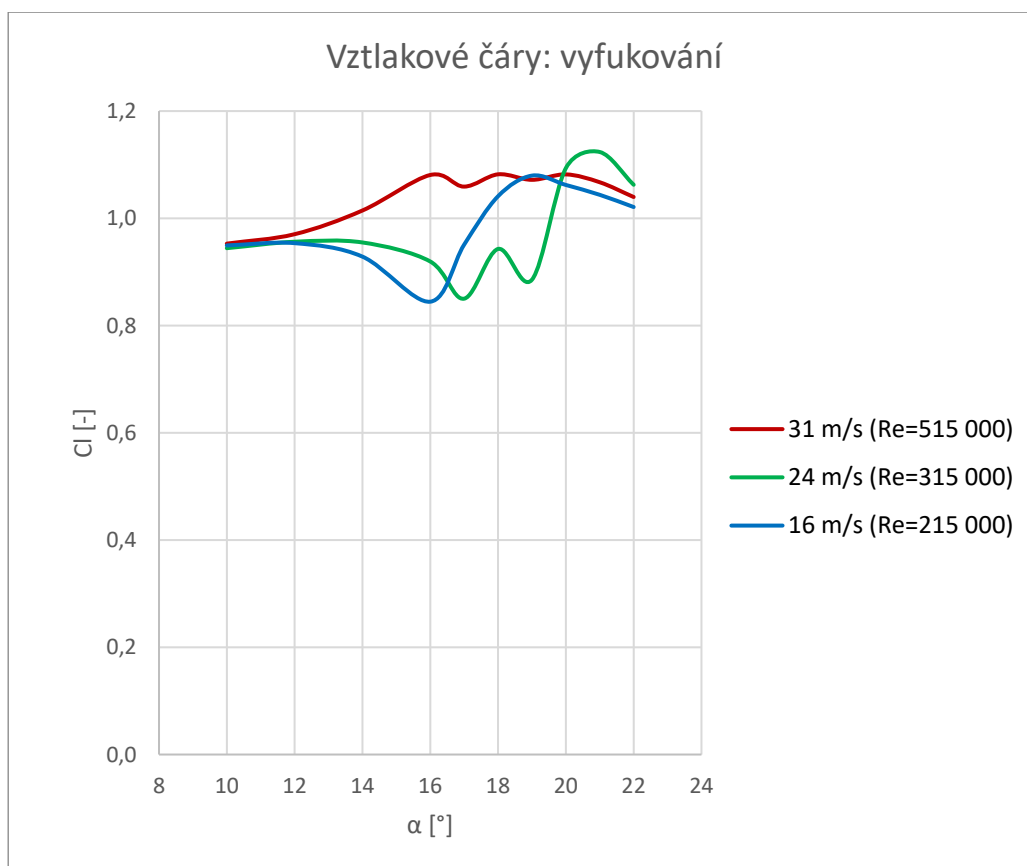
### 5.2.2 Součinitel vztlaku $C_L$

Výpočet probíhal stejně jako u čistého profilu, kde se z rov. (5.3) vypočítaly normálové síly a z rov. (5.2) součinitel vztlaku. Výsledné hodnoty součinitelů normálových sil a součinitelů vztlaků je uvedeny v Tab 18)

Tab 18) Součinitele normálových sil a vztlaku při zapnutém aktivním řízení pro všechny rychlosti

	16 m/s		24 m/s		31 m/s	
$\alpha$ [°]	$C_n$ [-]	$C_L$ [-]	$C_n$ [-]	$C_L$ [-]	$C_n$ [-]	$C_L$ [-]
10	0,964	0,949	0,959	0,944	0,967	0,953
12	0,975	0,954	0,978	0,956	0,992	0,970
14	0,957	0,929	0,984	0,955	1,046	1,015
16	0,879	0,845	0,957	0,919	1,124	1,081
17	0,994	0,951	0,889	0,850	1,108	1,059
18	1,095	1,041	0,991	0,943	1,138	1,082
19	1,142	1,080	0,936	0,885	1,134	1,072
20	1,130	1,062	1,164	1,094	1,151	1,082
21	1,118	1,044	1,204	1,124	1,143	1,067
22	1,101	1,021	1,146	1,063	1,121	1,040
23	1,083	0,997	1,153	1,062	1,066	0,981

Z těchto hodnot se mohly vykreslit vztlakové čáry pro profil se zapnutým aktivním řízením. Závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu, pro všechny vyšetřované rychlosti, jsou vyneseny na Obr. 59).

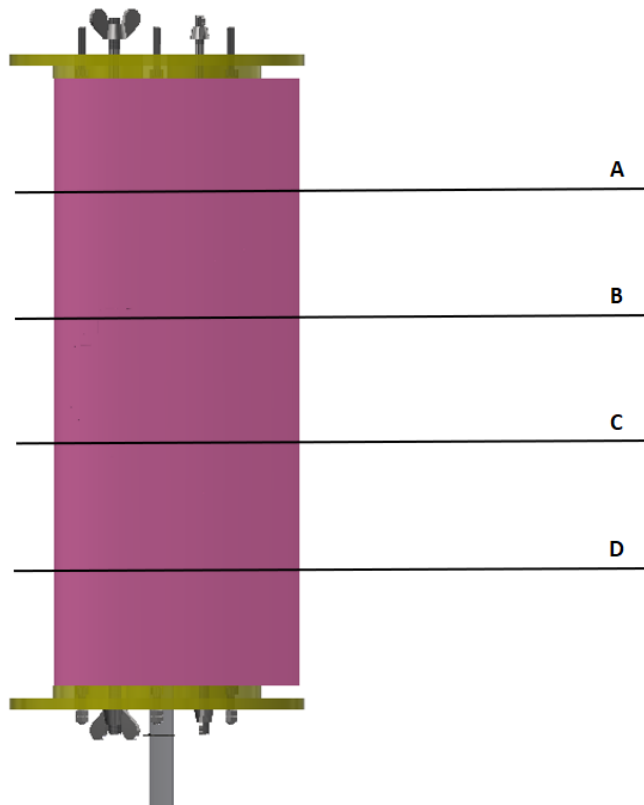


Obr. 59) Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu při zapnutém aktivním řízení

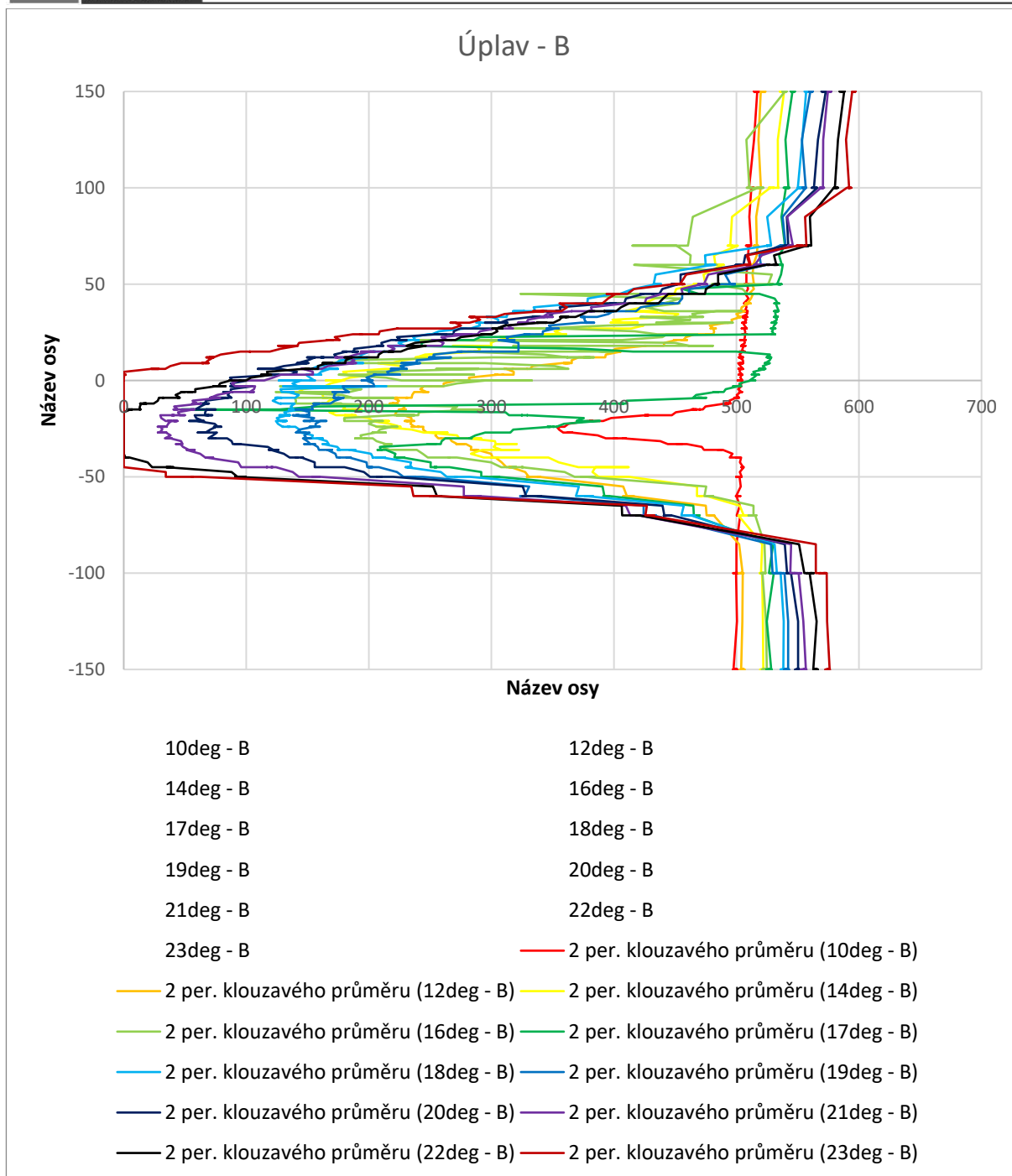
### 5.2.3 Součinitel odporu $C_D$

Pro výpočet součinitele odporu se použila stejná metoda jako u předchozího měření, s tím rozdílem že se síť pozic upravila a úbytek dynamického tlaku se měřil ve více rovinách, viz. Obr. 60). Výpočet součinitele odporu se pak provedl dle rov. (5.4). Na Obr. 61) jsou zobrazeny vybrané varianty úplavu.

Vzdálenost od spodní stěny tunelu	
<b>A</b>	375 mm
<b>B</b>	325 mm
<b>C</b>	275 mm
<b>D</b>	225 mm



Obr. 60) Roviny vybrané pro měření úplavu za profilem během zapnutého AŘ



Obr. 61) Úplav za profilem se štěrbinou při nulovém úhlu náběhu a rychlosti nabíhajícího proudu  $v=16$  m/s

## 6 VYHODNOCENÍ A KOREKCE VÝSLEDKŮ

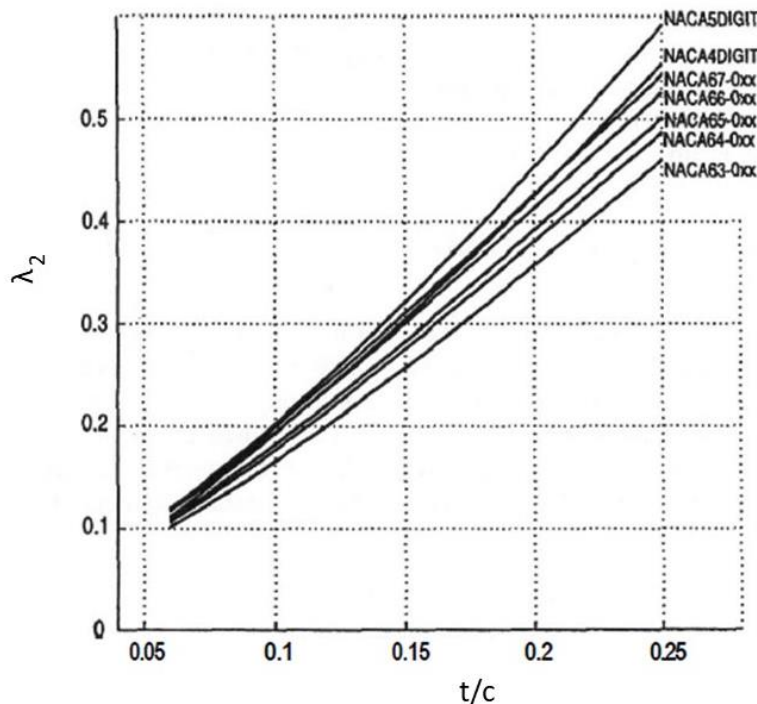
Měření, profilu čistého i se štěrbinou, probíhala v uzavřeném aerodynamickém tunelu s uzavřenou měřicí sekci. Díky interferencím zkoumaného objektu se stěnami měřicí sekce a samotnému konstrukčnímu provedení tunelu a měřicí sekce jsou měřená data zkreslená. Pro validní vyhodnocení je tedy nutné, aby naměřená data byla vhodně korigována. Následně popsané jevy, způsobující zkreslení výsledků, jsou zaměřeny na problémy měření profilu v uzavřené měřicí sekci. [23][26]

### 6.1 Blokace modelem

Blokace nastává vložení modelu do uzavřené měřicí sekce, kdy přítomnost stěn společně s modelem zmenšuje plochu proudícího vzduchu. S využitím základních rovnic proudění tekutin se zmenšení plochy projeví nárůstem rychlosti v blízkosti profilu. Tento příspěvek rychlosti<sup>19</sup> se nazývá blokace modelem. Blokace modelem je závislá na tloušťce a tvaru profilu a nezávislá na hloubce profilu. Korekce blokace modelem je, dle [24], vyjádřena poměrem přírůstu rychlosti a neopravené naměřené rychlosti. Pro profily se využívá rov. (6.1)

$$\varepsilon_{sb} = \frac{\Delta V}{V_u} = \frac{\pi^2 \lambda_2 t^2}{3 \cdot 4 h^2} = 0,822 \lambda_2 \frac{t^2}{h^2}, \quad (6.1)$$

Kde  $\lambda_2$  je součinitel tvaru, viz. Obr. 62), a  $h$  je výška tunelové sekce.



Obr. 62) Hodnoty součinitele tvaru profilu [26]

<sup>19</sup> Příspěvek rychlosti se uvažuje jako konstantního podél hloubky profilu

## 6.2 Blokace úplavu

Každé těleso, umístěné do proudícího vzduchu, bude při reálných podmínkách vytvářet úplav. Úplav za tělesem bude mít vždy střední hodnotu rychlosti menší než rychlost okolního proudění. Během měření v uzavřené měřicí sekci se oblast okolního proudění díky přítomnosti úplavu zmenší a s platností rovnice kontinuity se také zvýší rychlost v této oblasti. Zvýšení rychlosti zapříčiní rozšíření oblasti úplavu a zvýšení součinitele odporu. Výpočet korekce blokace úplavu byl proveden dle rov. (6.2)

$$\varepsilon_{wb} = \frac{\Delta V}{V_u} = \frac{c/h}{2} c_{du}, \quad (6.2)$$

## 6.3 Celková korekce výsledků

S využitím předchozích vztahů se dají naměřené veličiny opravit, dle níže uvedených vztahů. [26] Pro výpočet rychlosti platí vztah (6.3)

$$V = V_u(1 + \varepsilon), \quad (6.3)$$

Kde  $\varepsilon$  je součet poměrných přírůstků rychlostí vlivem blokace modelem a blokace úplavem.

$$\varepsilon = \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb} \quad (6.4)$$

Dynamický tlak a Reynoldsovo číslo se z opravené rychlosti vypočítají dle rov. (6.5) a (6.6)

$$q = q_u(1 + 2\varepsilon) \quad (6.5)$$

$$Re = Re_u(1 + \varepsilon) \quad (6.6)$$

Pro součinitel vztlaku se korekce spočítala z rov. (6.7)

$$C_l = C_{lu}(1 - \sigma - 2\varepsilon), \quad (6.7)$$

Kde  $\sigma$  je rovno vztahu (6.8)

$$\sigma = \frac{\pi^2}{48} \left(\frac{c}{h}\right)^2 \quad (6.8)$$

Korekce součinitele odporu při nulovém vztlaku se určila z rov. (6.9)

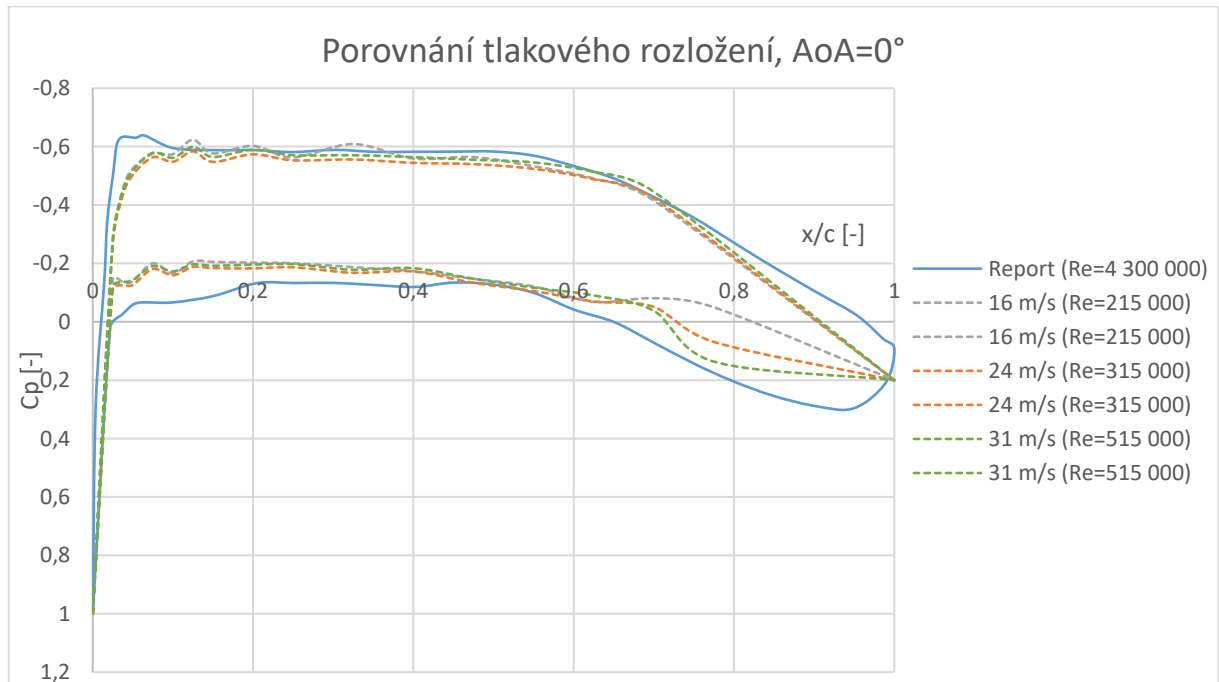
$$C_{d0} = C_{d0u}(1 - 3\varepsilon_{sb} - 2\varepsilon_{wb}) \quad (6.9)$$

## 6.4 Vyhodnocení výsledků

### 6.4.1 Tlaková rozložení čistého profilu

Na Obr. 63) je zobrazeno porovnání tlakového rozložení reportu, přebraného z NASA-TM-X 72697 [25], a tlakového rozložení čistého modelu při rychlostech 16, 24 a 31 m/s. Na horním povrchu lze vidět v přední části menší odchylku. Ta může být způsobena chybějícími otvory tlakových odběrů v blízkosti náběžné hrany. Průběh po horním povrchu se jinak s reportem shoduje. V oblasti odtokové hrany se jedná o stejný problém chybějících otvorů. Na dolním povrchu lze vidět malý odskok průběhu, oproti reportu, směrem k menším tlakům. Tato rozdílnost může být vyvolána drobnými tvarovými rozdíly mezi modely, chybami a nastavením měření. Se zvyšující se vzdáleností, od náběžné hrany, se tato rozdílnost snižuje. V oblasti odtokové hrany je vidět asi nejvýraznější rozdíl v tlakovém rozložení, který je způsoben již zmíněným nedostatkem počtu tlakových odběrů. Trend spodní křivky ale zůstal zachován. Při porovnání oblasti u odtokové hrany si lze všimnout vzrůstající tendenci křivky s narůstající rychlostí nabíhajícího proudu. Čím vyšší je rychlost nabíhajícího proudění, resp. Reynoldsova čísla,

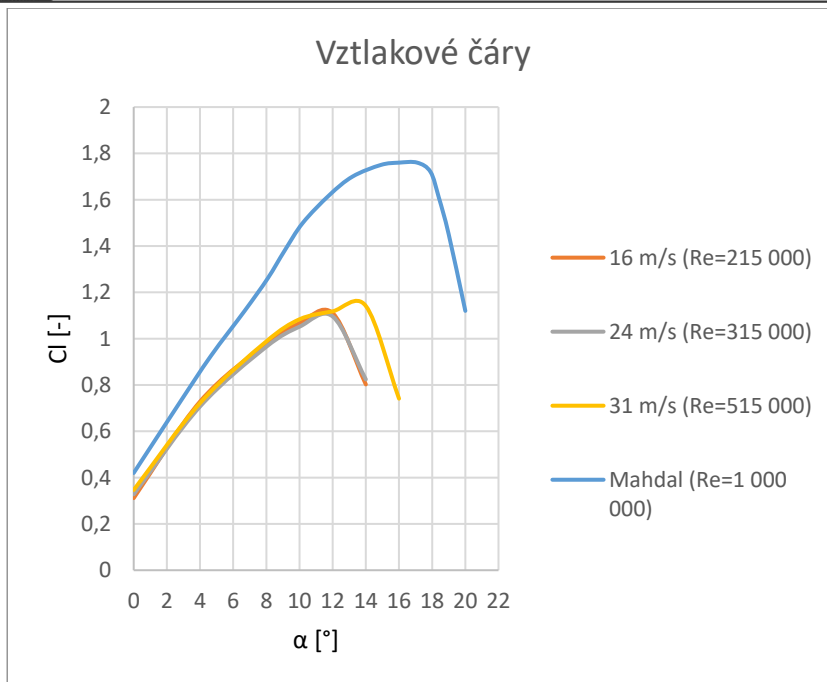
tím se křivka více přibližuje ke křivce z reportu. Díky tomu lze usoudit, že odchylky křivek jsou způsobeny i vlivem Reynoldsova čísla.



Obr. 63) Porovnání tlakového rozložení z reportu a naměřených dat,  $\alpha=0^\circ$

#### 6.4.2 Vztlakové čáry čistého profilu

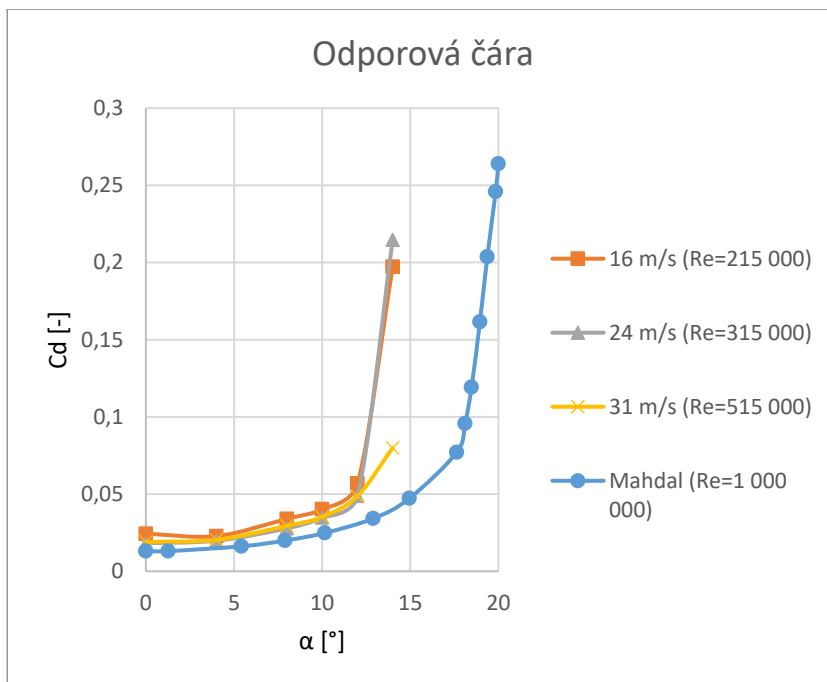
Na Obr. 64) jsou vykresleny vztlakové čáry, po korekci součinitele vztlaku, pro všechny vyšetřované rychlosti. Z porovnání lze vidět, že při rychlosti 16 m/s a 24 m/s je průběh téměř identický. Naproti tomu u rychlosti 31 m/s došlo ke zvýšení součinitele vztlaku i kritického úhlu náběhu. Toto zvýšení je způsobeno vlivem Reynoldsova čísla. Vliv je vidět i v porovnání s křivkou z CFD analýzy. Všechny měřené vztlakové čáry vykazují menší součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu oproti teoretické křivce. Lineární průběh u měřených křivek je stejný jako u teoretické křivky. Kritický úhel náběhu je u měřených křivek nižší, hlavně díky vlivu Reynoldsova čísla. Celkově menší hodnoty součinitele vztlaku jsou způsobeny kombinací několika vlivů, z nichž největší podíl má vliv Reynoldsova čísla a nedostatečný počet otvorů pro odběr statického tlaku v blízkosti náběžné a odtokové hrany modelu.



Obr. 64) Porovnání vztlakových čar z CFD analýzy a měření

### 6.4.3 Odporové čáry čistého profilu

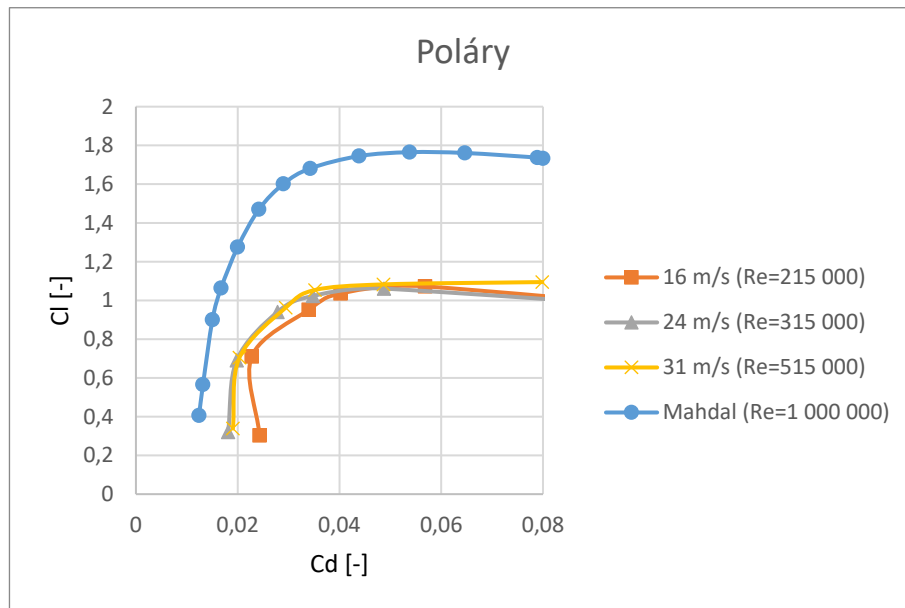
Data z měření ukazují, že součinitel odporu nabývá vyšších hodnot než u provedené CFD analýzy. Stejně jako u předchozí charakteristiky, tak i zde lze vidět vliv Reynoldsova čísla, kdy při jeho zvyšování se měřená data více blíží k teoretické hodnotě. Dalším faktorem zvýšení součinitele odporu může být nedokonalý tvar a povrchové chyby na modelu. Odporové čáry pro všechny vyšetřované rychlosti jsou vykresleny na Obr. 65).



Obr. 65) Porovnání odporových čar z CFD analýzy a měření

#### 6.4.4 Poláry čistého profilu

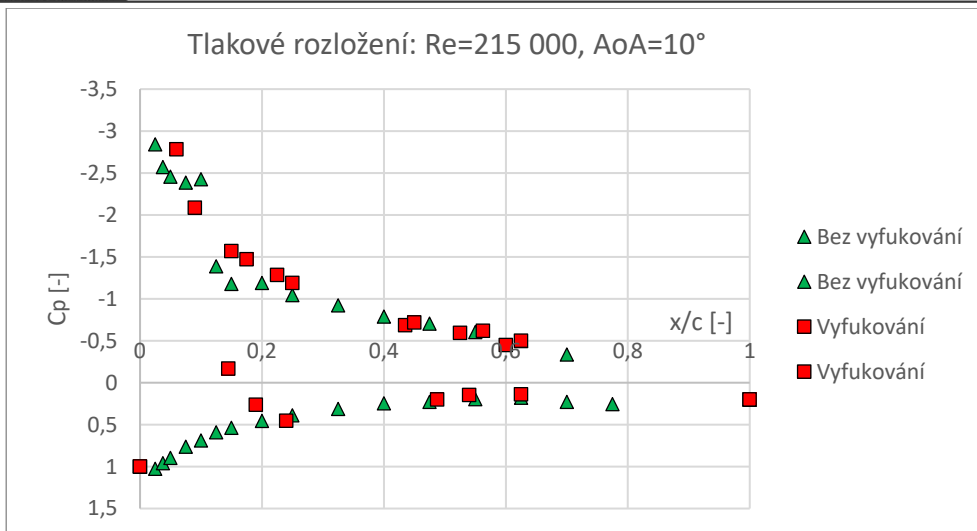
Obr. 66) obsahuje porovnání závislosti součinitele vztlaku na součiniteli odporu. Díky výše zmíněným konstrukčním nedostatkům a vlivu Reynoldsova čísla vykazují, měřené křivky od teoretické křivky, podstatně velké odchylky.



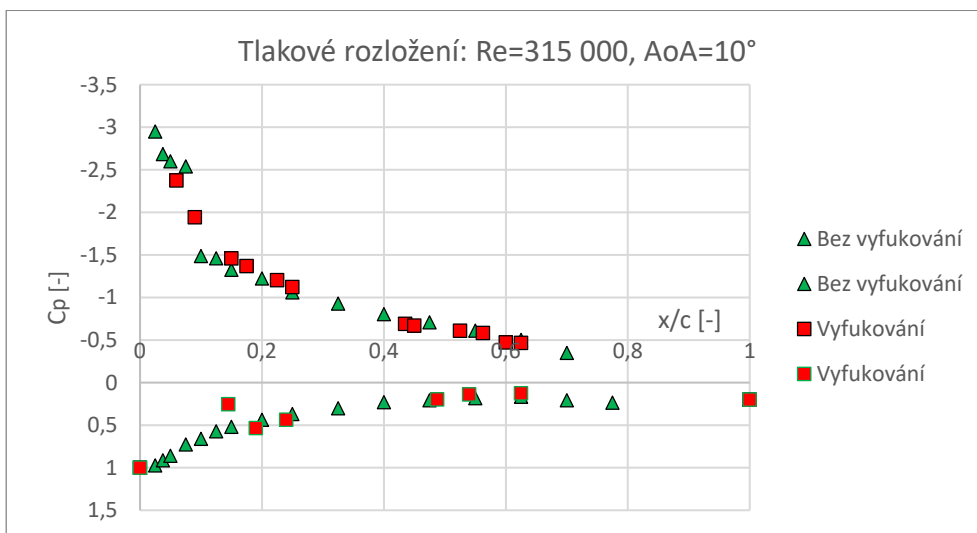
Obr. 66) Porovnání polár z CFD analýzy a měření

#### 6.4.5 Tlaková rozložení profilu se šěrbinou

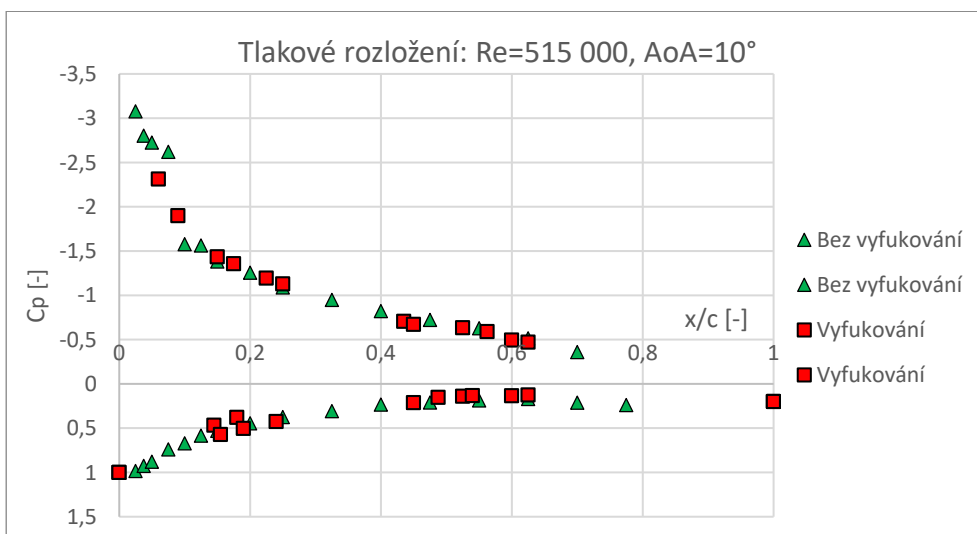
Na následujících obrázcích jsou vykreslena porovnání tlakových rozložení pro čistý profil a profil při vyfukování. Obr. 67), Obr. 68) a Obr. 69) obsahuje rozložení tlaku při úhlu  $\alpha=10^\circ$ . Při tomto úhlu náběhu si lze všimnout, že tlak na horním povrchu je téměř totožný ve všech případech. Malé odchylky součinitele tlaku si lze všimnout u menších rychlostí nabíhajícího proudu, kde u profilu při vyfukování nabývá součinitel nižších hodnot. Díky nedostatku otvorů, pro odběr statického tlaku, v oblasti náběžné hrany nelze s přesností určit maximální hodnotu součinitele vztlaku. Minimálně u tlakového rozložení při nejnižší rychlosti nabíhajícího proudu se dá z průběhu usoudit, že hodnota součinitele vztlaku, v oblasti náběžné hrany, bude vyšší. Rozložení tlaku na spodní straně již vykazuje určité rozdílnosti obou měření. Zvláště při nižších rychlostech si lze všimnout „skoku“ u náběžné hrany.



Obr. 67) Tlakové rozložení: 16 m/s,  $\alpha=10^\circ$

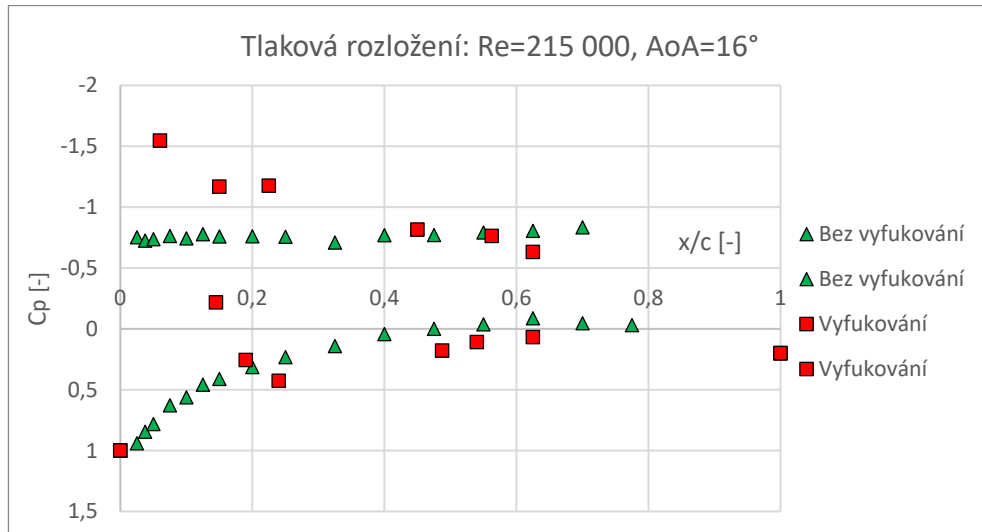


Obr. 68) Tlakové rozložení: 24 m/s,  $\alpha=10^\circ$

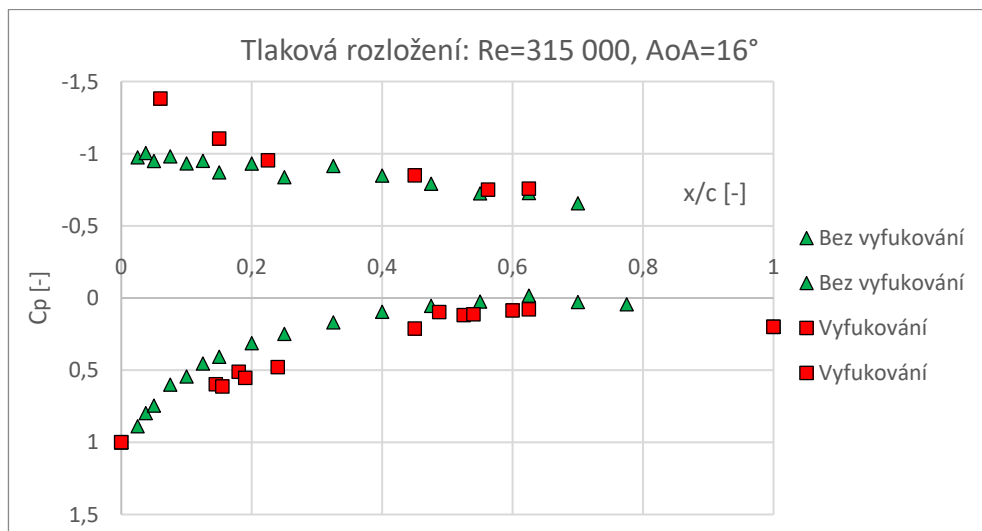


Obr. 69) Tlakové rozložení: 31 m/s,  $\alpha=10^\circ$

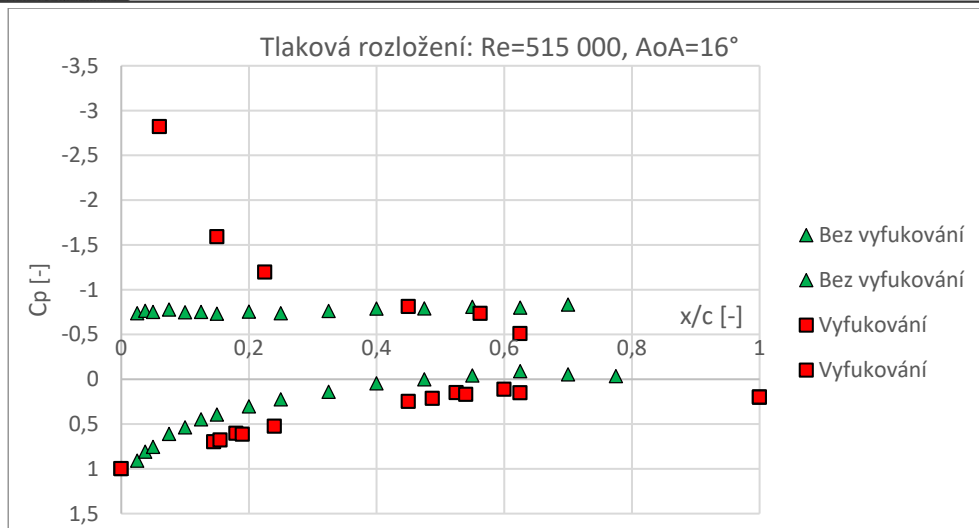
Další vybraný případ je rozložení tlaku pro úhel náběhu  $\alpha=16^\circ$ , kde již u každého případu čistého profilu došlo k plnému odtržení proudění. Na Obr. 70) je případ při  $v_\infty=16$  m/s, ve kterém lze určitý vliv AŘ pozorovat. Na horním povrchu došlo ke snížení součinitele vztlaku v oblasti náběžné hrany. To značí, že proudění je v této oblasti částečně přilnuté k povrchu. Na spodním povrchu lze vidět již zmíněný „tlakový skok“ v oblasti náběžné hrany. V dalším průběhu lze vidět malé zvýšení součinitele tlaku oproti měření čistého profilu. Obdobný průběh lze vidět u Obr. 71), kde je tlakové rozložení při rychlosti  $v_\infty=24$  m/s. Velký rozdíl lze však pozorovat u posledního případu,  $v_\infty=31$  m/s, kde je součinitel tlaku výrazně snížen oproti čistému profilu. Průběh tlaku podél profilu značí, že došlo k lepšímu přilnutí vyfukovaného vzduchu k povrchu a k oddálení odtržení proudění.



Obr. 70) Tlakové rozložení: 16 m/s,  $\alpha=16^\circ$

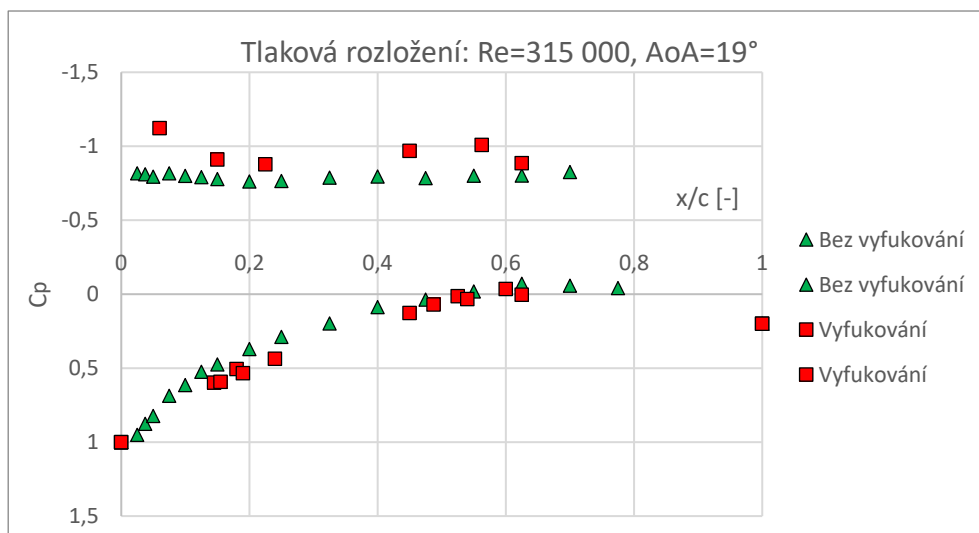


Obr. 71) Tlakové rozložení: 24 m/s,  $\alpha=16^\circ$

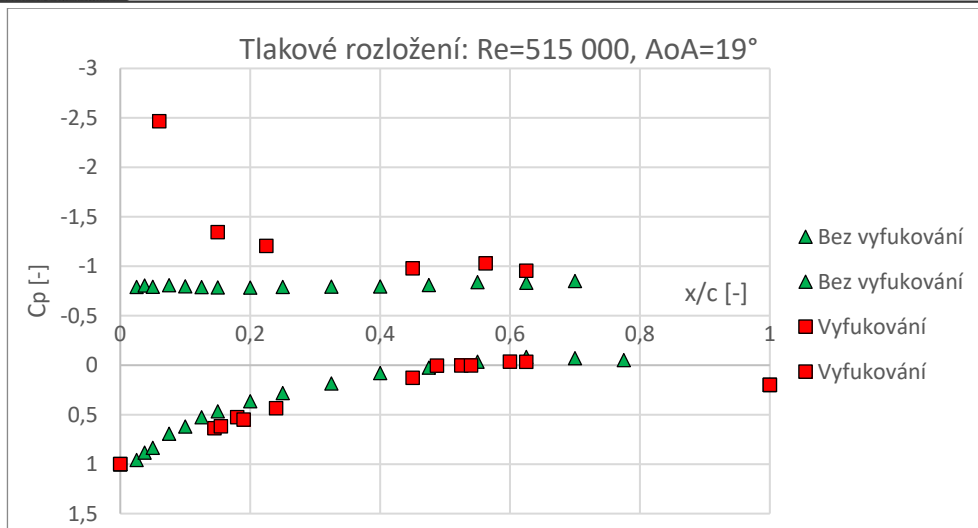


Obr. 72) Tlakové rozložení: 31 m/s,  $\alpha=16^\circ$

Poslední zmiňovaný případ je pro  $\alpha=19^\circ$ , kde jsou opět pozorovatelné odchylky proti čistému profilu. U rychlosti  $v_\infty=16$  m/s bohužel není porovnání obou případů, ale jelikož je zřejmé plné odtržení u čistého profilu, tak lze konstatovat že při zapnutém AŘ je výrazná změna v podobě snížení součinitele tlaku, viz. příloha D). Při tomto případě znovu došlo k přilnutí proudění k povrchu modelu a oddálilo se odtržení proudění z náběžné hrany. Naproti tomu u rychlosti  $v_\infty=24$  m/s není odchylka nijak výrazná a zde došlo k odtržení proudu. Při rychlosti  $v_\infty=31$  m/s, viz. Obr. 74), je opět vidět výrazné snížení součinitele tlaku a oddálení odtržení z náběžné hrany.



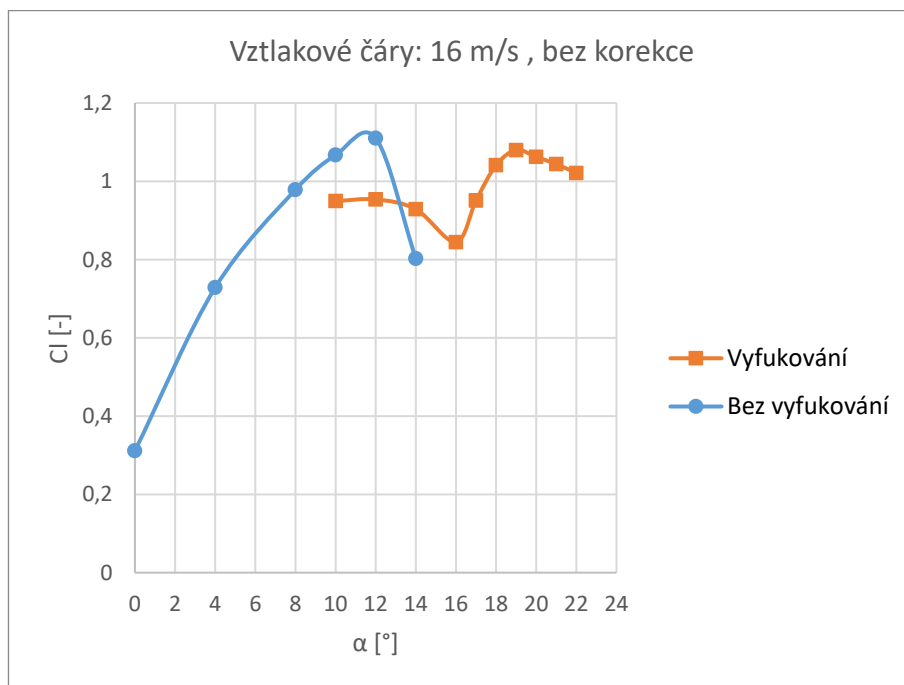
Obr. 73) Tlakové rozložení: 24 m/s,  $\alpha=19^\circ$



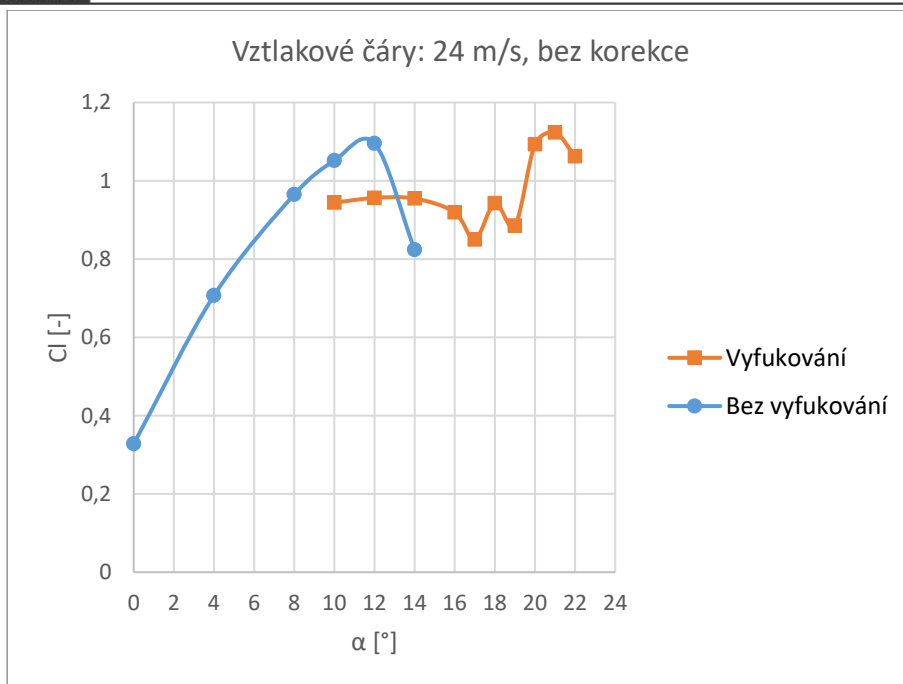
Obr. 74) Tlakové rozložení: 31 m/s,  $\alpha=19^\circ$

#### 6.4.6 Vztlakové čáry profilu se štěrbinou

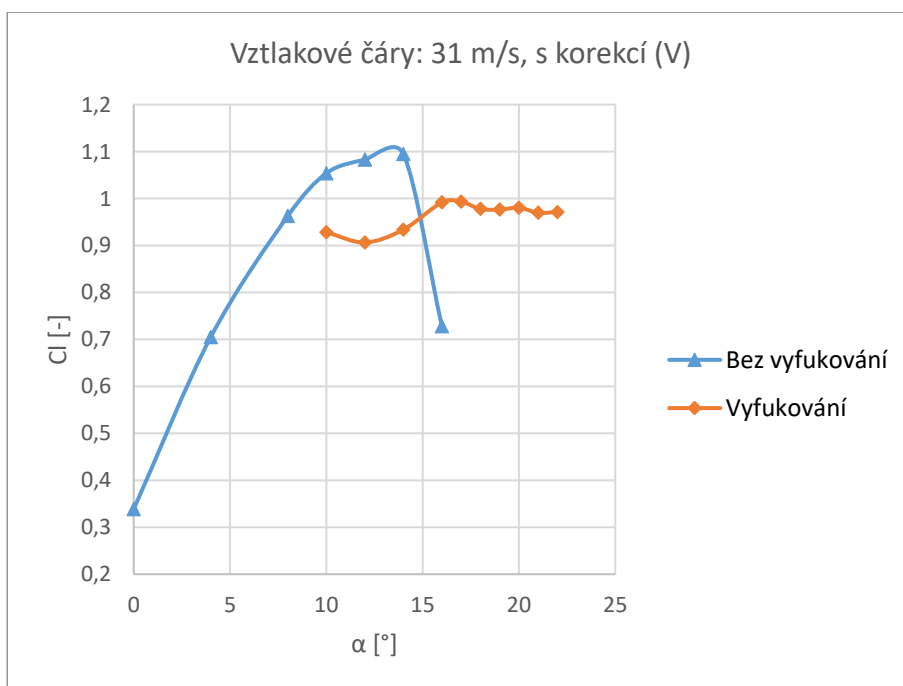
Na Obr. 75), Obr. 76) a Obr. 77) jsou vykresleny vztlakové čáry pro jednotlivé rychlosti nabíhajícího proudu. U všech případů lze vidět výrazných změn oproti měření čistého profilu. Maximální součinitel vztlaku ani u jednoho z případů nebyl výrazně zvýšen, ba naopak u rychlosti  $v_\infty=31$  m/s se projevilo jeho snížení. Tyto průběhy jsou způsobeny již zmíněnými konstrukčními nedostatky ale hlavně výraznou nerovnoměrností vyfukovaného proudění, které způsobilo rozdílné podmínky pro každou oblast modelu. I přes tyto velké nedostatky lze pozorovat relativně velké zvýšení kritického úhlu náběhu prakticky ve všech případech.



Obr. 75) Porovnání vztlakových čar při zapnutém a vypnutém AŘ: 16 m/s

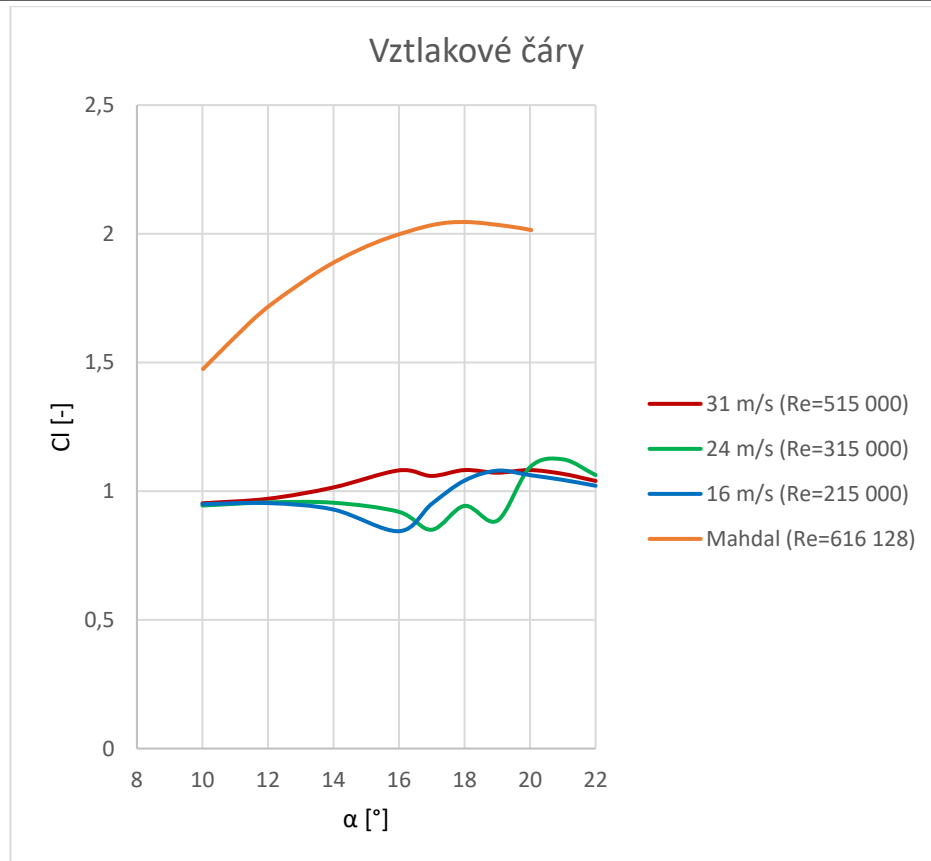


Obr. 76) Porovnání vztlakových čar při zapnutém a vypnutém AŘ: 24 m/s



Obr. 77) Porovnání vztlakových čar při zapnutém a vypnutém AŘ: 31 m/s

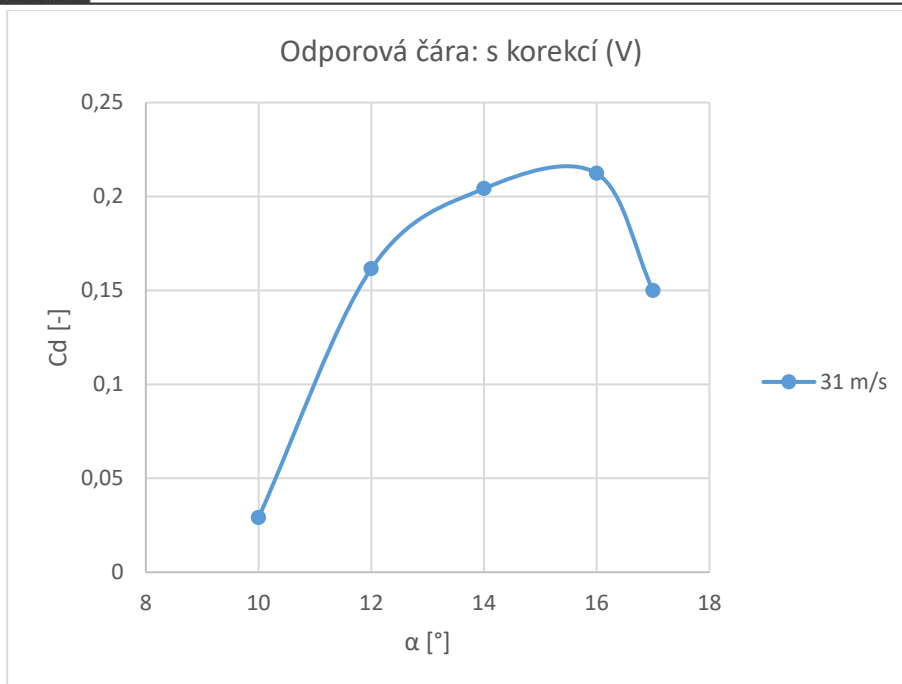
Na Obr. 78) je zobrazeno porovnání naměřených dat společně s teoretickou vztlakovou čarou. Teoretická křivka je přebraná z práce pana Mahdala a vykreslena pro případ stejného umístění šterbiny (S4),  $Re=616\ 128$  a poměru rychlostí  $v_j/v_\infty=2,22$ . Odchylka měření od teoretické křivky je velmi výrazná.



Obr. 78) Porovnání měřených a teoretické vztlakové čáry

#### 6.4.7 Odporové čáry profilu se štěrbinou

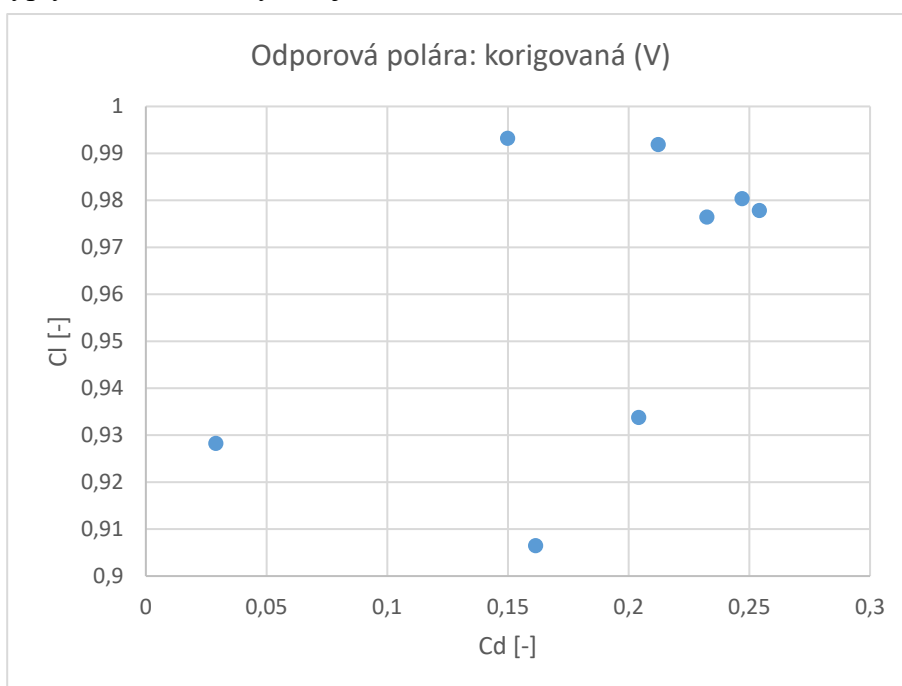
Na Obr. 79) je vykreslena odporová čára při zapnutém aktivním řízení za rychlosti 31 m/s. Její průběh je oproti odporové čáře čistého profilu zcela odlišný. Při menších úhlech náběhu nastává prudký nárůst součinitele odporu a po překročení hodnoty  $\alpha=16^\circ$  jeho hodnota zase klesá. Průběh je ovlivněn jak nerovnoměrným vyfukováním, tak i tím, že hodnoty součinitele odporu během konfigurací, které vykazují reverzní proudění v úplavu nelze brát za věrohodné.



Obr. 79) Odporová čára při zapnutém aktivním řízení: s korekcí

#### 6.4.8 Poláry profilu se štěrbinou

Na Obr. 80) jsou zobrazena jednotlivá data závislosti součinitele vztlaku na součiniteli odporu. Z obrázku vyplývá, že data nevykazují žádnou závislost.



Obr. 80) Data závislosti součinitele vztlaku na součiniteli odporu při zapnutém řízení: s korekcí

## 7 ZÁVĚR

Tato diplomová práce se zabývá ověřením konceptu aktivního řízení proudu na profilu pomocí měření v aerodynamickém tunelu. Koncept aktivního řízení spočívá v dodávání hybnosti do oblasti horního povrchu profilu, a to za pomoci vyfukování ze štěrbin umístěné v určitém stagnačním bodu. Jelikož umístění a celková podstata konceptu neodpovídá dosud žádnému provedenému experimentu bylo nejprve nutné daný problém ověřit pomocí CFD analýzy. Výpočetní analýzu provedl pan Ing. Vít Mahdal a tato práce na ní navazuje.

Práce obsahuje rešerši, rozdělenou na dvě části. V první části jsou jednotlivě popsány prvky zajišťující vztlakovou sílu a ve druhé byly představeny dosud provedené experimenty, které zkoumaly aktivní řízení proudu. Další část práce obsahuje přípravu měření. V této části je představena měřicí sekce, natáčecí zařízení, konstrukce a výroba modelů určených pro měření. V poslední části je sepsané měření a jeho výsledky, které jsou následně vyhodnoceny a porovnány s výpočetní analýzou.

Na začátku experimentu bylo provedeno měření průběhu rychlosti vyfukovaného vzduchu, kde se ukázal velký nedostatek navrhnutého rozvodu vzduchu pro aktivní řízení. Ten měl za následek nerovnoměrnou rychlost vyfukování podél rozpětí modelu. Díky tomu byly upraveny vyšetřované rychlosti pro dosažení fyzikální podstaty konceptu alespoň na části modelu. Před samotným měřením byla provedena kalibrace tlakového senzoru pomocí kalibračního zařízení Druck DPI 615. Poté byl změřen čistý profil a jeho charakteristiky se porovnály jak s reportem NASA-TM-X-72697, tak s teoretickými křivkami z CFD analýzy. Porovnané tlakové rozložení s reportem ukázalo z velké části shodné průběhy, ale také ukázalo na další nedostatek, a to na nedostatek otvorů pro odběr statického tlaku na modelu. Otvory nemohly být díky velikosti modelu umístěny blíže náběžné a odtokové hrany. Tento konstrukční nedostatek ovlivnil vyhodnocení naměřených dat. Dále bylo provedeno měření profilu se štěrbinou, které se porovnálo s čistým profilem. Z vykreslených vztlakových čar se prokázalo, že kritický úhel náběhu zůstal beze změny a maximální součinitel vztlaku se snížil o 3,5 %. Z tohoto měření se dalo konstatovat, že průběhy obou modelů jsou stejné a bez výrazných odchylek. Následné měření již probíhalo při zapnutém aktivním řízení, kde byla naměřena tlaková rozložení při všech vyšetřovaných rychlostech. Dále během rychlosti 31 m/s bylo provedeno trasování úplavu pro vybrané roviny. Měření ukázalo, že nerovnoměrnost vyfukovaného vzduchu má velký vliv na měřené charakteristiky. Společně s konstrukčními nedostatky a vlivem Reynoldsova čísla byla naměřená data rozdílná oproti teoretickému případu. Ke zvýšení součinitele vztlaku nedošlo ani u jednoho z případů. Přes všechny nedostatky mělo však aktivní řízení velký vliv na oddálení odtržení proudění a dokázalo posunout kritický úhel náběhu.

Jako další postup by bylo vhodné provést PIV měření, které by vizuálně ověřilo chování proudění během aktivního řízení. Dále upravit tlakový prostor uvnitř modelu, pro zajištění rovnoměrné rychlosti vyfukování a pokud je to možné, tak přidat otvory pro odběr statického tlaku do oblasti náběžné a odtokové hrany.



## 8 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] MAHDAL, Vít. Analýza konceptu aktivního řízení proudu na náběžné hraně křídla. Brno, 2019. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/117608>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Robert Popela.
- [2] PETRÁSEK, Miloslav a Vít KRCHŇAVÝ. Konstrukce letadel II. Brno: Univerzita obrany Brno, 2006. ISBN 978-80-7231-212-2.
- [3] MAREK, D. Vysokovztlaková mechanizace křídel dopravních letadel. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. 37 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc
- [4] BROŽ, Václav. Aerodynamika nízkých rychlostí. 3. vydání. Praha: ČVUT, 1990. ISBN 80-01-00198-9.
- [5] CORKE, Thomas C. Plasma actuators for separation control on stationary and oscillating airfoils. Indiana, 2004. Dizertační práce. University of Notre Dame.
- [6] MEUNIER, M. a V. BRUNET. High-Lift Devices Performance Enhancement Using Mechanical and Air-Jet Vortex Generators. *Journal of Aircraft* [online]. 2008, **45**(6) [cit. 2020-05-25]. DOI: 10.2514/1.36836. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.36836>
- [7] SINGH, Vickram M. a Peter SCHOLTZ. Comparison of Different Vortex Generating Devices for Flow Control on a Vertical Tail. *2018 Flow Control Conference* [online]. 2018 [cit. 2020-05-25]. DOI: 10.2514\_6.2018-4023. Dostupné z: <https://doi.org/10.2514/6.2018-4023>
- [8] YAMALEEV, N. K., M. H. CARPENTER a Frederick FERGUSON. Reduced-Order Model for Efficient Simulation of Synthetic Jet Actuators. *AIAA Journal* [online]. 2005, **43**(2) [cit. 2020-05-25]. DOI: 10.2514/1.7077. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.7077>
- [9] HIRSCH, Damian, Arvin SHMILOVICH, Edward Whalen FERGUSON a Morteza GHARIB. Technique for Enhanced Flow Control Efficiency Through Thermal Actuation. *AIAA Journal* [online]. 2018, **56**(9) [cit. 2020-05-25]. DOI: 10.2514/1.J056944. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.J056944>
- [10] POST, Martiqua L. a Thomas C. CORKE. Separation Control Using Plasma Actuators: Dynamic Stall Vortex Control on Oscillating Airfoil. *AIAA Journal* [online]. 2006, **44**(12) [cit. 2020-05-25]. DOI: 10.2514/1.22716. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.22716>
- [11] WHALEN, Edward A., Douglas LACY, John C. LIN, Anthony E. WASHBURN, Emilio GRAFF a Israel J. WYGNANSKI. Performance Enhancement of a Full-Scale vertical Tail Model Equipped with Active Flow Control. *AIAA SciTech* [online]. Florida, 5-9 January 2015, **53rd AIAA Aerospace Science Meeting** [cit. 2020-06-23]. DOI: 10.2514-6.2015-0784. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-0784>
- [12] RAMAN, Ganesh a Surya RAGHU. Cavity Resonance Suppression Using Miniature Fluidic Oscillators. *AIAA Journal* [online]. 2004, **42**(12) [cit. 2020-06-23]. DOI: 10.2514/1.521. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.521>
- [13] LIN, John C., Marlyn Y. ANDINO, Michael G. ALEXANDER, Edward A. WHALEN, Marc A. SPOOR, John T. TRAN a Israel J. WYGNANSKI. An Overview of Active Flow Control Enhanced Vertical Tail Technology Development. *Conference paper* [online]. 2016 [cit. 2020-05-25]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20160007653>

- [14] Seele, R., Graff, E., Lin, J., and Wygnanski, I., "Performance Enhancement of a Vertical Tail Model with Sweeping Jet Actuators," AIAA 2013-0411, 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas, January 7-10, 2013.
- [15] WILD, Jochen, Georg WICHMANN, Frank HAUCKE, Inken PELTZER a Peter SCHOLTZ. Large Scale Separation Flow Control Experiments Within the German Flow Control Network. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition* [online]. Orlando, Florida, 2009 [cit. 2020-05-25]. DOI: 10.2514/6.2009-530. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2009-530>
- [16] ORTMANN, Jens, Christian J. KÄHLER a Rolf RADEWSPIEL. A Flat Plate Experiment for Investigations of Vortex Generator Jets at High Reynolds Number. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. 2008, **96**, 88-95 [cit. 2020-05-25].
- [17] CASPER, Marcus, Christian KÄHLER a Rolf RADEWSPIEL. Fundamentals of Boundary Layer Control with Vortex Generator Jet Arrays. *4th Flow Control Conference* [online]. Seattle, Washington, 2008 [cit. 2020-05-25]. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2008-3995>
- [18] SCHOLTZ, Peter, Christian KÄHLER, Rolf RADEWSPIEL, Jochen WILD, George WICHMANN a Israel J. WYGNANSKI. Active Control of Leading Edge Separation Within the German Flow Control Network. *AIAA SciTech* [online]. Florida, 5-8 January 2009, **47th AIAA Aerospace Science Meeting** [cit. 2020-06-23]. DOI: 10.2514/6.2009-529. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2009-529>
- [19] E214: Eppler E214 low Reynolds number airfoil. *Airfoil Tools* [online]. [cit. 2020-05-25]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e214-il>
- [20] SEIFERT, A., T. BACHAR, I. WYGNANSKI, A. KARIV, H. COHEN a R. YOELI. Application of Active Separation Control to a Small Unmanned Air Vehicle. *Journal Aircraft* [online]. 1999, **36**(2) [cit. 2020-05-25]. Dostupné z: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/2.2457>
- [21] LAJZA, O. Optimalizace chladicího systému letounů. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2017. 81s. Vedoucí dizertační práce prof. Ing. Antonín Pištěk CSc
- [22] FRYŠTÁK, Lukáš Formula SAE aerodynamic optimization: master's thesis. Brno: Brno University of Technology, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Aerospace Engineering, 2016. 181 p. Supervised by Ing. Robert Popela, PhD.
- [23] ALLEN, H. Julian a Walter G. VINCENTI. Wall Interference in a Two-Dimensional-Flow Wind Tunnel with Consideration of the Effect of Compressibility. *NACA-TR-782* [online]. 1944 [cit. 2020-05-25]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930091861>
- [24] GLAUERT, H. *Wind tunnel interference on wings, bodies and airscrews* [online]. H.M. Stationery Office, 1933 [cit. 2020-05-25]. Dostupné z: <https://books.google.cz/books?id=2FQTNAEACAAJ>
- [25] Low-speed aerodynamic characteristics of a 13-percent-thick airfoil section designed for general aviation applications. NASA Technical Reports server [online]. [cit. 2020-06-21]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19770016105>
- [26] BARLOW, Jewel B., William H. RAE a Alan POPE. *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. 3. vydání. Wiley, 1999. ISBN 978-0-471-55774-6.

## 9 SEZNAM ZKRATEK, SYMBOLŮ, OBRÁZKŮ A TABULEK

### 9.1 Seznam tabulek

Tab 1)	Parametry tunelového měření [13] .....	27
Tab 2)	Parametry profilu a okrajové podmínky měření.....	32
Tab 3)	Parametry nastavení vyšetřovaných klappek (AŘ vypnuto) [18] .....	33
Tab 4)	Parametry aktuátorů [18] .....	35
Tab 5)	Technické specifikace IAI Scout [20]..... Chyba! Záložka není definována.	
Tab 6)	Parametry použité při měření v IAI tunelu [20].....	38
Tab 7)	Parametry profilu a okrajové podmínky [1] .....	44
Tab 8)	Parametry aerodynamického tunelu LÚ [22] .....	51
Tab 9)	Tlakové převodníky použité při měření .....	51
Tab 10)	Rychlosti nabíhajícího proudění a úhly náběhu pro čistý profil.....	52
Tab 11)	Pozice tlakových odběrů čistého profilu .....	54
Tab 12)	Součinitele tlaku v jednotlivých bodech při $v=16$ m/s a $\alpha=0^\circ$ .....	55
Tab 13)	Součinitelé normálových sil a vztlaků.....	56
Tab 14)	Součinitelé odporu čistého profilu při rychlostech 16, 24 a 31 m/s.....	57
Tab 15)	Rychlosti nabíhajícího proudění a úhly náběhu pro profil se štěrbinou ..	59
Tab 16)	Pozice tlakových odběrů profilu se štěrbinou .....	60
Tab 17)	Součinitele tlaku v jednotlivých odběrech.....	60
Tab 18)	Součinitele normálových sil a vztlaku při zapnutém aktivním řízení pro všechny rychlosti.....	62
Tab 19)	Kalibrační funkce .....	93
Tab 20)	Matice měřených případů.....	94
Tab 21)	Mříž pro trasování úplavu .....	94

### 9.2 Seznam obrázků

Obr. 1)	Způsoby zvýšení součinitele vztlaku [2, upraveno] .....	17
Obr. 2)	Vztlaková mechanizace na odtokové hraně .....	18
Obr. 3)	Vztlaková mechanizace na náběžné hraně.....	19
Obr. 4)	Rychlostní profil MV.....	19
Obr. 5)	Druhy vířičů: a) klínový, b) rampový, c) deskový [2, upraveno] .....	20
Obr. 6)	Orientace vířičů: a) protiběžné víry b) souběžné víry [5] .....	20
Obr. 7)	Odsávání a vyfukování mezní vrstvy [2, upraveno] .....	21

Obr. 8) Tryskové vířiče (nastavení pro souběžné víry) [6] .....	21
Obr. 9) Schéma tangenciálního vyfukování [5].....	22
Obr. 10) Schéma pulzního oscilátoru [8] .....	22
Obr. 11) Schéma plasmatického akutátoru [10] .....	23
Obr. 12) Schéma fluidního oscilátoru [12, upraveno] .....	24
Obr. 13) a) Model SOP (1:20) při měření v tunelu RPI, b) Závislost přírůstku bočné síly na úhlu vybočení [13] .....	25
Obr. 14) a) model SOP v tunelu na Caltechu, b) závislost přírůstku bočné síly na součiniteli hybnosti při parametrech: $v_{\infty}=40\text{m/s}$ , $\delta_R=30^\circ$ , $\beta=0^\circ$ [13].....	26
Obr. 15) SOP odebírané z vraku b757 (vlevo), SOP upravené k tunelovému měření (vpravo) [13] .....	26
Obr. 16) Umístění aktuátorů a detailní řez [13].....	27
Obr. 17) Závislost bočné síly na součiniteli hybnosti: a) při nulovém vybočení b) při maximálním vybočení [13] .....	28
Obr. 18) Vizualizace proudění: a) při vypnutém AŘ, b) při zapnutém AŘ [13] ....	29
Obr. 19) Tlakové rozložení SOP: a) s nulovým vybočením, b) s maximálním vybočením [13].....	29
Obr. 20) Přírůstek bočné síly v závislosti na výchylce SK: a) při nulovém vybočení, b) při maximálním vybočení [13].....	30
Obr. 21) Umístění AŘ na SOP [13] .....	31
Obr. 22) Proložené fotografie z letového měření: a) AŘ vypnuto, b) AŘ zapnuto [13]	31
Obr. 23) Stabilita proudu při různých konfiguracích [13] .....	32
Obr. 24) Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu pro různá nastavení klapky [18] 33	
Obr. 25) Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu při zapnutém (Klapka 1) a vypnutém systému AŘ (Klapka 3) [18] .....	34
Obr. 26) Tlakové rozložení profilu při různých úhlech náběhu [18] .....	34
Obr. 27) Vztlakové čáry při zapnutém a vypnutém AŘ [18].....	35
Obr. 28) Tlakové rozložení podél NH [18].....	36
Obr. 29) Tlakové rozložení podél klapky 2 při úhlu náběhu $\alpha=7,5^\circ$ [18] .....	36
Obr. 30) Závislost mezi součinitelem hybnosti a: a) přírůstkem kritického úhlu náběhu, b) maximálním přírůstkem součinitele vztlaku [18] .....	37
Obr. 31) Schéma bezpilotního letounu IAI Scout [20] .....	38
Obr. 32) Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu pro různé konfigurace bezpilotního letounu IAI Scout [20] .....	39
Obr. 33) Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu pro různé konfigurace bezpilotního letounu IAI Scout [20] .....	40

Obr. 34) Závislost klouzavosti na součiniteli vztlaku pro různé konfigurace bezpilotního letounu IAI Scout [20].....	40
Obr. 35) Závislost součinitele klonivého momentu na úhlu náběhu pro různé konfigurace bezpilotního letounu IAI Scout [20] .....	41
Obr. 36) Poloha stagnačních bodů pro jednotlivé úhly náběhu [1].....	43
Obr. 37) Model měřicí sekce .....	44
Obr. 38) Model natáčecího zařízení.....	45
Obr. 39) Model čistého profilu.....	46
Obr. 40) Vnitřní struktura čistého modelu.....	46
Obr. 41) Spojený čistý profil LS(1)-0413 .....	47
Obr. 42) Čistý profil po povrchové úpravě.....	48
Obr. 43) Vnitřní struktura profilu s vyfukováním .....	49
Obr. 44) Model profilu s vyfukováním.....	49
Obr. 45) Vyměnitelná část profilu, horní (a) i spodní (b), společně s frézovanou hliníkovou trubkou rozvádějící vzduch uvnitř modelu (c).....	50
Obr. 46) Výrobní postup profilu se šterbinou .....	50
Obr. 47) Model Aerodynamického tunelu na LÚ [21].....	51
Obr. 48) Rychlost vyfukování podél rozpětí.....	52
Obr. 49) Schéma nastavení měřicí sekce.....	53
Obr. 50) Kalibrační křivky .....	53
Obr. 51) Pozice tlakových odběrů čistého profilu: a) horní povrch b) dolní povrch	54
Obr. 52) Tlakové rozložení při nulovém úhlu náběhu pro rychlost nabíhajícího proudu $v=16$ m/s.....	55
Obr. 53) Vztlakové čáry pro rychlosti 16, 24, 31 m/s.....	57
Obr. 54) Úplavy za čistým profilem při rychlosti nabíhajícího proudu $v=16$ m/s ..	58
Obr. 55) Vztlakové čáry pro profil čistý i se šterbinou.....	58
Obr. 56) Pozice tlakových odběrů profilu se šterbinou: a) horní povrch b) spodní povrch	59
Obr. 57) Tlakové rozložení při zapnutém AŘ: 31 m/s, $\alpha=16^\circ$ .....	61
Obr. 58) Upravené tlakové rozložení při zapnutém AŘ: 31 m/s, $\alpha=16^\circ$ .....	61
Obr. 59) Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu při zapnutém aktivním řízení	62
Obr. 60) Roviny vybrané pro měření úplavu za profilem během zapnutého AŘ...63	
Obr. 61) Úplav za profilem se šterbinou při nulovém úhlu náběhu a rychlosti nabíhajícího proudu $v=16$ m/s.....	64
Obr. 62) Hodnoty součinitele tvaru profilu [26]..... Chyba! Záložka není definována.	
Obr. 63) Porovnání tlakového rozložení z reportu a naměřených dat, $\alpha=0^\circ$ .....	67

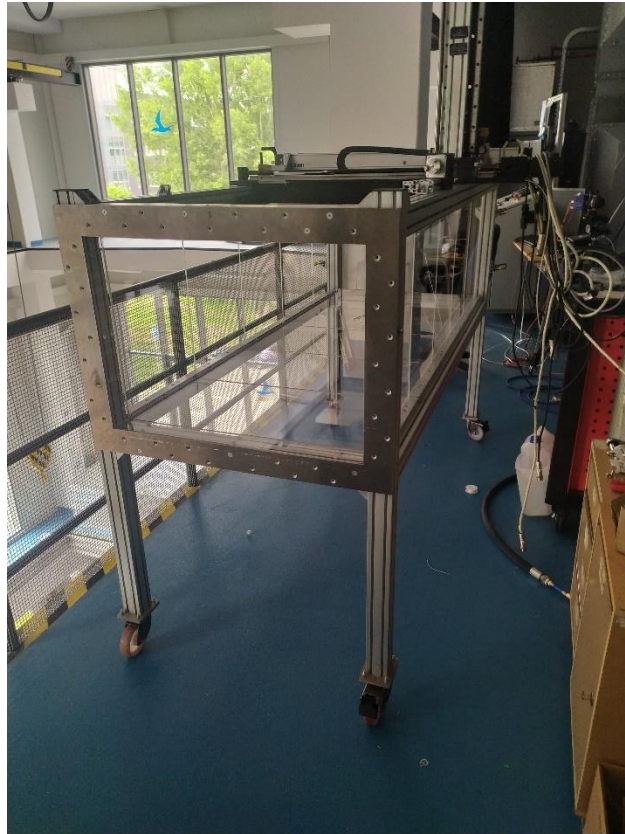
Obr. 64) Porovnání vztlakových čar z CFD analýzy a měření .....	68
Obr. 65) Porovnání odporových čar z CFD analýzy a měření .....	68
Obr. 66) Porovnání polár z CFD analýzy a měření.....	69
Obr. 67) Tlakové rozložení: 16 m/s, $\alpha=10^\circ$ .....	70
Obr. 68) Tlakové rozložení: 24 m/s, $\alpha=10^\circ$ .....	70
Obr. 69) Tlakové rozložení: 31 m/s, $\alpha=10^\circ$ .....	70
Obr. 70) Tlakové rozložení: 16 m/s, $\alpha=16^\circ$ .....	71
Obr. 71) Tlakové rozložení: 24 m/s, $\alpha=16^\circ$ .....	71
Obr. 72) Tlakové rozložení: 31 m/s, $\alpha=16^\circ$ .....	72
Obr. 73) Tlakové rozložení: 24 m/s, $\alpha=19^\circ$ .....	72
Obr. 74) Tlakové rozložení: 31 m/s, $\alpha=19^\circ$ .....	73
Obr. 75) Porovnání vztlakových čar při zapnutém a vypnutém AŘ: 16 m/s.....	73
Obr. 76) Porovnání vztlakových čar při zapnutém a vypnutém AŘ: 24 m/s.....	74
Obr. 77) Porovnání vztlakových čar při zapnutém a vypnutém AŘ: 31 m/s.....	74
Obr. 78) Porovnání měřených a teoretické vztlakové čáry.....	75
Obr. 79) Odporová čára při zapnutém aktivním řízení: s korekcí.....	76
Obr. 80) Data závislosti součinitele vztlaku na součiniteli odporu při zapnutém řízení: s korekcí.....	76
Obr. 81) Měřicí sekce .....	87
Obr. 82) Zařízení na otáčení profilu .....	87
Obr. 83) Rozvod hadiček v čistém profilu .....	88
Obr. 84) Spojení částí čistého profilu.....	88
Obr. 85) Dokončovací operace čistého modelu .....	89
Obr. 86) Tisk částí na profil se štěrbinou .....	89
Obr. 87) Vytisknuté části profilu se štěrbinou .....	90
Obr. 88) Spojená zadní část profilu se štěrbinou.....	90
Obr. 89) Přední část profilu se štěrbinou při dokončovacích úpravách.....	91
Obr. 90) Vnitřní struktura vyměnitelné části (ve stádiu úprav) .....	91
Obr. 91) Dokončovací operace přední části profilu se štěrbinou .....	92
Obr. 92) Hotový model profilu se štěrbinou.....	92
Obr. 93) Tlakové rozložení rychlosti při $v=16$ m/s .....	95
Obr. 94) Tlakové rozložení rychlosti při $v=24$ m/s .....	96
Obr. 95) Tlakové rozložení rychlosti při $v=31$ m/s .....	96
Obr. 96) Porovnání vztlakových čar čistého profilu při všech rychlostech: bez korekce	97

Obr. 97) Porovnání vztlakových čar čistého profilu při všech rychlostech: s korekcí	
97	
Obr. 98) Úplav měřený za čistým profilem, $v=16$ ms .....	98
Obr. 99) Úplav měřený za čistým profilem, $v=24$ m/s .....	99
Obr. 100) Úplav měřený za čistým profilem, $v=31$ m/s.....	100
Obr. 101) Porovnání odporových čar čistého profilu při všech rychlostech: bez korekce	101
Obr. 102) Porovnání odporových čar čistého profilu při všech rychlostech: s korekcí	101
Obr. 103) Porovnání odporových polár čistého profilu při všech rychlostech: bez korekce	102
Obr. 104) Porovnání odporových polár čistého profilu při všech rychlostech: s korekcí	102
Obr. 105) Porovnání vztlakových čar čistého profilu a profilu se štěrbinou: bez korekce, AŘ vypnuto.....	103
Obr. 106) Porovnání vztlakových čar čistého profilu a profilu se štěrbinou: s korekcí, AŘ vypnuto .....	103
Obr. 107) Porovnání odporových čar čistého profilu a profilu se štěrbinou: bez korekce, AŘ vypnuto.....	104
Obr. 108) Porovnání odporových čar čistého profilu a profilu se štěrbinou: s korekcí, AŘ vypnuto .....	104
Obr. 109) Porovnání polár čistého profilu a profilu se štěrbinou: bez korekce, AŘ vypnuto	105
Obr. 110) Porovnání polár čistého profilu a profilu se štěrbinou: s korekcí, AŘ vypnuto	105
Obr. 111) Tlaková rozložení se zapnutým aktivním řízením: 16 m/s.....	106
Obr. 112) Tlaková rozložení při zapnutém aktivním řízení: 24 m/s.....	107
Obr. 113) Tlaková rozložení při zapnutém aktivním řízení: 31 m/s.....	108
Obr. 114) Vztlaková čára při zapnutém aktivním řízení: bez korekce .....	109
Obr. 115) Vztlaková čára při zapnutém aktivním řízení: s korekcí.....	109
Obr. 116) Úplav při zapnutém aktivním řízení v rovině A.....	110
Obr. 117) Úplav při zapnutém aktivním řízení v rovině B.....	111
Obr. 118) Úplav při zapnutém aktivním řízení v rovině C.....	112
Obr. 119) Úplav při zapnutém aktivním řízení v rovině D.....	113
Obr. 120) Odporová čára při zapnutém aktivním řízení: A, bez korekce .....	114
Obr. 121) Odporová čára při zapnutém aktivním řízení: A, s korekcí.....	114

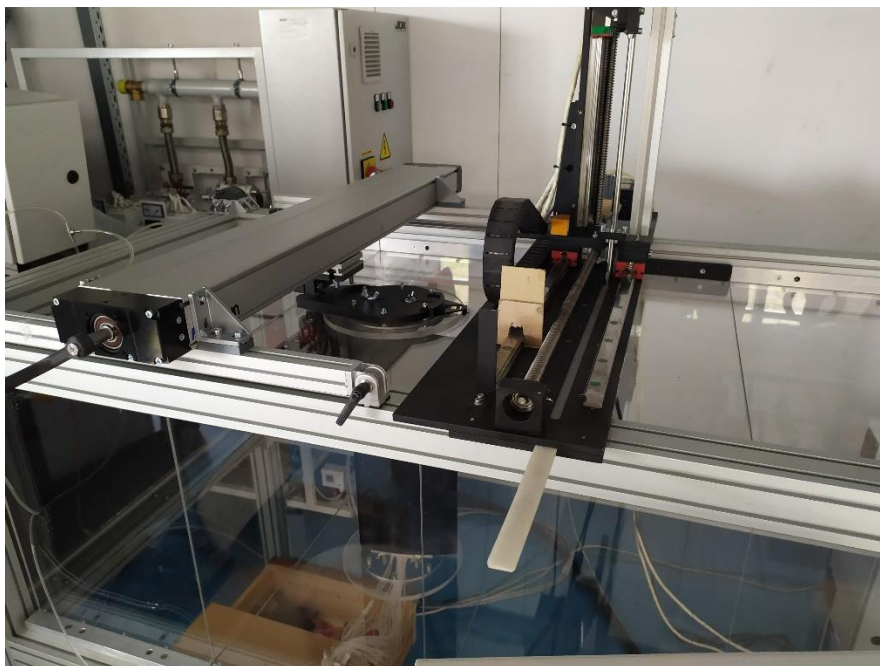


## 10 PŘÍLOHY

### A) VÝROBA MODELŮ A ZAŘÍZENÍ



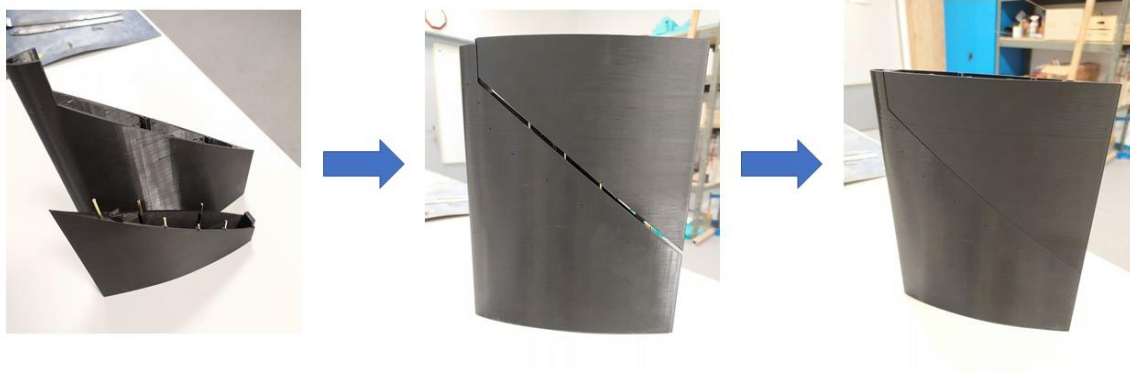
Obr. 81) Měřicí sekce



Obr. 82) Zařízení na otáčení profilu



Obr. 83) Rozvod hadiček v čistém profilu



Obr. 84) Spojení částí čistého profilu



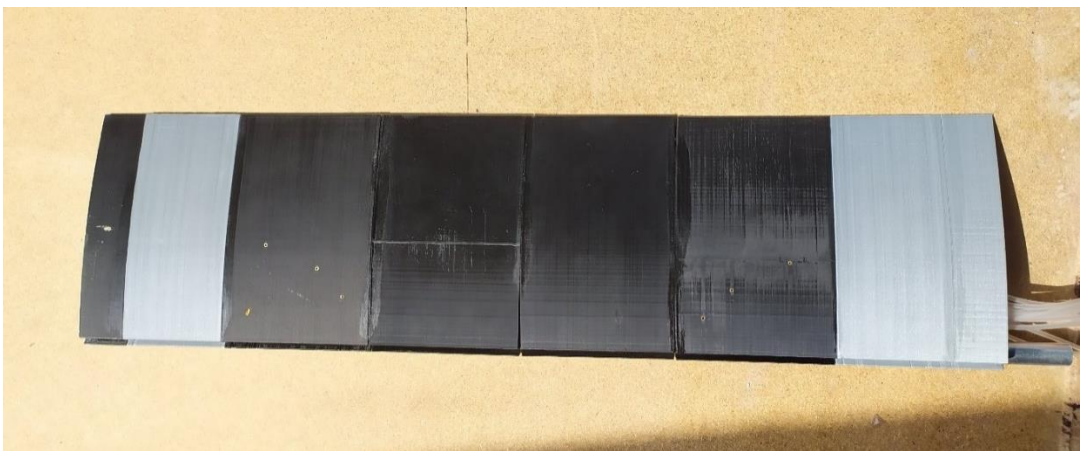
Obr. 85) Dokončovací operace čistého modelu



Obr. 86) Tisk částí na profil se šěrbinou



Obr. 87) Vytisknuté části profilu se štěrbinou



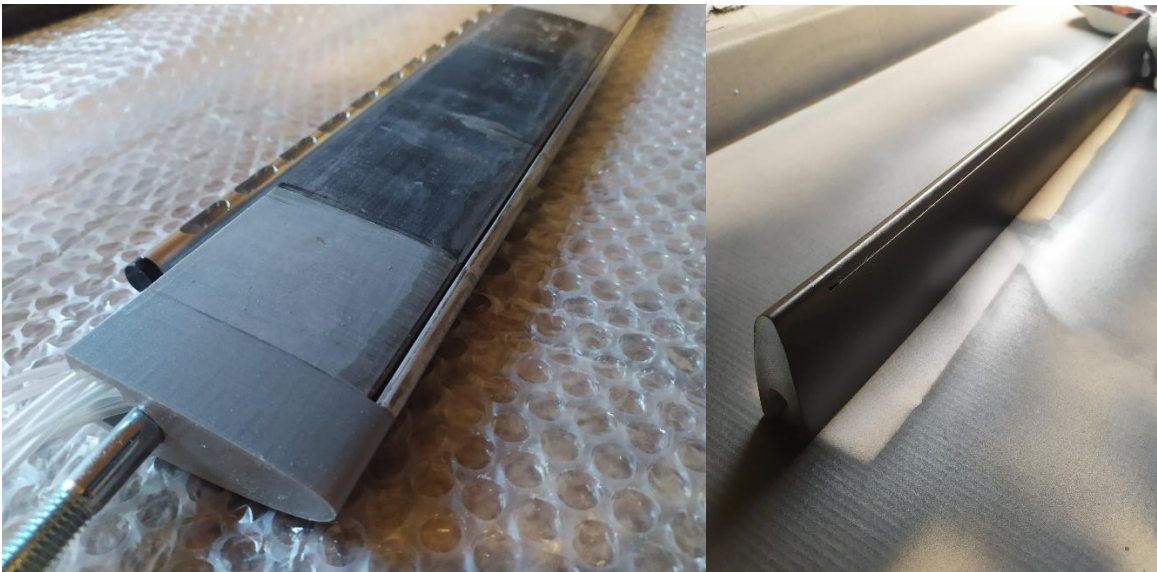
Obr. 88) Spojená zadní část profilu se štěrbinou



Obr. 89) Přední část profilu se štěrbinou při dokončovacích úpravách



Obr. 90) Vnitřní struktura vyměnitelné části (ve stádiu úprav)



Obr. 91) Dokončovací operace přední části profilu se štěrbinou



Obr. 92) Hotový model profilu se štěrbinou

## B) MĚŘENÍ ČISTÉHO PROFILU

Tab 19) Kalibrační funkce

port	x <sup>5</sup>	x <sup>4</sup>	x <sup>3</sup>	x <sup>2</sup>	x	C
1	-1,72E-20	-3,92E-15	-1,05E-11	6,95E-07	1,0284	4,1357
2	-2,56E-20	-1,13E-15	-2,31E-12	3,26E-07	0,98914	3,9082
3	-1,36E-20	-4,58E-16	-1,03E-11	1,99E-07	0,97762	4,5189
4	-2,00E-20	-1,04E-15	-3,05E-12	2,99E-07	0,97739	3,7066
5	-1,27E-20	-9,79E-16	-5,06E-12	2,87E-07	0,93949	4,2902
6	-9,93E-21	-9,91E-16	-3,77E-12	2,96E-07	0,94099	3,7532
7	-2,44E-20	-1,04E-15	-1,70E-12	3,26E-07	1,0024	3,4992
8	-9,45E-21	-7,72E-16	-1,79E-11	3,19E-07	0,94199	3,7757
9	-2,28E-20	-9,41E-16	-1,27E-12	2,79E-07	0,96649	4,2238
10	-1,25E-20	-8,75E-16	-8,97E-12	2,10E-07	0,94547	4,4139
11	-2,17E-20	-1,01E-15	-2,68E-12	2,92E-07	0,9903	3,864
12	-1,33E-20	-1,04E-15	-2,47E-12	3,19E-07	0,94548	4,7628
13	-1,86E-20	-1,00E-15	-3,19E-12	3,03E-07	0,95098	4,2379
14	-2,50E-20	-1,08E-15	-5,17E-12	2,65E-07	0,98885	4,6211
15	-2,07E-20	-4,85E-16	-1,24E-13	1,20E-07	0,97054	4,5675
16	-1,39E-20	-1,01E-15	-3,72E-12	2,97E-07	0,97324	4,1118
17	-1,68E-20	-1,00E-15	-6,98E-12	3,25E-07	0,95936	4,5656
18	-1,85E-20	-1,17E-15	-1,76E-12	3,43E-07	0,99235	4,3377
19	-1,46E-20	-1,02E-15	-4,20E-12	3,10E-07	0,96976	4,4548
20	-2,17E-20	-1,11E-15	-1,71E-12	3,18E-07	0,97765	4,4732
21	-1,76E-20	-9,75E-16	-1,79E-12	3,01E-07	0,95219	4,4905
22	-1,66E-20	-1,05E-15	-2,77E-12	3,10E-07	0,98272	3,5597
23	-1,47E-20	-9,55E-16	-4,25E-12	2,91E-07	0,9717	4,8683
24	-2,48E-20	-1,02E-15	-1,22E-12	2,99E-07	0,97744	4,5172
25	-1,84E-20	-9,91E-16	-2,67E-12	2,92E-07	0,98165	3,8189
26	-1,92E-20	-1,04E-15	-2,14E-12	3,16E-07	0,98398	3,7831
27	-3,06E-20	-9,36E-16	1,14E-12	3,05E-07	0,97951	3,8992
28	-2,07E-20	-1,04E-15	-4,68E-12	2,69E-07	0,98807	4,0475
29	-1,71E-20	-9,22E-16	-2,80E-12	2,96E-07	0,94786	4,0342

<b>30</b>	-1,85E-20	-9,64E-16	-3,49E-12	2,86E-07	0,98813	4,4939
<b>31</b>	-2,64E-20	-1,05E-15	-1,05E-12	3,14E-07	0,98752	4,4101
<b>32</b>	-1,55E-20	-1,01E-15	-5,17E-12	2,78E-07	0,98669	3,9877

Tab 20) Matice měřených případů

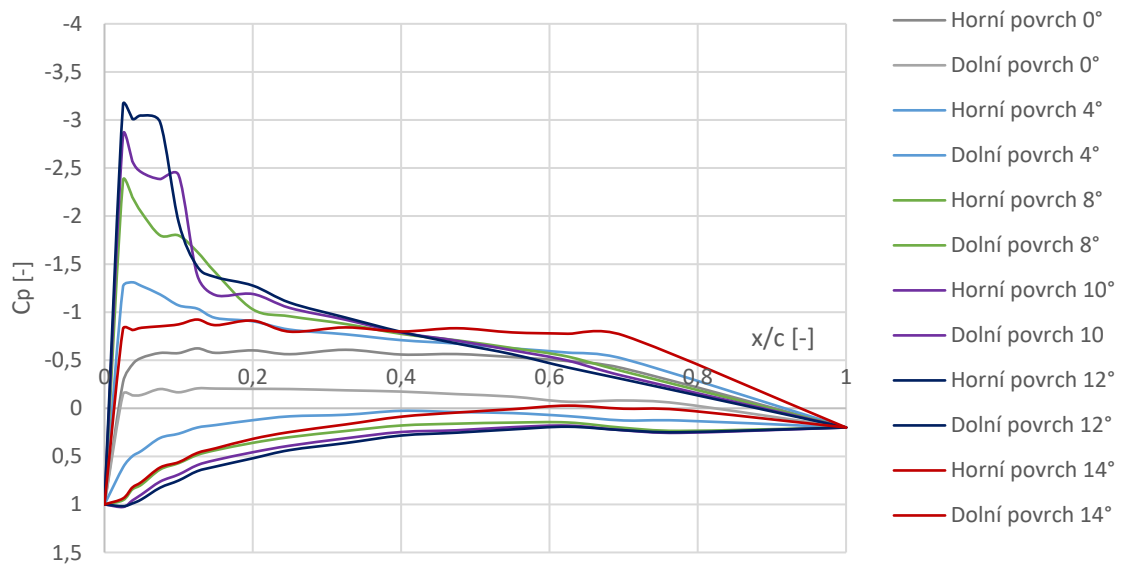
No	$\alpha$ [°]	v [m/s]	No	$\alpha$ [°]	v [m/s]	No	$\alpha$ [°]	v [m/s]
Exp10	0	24	Exp32	8	16	Exp54	10	24
Exp11	4	24	Exp33	10	16	Exp55	12	24
Exp12	8	24	Exp34	12	16	Exp56	14	24
Exp13	10	24	Exp35	14	16	Exp57	16	24
Exp14	12	24	Exp36	16	16	Exp58	17	24
Exp15	14	24	Exp37	0	16	Exp59	18	24
Exp16	16	24	Exp38	4	16	Exp60	19	24
Exp17	17	24	Exp39	8	16	Exp61	20	24
Exp18	18	24	Exp40	10	16	Exp62	21	24
Exp19	19	24	Exp41	12	16	Exp63	22	24
Exp20	0	31	Exp42	14	16	Exp64	23	24
Exp21	4	31	Exp43	10	31	Exp65	10	16
Exp22	8	31	Exp44	12	31	Exp66	12	16
Exp23	10	31	Exp45	14	31	Exp67	14	16
Exp24	12	31	Exp46	16	31	Exp68	16	16
Exp25	14	31	Exp47	17	31	Exp69	17	16
Exp26	16	31	Exp48	18	31	Exp70	18	16
Exp27	17	31	Exp49	19	31	Exp71	19	16
Exp28	18	31	Exp50	20	31	Exp72	20	16
Exp29	19	31	Exp51	21	31	Exp73	21	16
Exp30	0	16	Exp52	22	31	Exp74	22	16
Exp31	4	16	Exp53	23	31	Exp75	23	16

Tab 21) Mříž pro trasování úplavu

P.č	Rychlost [m/s]	X [m]	Y [m]	SetUp_time [s]	Measure_time [s]	P.č	Rychlost [m/s]	X [m]	Y [m]	SetUp_time [s]	Measure_time [s]
0	75	0	150	1	5	28	75	0	-3	1	5
1	75	0	120	1	5	29	75	0	-6	1	5
2	75	0	110	1	5	30	75	0	-9	1	5
3	75	0	100	1	5	31	75	0	-12	1	5
4	75	0	90	1	5	32	75	0	-15	1	5
5	75	0	80	1	5	33	75	0	-18	1	5
6	75	0	75	1	5	34	75	0	-21	1	5
7	75	0	70	1	5	35	75	0	-24	1	5
8	75	0	65	1	5	36	75	0	-27	1	5
9	75	0	60	1	5	37	75	0	-30	1	5

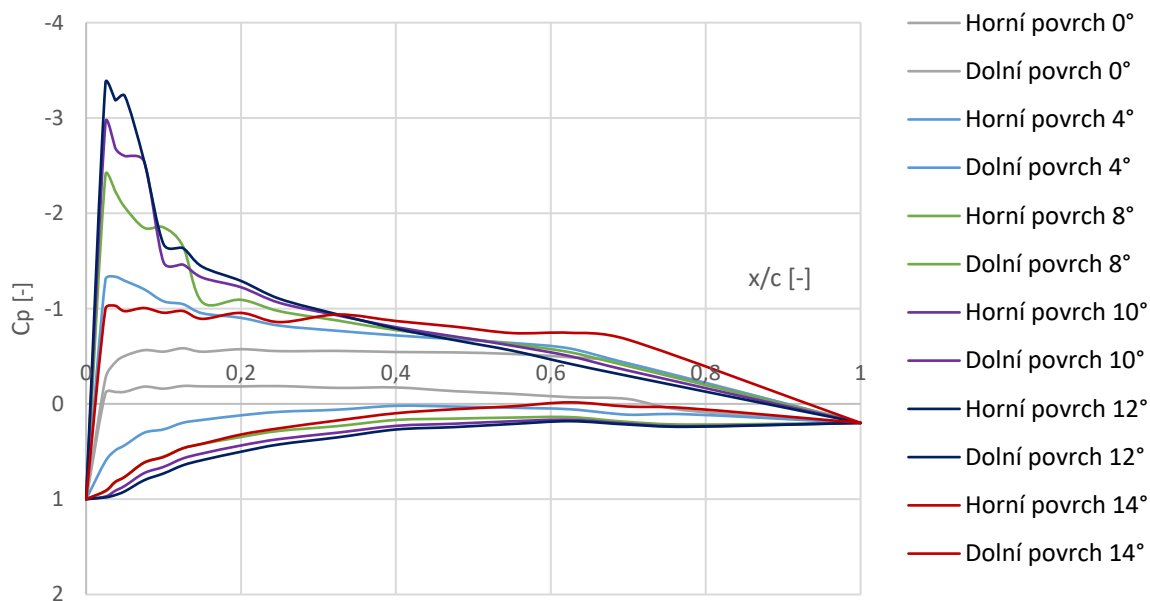
10	75	0	55	1	5	38	75	0	-33	1	5
11	75	0	50	1	5	39	75	0	-36	1	5
12	75	0	45	1	5	40	75	0	-39	1	5
13	75	0	42	1	5	41	75	0	-42	1	5
14	75	0	39	1	5	42	75	0	-45	1	5
15	75	0	36	1	5	43	75	0	-50	1	5
16	75	0	33	1	5	44	75	0	-55	1	5
17	75	0	30	1	5	45	75	0	-60	1	5
18	75	0	27	1	5	46	75	0	-65	1	5
19	75	0	24	1	5	47	75	0	-70	1	5
20	75	0	21	1	5	48	75	0	-75	1	5
21	75	0	18	1	5	49	75	0	-80	1	5
22	75	0	15	1	5	50	75	0	-90	1	5
23	75	0	12	1	5	51	75	0	-100	1	5
24	75	0	9	1	5	52	75	0	-110	1	5
25	75	0	6	1	5	53	75	0	-120	1	5
26	75	0	3	1	5	54	75	0	-150	1	5
27	75	0	0	1	5						

### Rozložení tlaku 16 m/s



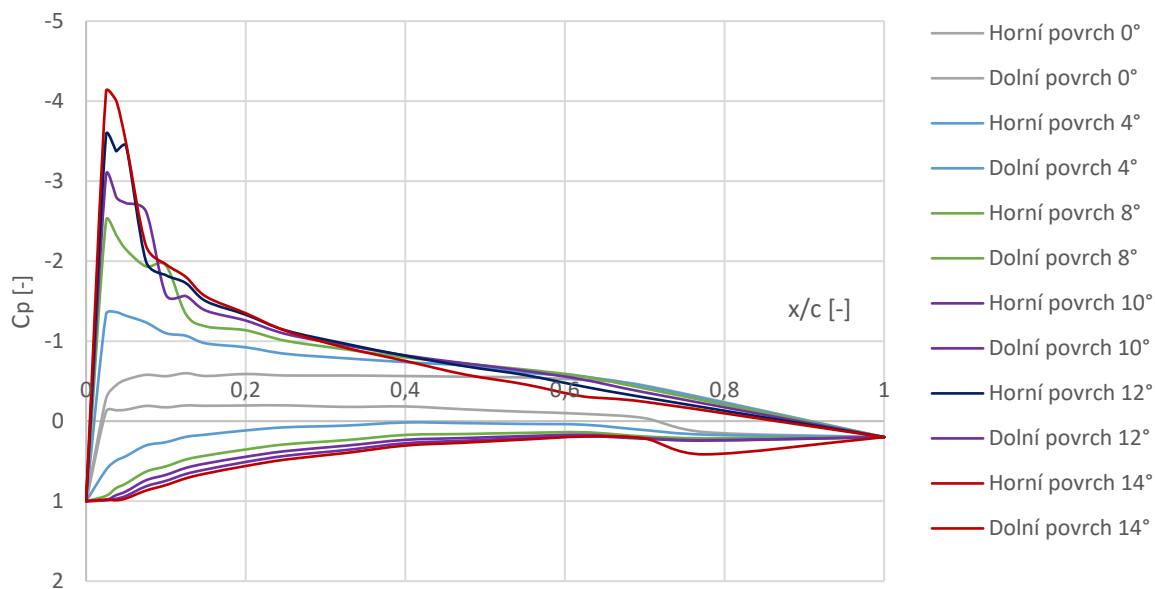
Obr. 93) Tlakové rozložení rychlosti při  $v=16$  m/s

### Tlaková rozložení: 24 m/s

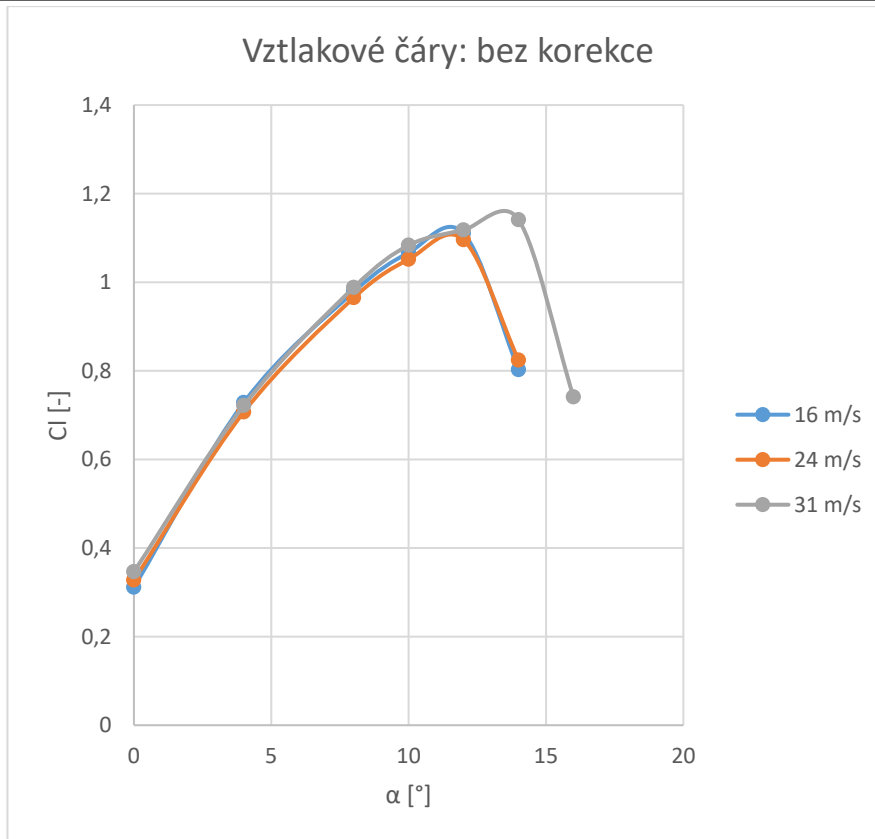


Obr. 94) Tlakové rozložení rychlosti při  $v=24$  m/s

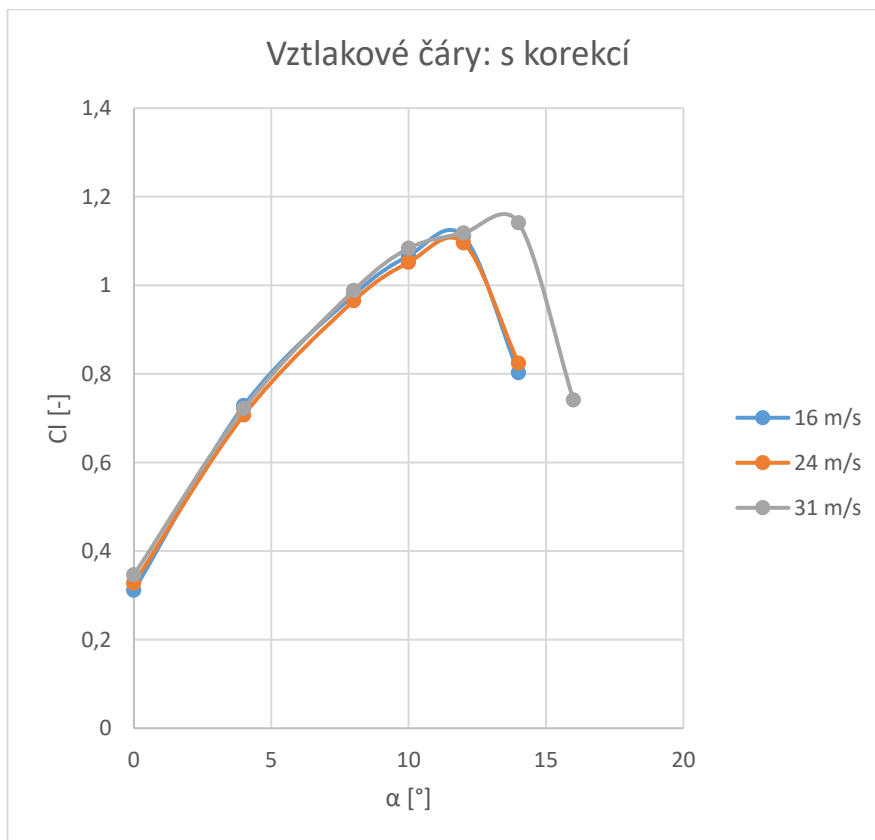
### Tlaková rozložení: 31 m/s



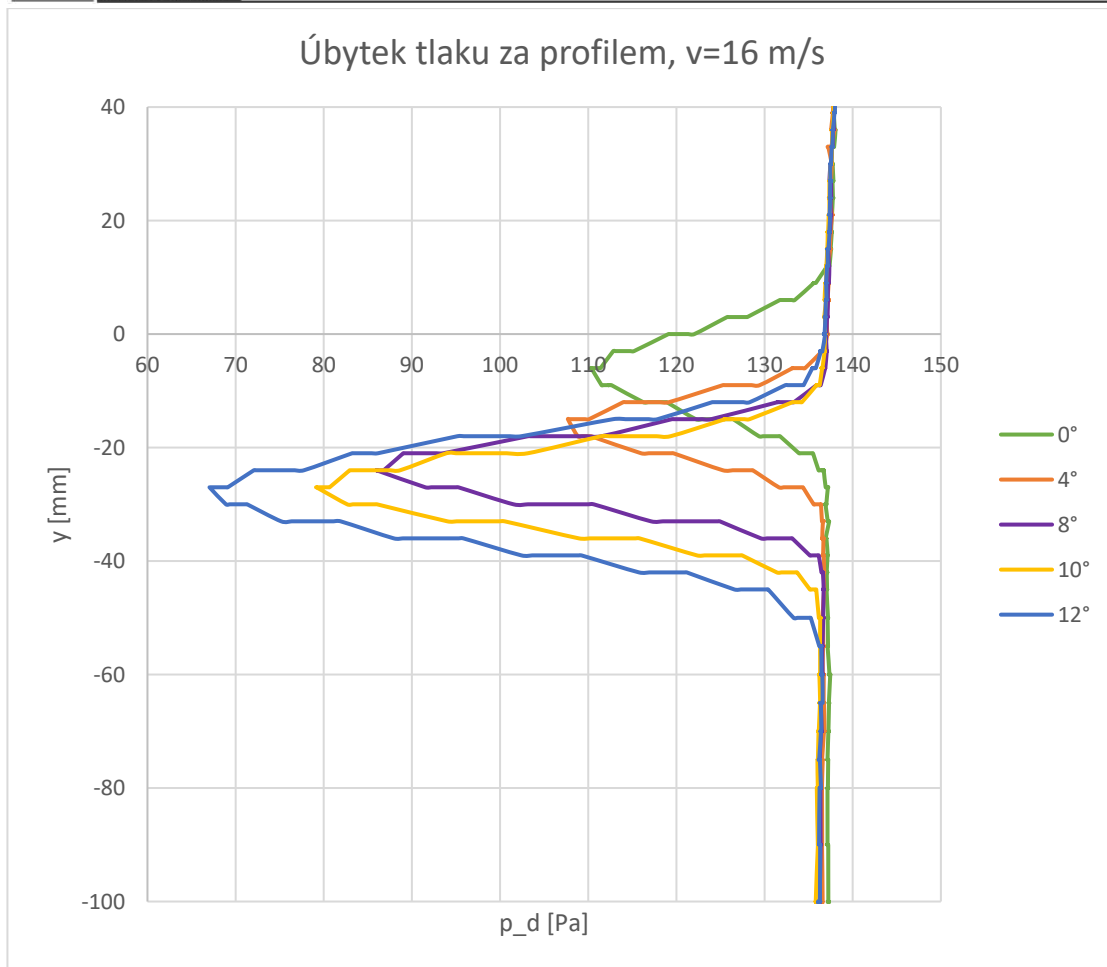
Obr. 95) Tlakové rozložení rychlosti při  $v=31$  m/s



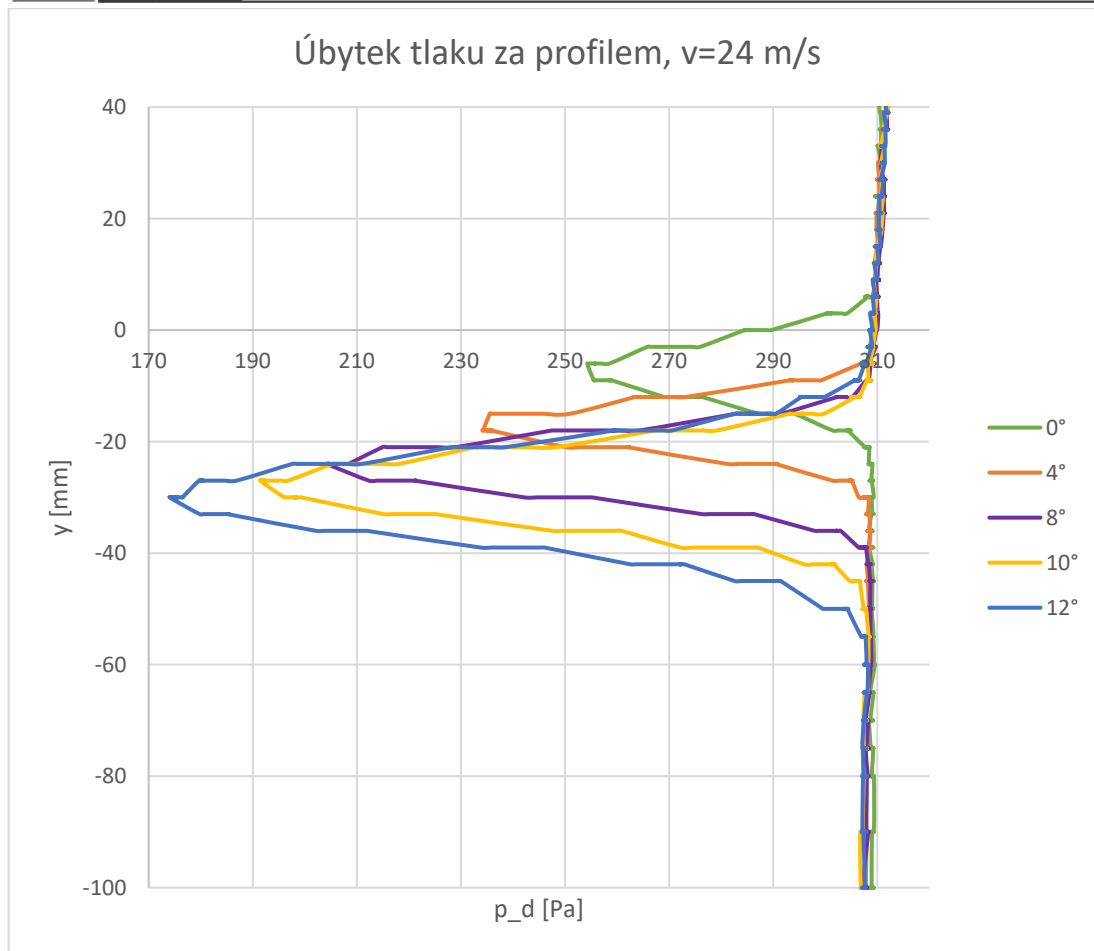
Obr. 96) Porovnání vztlakových čar čistého profilu při všech rychlostech: bez korekce



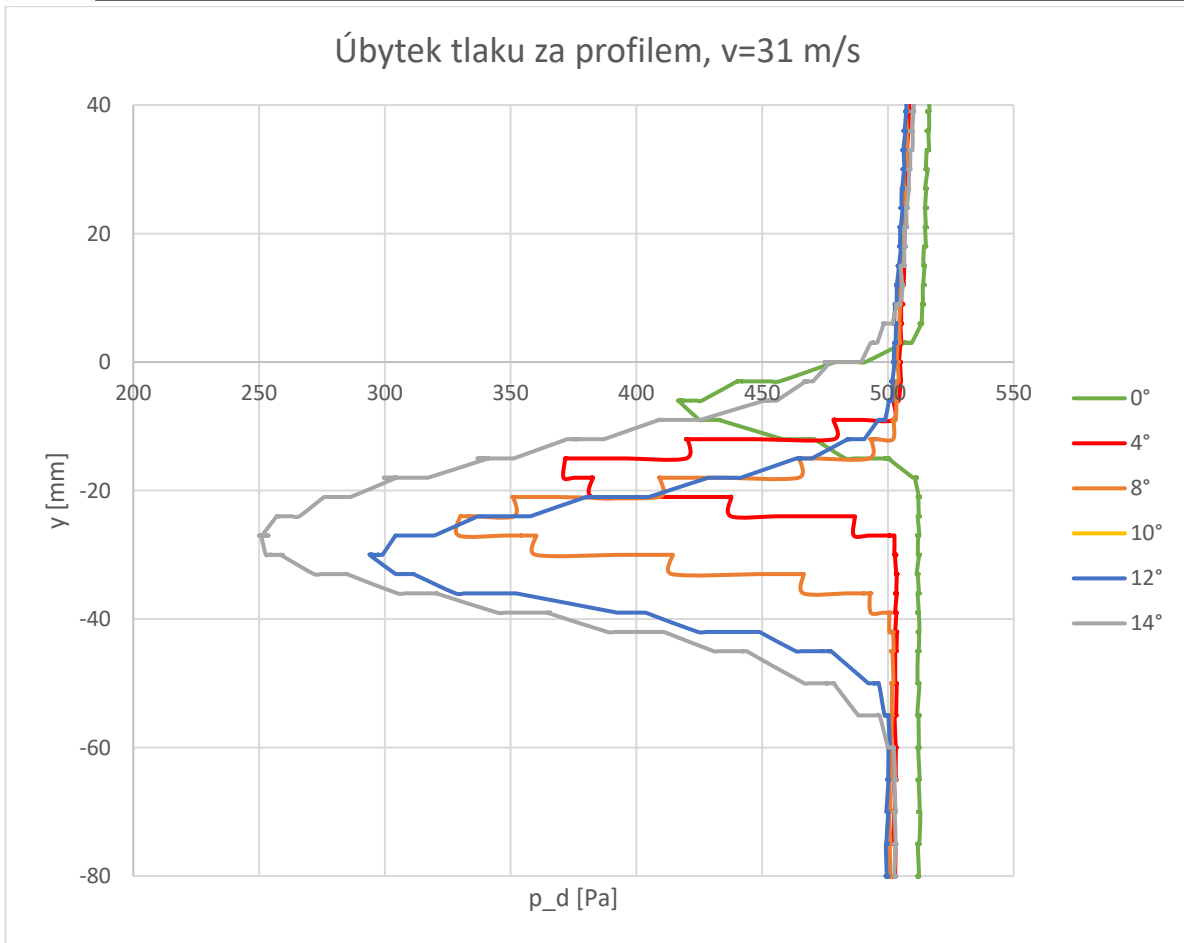
Obr. 97) Porovnání vztlakových čar čistého profilu při všech rychlostech: s korekcí



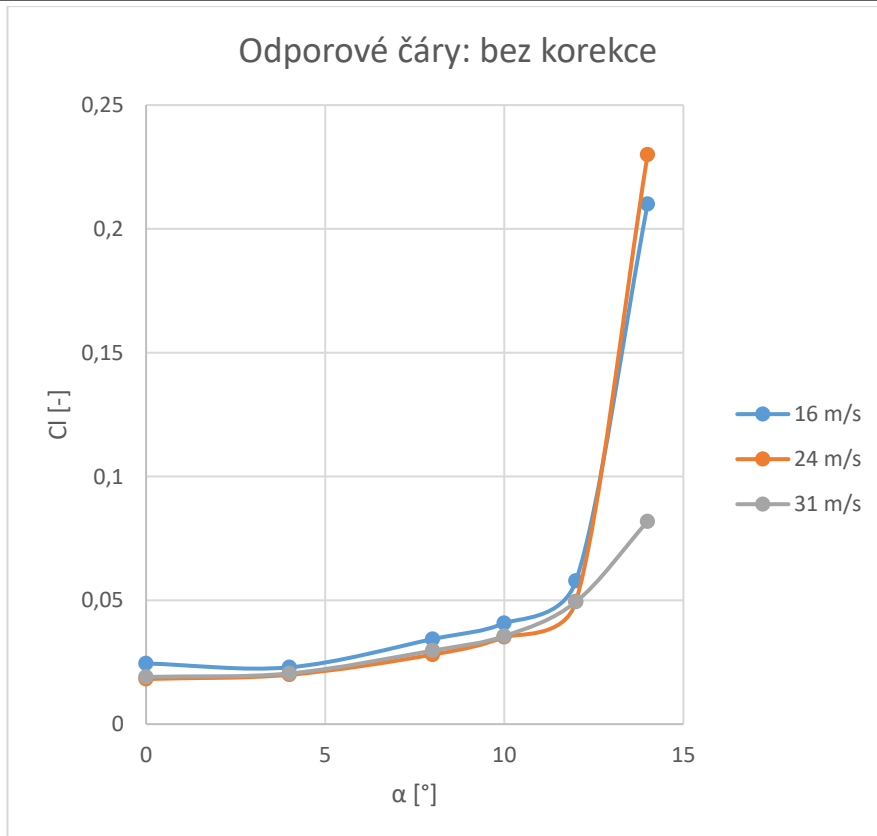
Obr. 98) Úplav měřený za čistým profilem,  $v=16$  ms



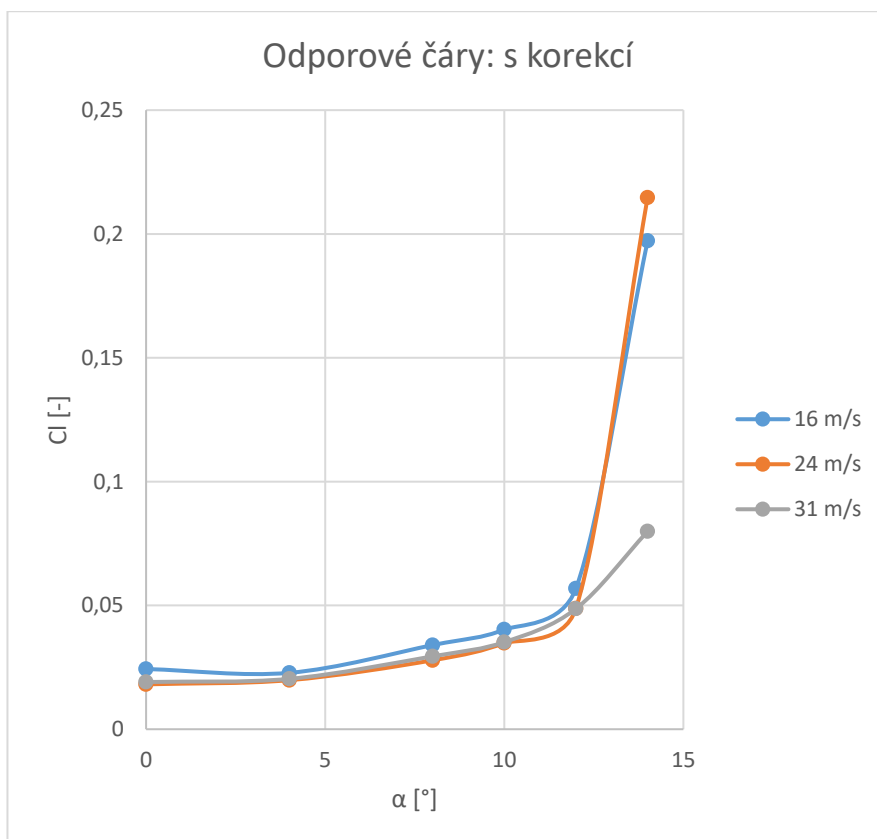
Obr. 99) Úplav měřený za čistým profilem,  $v=24$  m/s



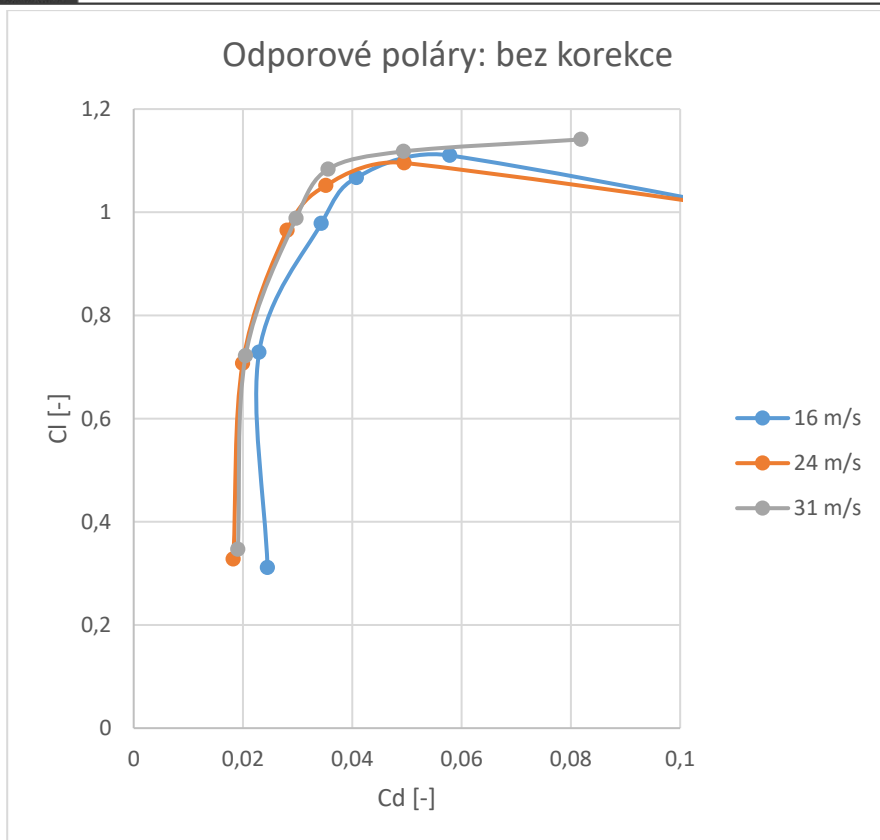
Obr. 100) Úplav měřený za čistým profilem,  $v=31$  m/s



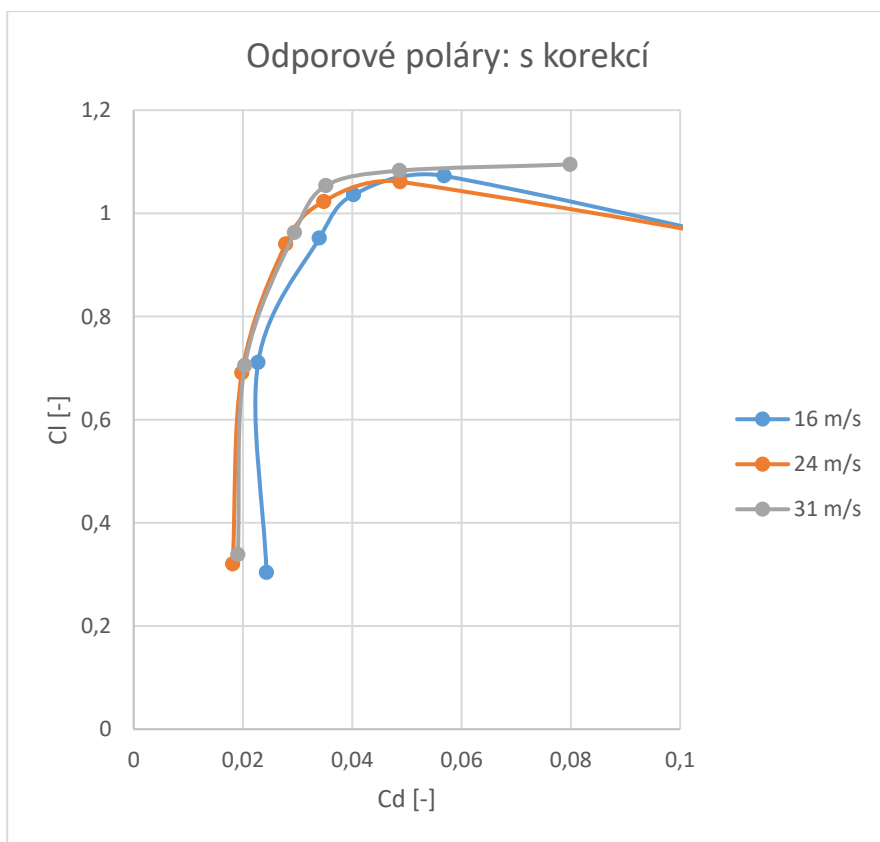
Obr. 101) Porovnání odporových čar čistého profilu při všech rychlostech: bez korekce



Obr. 102) Porovnání odporových čar čistého profilu při všech rychlostech: s korekcí

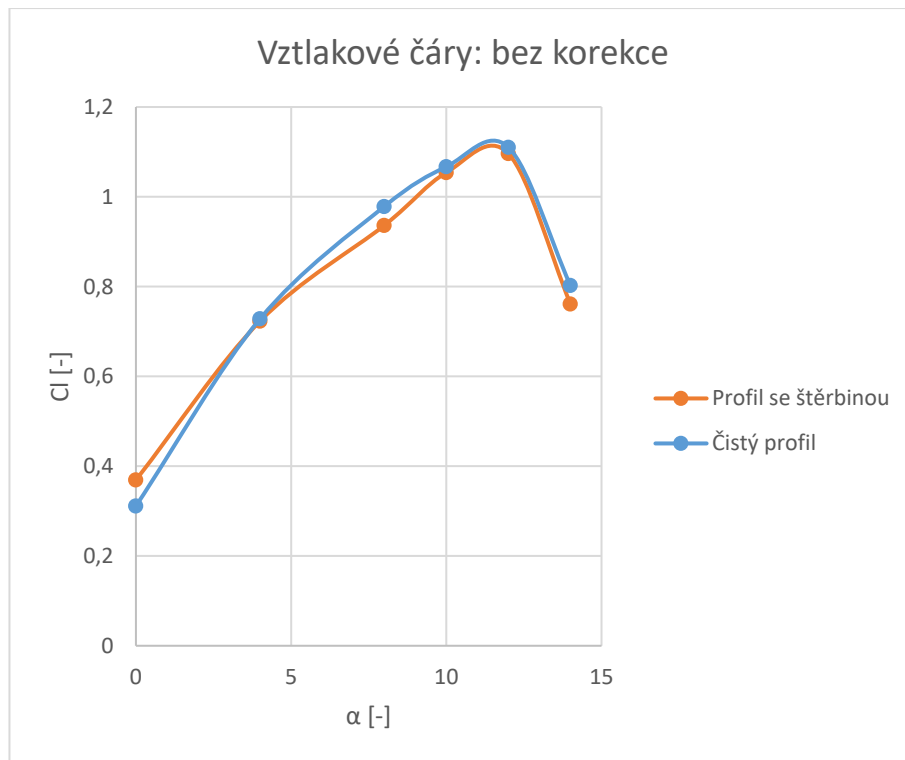


Obr. 103) Porovnání odporových polár čistého profilu při všech rychlostech: bez korekce

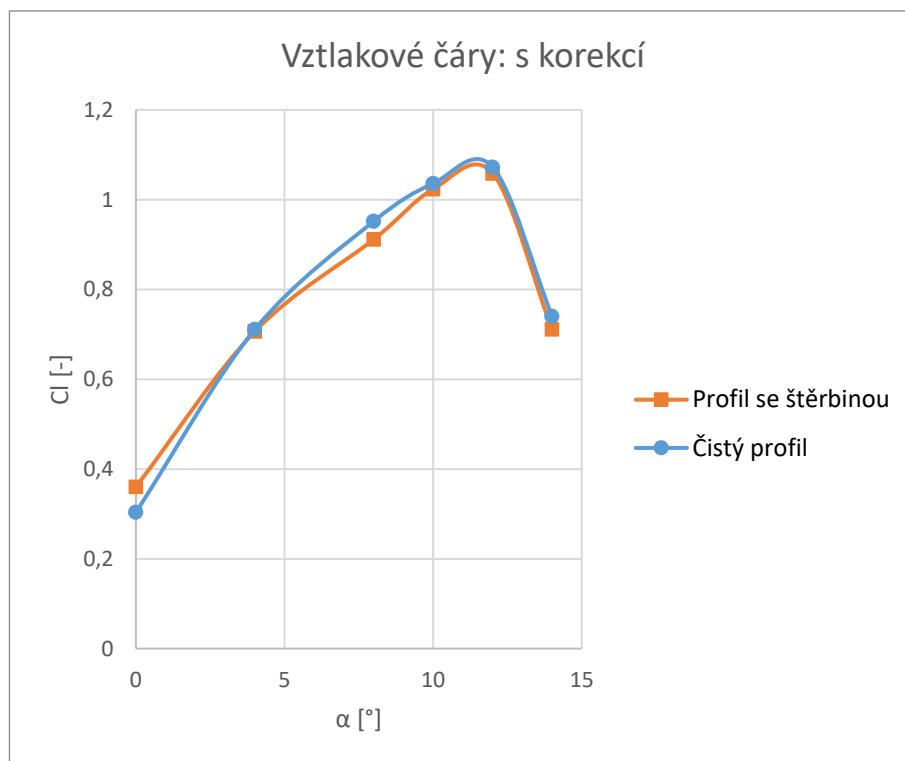


Obr. 104) Porovnání odporových polár čistého profilu při všech rychlostech: s korekcí

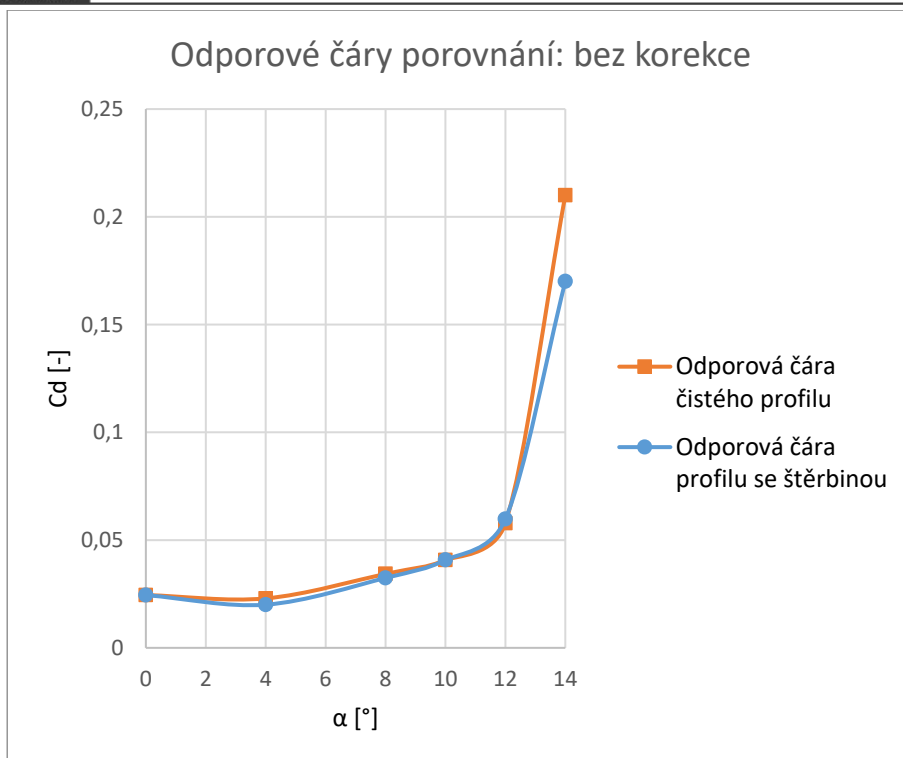
## C) POROVNÁNÍ MODELŮ



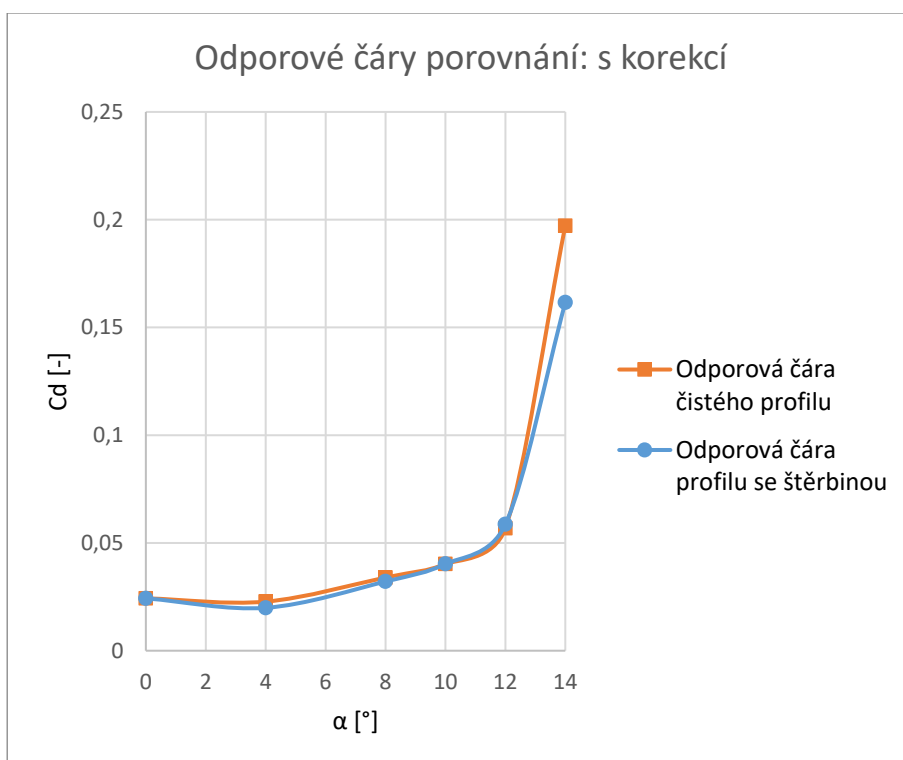
Obr. 105) Porovnání vztlkových čar čistého profilu a profilu se štěrbinou: bez korekce, AŘ vypnuto



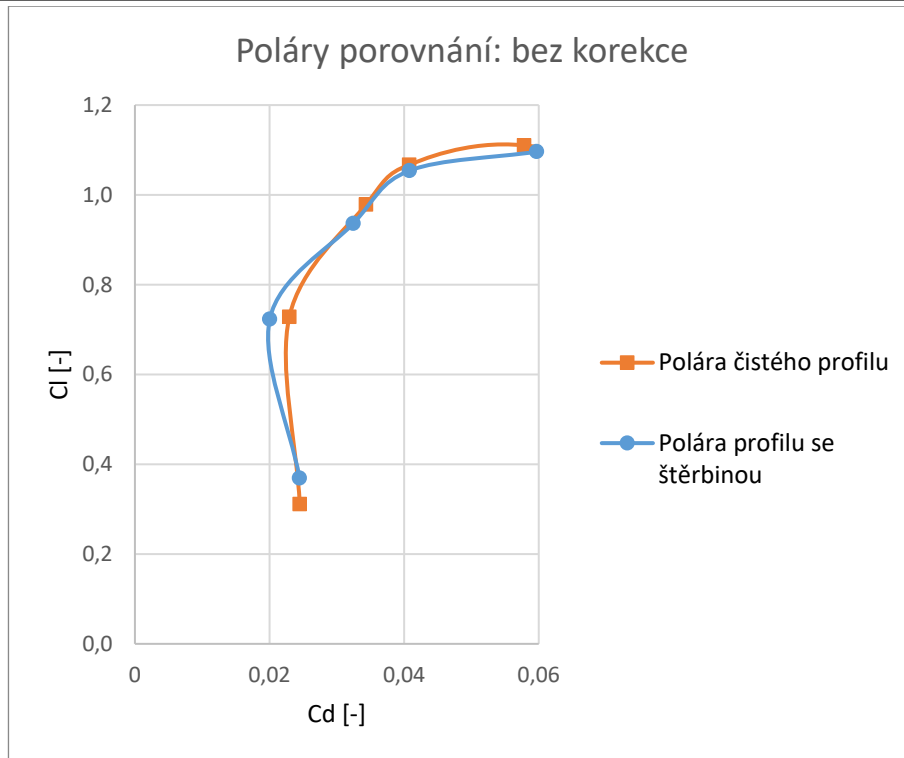
Obr. 106) Porovnání vztlkových čar čistého profilu a profilu se štěrbinou: s korekcí, AŘ vypnuto



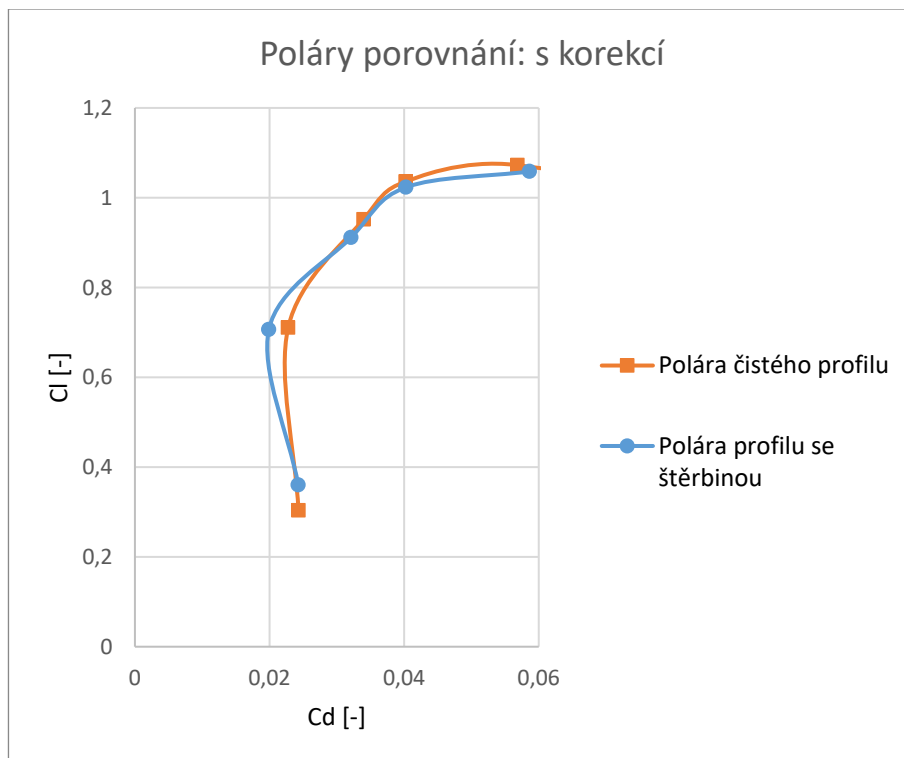
Obr. 107) Porovnání odporových čar čistého profilu a profilu se štěrbinou: bez korekce, AŘ vypnuto



Obr. 108) Porovnání odporových čar čistého profilu a profilu se štěrbinou: s korekcí, AŘ vypnuto

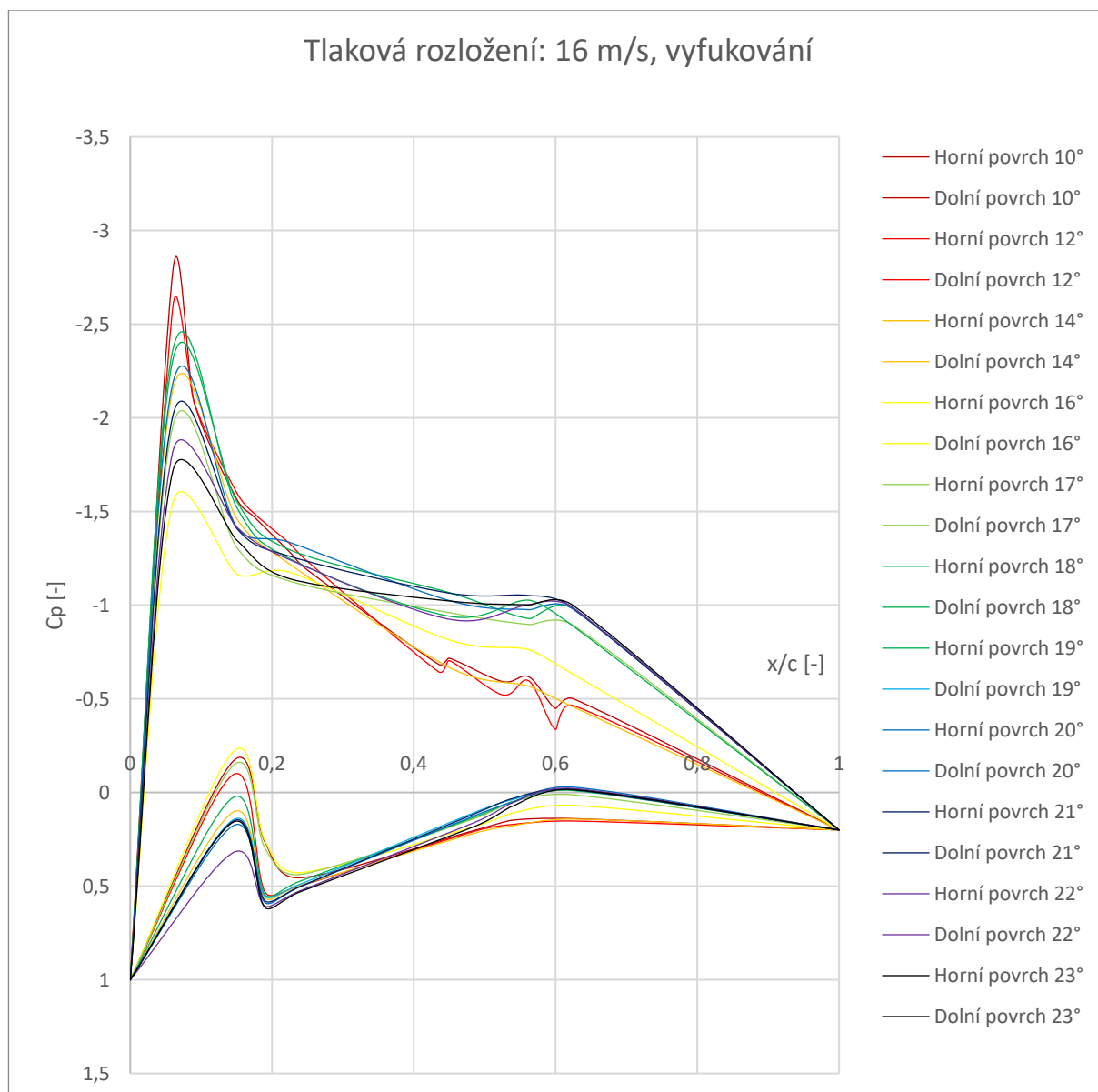


Obr. 109) Porovnání polár čistého profilu a profilu se štěrbinou: bez korekce, AŘ vypnuto

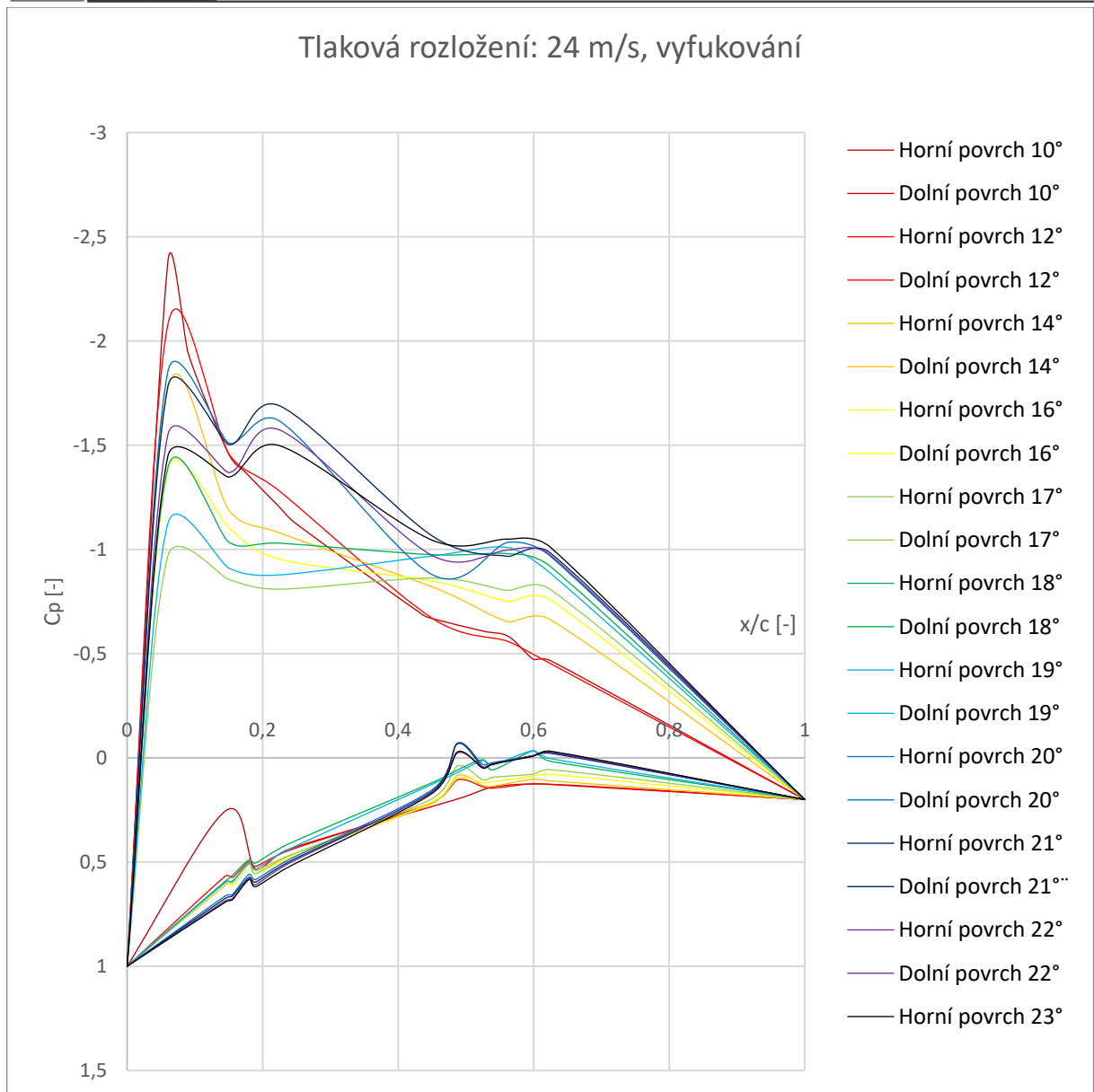


Obr. 110) Porovnání polár čistého profilu a profilu se štěrbinou: s korekcí, AŘ vypnuto

## D) MĚŘENÍ PROFILU SE ŠTĚRBINOU

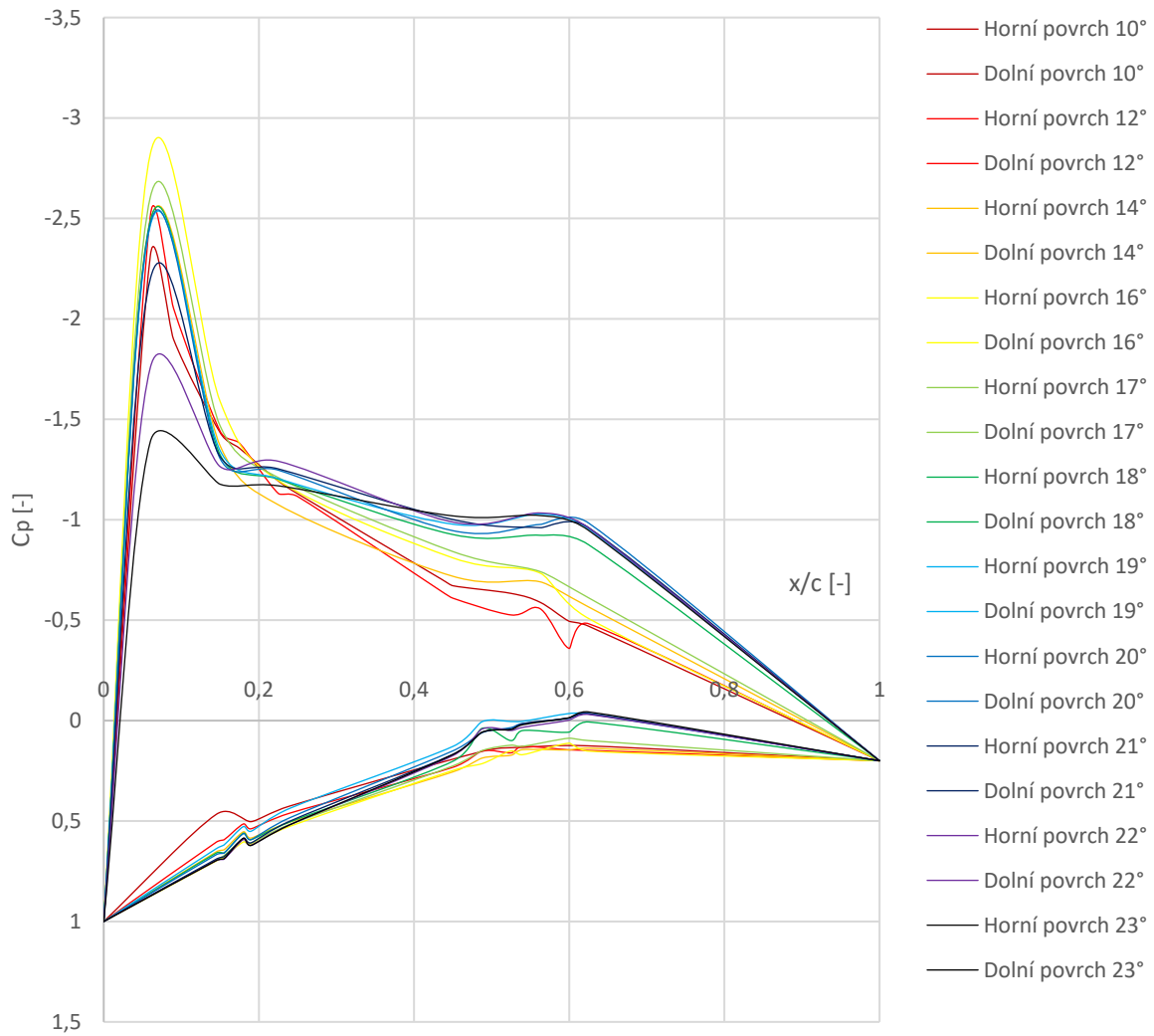


Obr. 111) Tlaková rozložení se zapnutým aktivním řízením: 16 m/s

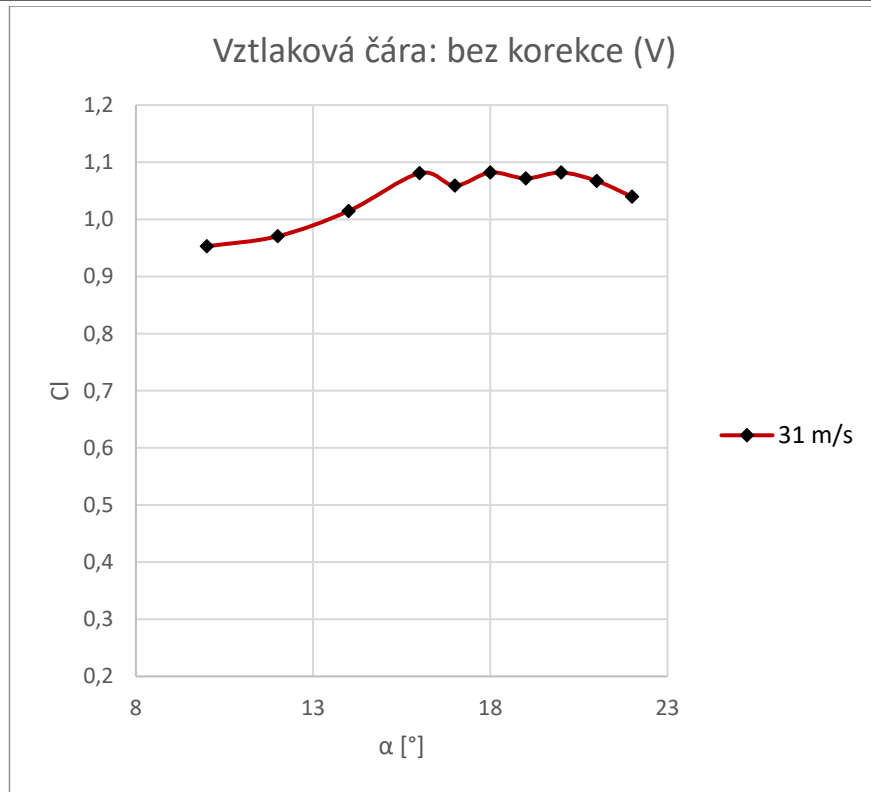


Obr. 112) Tlaková rozložení při zapnutém aktivním řízení: 24 m/s

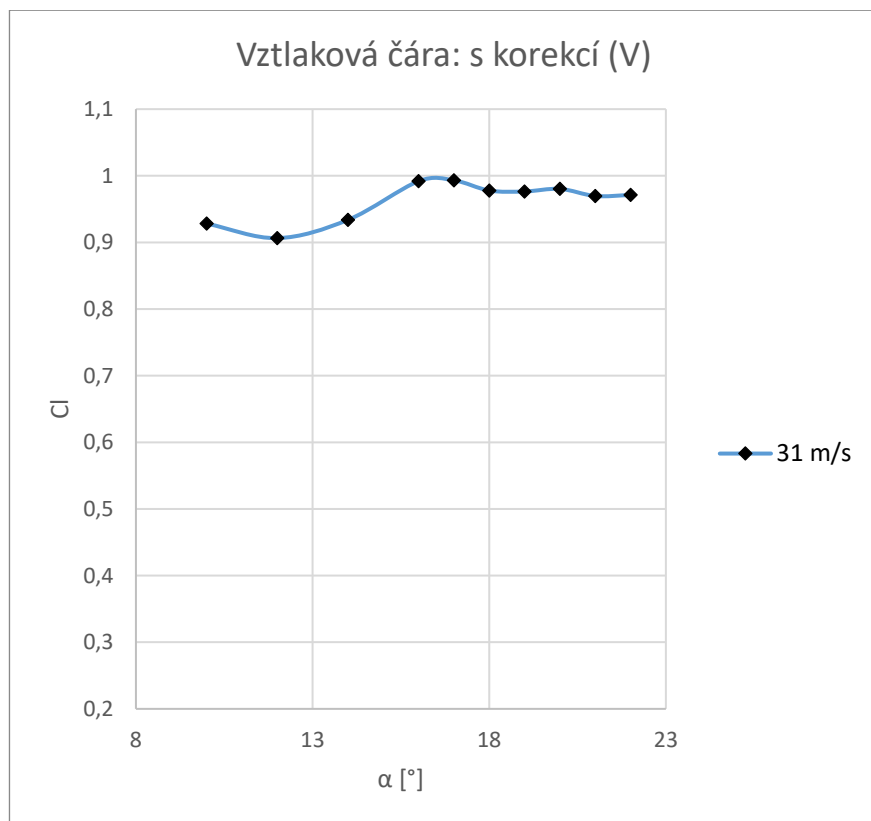
Tlaková rozložení: 31 m/s, vyfukování



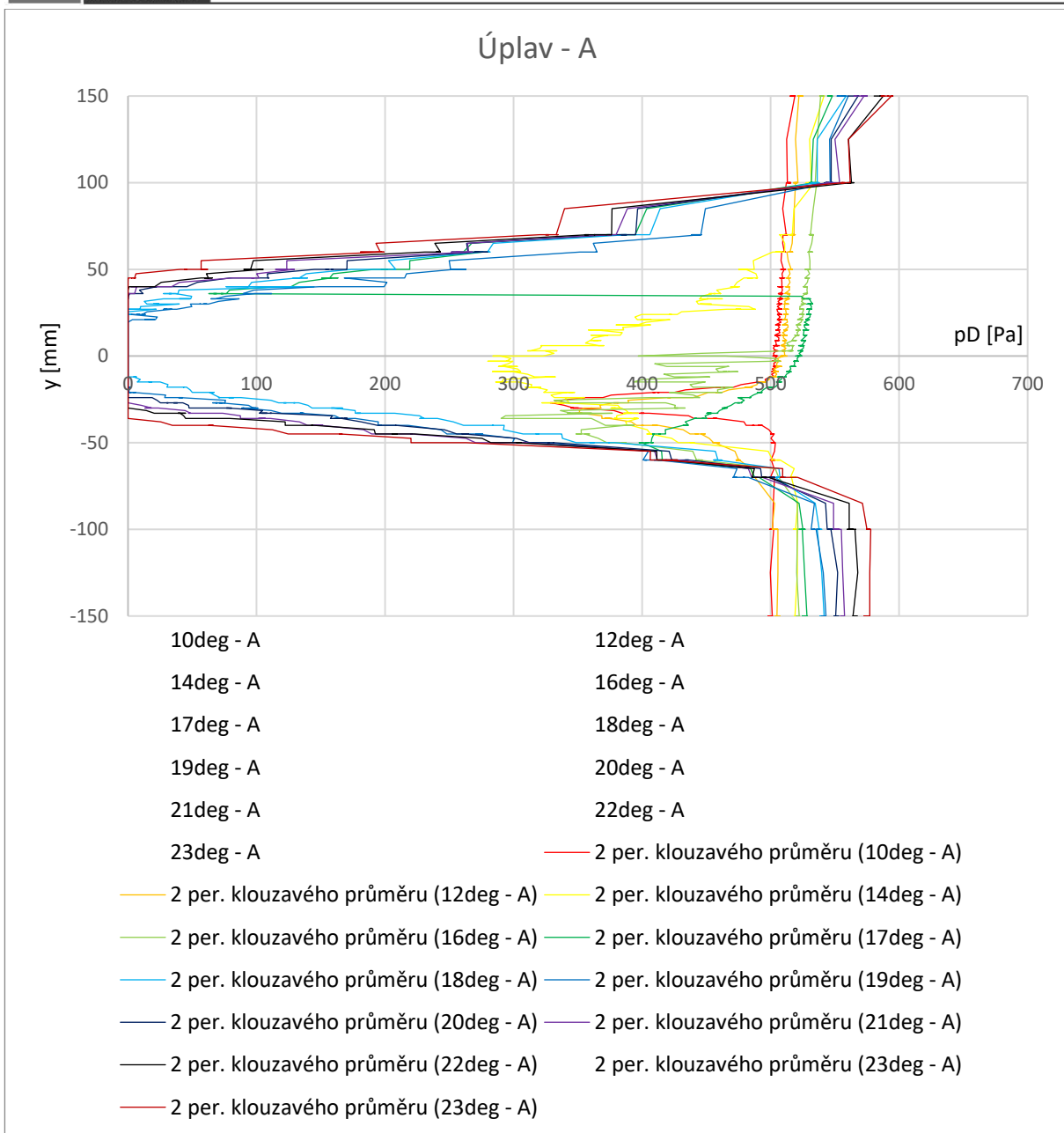
Obr. 113) Tlaková rozložení při zapnutém aktivním řízení: 31 m/s



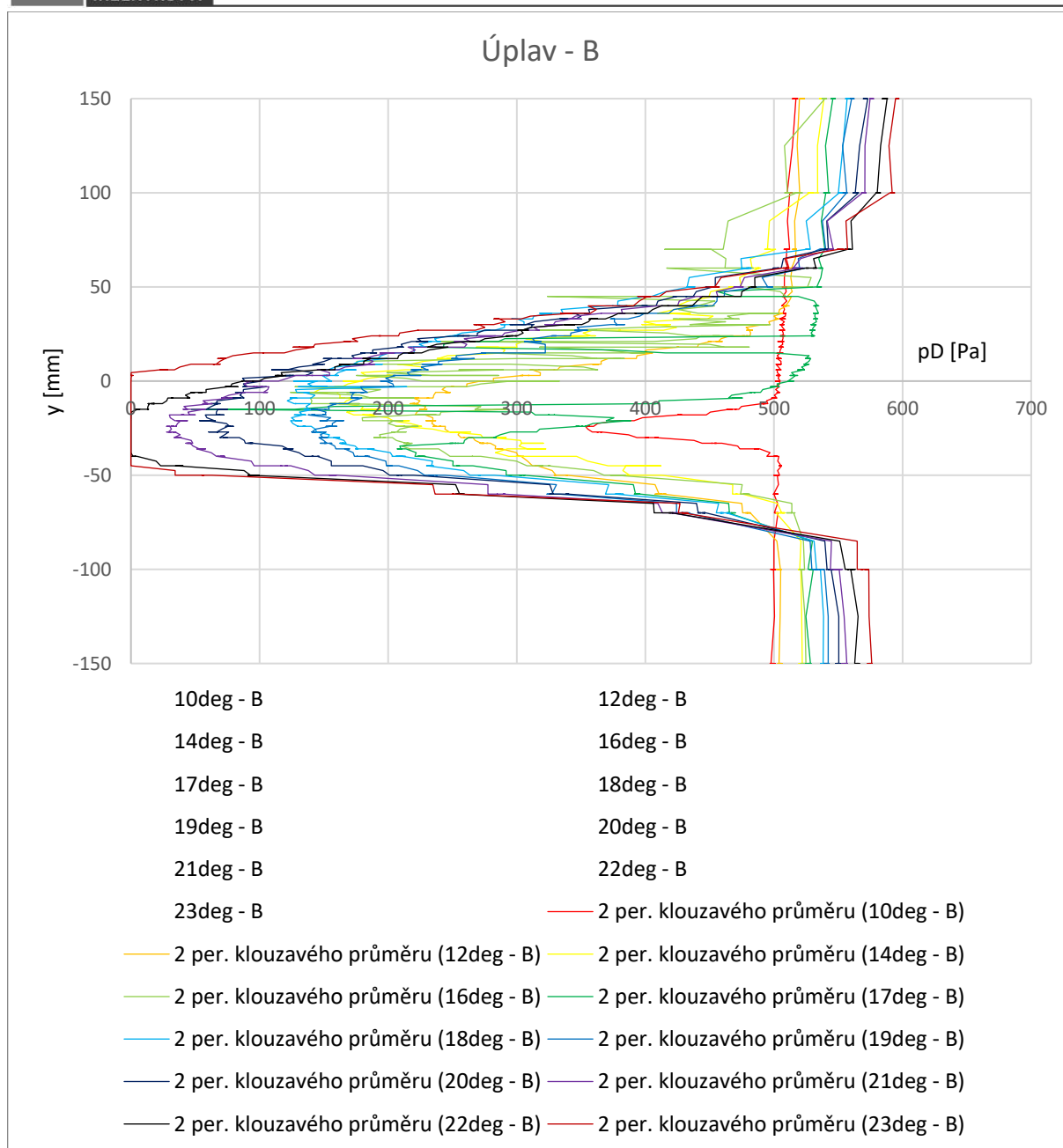
Obr. 114) Vztlaková čára při zapnutém aktivním řízení: bez korekce



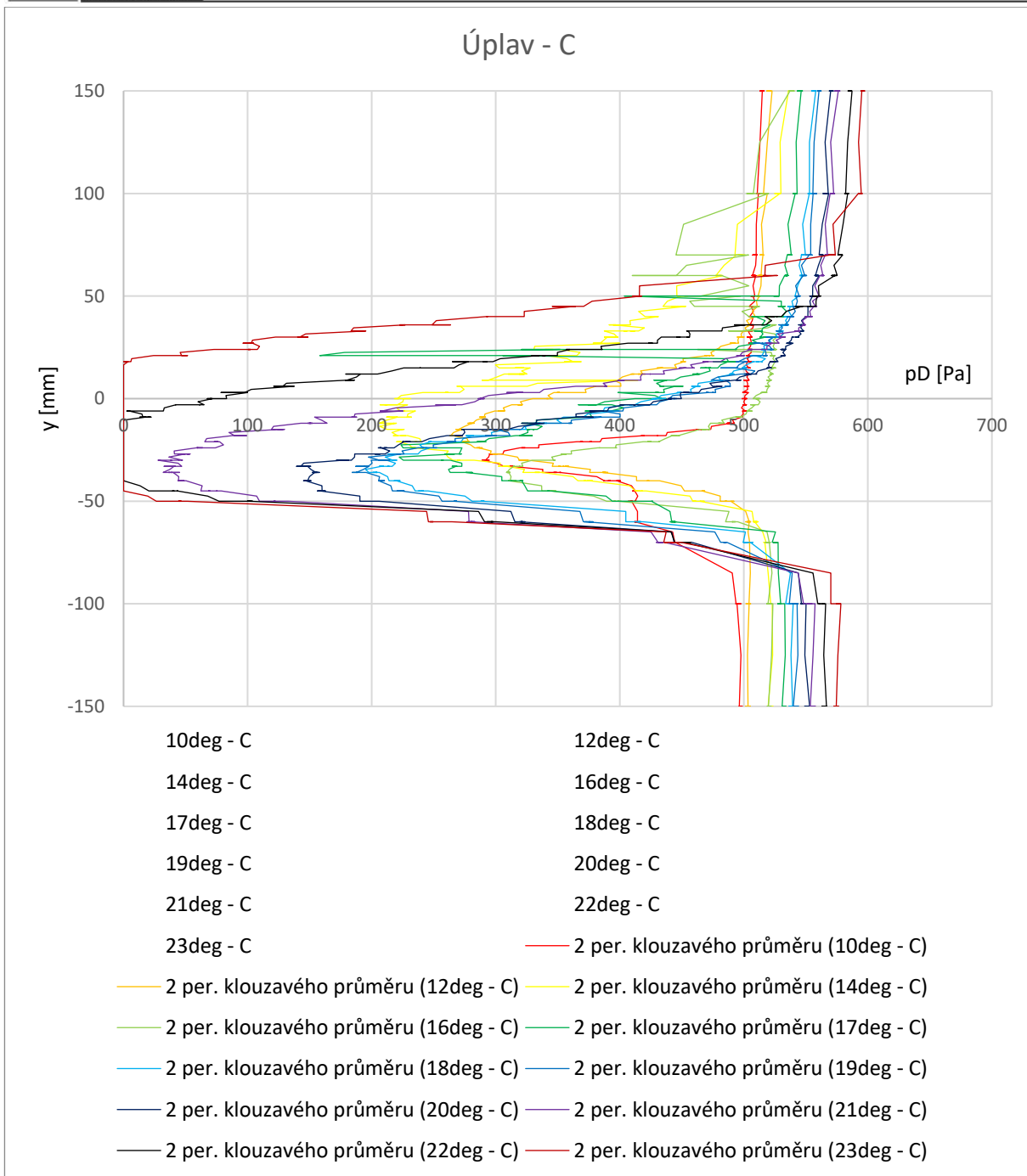
Obr. 115) Vztlaková čára při zapnutém aktivním řízení: s korekcí



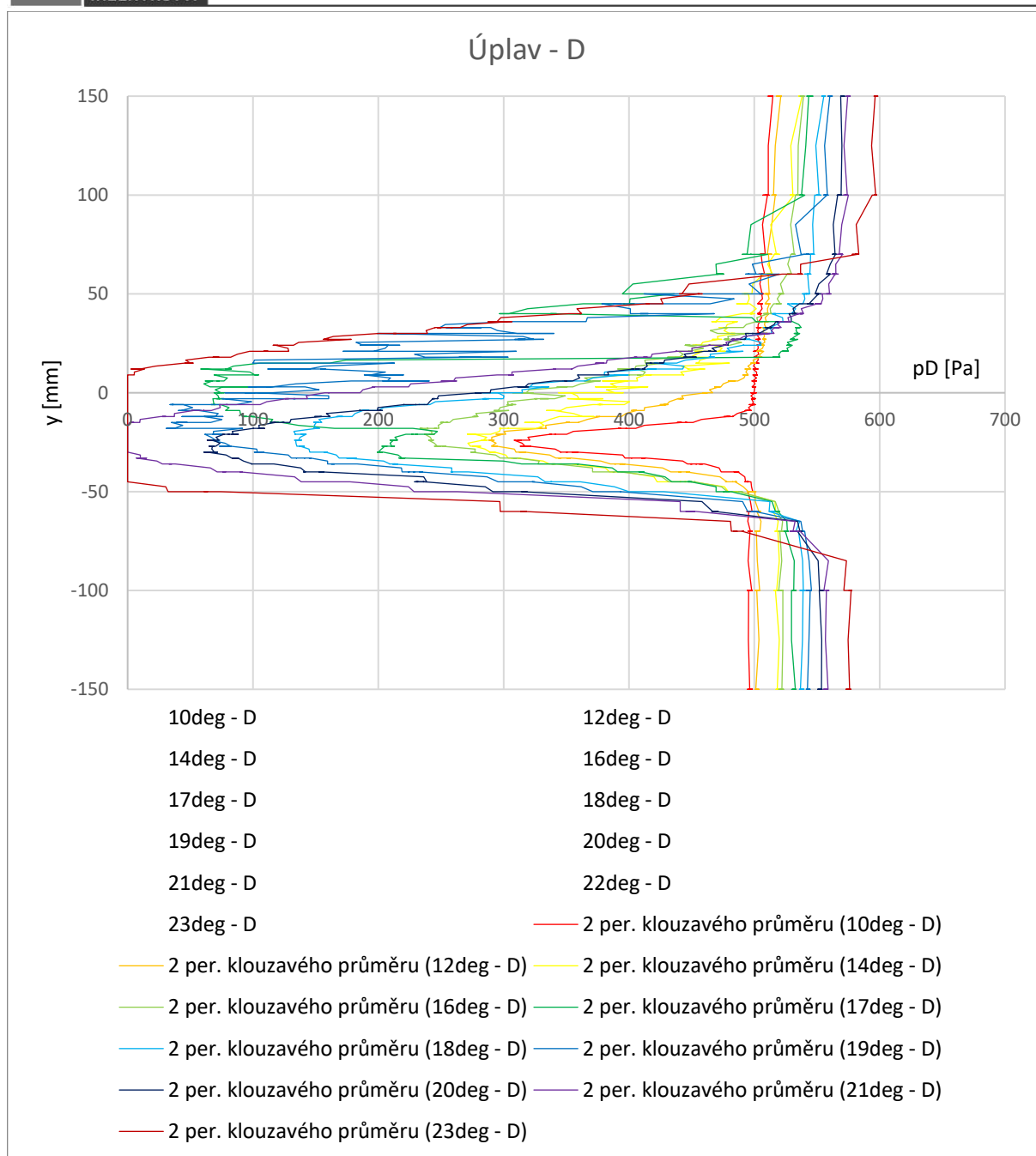
Obr. 116) Úplav při zapnutém aktivním řízení v rovině A



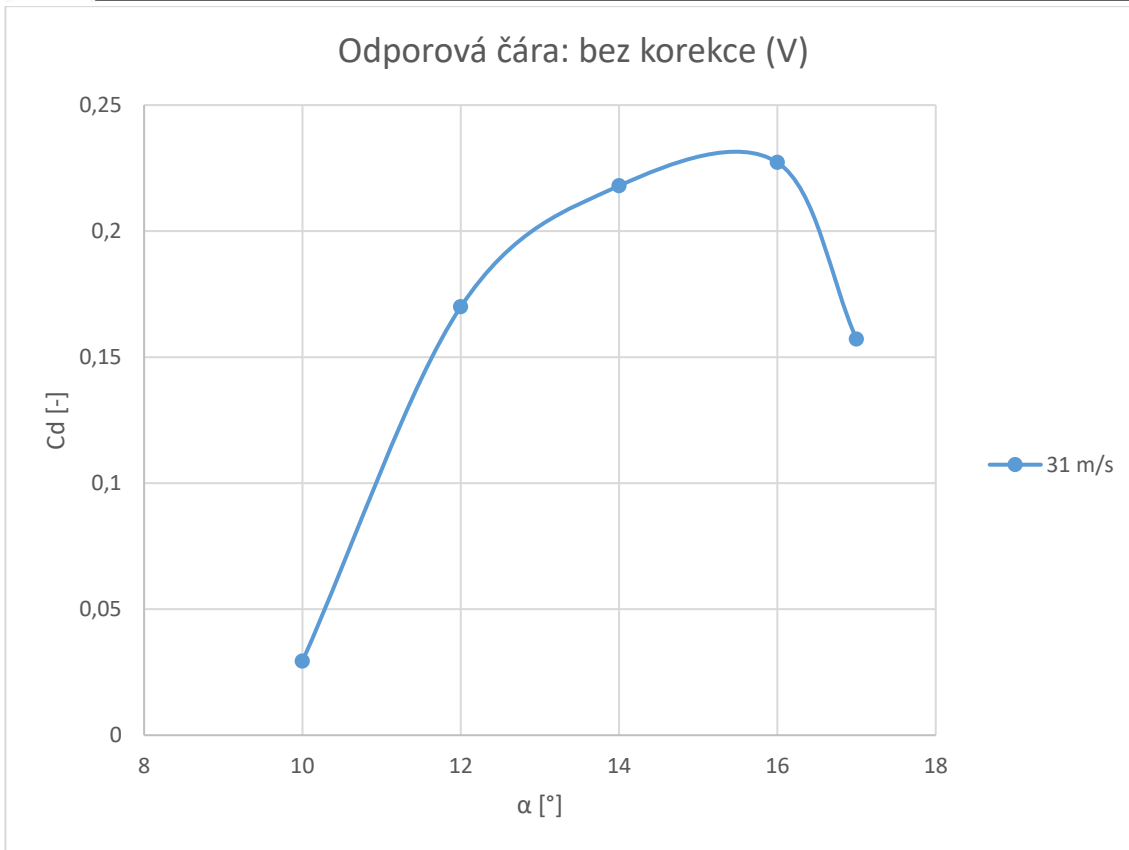
Obr. 117) Úplav při zapnutém aktivním řízení v rovině B



Obr. 118) Úplav při zapnutém aktivním řízení v rovině C



Obr. 119) Úplav při zapnutém aktivním řízení v rovině D



Obr. 120) Odporová čára při zapnutém aktivním řízení: A, bez korekce



Obr. 121) Odporová čára při zapnutém aktivním řízení: A, s korekcí