

DIPLOMOVÁ PRÁCE

Iliyas Boztayev

Příčné řízení letounu pomocí spoilerů

Ústav letadlové techniky

Vedoucí diplomové práce: Ing. Tomáš Čenský Ph.D.

Studijní program: Letectví a Kosmonautika

Studijní obor: Letadlová a kosmická technika

Praha 2017

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Boztayev** Jméno: **Iliyas** Osobní číslo: **412343**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návrh změny systému příčného řízení letounu nahrazením křidélek spojlerů

Název diplomové práce anglicky:

Design change of airplane lateral control system by substitution of ailerons for spoilers

Pokyny pro vypracování:

Návrh změny systému příčného řízení letounu nahrazením křidélek spojlerů, analýza a výpočet očekávaných výhod a nevýhod.

1. Stanovení profilových charakteristik na 2D CFD modelu profilu letounu JA-100 s vysunutým spoilerem.
2. Analýza a porovnání různých uspořádání spoiler - profil. Analytický výpočet rozložení vztlaku po rozpětí křídla.
3. 3D simulace vybraných variant konfigurace spoiler - křídlo.
4. Porovnání CFD výpočtů spoilerů s analytickými a porovnání charakteristik příčného řízení pomocí spoilerů a křidélek.

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Tomáš Čenský Ph.D., ústav letadlové techniky FS


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

Datum zadání diplomové práce: **28.04.2017**

Termín odevzdání diplomové práce: **07.08.2017**

Platnost zadání diplomové práce:


Podpis vedoucí(ho) práce



Podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


Podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

28.4.2017
Datum převzetí zadání


Podpis studenta

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval(a) samostatně a použil jsem pouze podklady uvedené v příloženém seznamu.

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

V dne

Podpis autora

Název práce: Příčné řízení letounu pomocí spoilerů

Autor: Iliyas Boztayev

Katedra: Ústav letadlové techniky

Vedoucí diplomové práce: Ing. Tomáš Čenský Ph.D., Ústav letadlové techniky

Abstrakt: Tato diplomová práce řeší problematiku příčného řízení letounu pomocí netradičního druhu ovládacích ploch: spoilerů. Ověřuje se schopnost provedení předběžného návrhu použitím výpočtového softwaru na základě CFD: Ansys Fluent. Na základě předchozích zkušeností z tunelových měření a letových zkoušek testuje se vliv uspořádání spoileru vůči profilu/křídlu na aerodynamické součinitele. Testuje se možnost použití hodnot získaných 2D výpočtem v následném návrhu spoileru pomocí Glauertového řešení Prandtlové rovnice a simulování obtekání křídla v 3D pomocí softwaru ANSYS.

Klíčová slova: Spoiler Příčné řízení Letadlo CFD

Title: Lateral control by spoilers

Author: Iliyas Boztayev

Department: Department of aerospace engineering

Supervisor: Ing. Tomáš Čenský Ph.D., Department of aerospace engineering

Abstract: This diploma work deals with lateral flight control problems of an aircraft by non-traditional control surfaces – spoilers. In this work is verified the capability of numerical software CFD: Ansys Fluent to perform a preliminary design of a lateral control. Based on a past tunnel aerodynamic experiments and flight tests, in this work is tested the influence of spoiler configurations on aerodynamic coefficients against airfoil/wing configuration. The possibility of usage of values from 2D solutions for design of a spoiler by Glauert method of Prandtl equation is tested. In addition in this work is performed a simulation of a wing streamline in 3D by Ansys software.

Keywords: Spoiler Lateral control Aircraft CFD

Chtěla bych poděkovat Ing. Tomáš Čenský Ph.D., vedoucímu mé diplomové práce, za vedení, zájem a čas, který mi věnoval. Dále bych chtěl poděkovat své rodině, přítelkyni a svým spolužákům za morální podporu po celou dobu práce nad touto diplomovou prací.

Obsah

Seznam obrázků	2
Seznam tabulek	4
Seznam použitých zkratk	5
1 Úvod. Historický přehled.	8
2 Výhody na nevýhody spoileru. Model turbulence.	10
2.1 Metoda zkoumání	10
2.2 Skyleader JA-100	11
2.3 Ověření funkčnosti FLUENT modelu	12
2.4 Profil Clark-Ymod s nulovou výchylkou spoileru	12
2.4.1 2D geometrie	12
2.4.2 Mesh	13
2.4.3 Mezní vrstva. Obtékání v blízkosti stěny.	14
2.4.4 Charakteristiky sítě	16
2.4.5 Model turbulence	16
2.4.6 Okrajové podmínky	17
3 Ověřování funkčnosti modelu se spoilerem	24
3.1 Clark-Ymod	24
3.2 GA(W)-1 se spoilerem	24
4 Clark-Ymod. 2D model	30
5 Prandtl-Glauert.	33
5.1 První případ. Geometrie dle křídélka.	33
6 3D model.	40
7 Závěr	46
Seznam použité literatury	49
Přílohy	51

Seznam obrázků

2.1	JA-100 "Advanced" půdorys	20
2.2	Prostor zkoumání	20
2.3	Profil Clark-Ymod	20
2.4	Celková síť	21
2.5	Profil	22
2.6	Síť v blízkosti spoileru	23
3.1	Vztlaková čára	25
3.2	Momentová čára	26
3.3	Polára	27
3.4	Závislost poklesu součinitele vztlaku s výchylkou kormidla	29
4.1	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrba 0,015m	31
5.1	Vztlakové čáry v závislosti na úhlu vychýlení spoileru. 0,6b	35
6.1	3D Geometrie výpočtového prostoru	41
6.2	3D Výpočtová síť	42
6.3	Výpočtová síť v blízkosti spoileru	43
6.4	3D Geometrie křídla se spoilerem	44
6.5	Tendence změny CL,CD a mx s výchylkou spoileru pro AOA=0	45
7.1	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,7b; štěrba 0,015m	46
7.2	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,55b; štěrba 0,015m	47
7.3	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,55b; štěrba 0,001m	75
7.4	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,55b; štěrba 0,005m	76
7.5	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,55b; štěrba 0,010m	77
7.6	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,7b; štěrba 0,001m	78
7.7	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,7b; štěrba 0,005m	79
7.8	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,7b; štěrba 0,010m	80
7.9	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrba 0,001m	81
7.10	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrba 0,005m	82
7.11	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrba 0,010m	83

7.12	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa	
	0,6b; štěrbina 0,015m	84
7.13	Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa	
	0,65b; štěrbina 0,015m	85

Seznam tabulek

2.1	Charakteristiky JA-100 "Advanced"	11
3.1	Aerodynamické součinitele Clark-Y mod	24
3.2	Srovnání výsledků FLUENT a XFOIL pro GA(W)-1	28
3.3	Změna součinitele vztlaku s výchylkou kormidla GA(W)-1	29
4.1	Porovnání linearity jednotlivých konfigurací pomocí metody nejmenších čtverců	32
4.2	Porovnání linearity jednotlivých konfigurací pomocí metody nejmenších čtverců	32
5.1	Hodnoty potřebné k řešení Glauertovou metodou Prandtlůvých rovnic	34
5.2	Závislost charakteristik klonění na výchylce spoileru. $AOA=0; 0,4 \cdot 1/2$	34
5.3	Závislost charakteristik klonění na výchylce spoileru. $AOA=6; 0,4 \cdot 1/2$	34
5.4	Závislost charakteristik klonění na výchylce spoileru. $AOA=0; 0,6 \cdot 1/2$	37
5.5	Závislost charakteristik klonění na výchylce spoileru. $AOA=6; 0,6 \cdot 1/2$	37
6.1	Tendence změny aerodynamických součinitelů s výchylkou spoileru pro $AOA=0, 0,41/2$	40

Seznam použitých zkratek

1. AOA [o] - Aerodynamický úhel náběhu
2. b [m] - hloubka profilu
3. l [m] - rozpětí
4. CL [-] - součinitel vztlaku
5. CX [-] - součinitel odporu
6. CXi [-] - součinitel indukovaného odporu
7. CM [-] - součinitel klopivého momentu
8. Cl [-] - součinitel vztlaku
9. Cx [-] - součinitel odporu
10. Cm [-] - součinitel klopivého momentu
11. mx [-] - součinitel klonivého momentu
12. Výchylka [o] - vychylka spoileru
13. V ; U [m/s] - rychlost nabíhajícího proudu
14. p [o/s] - úhlová rychlost
15. S [m] - plocha křídla
16. λ [-] - štíhlost křídla
17. η [-] - zúžení křídla

18. u^+ [-] - bezrozměrná rychlost
19. y^+ [-] - bezrozměrná vzdálenost od stěny
20. ρ [kg/m³] - hustota vzduchu
21. μ [Pa.s] - dynamická viskozita
22. τ_m [kg.m-2.s] - tečné napětí
23. C_f [-] - součinitel třecího odporu
24. Re [-] - číslo Reynoldsa
25. Re_x [-] - lokální číslo Reynoldsa
26. U_τ [m/s] - dynamická rychlost
27. σ [m] - tloušťka mezní vrstvy
28. Tu, I [%] - intenzita turbulence
29. μ_t [Pa.s] - turbulentní dynamická viskozita
30. l [m] - charakteristická délka energetických vírů
31. k [m²/s²] - turbulentní kinetická energie
32. ϵ [m²/s³] - míra disipace energie

Seznam použitých programů

1. ANSYS Design Modeler
2. ANSYS Mesh
3. ANSYS Fluent
4. Glauert
5. Siemens NX
6. Microsoft EXCEL

1. Úvod. Historický přehled.

Ještě z doby bratrů Wrightů křídélka, jak je dneska známe, se utvrdily jako hlavní řídicí plochy příčného řízení letounu. Měnily se tvar a účinnost, ale základní princip fungování i v současné době zůstává stejný. Skoro stoletá praktická zkušenost používání, obrovské množství experimentálních dat a spolehlivých analytických modelů určují volbu konstruktérů při návrhu letounu, zvláště v tak konzervativním oboru, jakým je letectví.

Rozvoj letadlové techniky, prudký nárůst výkonu a tím pádem i rychlosti letadel nutil konstruktéry navrhovat čím dál výkonnější a konstrukčně složitější vztlakovou mechanizaci, zejména klapky, aby mohly zabezpečit příjemnou rychlost přistání. Jedním z omezení ke zvýšení výkonu vztlakové mechanice jsou právě křídélka, která nedovolují použití klapky po celém rozpětí křídla, proto konstruktéři stále hledají jiné prostředky k zabezpečení příčného řízení. Takovým prostředkem mohou být např. spoilery První uvažování o použití spoilerů jako řídicí plochy příčného řízení se vztahuje ke začátku 30-tých let minulého století. V technické zprávě NACA-Langley Memorial Aeronautical Laboratory z roku 1932 (FRED, 1932) bylo prokázáno na základě zkoumání aerodynamického profilu Clark-Y možnost dosažení vhodných klonivých charakteristik pro určité typy letadel. V roce 1933 ve zprávě (FRED a JOSEPH, 1933) bylo znovu prokázána možnost použití spoilerů jako prostředku pro příčné řízení. Společným rysem zkoumaných konfigurací v těchto zprávách je umístění závěsové osy spoilerů v blízkosti náběžné hrany křídla. V roce 1935 se uskutečnil další výzkum (FRED a JOSEPH, 1935) kde se navíc zkoumal vývoj klonivého momentu s časem pro různé polohy závěsové osy (až do 0,83 hlobky profilu) a různé druhy spoilerů, tzv. „retractable spoiler“ a „slot-lip spoiler“. Ukázalo se, že zpoždění nárůstu klonivého momentu klesá s posunutím hinge-line spoileru blíž k odtokové hraně křídla. Výzkum v tomto směru se v Spojených Státech nezastavoval ani v průběhu druhé světové války, kde v roce 1941-1942 proběhly první letové zkoušky letadel vybavených křídélky a spoilery najednou. (SPAHR, 1947)

Další výzkumy, jako např. (JACK a VITO, 1947), (LAWRANCE a WILLIAM, 1942), (SPAHR a CHRISTOPHERSEN, 1943) zkoumaly jiné vlivy konstrukčního uspořádání spoileru na klonivé charakteristiky letounu, jako např. vliv rozpětí, štěrbinu mezi obrysem křídla a náběžnou hranou spoileru, výška spoileru, jeho geometrický tvar aj. Jeden z nejvýznamnějších experimentálních projektů v tomto směru se konal na půdě Kansaské univerzity pod vedením profesora Davida L. Kohlmana. Jeho první výsledky byly publikovány v (KOHLMAN, 1977), kde byly stručně popsány klonivé charakteristiky letounu Redhawk, který je ve své podstatě modifikací Cessna-177 Cardinal. Byly uvedeny základní aerodynamické, výkonnostní charakteristiky a porovnání s původní verzí letounu. Náhrada křídélka za spoilery a zavedení klapky po celém rozpětí křídla umožnilo snížit plochu křídla o $6,02 \text{ m}^2$ a tím pádem zvýšit cestovní rychlost letounu do 128.1 km/h z původních 104 km/h .

Prvním sériovým letounem, ve kterém byla použita příslušná koncepce ovládnání byl japonský letoun MU-2 (1963), který z roku 1963 do roku 1986 byl vyroben v počtu 704 kusů ve více než desítkách modifikací. Také stojí za zmínku Australský letoun GAF „Nomad“ (1972). Při velkých úhlech náběhu se příčné řízení

u tohoto letounu provádí jen za pomoci spoilerů, v cestovním režimu se příčné řízení uskutečňuje pomocí vnějších sekcí klapek (BADYAGIN a F.A., 1978). V současné době častějšímu používání spoileru brání stále chybějící analytický postup návrhu jeho uspořádání. Stejně tak k tomu přispívá skutečnost, že výsledky simulací získané pomocí metody konečných objemů potřebují verifikaci měření v aerodynamickém tunelu. Přesto autor věří, že rozvoj počítačových simulací a matematickým modelů umožní překonat tyto nedostatky.

2. Výhody na nevýhody spoileru. Model turbulence.

V příslušné literatuře, zabývající se popisem postupu při návrhu letounu a ve zprávách z experimentálních měření uvádějí určité výhody a nevýhody používání spoileru jako prostředku příčného řízení. Zejména Badyagin [BADYAGIN a F.A. (1978)] a Rokham [ROSKAM a kol., (1974)] jmenují tyto základní výhody spoilerů:

1. Použití spoilerů dává možnost umístění klapky po celém rozpětí křídla, což umožňuje výrazně zmenšit přistávací rychlost při zachování původní plochy křídla, nebo zvětšit maximální rychlost redukováním plochy křídla při stanovených vzletových a přistávacích charakteristikách.
2. Spoilery brání vzniku tzv. „Dutch roll“ díky zmenšení zatáčivého momentu při klonění. Důvodem je kompenzace nárůstu tlakového odporu spoileru poklesem indukovaného odporu v důsledku snížení vztlaku na křídle.
3. Odštěpná klapka je o 30-50 procent lehčí, než křidelka (vztážno na stejnou plochu), neboť konstrukce křidelka je navrhovaná na dynamický tlak při maximální rychlosti na rozdíl od klapky, která je navrhovaná na dynamický tlak při rychlosti vzletu/přistání. – Tento bod nebude v této diplomové práci prokazován.

Základní nevýhody spoileru:

1. Nelineární změna klonivého a závěsového momentu s výchylkou.
2. Časové zpoždění poklesu vztlaku.
3. Riziko reversu (nárůstu vztlaku) při malých a naopak příliš velkých výchylkách.
4. Ztráta výšky v důsledku poklesu vztlaku.

Výsledky experimentů a letové zkoušky prokazují, že vhodné uspořádání spoileru dokáže eliminovat vliv těchto negativních faktorů, popř. snížit jejich vliv na přijatelnou úroveň. Cílem této diplomové práce je navrhnout vhodné uspořádání spoileru pro letounu JA-100 v modifikaci Advanced s profilem Clark-Ymod.

2.1 Metoda zkoumání

Simulace obtékání bude provedena pomocí softwaru ANSYS-Fluent, který nabízí rozsáhlé možnosti 2D a 3D simulace, zejména v oblasti turbulentního proudění. Vzhledem k omezeným výpočtovým kapacitám a časové náročnosti simulování ve 3D byla zvolena „iterační“ návrhová cesta, která se stává z několika kroků, které budou dále popsány. Prvotní návrh uspořádání spoileru bude uskutečněn za pomoci 2D simulace pro stanovení profilových charakteristik při různých úhlech náběhu a výchylkách spoileru. Toto zjednodušení umožní stanovit změnu profilových charakteristik v závislosti na poloze závěsové osy spoileru, velikosti

Tabulka 2.1: Charakteristiky JA-100 "Advanced

Rozměrové charakteristiky	
Rozpětí:	6,820 m
Délka:	5,595 m
Výška:	2 m
Plocha křídla:	8,259 m ²
Hloubka SAT:	1,224 m
Hloubka b0:	1,434 m
Hloubka bK:	0,988 m
Štíhlost křídla:	5,632
Profil křídla:	CLARK-Y mod.
Hmotové charakteristiky	
Maximální vzletová hmotnost (MTOW)	300(resp. 315) kg
Prázdná hmotnost	210 kg
Rychlostní charakteristiky	
Max. rychlost v horizontálním letu vH	207 km/h
Minimální rychlost vS0:	65 km/h

šterbiny mezi spoilerem a sací stárnou profilu, hloubce spoileru aj. Dalším krokem je zvolení nejvhodnějšího uspořádání dle určitých kritérií (viz. dále) a použití příslušných profilových hodnot pro řešení Prandtlův integro-diferenciální rovnice Glauertovou metodou při různých velikostech spoileru podél rozpětí. Obdržené hodnoty budou dále použity pro vymodelování a simulaci obtékání 3D modelu křídla s příslušnou geometrií spoileru, která byla stanovená v předchozích bodech a porovnání výsledků s Prandtlovým modelem.

2.2 Skyleader JA-100

Letoun JA-100 je jednomístným celokovovým (konstrukce z hliníkových slitin, pevnostní díly z oceli) dolnoplošníkem s přímým křídlem a pohonem v konvenčním uspořádání, (MALÁSEK, 2011) který vznikl na základně spolupráci mezi podnikem Skyleader a Ustavem letadlové techniky Fakulty strojní ČVUT. Letoun nabízen ve čtyřech modifikacích „Basic“, „Basic+“, „Cruiser“ a „Advanced“, které se liší mezi sebou použitím různých nosných ploch (profiláž a vztlaková mechanizace). (MALÁSEK, 2011), (VRCHOTA, 2008), (VRCHOTA, 2009) Pro naši úpravu je zvolena modifikace „Advanced“, veškeré geometrické hodnoty a letové charakteristiky jsou uvedeny v (MALÁSEK, 2011). Půdorys, nárys a bokorys jsou zobrazeny na obrázku 2.1. V tabulce 2.1 jsou uvedeny základní charakteristiky letounu JA-100 Advanced které my budeme dále potřebovat.

Profil Clark-Ymod je upraveným profilem Clark-Y. Cílem úpravy bylo zabezpečit nahraditelnost křídel různých verzí letounu mezi sebou, aniž by se měnila konstrukce trupu v místě spojení s křídlem. Souřadnice profilu jsou uvedeny v Příloze 1.

2.3 Ověření funkčnosti FLUENT modelu

Jako první krok je potřeba ověřit přesnost simulování obtékání profilu a porovnat výsledné zkoumané veličiny s referenčními hodnotami. V případě profilu s nulovou výchytkou spoileru referenční hodnoty budou získány z programu XFOIL, který používá pro výpočet aerodynamických charakteristik panelovou metodu. Tyto hodnoty byly zejména použity pro prvotní návrh nosných ploch ve zprávě (VRCHOTA, 2008). Dalším krokem ověřování funkčnosti je porovnání hodnot změn aerodynamických součinitelů s výchytkou spoileru. Bohužel experimentální data měření profilu Clark-Y v aerodynamickém tunelu s různými druhy spoilerů nejsou dostupná. Ve zprávách (FRED a JOSEPH, 1933), (FRED, 1932) jsou uvedeny jenom součinitele klonivého momentu. Proto pro ověřování funkčnosti FLUENT modelu byla zvolena zpráva WEICK (1975), kde se jedná o tunelové měření profilu GA(W)-1 při různých výchytkách spoileru, poloze závěsových osy a úhlech náběhu. V DesignModeler programu ANSYS byl vytvořen shodný geometrický model se spoilerem bez štěrbin mezi náběžnou hranou spoileru a povrchem samotného profilu (v tunelovém měření tuto vznikající štěrbinu zalepovali lepicí páskou). Tyto body jsou podrobně popsány dále.

2.4 Profil Clark-Y mod s nulovou výchytkou spoileru

2.4.1 2D geometrie

2D model profilu Clark-Y mod je zpracován v rámci programu ANSYS pomocí balíčku pro vytvoření a úpravu geometrie - DesignModeler. Pro automatizaci výpočtu jsou zavedeny geometrické parametry jejichž nastavením měníme uspořádání spoileru vůči profilu. V seznamu jsou uvedeny příslušné parametry a jejich popis. Tyto parametry budeme používat nadále pro vlastní simulaci Clark-Y mod profilu se spoilerem.

1. Umístění závěsového bodu spoileru
2. Hloubka spoileru
3. Úhel náběhu profilu
4. Štěrba mezi spoilerem a profilem
5. Výchytky spoileru.

Prostor simulující vnější prostředí je tvořen půlkružnicí o poloměru $R=20\text{m}$ a navazujícím na ní obdélníkem o délce $l=20\text{m}$, tento prostor má formu tzv. C-domainu, který se používá pro vytváření strukturované výpočtové sítě pro profil s odtokovou hranou ve tvaru jednoho bodu. Pro naše účely budeme používat nestrukturovanou výpočtovou síť z trojúhelníků, viz. podkapitola "Mesh", proto tvar vnějšího prostoru není pro nás důležitý. Tato velikost prostoru byla zvolena na základě zprávy (ATHADKAR a DESAI, 2014). Na půdě institutu technologií v Tumkruru proběhl výzkum vlivu velikosti prostoru kolem profilu na přesnost

simulací, zejména vzdálenosti hran vstupních a výstupních okrajových podmínek (v našem případě velocity-inlet a pressure-outlet, viz. kapitola o modelu turbulence). Při simulování obtékání profilu s vychyleným spoilerem bude použit menší prostor za účelem ekonomie času, viz. další kapitoly. Ukázalo se, že vzdálenost vstupního okraju od náběžného bodu profilu 10b a vzdálenost od odtokového bodu 15b dávají výsledky s velikostí chyby do 5 procent v porovnání s výsledky experimentu, kde b je hloubka zkoumaného profilu, v našem případě $b=1\text{m}$. Souřadnice profilu Clark-Ymod byly převzaty z (VRCHOTA, 2008) a jsou uvedeny v příloze.

2.4.2 Mesh

Kvalitní výpočetní síť (dále-mesh) je základem toho, že obdržené výpočty se budou blížit realitě. Na druhou stranu příliš jemný mesh po celé ploše (objemu) zkoumaného prostoru klade velké nároky na výkon počítače a zabírá mnohém více času na strukturování sítě, aniž by v tom byla potřeba z hlediska přesnosti výpočtu. Proto pro obdržení odpovídajících realitě výsledků a zároveň menší spotřebě výkonu je nutno zvětšovat hustotu meshe jen v oblastech našeho "zájmu", v našem případě je to prostor v blízkosti profilu. Další otázkou je volba mezi tzv. strukturovaným a nestrukturovaným meshem. Uvedeme tady vysvětlení těchto pojmů dle (J.BLAZEK, 2001).

- Strukturovaný mesh - každý uzel sítě je jednoznačně definován indexy i, j, k a odpovídajícími Cartezianskými souřadnicemi $x_{i,j,k} y_{i,j,k} z_{i,j,k}$. Buňka sítě má tvar čtyřhranů ve 2D případě nebo šestihranů v 3D případě.
- Nestrukturovaný mesh - každá buňka nebo uzel sítě není jednoznačně definován, tj. sousedící buňky nebo uzly nemůžou být přímo identifikovaný pomocí jejich indexů. Síť se skládá z trojúhelníků ve 2D případě a nebo z čtyřstěnů v 3D případě. V současné době se nestrukturovaná síť sestává z čtyřhranů a trojúhelníků ve 2D případě a z šestihranů, čtyřhranů, hranolů a jehlanů v 3D případě, zejména pro simulování mezní vrstvy. V tomto případě takovým sítím se říká hybridní síť.

Při zkoumání se profilových charakteristik ve většině vědeckých a technických článcích používá strukturovaný mesh. (Dr.LEYLAND a WILHELM, 2011) Tento druh meshe má své určité výhody, jako např. menší čas na provádění výpočtu. Na druhou stranu v případě složité geometrie tvoření strukturovaného meshe může být velmi obtížné, neboť jediná pravidla síťování nemohou platit po celé ploše (objemu) síťovaného prostoru. Řešením tohoto problému je rozdělení prostoru do meších jednodušších částí pro vytváření příslušné strukturované sítě v každém takovém prostoru. (J.BLAZEK, 2001) V anglosaské literatuře se takové síti říká "multiblock grid". (J.BLAZEK, 2001) Faktem je, že při použití multiblock grid stoupá čas potřebný pro výpočet, důvodem je potřeba zavádět další podmínky do simulačního modelu pro výměnu informací o hodnotách fyzikálních veličin mezi jednotlivými zónami sítě. Další možnost síťování složité geometrie je použití už zmíněné nestrukturované sítě, která se často skládá z trojúhelníků ve případě 2D. Tento druh meshe má větší flexibilitu v případě složité geometrie, právě díky použití trojúhelníkových elementů, pomocí kterých se dá popsat jakkoliv složitou geometrii. (J.BLAZEK, 2001) Pro účely této diplomové práce budeme pracovat

jen s hybridními síti, tj. strukturovaná síť z čtyřharnů v oblasti mezní vrstvy a nestrukturovaná síť z trojúhelníků, kterými se bude vyplňovat zbývající prostor. Před tím, než uvedeme podrobný popis charakteristik používaného meshe, musíme v krátkosti zmínit o simulování obtékání v blízkosti stěny, které klade určité nároky na kvalitu síti v blízkosti profilu.

2.4.3 Mezní vrstva. Obtékání v blízkosti stěny.

Mezní vrstva je oblast tekutiny v blízkosti povrchu s převažujícím vlivem vazkosti a intenzivním normálním gradientem rychlosti. (BROŽ (1990)). Zjistilo se, že ne všechny modely turbulence jsou schopné adekvátně popisovat procesy, které probíhají v této oblasti. Modelům, které jsou schopny modelovat jevy v blízkosti povrchu se říká nízko Reynoldsové modely (Low-Reynolds), modelům, které nejsou k tomu schopné se říká vysokoreynoldsové. (High-Reynolds) (A.A.ANIKEYEV a kol.). Nutno podotknout, že pojmy Low and High-Reynolds se nevztahují k číselné hodnotě Reynoldsova čísla zkoumaného proudu. Pro modelování mezní vrstvy u vysokoreynoldsových modelů se často využívá poloempirických modelů tzv. metod stěnových funkcí (A.A.ANIKEYEV a kol.); (J.BLAZEK, 2001) Tyto funkce stanovují závislosti mezi velikostí rychlosti proudu a vzdáleností od stěny. Těchto modelů se dá využít za podmínky, že rychlostní profil nezávisí na čísle Reynoldsa, gradientu tlaku a dalších vnějších podmínkách, což platí ve většině inženýrských aplikací. (A.A.ANIKEYEV a kol.) Jeden z takových modelů, tzv. logaritmičtý zákon (log-law) popisuje rychlostní profil v blízkosti stěny vztahem

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln(Ey^+),$$

kde k je Karmonová konstanta ($k=0.4148$) (AnsysInc.), E je empirická konstanta. Pro hladký povrch (A.A.ANIKEYEV a kol.) uvádí $E=8.8$, v (AnsysInc.) se používá $E=9.793$. u^+ je bezrozměrná rychlost a y^+ je bezrozměrná vzdálenost od stěny, která se vyjadřuje vztahem

$$y^+ = \frac{\rho U_\tau \Delta y}{\mu},$$

kde U_τ je dynamická rychlost, μ je dynamická viskozita a Δy je výška první (od stěny) buňky síti. (AnsysInc.); (A.A.ANIKEYEV a kol.); (WILCOX (2006)); (J.BLAZEK (2001)). Tato hodnota je základem pro dimenzování výpočetní síti v blízkosti stěny. Pro vysokoreynoldsové modely realizované ve Fluentu platí, že hodnota y^+ pro použití log-law leží v intervalu $30 < y^+ < 300$. V případě síti, kde $y^+ \sim 1$ u vysokoreynoldsových modelů turbulence začíná platit tzv. zákon vazké podvrstvy a výpočet hodnot proudu se řídí vztahem

$$u^+ = y^+.$$

U nízko Reynoldsových modelů turbulence požadavek na hustotu síti v blízkosti stěny je $y^+ \sim 1$. (A.A.ANIKEYEV a kol.); (WILCOX, 2006); (AnsysInc.) Dále uvedeme vztahy pro výpočet zmíněných hodnot, abychom následně mohli stanovit potřebnou hodnotu výšky první buňky. Fyzikální význam těchto rovnic a hodnot nebude v této diplomové práci rozebírán, čtenář může najít potřebnou informaci

např. v [WILCOX \(2006\)](#); [J.BLAZEK, 2001](#)); [\(AnsysInc.\)](#). Dynamickou rychlost je možné stanovit ze vztahu

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_m}{\rho}},$$

kde τ_m je tečné napětí, které se stanoví ze vztahu

$$\tau_m = 0.5C_f\rho U^2,$$

kde C_f je součinitel tření, který se stanoví z empirického vztahu v případě vnějšího obtékání jako

$$C_f = 0.058Re^{-0.2}$$

Výpočet dle těchto vztahů je pouze orientační, neboť reálná přesná hodnota y^+ může být stanovena jen po provedení simulace, proto se často síť upravuje po prvním výpočtu pro dosažení vhodné hodnoty y^+ . [\(A.A.ANIKEYEV a kol.\)](#) V našem případě pro simulování obtékání byl zvolen tzv. $k-\omega$ SST model turbulence v kombinaci s Intermittency Transition modelem, které budou popsány později. $k-\omega$ SST spadá do nízkoreynoldsových modelů (Fluent umožňuje fungování tohoto modelu i jako vysokoreynoldsovo), proto výpočet výšky buňky provedeme pro $y^+ = 1$. Charakteristická délka L pro výpočet čísla Reynoldsa bude reprezentovaná hloubkou profilu $b=1\text{m}$ a rychlost nerozrušeného proudu $U=25\text{ m/s}$

$$Re = \frac{\rho b U}{\mu} = \frac{1.225 \cdot 1 \cdot 25}{1.789 \cdot 10^{-5}} = 1711850.2$$

$$C_f = 0.058Re^{-0.2} = 0.058 \cdot 1711850.2^{-0.2} = 3.29 \cdot 10^{-3}$$

$$\tau_m = 0.5C_f\rho U = 0.5 \cdot 3.29 \cdot 10^{-3} \cdot 1.225 \cdot 25^2 = 1,2595\text{kgm}^{-2}\text{s}$$

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_m}{\rho}} = \sqrt{\frac{1,2595}{1.225}} = 1,01396\text{ms}^{-1}$$

$$\Delta y = \frac{y^+ \mu}{\rho U_\tau} = \frac{1 \cdot 1.789 \cdot 10^{-5}}{1.225 \cdot 1,01396} = 1,44 \cdot 10^{-5}\text{m}$$

Jak se zjistilo při výpočtu tato hodnota je příliš mála pro tvoření kvalitní sítě, proto empirickým způsobem byla nalezená jiná hodnota výšky první vrstvy $\Delta y = 2,2 \cdot 10^{-5}$. Dosažení se potřebného úrovně parametru y^+ docílí použitím adaptace sítě v průběhu výpočtu. FLUENT umožňuje upravovat síť dle zadaných kritérií, např. zjemnění sítě dle gradientu rychlosti/tlaku/hustoty nebo úpravy sítě v blízkosti stěny pro dosažení požadované hodnoty y^+ . V našem případě potřebujeme postupně zjemňovat síť v blízkosti stěny do úrovně $y^+ = 1$. Dle zkušenosti síť budeme upravovat po každých 100 iteracích. Abychom stanovili celkovou tloušťku strukturované části meshe spočítáme tloušťku mezní vrstvy, použijme k tomu vztah pro výpočet tloušťky turbulentní mezní vrstvy pro tenkou desku, dosažená hodnota je samozřejmě jenom orientační, neboť výpočet mezní vrstvy v případě přítomnosti tlakového gradientu je velice složitou záležitostí, navíc její

turbulentní části. Dle (BROŽ, 1990) se tloušťka turbulentní mezní vrstvy na tenké desce určuje vztahem

$$\sigma = \frac{0.38}{\sqrt[5]{Re_x}} = \frac{0.38}{\sqrt[5]{1711850.2}} = 0.02297m,$$

kde Re_x je lokální Reynoldsové číslo, v našem případě bude použita hodnota charakteristické vzdálenosti $b=1m$. Reálná tloušťka strukturované části sítě bude několikanásobně větší.

2.4.4 Charakteristiky sítě

Pro vytváření nestrukturované sítě byl zvolen tzv. "All triangle method". Strukturovaná se část sítě nastavuje příkazem "influence", kde dle předchozích výpočtů byly zvoleny následující parametry: Tloušťka první vrstvy - $2,2 \cdot 10^{-5}m$; počet vrstev - 65; součinitel přírůstku (Growth rate) 1,1. Příkaz influence použijeme po obvodu profilu. Při tvoření sítě byla snaha vytvořit strukturovanou síť nejen po obvodu profilu, ale také z vnější strany vychýleného spoileru, bohužel takovéto struktury sítě se nepodařilo dosáhnout, neboť stále se měnící geometrie vyžadovala vlastní nastavení pro každou zkoumanou konfiguraci, což při jejich obrovském množství nebylo možné. Je důležité zachytit křivost profilu při síťování, z tohoto důvodu profil se dělí na 1000 elementů. V případě přítomnosti spoileru trochu se mění nastavení sítě v blízkosti profilu. Ve vychýleném stavu spoiler ovlivňuje tvoření strukturované sítě, proto je potřeba vynechat místo v okolí spoileru, kde se nebude tvořit strukturovaný mesh. Samozřejmě tato skutečnost může ovlivnit přesnost výpočtu. Pro každou konfiguraci byla použita přibližně stejná hustota sítě, pro představu pro konfiguraci spoileru se závěsovým bodem 0,6b bylo použito 171690 elementů. Největší element má velikost: 0,6 m, součinitel nárůstu: 1,03.

2.4.5 Model turbulence

Správně zvolený model turbulence je základem toho, že výsledky simulace budou odpovídat realitě. V inženýrské aplikaci se většinou pracuje s tzv. metodou výpočtu turbulence - RANS (Raynolds Averadge Navier-Stokes). Tato metoda popisuje charakteristiky turbulentního proudu pomocí sumy dvou složek: průměrné konstantní složky a náhodné pulzační složky. V případě rychlosti

$$U_i = \bar{U}_i + U'_i$$

Tato představá umožňuje popisovat turbulence jako náhodný proces a používat k popisu teorii pravděpodobnosti a matematickou statistiku. (A.A.ANIKEYEV a kol.) Úprava soustavy Navier-Stokesových rovnic (rovnice pohybu, zachování hmoty a energie) dle tohoto uvažování a podmínek s ním spojených vede k soustavě tří tzv. Reynoldsových rovnic s devíti neznámými. Abychom mohli hledat tyto neznáme Reynoldsové rovnice se doplňují dalšími rovnicemi, které právě tvoří model turbulence. V současné době existují stovky různých poloempirických modelů turbulence, které mají své vlastní specifika a oblast použití, universální model turbulence doposud nebyl vynalezen.

V letectví se našli uplatnění několik modelů.

1. model Spalart-Allmaras obsahující jednu diferenciální rovnici (což umožňuje snížit časové náklady na výpočet), tento model byl vytvářen speciálně pro účelu simulování vnější podzvukové aerodynamiky, spadá do oblasti nízko-reynoldsových modelů (viz Kapitola 2).
2. $k-\epsilon$ je vysokoreynoldsový velice populární model, který je hodně používán v různých inženýrských odvětvích. Velice dobře popisuje oblas plně rozvinuté turbulence.
3. $k-\omega$ je nízko-reynoldsový model obsahující několik modifikací. Velice populární a v současné době často používaná v letectví modifikace $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport). Tato modifikace je kombinací $k-\epsilon$ a $k-\omega$ Wilcox modelu, kde se kombinují výhody od obou těchto modelů. $k-\epsilon$ jak už bylo řečeno kvalitně popisuje rozvinutou turbulentnost, $k-\omega$ Wilcox kvalitně funguje v oblasti mezní vrstvy.

Pro naše účely byl zvolen SST $k-\omega$ model. Tento model mimo jiné vykazuje větší přesnost v předvídání bodu odtržení proudu a zpátečního připojování, což jsou velice důležitými parametry v případě simulování obtékání profilu s vychýleným spoilerem. (A.A.ANIKEYEV a kol.); (WILCOX, 2006) Pro naše účely byl zvolen řešitel na základě výpočtu tlaku, tzv. "pressure-based". Tento řešitel byl vyvinut právě pro potřeby subsonické aerodynamiky s uvažováním nestlačitelnosti proudícího media. Pro vyšší rychlosti a uvažování stlačitelnosti se používal řešitel na základě výpočtu hustoty, tzv. "density-based". V současné době velký pokrok CFD-simulaci umožňuje (ve většině případů) používat oba tyto řešitele pro případy jak subsonické tak i supersonické aerodynamiky. Důležitým faktorem pro správné fungování modelu je použití tzv. Intermittency Transition modifikace v rámci SST $k-\omega$. Výzkumy Corrsina, Kistlera a Klebanoffa v roce 1954 ukázali, že charakter proudu vzduchu při obtékání od mezní vrstvy směrem k volnému proudu není vždy turbulentní. Proud přerušovaně (intermittent) mění svůj charakter z turbulentního na laminární a naopak. Zavedením do modelu SST určitých úprav pro výpočet vírové vazkosti výrazně zlepšuje přesnost výpočtu. (WILCOX, 2006)

2.4.6 Okrajové podmínky

Okrajové podmínky hrají významnou roli v numerických simulacích a jejich správné zadání určuje, zda dosažený výsledek simulace bude odpovídat realitě. V případě nastavení vstupních okrajových podmínek program FLUENT nabízí několik možností zadávání charakteristických hodnot proudu, zejména jeho vlastnosti z hlediska turbulence v závislosti na zvoleném modelu. V případě $k-\omega$ modelu uživatel může zadávat přímo hodnoty turbulentní kinetické energie- k a hodnoty specifické disipace ω , tak i specifické hodnoty intensity turbulence- I v procentech, tak i geometrické velikosti velkých energetických vírů l v turbulentním proudu. Cílem je najít takové vstupní okrajové podmínky, při kterých my budeme získávat výsledky blížíící se realitě.

Pro účely naše simulace my budeme pracovat jenom s třemi druhy okrajových podmínek: vstupní (inlet), výstupní (outlet) a stěna (wall).

Vstupní okrajová podmínka se určuje vektorem rychlosti a parametry turbulentního proudění. Počáteční vektor rychlosti vždy je totožný s osou X. Dalšími důležitými parametry jsou Intenzita turbulence (Turbulence intensity) a poměr turbulentní viskozity (turbulence viscosity ratio). Intenzita turbulence (Tu) se určuje jako

$$Tu = \frac{\sqrt{u_x^2 + u_y^2 + u_z^2}}{U},$$

kde $u_x; u_y; u_z$ jsou fluktuace rychlosti ve směrech x,y,z a U je průměrná rychlost proudu. Dle zprávy [SPALART a RUMSEY](#) je doporučováno pro typické případy externí aerodynamiky v případě použití dvourovnicových modelů turbulence zadávat Tu=0.1%. V knize [\(A.A.ANIKEYEV a kol.\)](#) se uvádí, že v současné době moderní aerodynamické tunely jsou schopné zabezpečit intenzitu turbulence nerozrušeného proudu Tu=0.05%. Pro výpočet poměru turbulentní viskozity se uvádí vztah

$$\frac{\mu_t}{\mu} = 2 \cdot 10^{-7} Re,$$

kde μ je dynamická viskozita a μ_t je tzv. turbulentní viskozita. V našem případě pro Re=1236640.6

$$\frac{\mu_t}{\mu} = 2 \cdot 10^{-7} \cdot 1771850,2 = 0,354$$

V případě simulování profilu GA(W)-1 při čísle $Re = 2.6 \cdot 10^6$

$$\frac{\mu_t}{\mu} = 2 \cdot 10^{-7} \cdot 2600000 = 0,52$$

Výpočet charakteristické délky energetických vírů l provedeme dle [\(AnsysInc.\)](#) a [\(J.BLAZEK, 2001\)](#)

$$l = C_{\mu}^{3/4} \frac{k^{3/2}}{\epsilon},$$

kde k je turbulentní kinetická energie a ϵ je míra disipace energie. k můžeme orientačně stanovit ze vztahu

$$k = \frac{3}{2}(UI)^2$$

Spočítáme tuto hodnotu pro dva čísla Re

$$k_{Clark} = \frac{3}{2}(UI)^2 = \frac{3}{2}(25 \cdot 0.0005) = 2,34 \cdot 10^{-4} m^2/s^2$$

Rychlost proudu v případě GA(W)1 spočteme z hodnoty čísla Re , hustoty a dynamické viskozity a charakteristické délky (hloubka profilu b=1m.)

$$U_{GAW} = \frac{Re\eta}{b\rho} = \frac{2600000 \cdot 1,789 \cdot 10^{-5}}{1 \cdot 1.225} = 37,97 m/s \approx 38 m/s$$

$$k_{GAW} = \frac{3}{2}(UI)^2 = \frac{3}{2}(38 \cdot 0.0005) = 3,4 \cdot 10^{-4} m^2/s^2$$

Disipace energie potom bude

$$\epsilon = C_{\mu}^{3/4} \frac{\rho k^2}{\mu} \left(\frac{\mu_t}{\mu} \right)^{-1}$$

$$\epsilon_{Clark} = 0.09^{3/4} \frac{1,225 \cdot (2,34 \cdot 10^{-4})^2}{1,789 \cdot 10^{-5}} (0.354)^{-1} = 9,53 \cdot 10^{-4} m^2/s^3$$

$$\epsilon_{GAW} = 0.09^{3/4} \frac{1,225 \cdot (3,4 \cdot 10^{-4})^2}{1,789 \cdot 10^{-5}} (0.52)^{-1} = 1,3 \cdot 10^{-3} m^2/s^3$$

$$l_{Clark} = 0,09^{3/4} \frac{(2,34 \cdot 10^{-4})^{3/2}}{9,53 \cdot 10^{-4}} = 6,17 \cdot 10^{-4} m$$

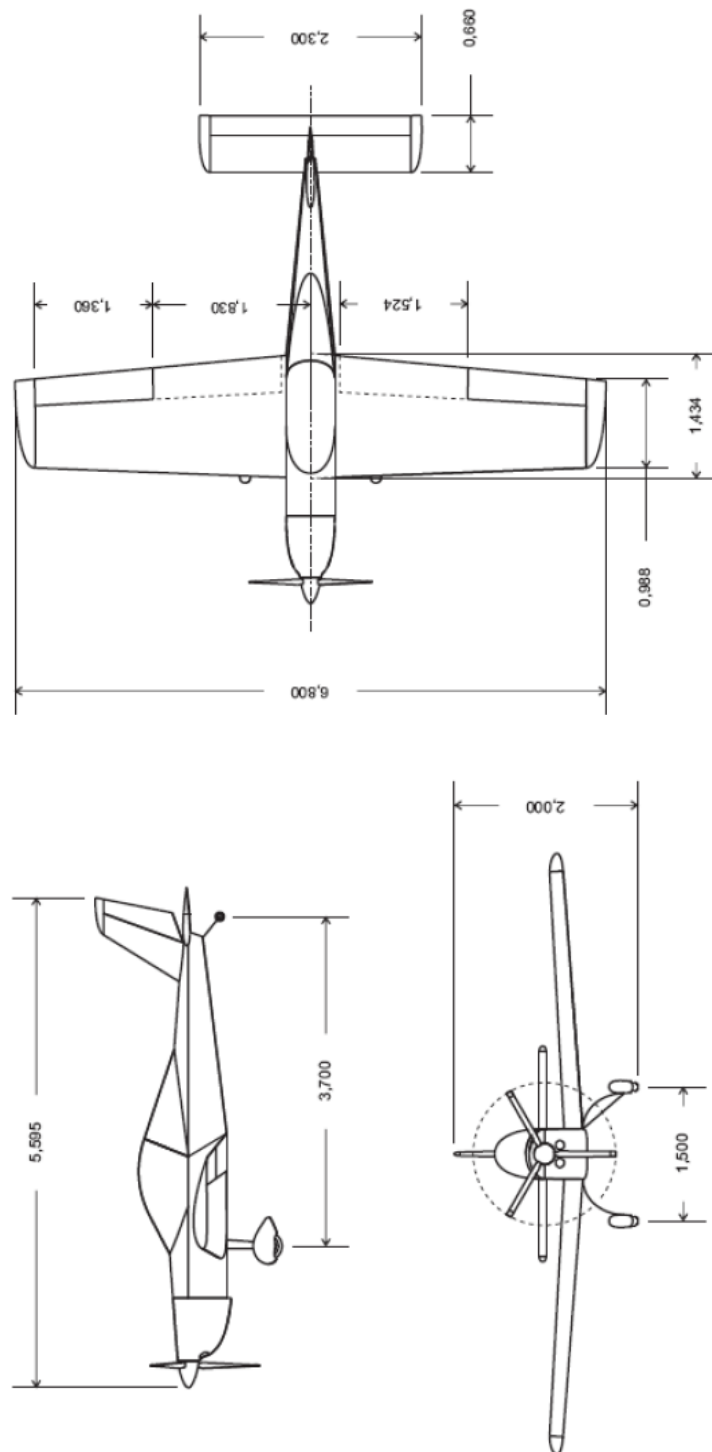
$$l_{GAW} = 0,09^{3/4} \frac{(3,4 \cdot 10^{-4})^{3/2}}{1,3 \cdot 10^{-3}} = 7,92 \cdot 10^{-4} m$$

V průběhu výpočtu se zjistilo, že zadání vstupních okrajových podmínek na základě intenzity turbulence a charakteristické délky energetických vírů dává přesnější výsledky, proto dále budeme používat právě tyto okrajové podmínky při výpočtu.

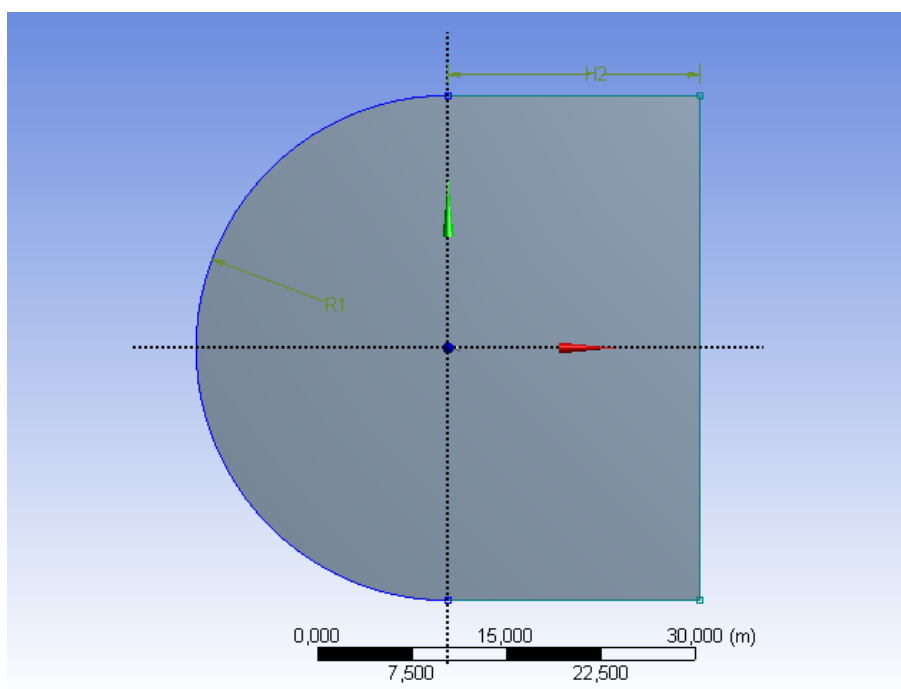
Výstupní podmínka se určuje tlakem vůči atmosferickému tlaku, tzv. gauge pressure. V našem případě tento rozdíl je nulový, neboť tlak okolí se rovná atmosferickému tlaku. Aerodynamický profil a spoiler jsou nepohyblivé stěny na které platí podmínka nulové rychlosti. (no-slip condition)

$$u = v = 0,$$

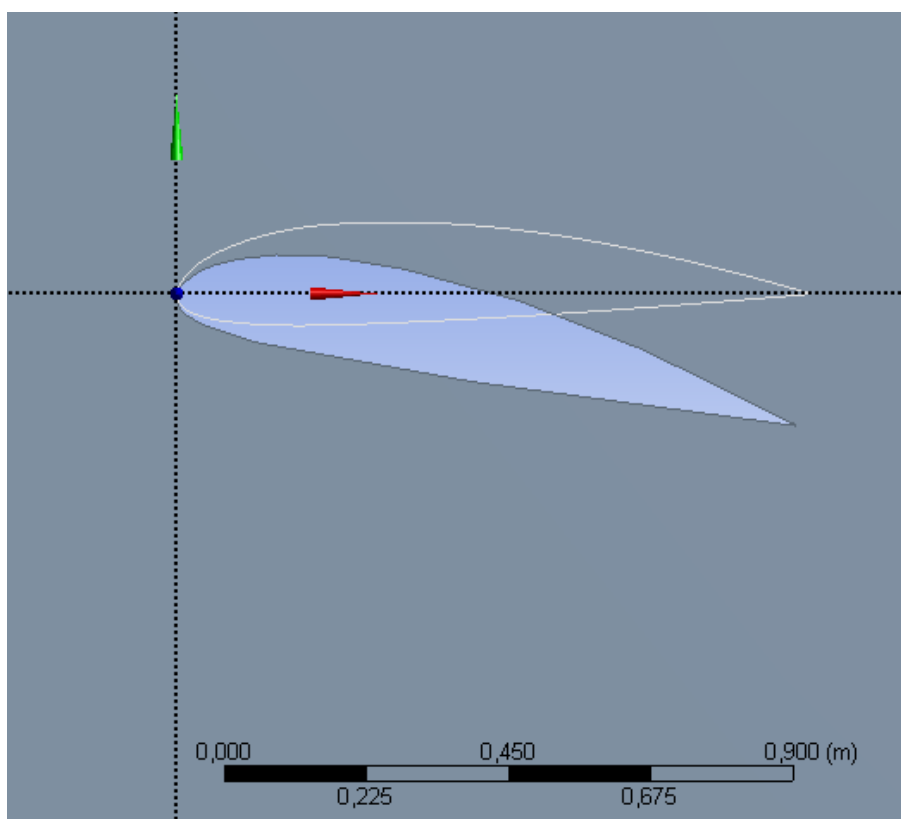
kde u a v jsou složky rychlosti v ose x a y . Správnou realizaci tyto podmínky zajišťuje jemná síť v blízkosti povrchu, která byla popsána v předchozí kapitole.



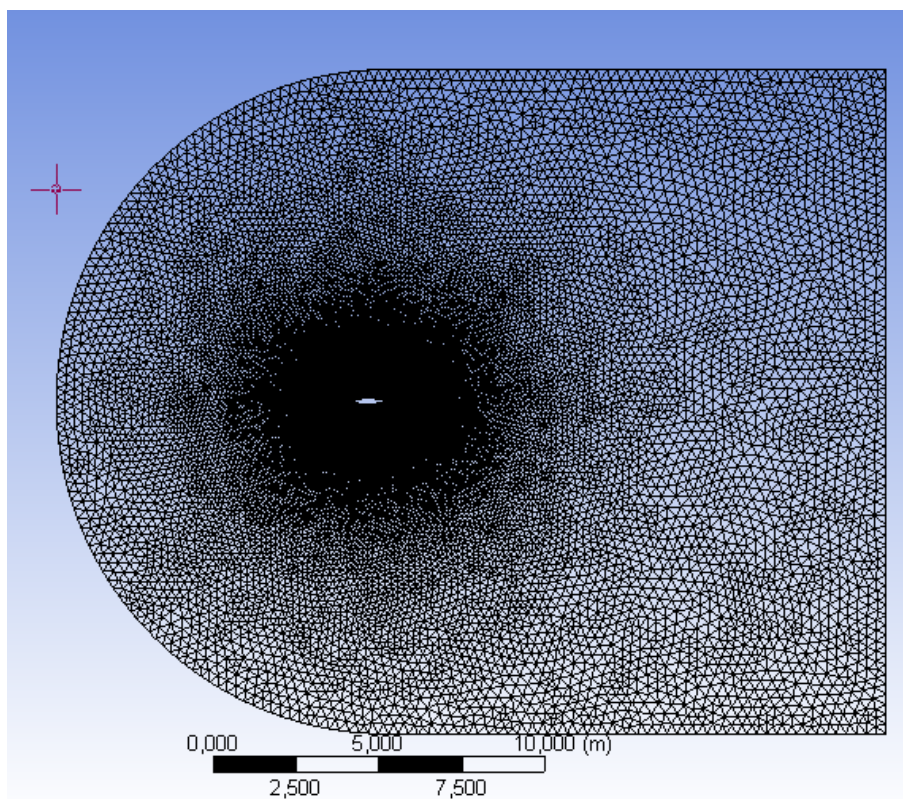
Obrázek 2.1: JA-100 "Advanced" půdorys



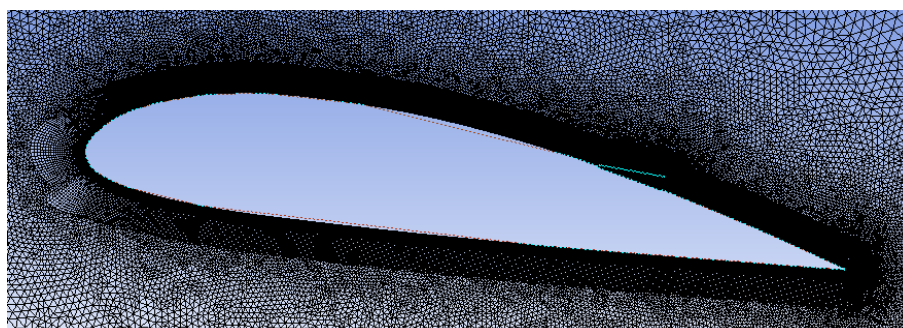
Obrázek 2.2: Prostor zkoumání



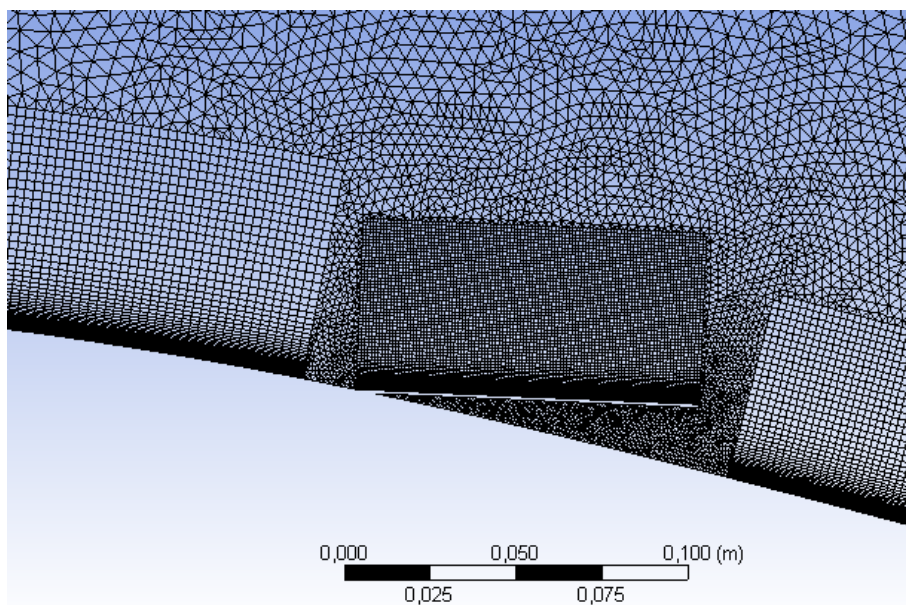
Obrázek 2.3: Profil Clark-Ymod



Obrázek 2.4: Celková síť



Obrázek 2.5: Profil



Obrázek 2.6: Síť v blízkosti spoileru

3. Ověřování funkčnosti modelu se spoilerem

3.1 Clark-Ymod

Případ zcela zasunutého spoileru bude reprezentován čistým profilem Clark-Ymod bez jakýchkoliv úprav. Výpočet byl proveden pro úhly náběhu -2 až 20 stupňů. Výsledné hodnoty součinitele vztlaku, odporu a momentu (moment se měřil k náběžnému bodu) jsou uvedeny v tabulce 3.1 spolu s referenčními hodnotami z programu XFOIL a procentuální odchylkou vůči referenční hodnotě.

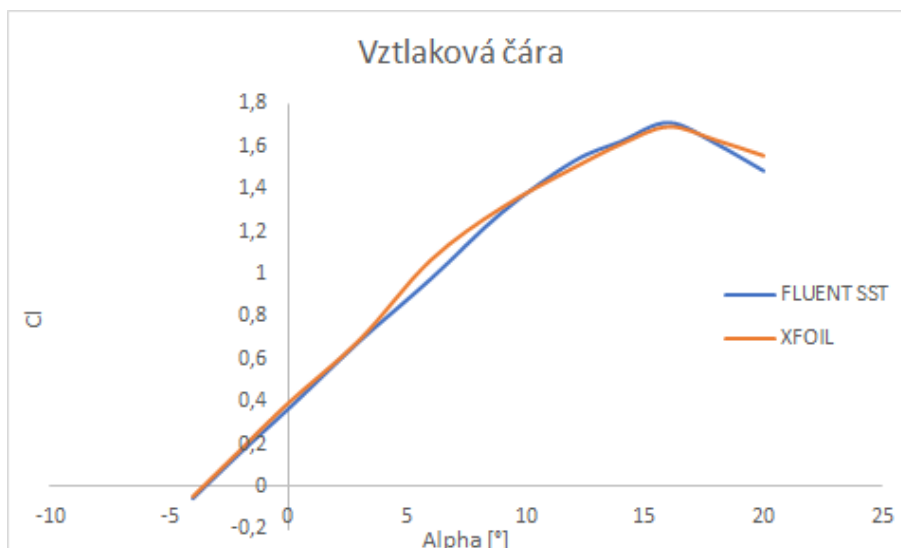
Tabulka 3.1: Aerodynamické součinitele Clark-Ymod

AOA	XFOIL			FLUENT			Δ Cd [%]	Δ Cl[%]	Δ Cm[%]
	Cd	Cl	Cm	Cd	Cl	Cm			
-2,000	0,007	0,159	-0,159	0,007	0,173	-0,173	0,762	7,653	4,670
0,000	0,006	0,364	-0,364	0,007	0,392	-0,392	9,174	7,222	6,415
3,000	0,009	0,682	-0,682	0,007	0,691	-0,691	-32,690	1,241	0,676
6,000	0,011	0,975	-0,975	0,009	1,068	-1,068	-20,973	8,694	10,954
9,000	0,014	1,289	-1,289	0,011	1,316	-1,316	-29,786	2,110	1,541
12,000	0,019	1,527	-1,527	0,018	1,503	-1,503	-7,259	-1,606	-3,899
14,000	0,027	1,621	-1,621	0,024	1,615	-1,615	-10,642	-0,370	-2,589
16,000	0,036	1,710	-1,710	0,034	1,698	-1,698	-4,020	-0,730	-3,204
18,000	0,058	1,611	-1,611	0,062	1,635	-1,635	6,308	1,430	0,110
20,000	0,095	1,484	-1,484	0,096	1,562	-1,562	0,466	4,985	2,444

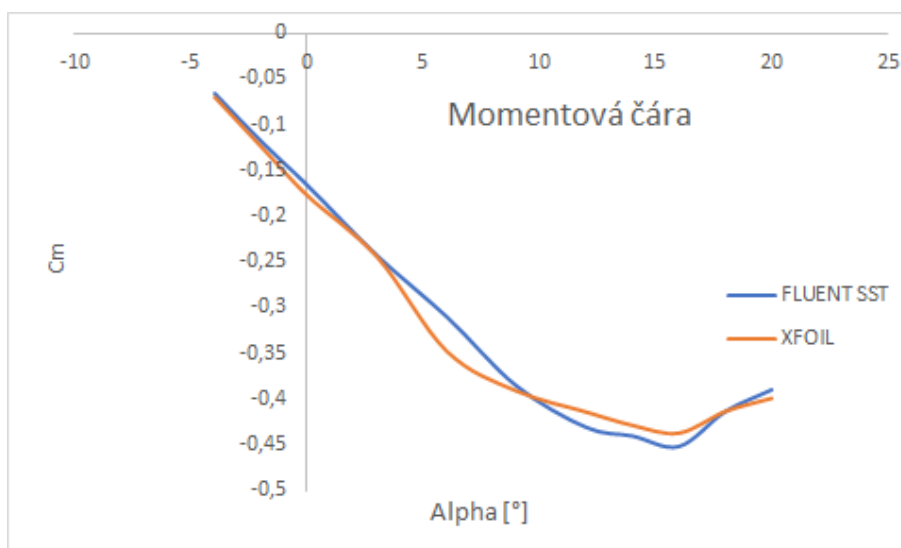
Tyto hodnoty jsou grafické znázorněny na 3.1, 3.2, 3.3. Jak je vidět největší chyba v případě součinitele vztlaku je v oblasti lineární části vztlakové čáry a při 6 stupních dosahuje 8 procent. Při větších úhlech náběhu rozdíl v hodnotách postupně klesá. Menší chyba při velkých úhlech náběhu je dána snadnějším určením přechodu z laminárního do turbulentního proudění, což je mnohem obtížnější při menších úhlech náběhu a malá odchylka v určení přechodového bodu výrazně ovlivňuje výslednou hodnotu. Celkem pro naše účely sledování tendence změny součinitele vztlaku s výchytkou a s polohou spoileru tato přesnost může stačit. V publikacích (WILCOX, 2006), (A.A.ANIKEYEV a kol.) a dalších se uvádí, že strukturovaná síť nabízí větší přesnost výpočtu, ale jak již bylo popsáno před tím přítomnost spoileru a velké nároky na výpočtové výkony nedovolují nám tuto síť používat.

3.2 GA(W)-1 se spoilerem

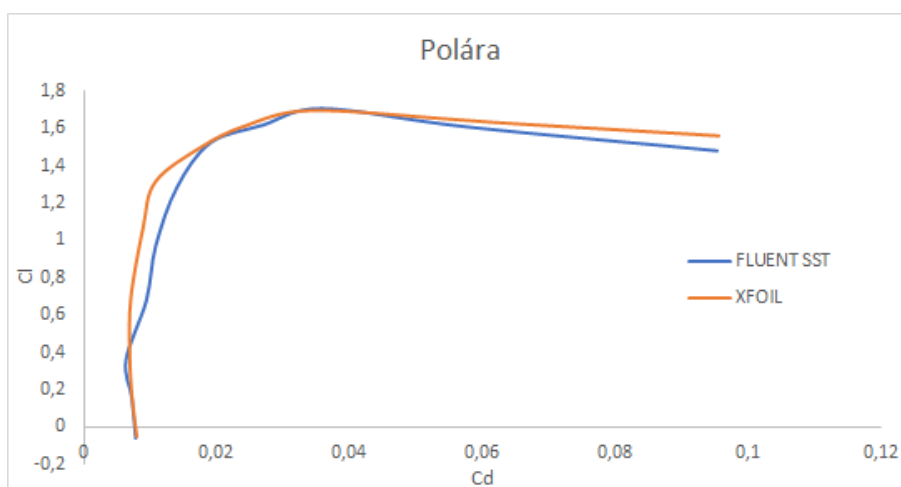
Tunelové měření (?) bylo provedeno v roce 1975 na půdě Kanzaské univerzity a se zabývalo dvourozměrným obtékáním profilu GA(W)-1 s různou konfigurací spoileru a klappek. Měření se provádělo při čísle $Re = 2 \cdot 10^6$. Měření prokázalo



Obrázek 3.1: Vztlaková čára



Obrázek 3.2: Momentová čára



Obrázek 3.3: Polára

účinnost spoileru jako prostředku příčného řízení s zasunutými a vysunutými klapkami. Bylo stanoveno, že ventilační spojení tlakové a sací strany profilu zvyšuje efektivitu řízení a zabraňuje reverzu řízení při malých výchylkách kormidel, což bylo následně použito u letounu Redhawk. (?)

Pro naše účely bude provedena simulace měření profilu GA(W)-1 bez uvažování vztlkové mechanizace, závěsovým bodem spoileru v místě 0,7b, kde b je hloubka profilu, v našem případě 1 m, hloubkou profilu 0,15b a bez štěrbiny mezi sací stranou profilu a spoilerem. Souřadnice profilu GA(W)-1 jsou uvedeny v příloze 2. Výpočet provedeme pro úhly náběhu 0 a 8 stupňů a úhly výchylek spoileru 0, 10, 15, 20, 40, 60 stupňů, následně porovnáme výsledné hodnoty s uvedenými hodnotami změny aerodynamických součinitelů. V tabulce jsou uvedeny data tunelových měření, výpočtu pomocí programu FLUENT a procentuální odchylka vůči experimentálním hodnotám.

Zprv provedeme výpočet profilu GA(W)-1 bez spoileru pro úhel náběhu nula a osm stupňů a výsledek pak porovnáme s hodnotami z programu XFOIL 3.2. Stejně jako v případě profilu Clark-Ymod chyba výpočtu klesá se zvětšením úhlu náběhu.

Tabulka 3.2: Srovnání výsledků FLUENT a XFOIL pro GA(W)-1

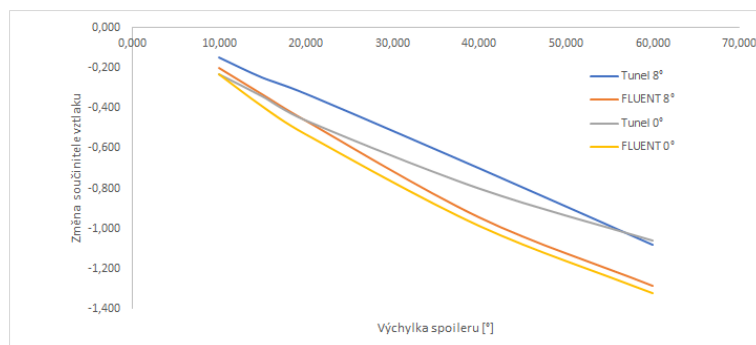
AOA	XFOIL	FLUENT	%
0,000	0,5455	0,5136	5,85
8,000	1,3559	0,1,328	2,06

Dále porovnáme hodnoty změn součinitele vztlaku z tunelových měření a programu FLUENT v závislosti na výchylce spoileru. Ve spoupci Δ [%] je uveden procentuální rozdíl hodnot poklesu vztlaku vztažený k hodnotě obdrženu z tunelového měření. Je vidět, že rozdíl hodnot roste s úhlem náběhu. Ve sloupci $\Delta(\Delta Cl[\%])$ je uvedena velikost rozdílu poklesu vztlaku z tunelového měření a FLUENTu vztaženého k součiniteli vztlaku profilu při daném úhlu náběhu bez spoileru. Je vidět, že chyba měření očekávaně roste se zvětšující se výchylkou kormidla. Velká chyba při velkých výchylkách spoileru není důležitá, neboť ze zkušenosti (BADYAGIN a F.A., 1978); (KOHLMAN, 1977) potřebné a bezpečné výchylky spoileru by neměly přesahovat 40-50 stupňů.

Bez ohledu na to, že rozdíl hodnot je procentuálně výrazný, můžeme konstatovat, že zvolený model turbulence na příslušné síti dobře demonstruje tendenci k lineární změně součinitele vztlaku s výchylkou kormidla 3.4, což je vzhledem k omezeným výpočtovým výkonům můžeme považovat za přijatelný výsledek. V další kapitole bude popsáno vlastní měření na zvoleném Clark-Ymod profilu a volení nejlepší konfiguraci z hlediska linearitě změny součinitele vztlaku.

Tabulka 3.3: Změna součinitele vztlaku s výchylkou kormidla GA(W)-1

AOA[°]	Výchylka [°]	$\Delta C_{L_{tunel}}$	$\Delta C_{L_{fluent}}$	Δ [%]	$\Delta(\Delta Cl[\%])$	C_L se spoilerem
0,0000	10,0000	-0,2300	-0,2302	0,1	0,0	0,2898
0,0000	15,0000	-0,3400	-0,3902	14,8	-9,7	0,1298
0,0000	20,0000	-0,4600	-0,5290	15,0	-13,3	-0,0090
0,0000	40,0000	-0,8000	-0,9848	23,1	-35,5	-0,4648
0,0000	60,0000	-1,0600	-1,3201	24,5	-50,0	-0,8001
0,0000	10,0000	-0,1500	-0,1977	31,8	-3,6	1,1303
0,0000	15,0000	-0,2500	-0,3299	31,9	-6,0	0,9981
0,0000	20,0000	-0,3300	-0,4613	39,8	-9,9	0,8667
0,0000	40,0000	-0,7000	-0,9439	34,8	-18,4	0,3841
0,0000	60,0000	-1,0800	-1,2864	19,1	-15,5	0,0416



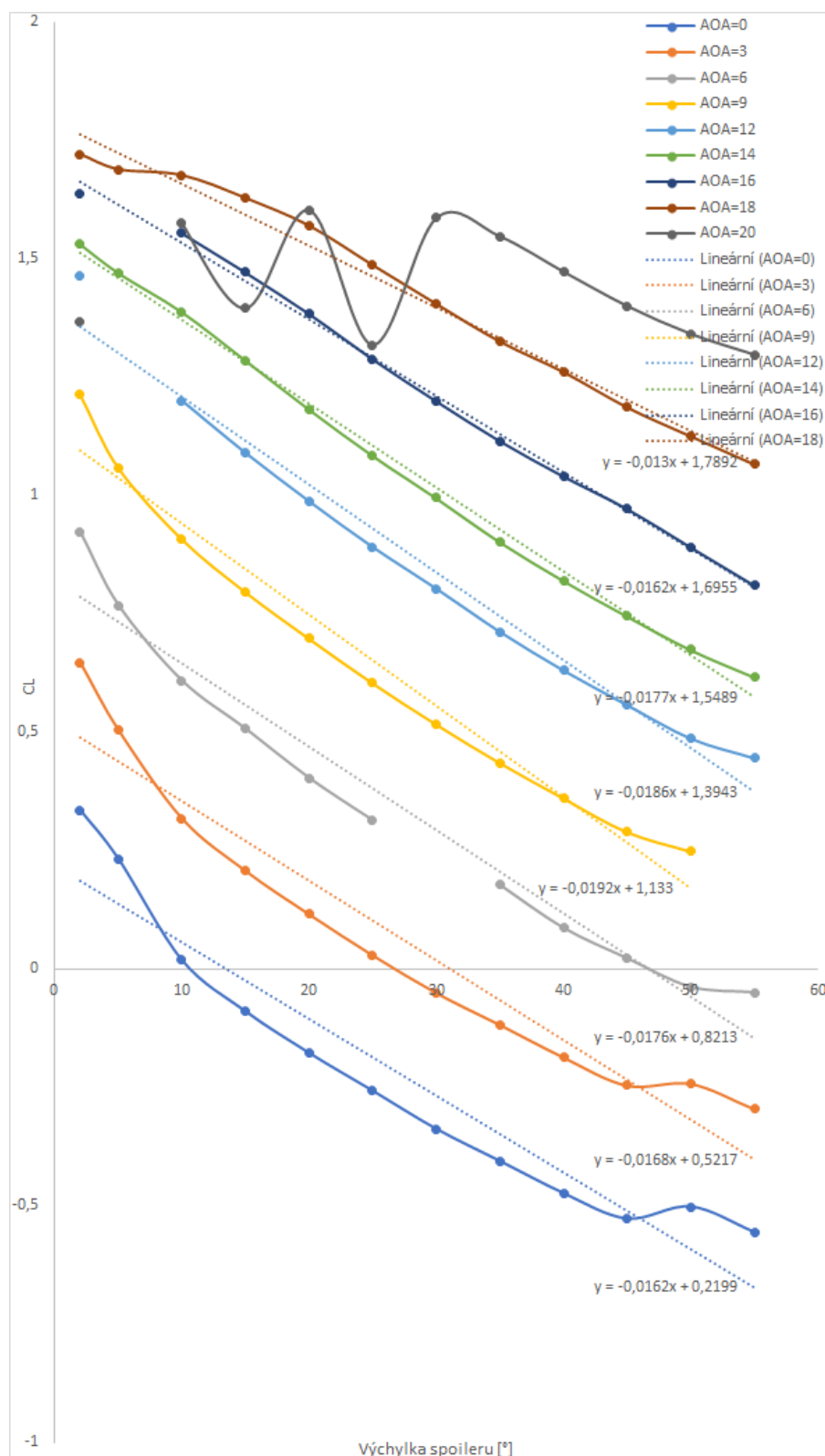
Obrázek 3.4: Závislost poklesu součinitele vztlaku s výchylkou kormidla

4. Clark-Ymod. 2D model

Pro zkoumání aerodynamických charakteristik profilu Clark-Ymod se spoilerem byly zvoleny 16 konfigurací, které se lišejí velikostí štěrbiny mezi sací stranou profilu a spoilerem: 0,001 m; 0,005m; 0,01m; 0,015m při výchylce 55 stupňů a polohou závěsového bodu: 0,55b; 0,6b; 0,65b; 0,7b. Tyto hodnoty byly zvoleny na základě doporučení z (BADYAGIN a F.A., 1978) a zkušenosti z praxe (KOHLMAN, 1977). Očekávaný vliv těchto hodnot byl popsán v předchozích kapitolách. Kriteriem pro zvolení nejvhodnější konfigurace je co nejmenší hodnota sumy nejmenších čtverců. Hodnoty vztlaku byly vyneseny na grafu a pomocí programu EXCEL byl spočítán lineární trend na základě příslušných hodnot. Dalším součtem kvadrátů rozdílů spočítaných hodnot a hodnot dle přímky trendu právě obdržíme sumu nejmenších čtverců. Tyto hodnoty spočítané pro různé úhly náběhu budou sloužit porovnávacím kriteriem při zvolení potřebné konfigurace. Dalším kriteriem je absence reverzu při velkých úhlech náběhu. Logickým uvažováním můžeme předpokládat, že různým úhlům náběhu dle popsaného kriteriia budou odpovídat různé konfigurace. V tomto případě vhodná konfigurace bude zvolená na základě největší linearity pro větší úhly náběhu, zejména 6 stupňů, neboť tento úhel náběhu odpovídá cestovnímu režimu letounu JA-100.

Výsledné hodnoty jsou uvedeny v přílohách 3;4;5;6. Na obrázcích v těchto přílohách jsou uvedeny závislosti součinitele vztlaku v závislosti na výchylce spoileru, jsou zobrazeny lineární trendy a rovnice těchto přímek pomocí kterých pak počítáme sumu nejmenších čtverců. Pro všechny konfigurace je typické, že při úhlu náběhu 20 stupňů pozorujeme zcela náhodný průběh součinitele vztlaku, což svědčí o odtrhávání proudu. Dalším obecným rysem je postupné zvětšení linearity se zvětšením úhlu náběhu, což odpovídá informacím o letounu "Nomad", kde při velkých úhlech náběhu jako prostředek příčného řízení se používaly právě spoilery. Jak bylo uvedeno v (BADYAGIN a F.A., 1978) čím dále od náběžné hrany je umístěn závěsový bod spoileru, tím menší je maximální úhel náběhu při kterém je spoiler účinný. V případě 0,7b při úhlu náběhu 18° dochází k reverznímu účinku spoileru, vztlak roste nehledě na zvětšování úhlu vychýlení spoileru. Zvětšení štěrbiny pomáhá ovlivnit velikost reverzu, při odpovídající velikosti štěrbina mezi spoilerem a profilem funguje stejným způsobem, jako např. štěrbina vztlakové mechanizace: urychlením proudu dodává příslušnou kinetickou energii proudu vzduchu, ale přesto reverz se zcela neeliminuje. V případě umístění spoileru v 0,55b spoiler zůstává účinný až do 18 stupňů, dokonce i při nejmenší štěrbině. V poloze 0,6b při nejmenší štěrbině také dochází k reverzu, ale při dalším zvětšování štěrbiny tento jev se zcela eliminuje.

V tabulkách 4.1 4.2 jsou uvedeny porovnávací sumy nejmenších čtverců pro uvedené konfigurace. Nejlepší lineárta je zabezpečena při umístění závěsového bodu spoileru v 0,7b, ale vzhledem k tomu, že při této konfiguraci dochází k reverzu nemůžeme tuto konfiguraci dále použít. Při poloze 0,65b štěrbina eliminuje reverz, ale přesto při větších úhlech náběhu efektivita spoileru je velmi nízká, až do výchylky spoileru 15 stupňů vztlak profilu je skoro konstantní. Při porovnání sum nejmenších čtverců dvou zbývajících konfigurací 0,55b a 0,6b můžeme konstatovat, že poloha 0,6b a štěrbina 0,015m zabezpečuje nejlepší lineárta poklesu součinitele vztlaku a dobrou účinnost i při větších úhlech náběhu. Právě tuto



Obrázek 4.1: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrbina 0,015m

konfiguraci budeme používat dále. 7.12 Celkem byly splněny všechna očekávání od chování profilu s vychýleným spoilerem. V příslušných přílohách čtenář najde chybějící hodnoty pro určité druhy konfigurace, toto je dáno chybami síťování nebo geometrie.

Tabulka 4.1: Porovnání linearity jednotlivých konfigurací pomocí metody nejmenších čtverců

AOA	Konfigurace					
	0,55;0,001	0,55;0,05	0,55;0,1	0,55;0,15	0,6;0,001	0,6;0,05
0	0,0861	0,0811	0,5937	0,0954	1,6845	0,8139
3	0,2270	0,2700	0,1083	0,1426	0,7148	0,4583
6	0,0804	0,0851	0,0736	0,5293	0,2148	0,0539
9	0,0755	0,0780	0,0939	0,0724	0,2191	0,2502
12	0,0464	0,0463	0,4614	0,0108	0,4056	0,0838
14	0,0153	0,0145	2,3058	0,0087	3,7505	0,3010
16	0,0047	0,0039	0,0035	0,0024	7,1992	2,7584

Tabulka 4.2: Porovnání linearity jednotlivých konfigurací pomocí metody nejmenších čtverců

AOA	Konfigurace						
	0,6;0,1	0,6;0,15	0,65;0,15	0,7;0,001	0,7;0,05	0,7;0,1	0,7;0,15
0	0,5289	0,2543	0,1917	0,0428	0,0419	0,0345	0,0675
3	0,0659	0,0710	0,2764	0,0326	0,0259	0,0356	0,0410
6	0,0450	0,1304	0,4180	0,0194	0,0221	0,0189	0,0170
9	0,0435	0,0434	1,1074	0,0133	0,0158	0,4232	0,0089
12	0,0261	1,7165	0,0131	0,0304	0,0060	0,0055	0,0041
14	0,5653	0,0049	0,0024	0,0375	0,0037	0,0030	0,0067
16	0,9577	2,6087	2,7235	0,0129	0,0086	0,0125	0,0170
18						0,0260	

5. Prandtl-Glauert.

Předběžný výpočet rozložení vztlaku podél rozpětí s vychýleným spoilerem provedeme pomocí programu Glauert vytvořený panem Martinem Proksem, který je založen na principu řešení Glauertovou metodou Prandtlové integro-diferenciální rovnici. Vychýlený spoiler bude reprezentován změnou hodnot součinitele vztlaku a směrnice vztlakové čáry u jednotlivých řezů křídla dle hodnot, které byly obdrženy v předchozích kapitolách. V výzkumných zprávách a další literatuře jsme nenašli žádná doporučení ohledně rozpětí spoileru, proto hodnotu rozpětí budeme odhadovat na základě letounu Redhawk (KOHLMAN, 1977) a původní velikosti křídélka JA-100 "Advanced".

5.1 První případ. Geometrie dle křídélka.

První případ výpočtu bude odpovídat rozpětí původního křídélka. Potřebné geometrické hodnoty odečteme z mušky letounu JA-100. Souřadnice kořene spoileru vůči ose symetrie letounu dle výkresu $\eta_{in} = 1,83m$, konec spoileru $\eta_{out} = 3,19m$. Potřebné hodnoty stoupání vztlakových čar a úhly nulového vztlaku pro různé výchylky spoileru jsou uvedeny v tabulce 5.1 a grafu 5.1.

Klopivý moment m_x spočítáme pomocí numerického integrování místních součinitelů vztlaků. Součinitel klopivého momentu potom bude

$$m_x = \frac{-1}{8S_{kr}l_{kr}} \cdot \sum_{j=0}^{2m-1} (c_{y_{j+1}} + c_{y_i})(z_{j+1} + z_j)(b_{j+1} + b_j)(z_{j+1} - z_j),$$

kde m je počet panelů na které se dělí polokřídlo. Charakteristika, která popisuje klonící charakteristiky letounu je tzv. šroubovice - Helix angle, který se spočte jako

$$\frac{pb}{2V} = -\frac{m_x}{m_{lp}},$$

kde m_{lp} je součinitel tlumení klonění. Tuto hodnotu je možné orientačně spočítat ze vztahu, které se uvádí v (GUDMUNDSSON, 2014) jako

$$m_{lp} = -\frac{(C_L^\alpha + C_{D0})b_0l}{24S} \cdot (1 + 3\eta),$$

kde C_L^α je stoupání vztlakové čáry křídla, ten spočteme také pomocí výpočtu v programu Glauert, C_{D0} je odpor křídla při nulovém úhlu náběhu, ten odečteme z grafu v (VRCHOTA, 2008), b_0 je hloubka kořenového profilu křídla, S je plocha křídla a η je hodnota zúžení.

$$m_{lp} = -\frac{(4,419 + 0,0395)1,434 \cdot 6,8}{24 \cdot 8,2348} \cdot (1 + 3 \cdot 0,689) = -0,06751/rad$$

Výsledné hodnoty m_x , C_L křídla, indukovaného odporu C_{xi} a Helix angle $pb/2V$ jsou uvedeny v tabulce.

Druhý případ je rozpětí spoileru $0,6 l/2$ dle zkušenosti projektu Redhawk (?). Výsledné hodnoty a graf je také uveden v tabulce.

Tabulka 5.1: Hodnoty potřebné k řešení Glauertovou metodou Prandtlóvé rovnici

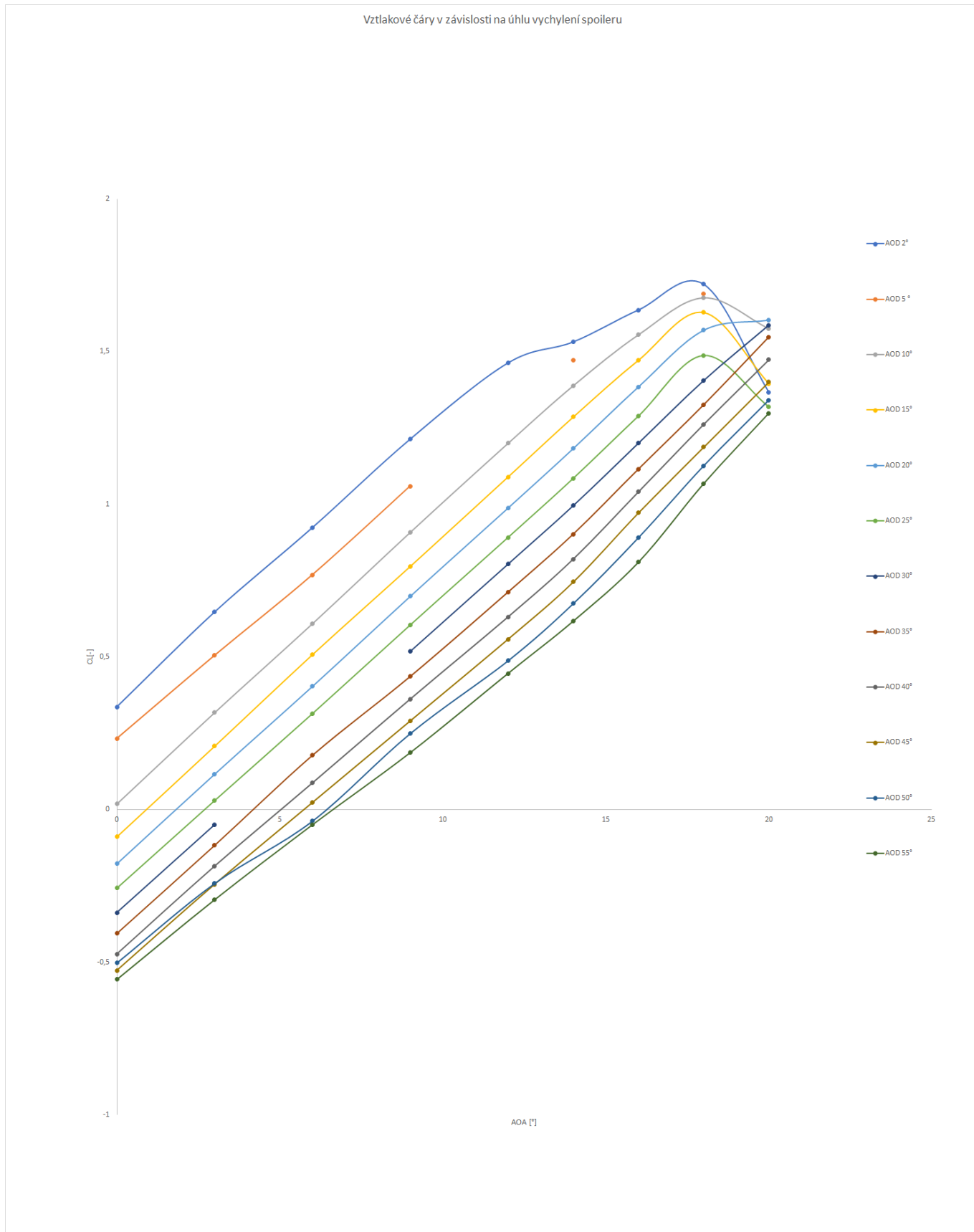
Výchylka [o]	Lift-curve-slope[1/rad]	Alpha_0[rad]	Alpha_0[o]
0	6,069	-0.0742	-4,250
2	5,408	-0,062	-3,558
5	5,290	-0,044	-2,521
10	5,637	-0,003	-0,191
15	5,625	0,016	0,911
20	5,562	0,032	1,830
25	5,492	0,047	2,686
30	5,419	0,062	3,573
35	5,283	0,077	4,400
40	5,228	0,091	5,192
45	5,114	0,103	5,910
50	4,685	0,107	6,138
55	4,597	0,121	6,926

Tabulka 5.2: Závislost charakteristik klonění na výchylce spoileru. AOA=0; 0,4-1/2

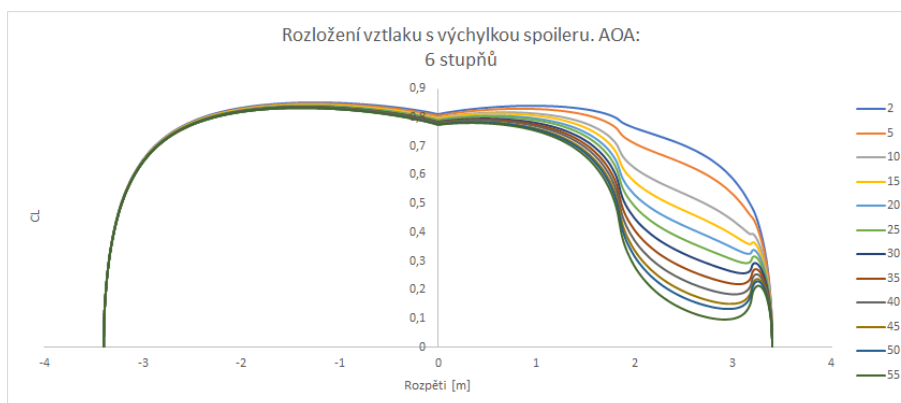
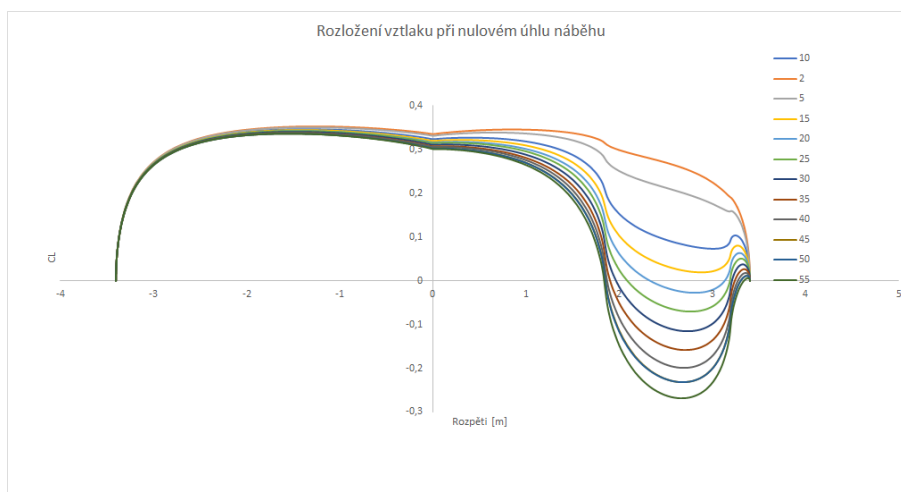
Výchylka [o]	mx	Clkridla	Cxi	pb/2V[1/rad]	p[rad/s]	p[o/s]
0,0000	0,0000	0,3279	0,0062	0,0000	0,0000	0,0000
2,0000	0,0018	0,3144	0,0057	0,0027	0,0196	1,1234
5,0000	0,0038	0,3007	0,0054	0,0056	0,0414	2,3717
10,0000	0,0080	0,2723	0,0051	0,0119	0,0871	4,9931
15,0000	0,0100	0,2582	0,0053	0,0148	0,1089	6,2414
20,0000	0,0118	0,2463	0,0055	0,0175	0,1285	7,3648
25,0000	0,0134	0,2354	0,0058	0,0199	0,1460	8,3634
30,0000	0,0150	0,2246	0,0062	0,0222	0,1634	9,3621
35,0000	0,0165	0,2141	0,0067	0,0244	0,1797	10,2983
40,0000	0,0179	0,2043	0,0072	0,0265	0,1950	11,1721
45,0000	0,0191	0,1962	0,0077	0,0283	0,2081	11,9210
50,0000	0,0192	0,1957	0,0077	0,0284	0,2092	11,9834
55,0000	0,0204	0,1869	0,0084	0,0302	0,2222	12,7324

Tabulka 5.3: Závislost charakteristik klonění na výchylce spoileru. AOA=6; 0,4-1/2

Výchylka [o]	mx	Clkridla	Cxi	pb/2V[1/rad]	p[rad/s]	p[o/s]
0,0000	0,0000	0,7906	0,0362	0,0000	0,0000	0,0000
2,0000	0,0025	0,7705	0,0343	0,0037	0,0272	1,5603
5,0000	0,0047	0,7556	0,0331	0,0070	0,0512	2,9334
10,0000	0,0084	0,7307	0,0316	0,0124	0,0915	5,2428
15,0000	0,0105	0,7165	0,0309	0,0156	0,1144	6,5534
20,0000	0,0123	0,7040	0,0304	0,0182	0,1340	7,6769
25,0000	0,0140	0,6924	0,0301	0,0207	0,1525	8,7379
30,0000	0,0157	0,6808	0,0299	0,0233	0,1710	9,7990
35,0000	0,0174	0,6688	0,0298	0,0258	0,1895	10,8600
40,0000	0,0189	0,6584	0,0298	0,0280	0,2059	11,7962
45,0000	0,0203	0,6492	0,0299	0,0301	0,2211	12,6700
50,0000	0,0211	0,6437	0,0300	0,0313	0,2298	13,1693
55,0000	0,0225	0,6338	0,0302	0,0333	0,2451	14,0431



Obrázek 5.1: Vztlakové čáry v závislosti na úhlu vychýlení spoileru. 0,6b

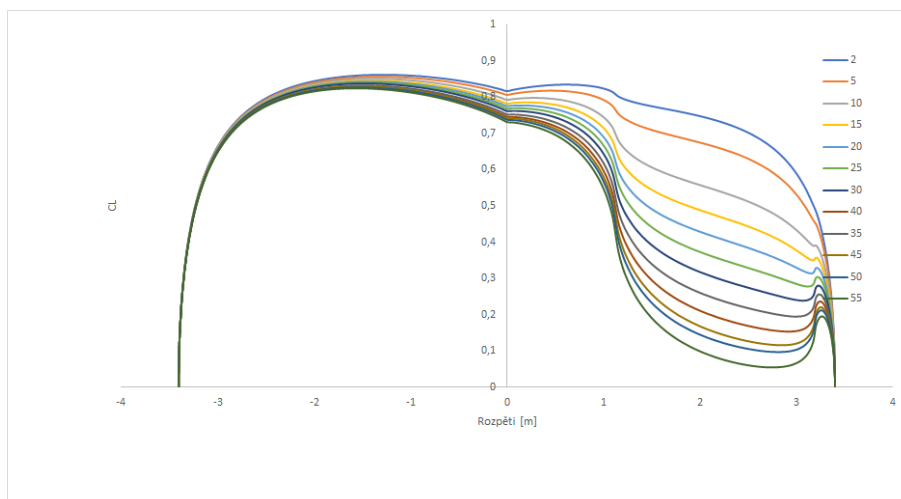
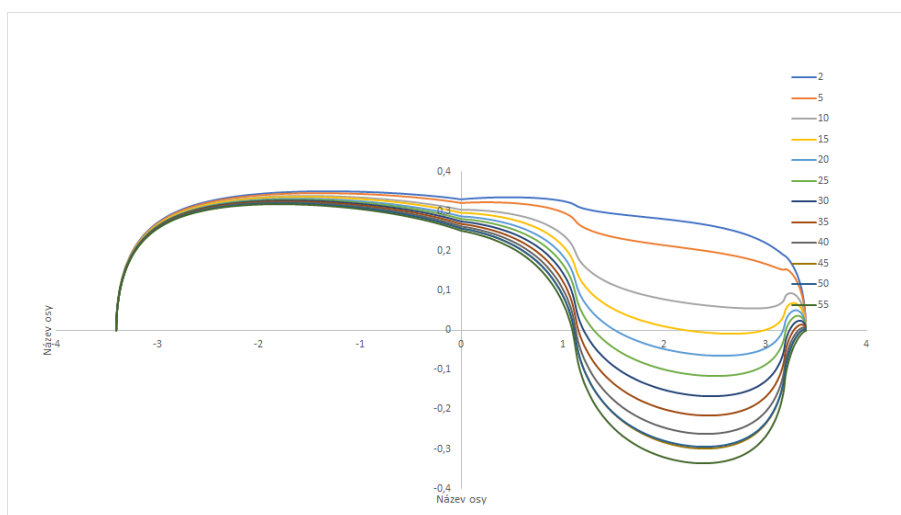


Tabulka 5.4: Závislost charakteristik klonění na výchylce spoileru. AOA=0; 0,6·1/2

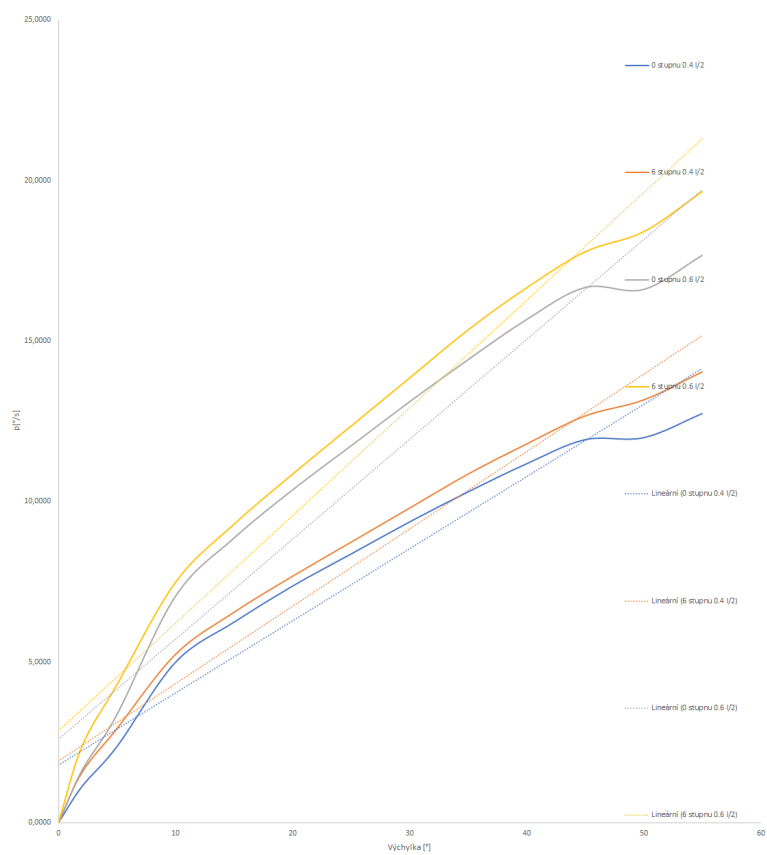
Výchylka [o]	mx	Clkridla	Cxi	pb/2V[1/rad]	p[rad/s]	p[o/s]
0,0000	0,0000	0,3279	0,0062	0,0000	0,0000	0,0000
2,0000	0,0026	0,3052	0,0055	0,0039	0,0283	1,6228
5,0000	0,0054	0,2826	0,0049	0,0080	0,0588	3,3703
10,0000	0,0113	0,2353	0,0046	0,0167	0,1231	7,0527
15,0000	0,0142	0,2119	0,0048	0,0210	0,1547	8,8627
20,0000	0,0166	0,1924	0,0052	0,0246	0,1808	10,3607
25,0000	0,0188	0,1743	0,0057	0,0279	0,2048	11,7338
30,0000	0,0210	0,1565	0,0063	0,0311	0,2288	13,1069
35,0000	0,0231	0,1394	0,0071	0,0342	0,2516	14,4176
40,0000	0,0251	0,1233	0,0079	0,0372	0,2734	15,6658
45,0000	0,0267	0,1104	0,0087	0,0396	0,2908	16,6645
50,0000	0,0266	0,1107	0,0086	0,0394	0,2898	16,6020
55,0000	0,0283	0,0966	0,0095	0,0419	0,3083	17,6631

Tabulka 5.5: Závislost charakteristik klonění na výchylce spoileru. AOA=6; 0,6-1/2

Výchylka [o]	mx	Clkridla	Cxi	pb/2V[1/rad]	p[rad/s]	p[o/s]
0	0,000	0,7906	0,0362	0,0000	0,0000	0,0000
2	0,0038	0,7682	0,0343	0,0056	0,0414	2,3717
5	0,0069	0,7434	0,0325	0,0102	0,0752	4,3065
10	0,012	0,7024	0,0300	0,0178	0,1307	7,4896
15	0,0149	0,6789	0,0290	0,0221	0,1623	9,2996
20	0,0174	0,6582	0,0283	0,0258	0,1895	10,8600
25	0,0198	0,6388	0,0278	0,0293	0,2157	12,3579
30	0,0222	0,6197	0,0275	0,0329	0,2418	13,8558
35	0,0246	0,6001	0,0274	0,0364	0,2680	15,3538
40	0,0267	0,5829	0,0274	0,0396	0,2908	16,6645
45	0,0285	0,5678	0,0275	0,0422	0,3105	17,7879
50	0,0295	0,5596	0,0277	0,0437	0,3214	18,4120
55	0,0315	0,5436	0,0280	0,0467	0,3431	19,6603



Závislost rychlosti klonění na výchylce kormidla



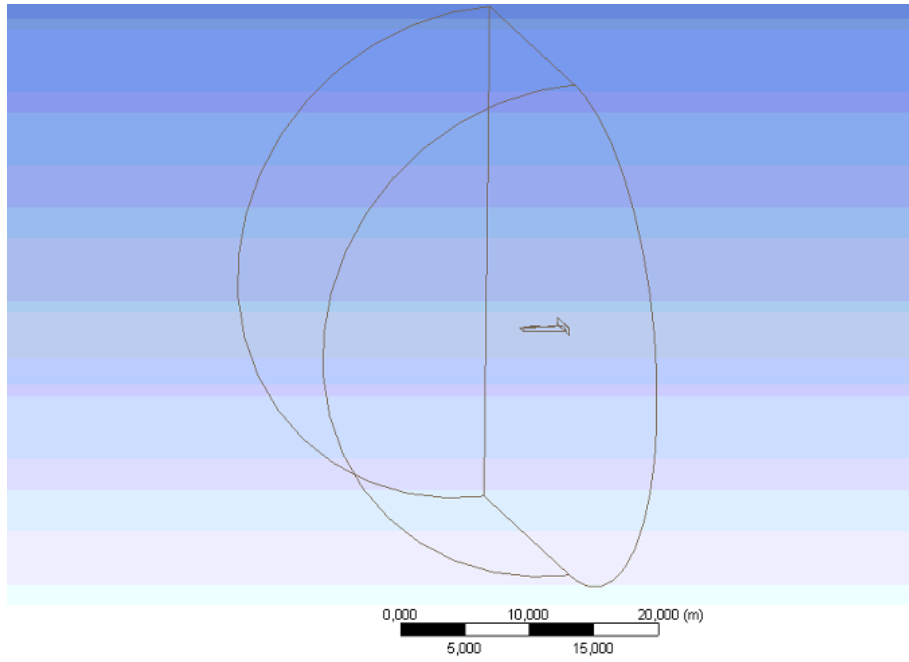
Součinitel indukovaného odporu při $AOA=0$ stupňů klesá jenom do výchylky spoileru 15 stupňů, pro úhel náběhu $AOA=6$ tento součinitel klesá až do výchylky 40 stupňů. Pokles indukovaného odporu je velice důležitým faktorem funkčnosti celého systému řízení pomocí spoilerů, neboť právě toto musí zabezpečit přibližně stejný (nebo alespoň jen mírný nárůst) součinitel celkového odporu, aby nevznikal další nežádoucí účinek od zatačivého momentu navíc k tomu, který vzniká při rotaci letounu kolem podélné osy. Výsledné hodnoty úhlové rychlosti kolem podélné osy mají očekávaně relativně lineární průběh. Zlom směrnice nastává v obou případech při výchylce spoileru 10 stupňů. Celkově charakter průběhu této charakteristiky odpovídá stejným grafům, které jsou uvedeny v (SPAHR, 1947).

6. 3D model.

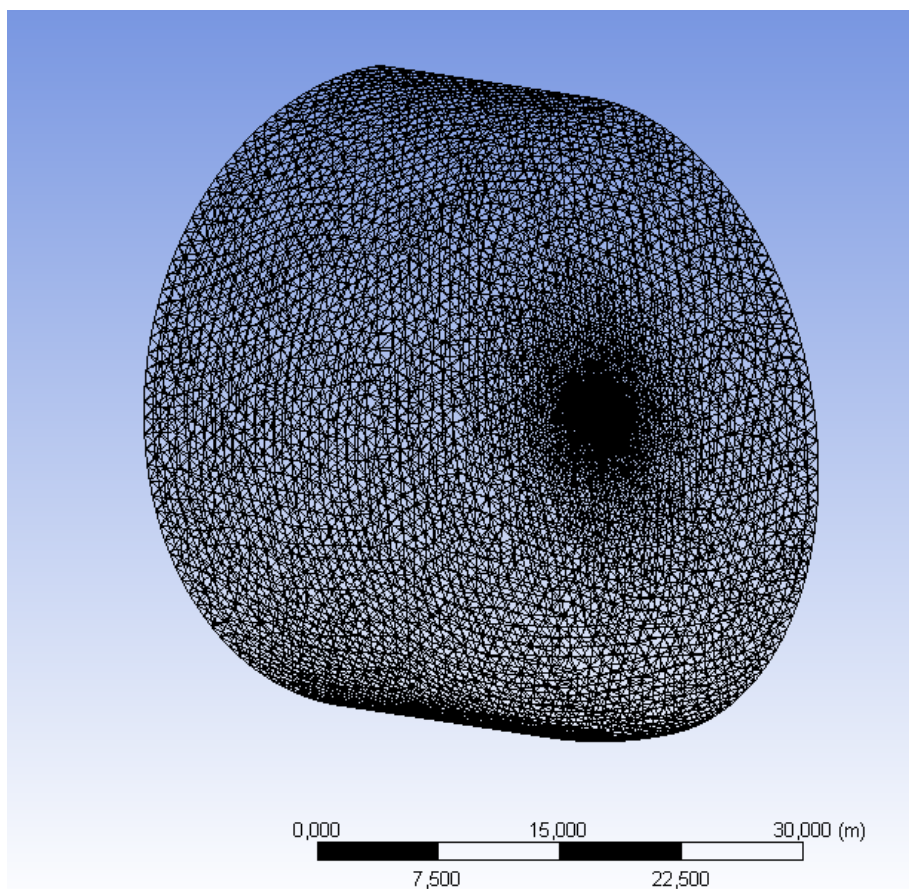
Posledním krokem našeho návrhu bude simulace 3D modelu [6.1](#); [6.4](#) křídla se spoilerem v programu FLUENT. Kořen křídla je vetknut do stěny. Výpočtový prostor tvoří čtvrt koule o poloměru 20m s navazujícím protažením o délce 20m. Spoiler je umístěn v 0,6b hloubky jednotlivých řezů křídla s konstantní štěrbinou po celém rozpětí spoileru. Geometrické charakteristiky křídla jsou uvedeny v [2.1](#). Tento model křídla zcela kopíruje příslušnou geometrii křídla letounu JA-100. Křídlo má úhel vzepětí 3,96 stupňů a úhel náběžné hrany 2,37 stupňů. Bohužel omezené výpočtové kapacity v případě síťování neumožňují vytvořit kvalitní výpočtovou síť pro 3D model, proto výsledky budou očekávaně zatížené velkou chybou, ale tato simulace má za cíl ukázat tendence lineárního poklesu součinitele vztlaku a nárůstu součinitele moment klonění. Výpočtová síť v průměru se stává z 6872980 elementů [6.2](#); [6.3](#) Velikost elementů na povrchu křídla a spoileru: 0,02m. Velikost maximálního elementů v síti: 1m. Pro naši simulaci bude použit stejný model turbulence k- ω SST, jak jsme to popsali v předchozích kapitolách. Vzhledem k velké náročnosti vytváření sítě v případě 3D modelu bezrozměrná výška buňky v blízkosti stěny byla nastavena na hodnotu $y^+ \sim 30$. Tato hodnota odpovídá vysokoreynoldsovým modelům, ale (AnsysInc.) uvádí, že k- ω SST má možnost automatického určování hodnoty y^+ a následného přepínání používaného zákona stěny. Výsledky simulace pro případ nulového úhlu náběhu a rozpětí spoileru 0,4l je uveden v tabulce a grafu [6.5](#)

Tabulka 6.1: Tendence změny aerodynamických součinitelů s výchylkou spoileru pro AOA=0. 0,4l/2

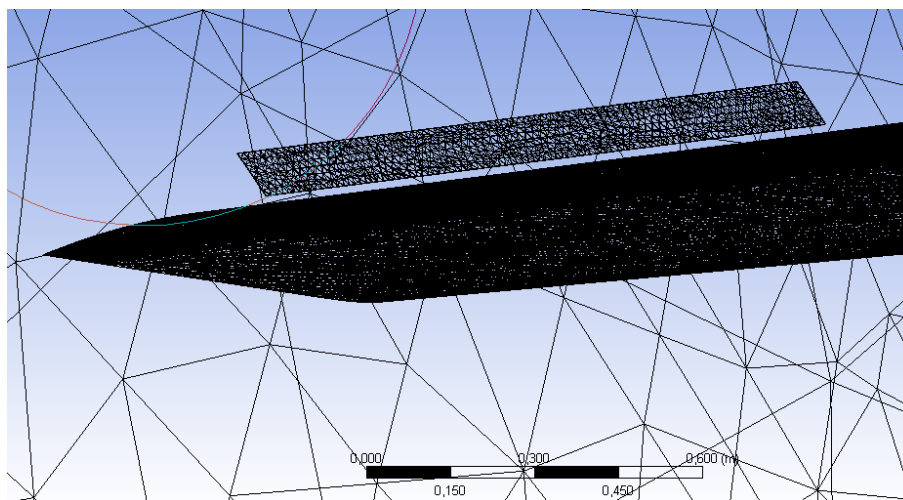
Výchylka	CL	CD	mx
0	0,2420	0,0325	0,0000
15	0,1556	0,0386	0,0550
25	0,1024	0,0428	0,0900
35	0,0722	0,0489	0,1093
45	0,0239	0,0545	0,1394
55	-0,0024	0,0618	0,1568



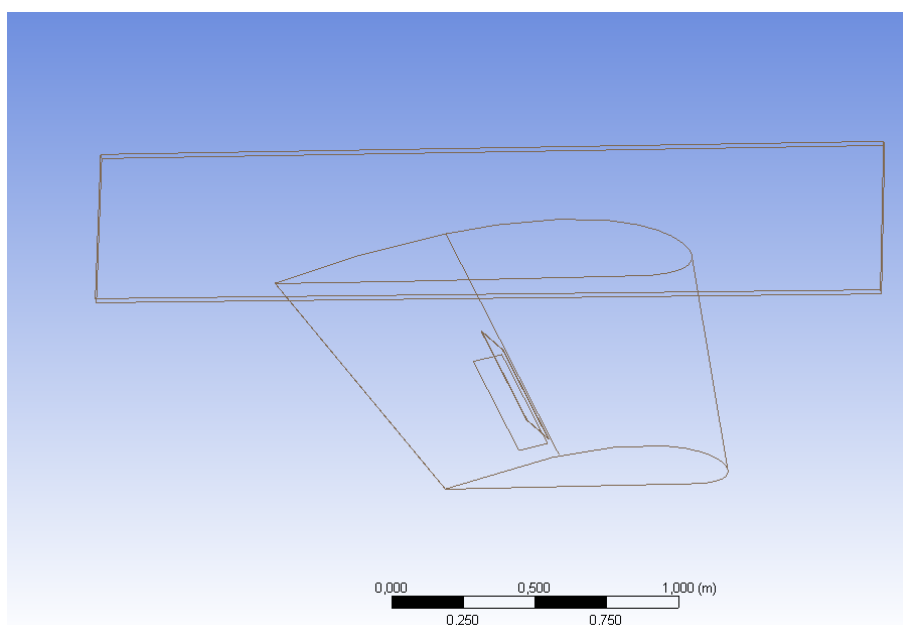
Obrázek 6.1: 3D Geometrie výpočtového prostoru



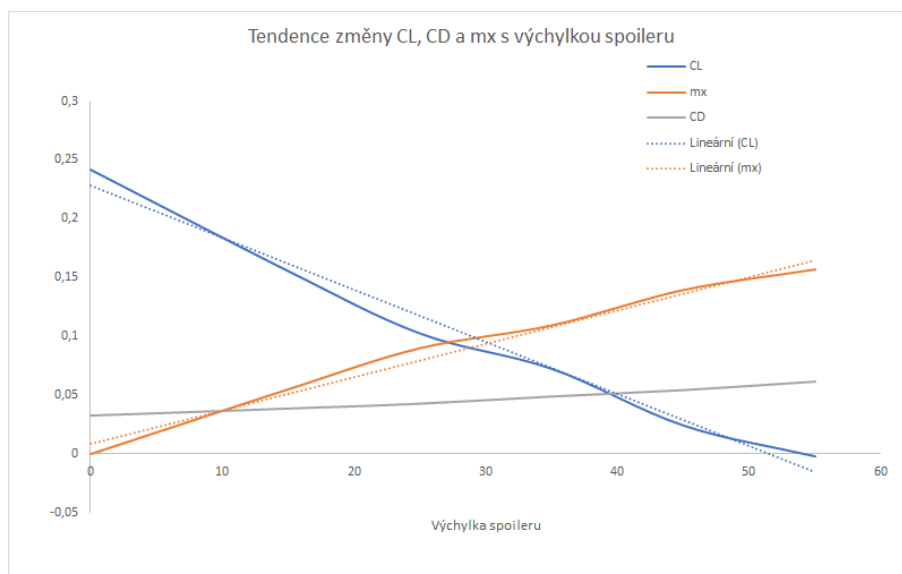
Obrázek 6.2: 3D Výpočtová síť



Obrázek 6.3: Výpočtová síť v blízkosti spoileru



Obrázek 6.4: 3D Geometrie křídla se spoilerem



Obrázek 6.5: Tendence změny CL,CD a mx s výchylkou spoileru pro AOA=0

7. Závěr

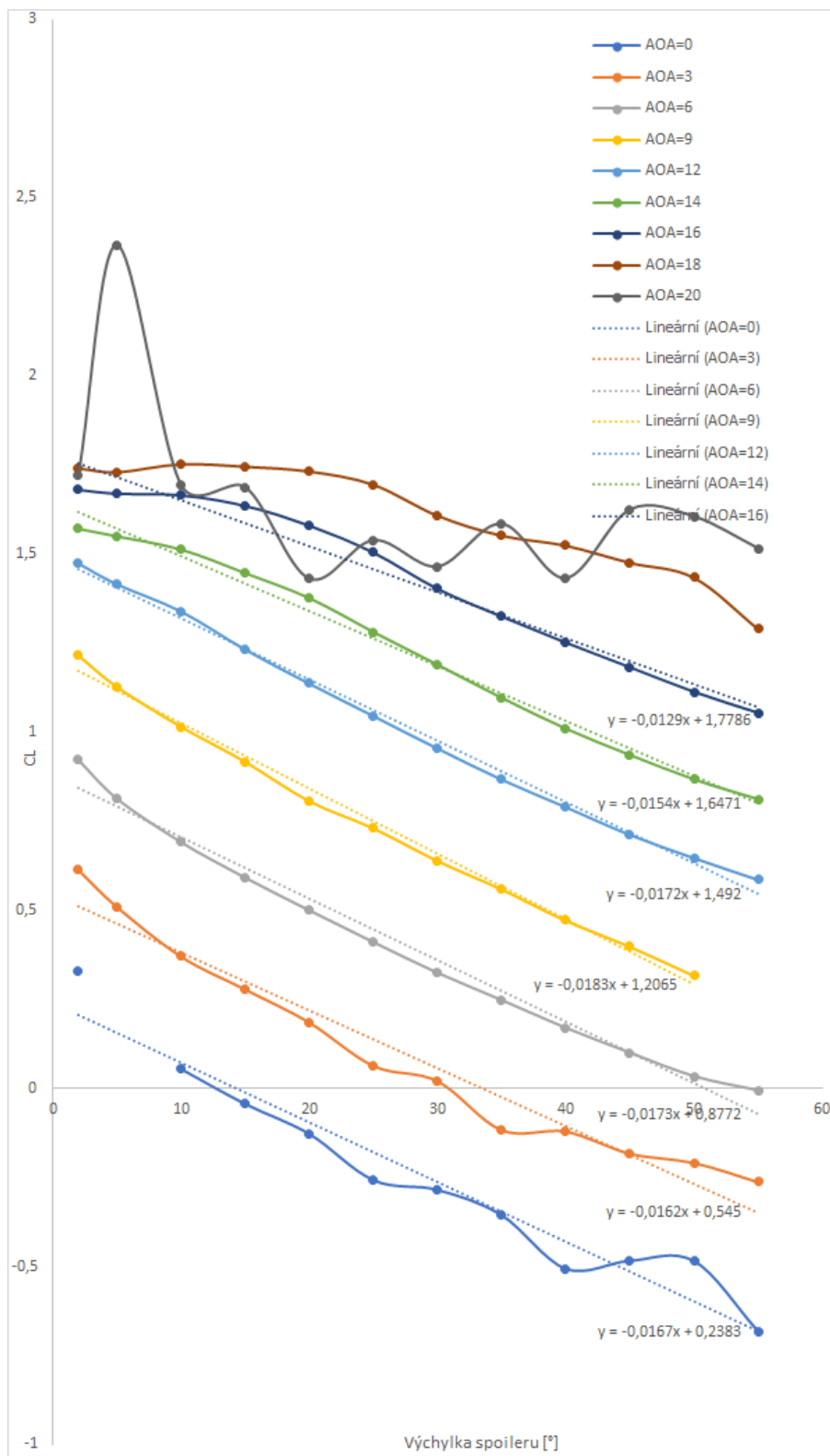
Cílem této diplomové práce bylo ověřit možnost náhrady křidelek spoileru v roli prostředků příčného řízení na základě letounu JA-100 "Advanced" a profilu Clark-Y mod. 2D simulace s různou konfigurací uspořádání spoileru vůči profilu potvrdily očekávané chování sledovaných aerodynamických součinitelů dle (BADYAGIN a F.A., 1978), (?), (KOHLMAN, 1977) aj. Lineární charakter klesání součinitele vztlaku byl výrazným způsobem ovlivněn polohou závěsového bodu po hloubce. Bližší poloha spoileru k náběžnému bodu výrazně snižuje lineárnost klesání součinitele vztlaku, ale na druhou stranu snižuje se maximální úhel náběhu při kterém spoiler ještě zůstává funkční. Tak při poloze spoileru 0,7b a úhlu náběhu byl pozorován reverz (nárůst součinitele vztlaku) dokonce i při maximální šterbině 0,015m, což odpovídá výstrahám obsazeným v (BADYAGIN a F.A., 1978). 7.1. Růst šterbiny také očekávaně pozitivně působil na lineárnost změny součinitele.

Při poloze spoileru 0,55b úhel náběhu 18 stupňů se znova stává "funkční", ale tady pozorujeme další nevhodný jev popsáný v (BADYAGIN a F.A., 1978). Při malých úhlech náběhu a velké výchylce spoileru: 55 stupňů dochází k prudkému nepředvídatelnému růstu součinitele vztlaku. Dle tunelových měření a zkušenosti s letouny MU-2 a Redhawk maximální výchylka spoileru nesmí přesahovat 50 stupňů. (BADYAGIN a F.A., 1978).

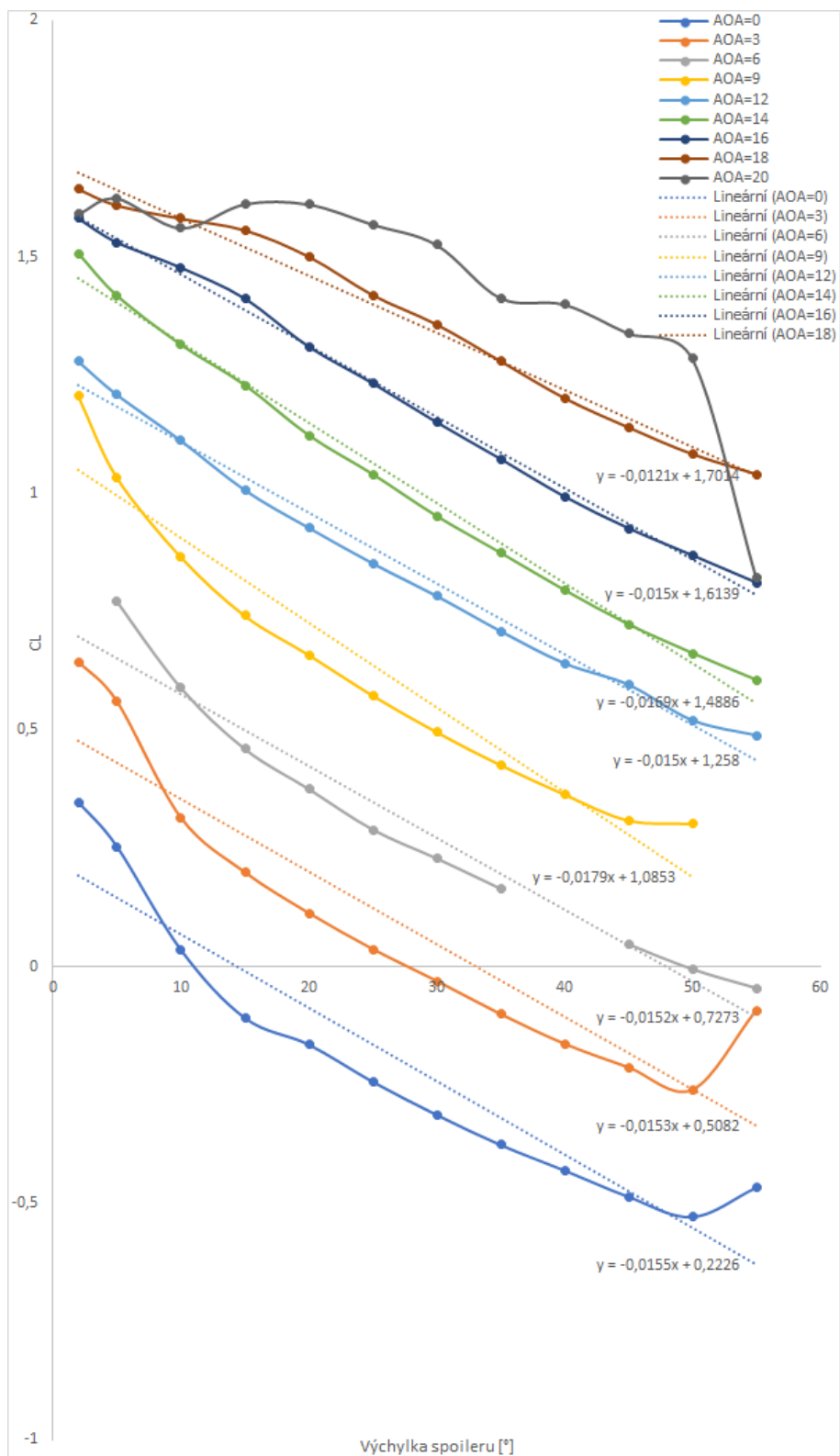
Výsledky velikosti součinitele klonivého momentu dosažené pomocí Glauertova řešení Prandtlůvých integro-diferenciálních rovnic dává řádově shodné výsledky s (FRED, 1932), kde bylo provedeno měření profilu Clark-Y s polohou spoileru v blízkosti náběžného bodu, což nevhodně ovlivňovalo lineárnost průběhu součinitele klonivého momentu, ale přesto výzkum ukázal schopnost spoileru vyvolávat potřebné momenty. Bohužel, velká náročnost 3D síťování a výpočtu neumožnilo provést simulaci obtékání celého křídla s odpovídající přesností, ale přesto bylo ukázáno, že pokles vztlaku a nárůst součinitele klonění také má lineární charakter. Vážným celkovým neúspěchem diplomové práce je skutečnost, že nebyl prokázán jev dle (BADYAGIN a F.A., 1978) o kompenzaci nárůstu tlakového odporu poklesem odporu indukovaného vlivem poklesu tlaku na křídle. Graf 6.1 ukazuje postupný růst součinitele vztlaku s výchylkou kormidla i když ne tak prudký, jak se očekávalo. Spolu s nárůstem zatáčivého momentu při klonění tato skutečnost může vest k nepoužitelnosti celého systému příčného řízení.

Celkově se ukázala velká časová a výpočtová náročnost návrhu systému řízení pomocí spoilerů, přestože v současné době jsou přístupné některá tunelová měření a jsou známe základní souvislosti mezi konfigurací spoileru vůči křídlu tyto znalosti neumožňují navrhovat vhodné pro příčné řízení uspořádání na bázi standardních výpočtových kapacit. Abychom zabezpečili správné fungování systému řízení je potřeba eliminovat všechny možnosti reverze při velkých úhlech náběhu nebo při velkých výchylkách spoileru, tyto jevy závisí nejen na geometrii spoileru, ale také výrazně na geometrii vlastního profilu a nemůžou být předpověděny analyticky. Návrh tohoto systému řízení vyžaduje velké výpočtové výkony, neboť výkony, které byly k dispozici při tvorbě této diplomové práce neumožnily ani porovnat výsledné charakteristiky Prandl-Glauerta a 3D modelování ve FLU-ENTu. S ohledem na všechno výše uvedené jsme dospěli k závěru, že nahrazení

křidelek spoilerů u tak malých letounů, jakým je JA-100, které vyrábějí malé firmy nemající možnost zabezpečit dostatečné výpočtové kapacity není účinné. Přesto taková náhrada u větších specializovaných letounů tento systém může přinášet určité výhody za podmínky existence dostatečných výpočtových a časových zdrojů, které by takový návrh umožnily.



Obrázek 7.1: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,7b; štěrbina 0,015m



Obrázek 7.2: Závislost součinitele vzlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,55b; štěrbina 0,015m

Seznam použité literatury

- A.A.ANIKEYEV, A.M.MOLCHANOV a YANYSHEV, D. *Základný výpočtového tepelné výměny a hydrodynamiky.*
- ANSYSINC. *Ansys Fluent tutorial.*
- ATHADKAR, . M. a DESAI, S. S. (2014.). Importance of the extent of far-field boundaries and of the grid topology in the cfd simulation of external flows. *Siddaganga Institue of Technology. Tumkur.*
- BADYAGIN, A. a F.A., M. (1978). *Projektování lehkých letounu.* Mašinstrojenije, Moskva.
- BROŽ, V. (1990). *Aerodynamika nízkých rychlosti.* Ediční středisko ČVUT, Praha.
- DR.LEYLAND, P. a WILHELM, P. (2011). Introduction to structured grid generation for aeronautics. *Interdisciplinary Aerodynamics Group (IAG). Swiss Institute of Technology Lausanne.Semester Project,* page 35.
- FRED, E. W. (1932). Preliminary investigation of rolling moments obtained with spoilers on both slotted and plan wing. *NACA Technical Notes,* (415).
- FRED, E. W. a JOSEPH, A. S. (1933). Wind-tunnel research comparing lateral control devices, particularly at high angles of attack. v-spoilers and ailerons on rectangular wings. *NACA Technical Notes,* (439).
- FRED, E. W. a JOSEPH, A. S. (1935). Development of the N.A.C.A. slot-lip aileron. *NACA Technical Notes,* (547).
- GUDMUNDSSON, S. (2014). *GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN: APPLIED METHODS AND PROCEDURES.* First edition. ELSEVIER. ISBN 978-0-12-397308-5.
- JACK, F. a VITO, T. (1947). Investigation of effect of span, spanwise location, and chordwise location of spoilers on lateral control characteristics of a tapered wing. *NACA Wartime report,* (1294).
- J.BLAZEK (2001). *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications.* First edition. ELSEVIER. ISBN 0 08 043009 0.
- KOHLMAN, D. L. (1977). Flight test results for an advanced technology light airplane. *AIAA Paper,* (77-1217).
- LAWRANCE, A. C. a WILLIAM, H. M. (1942). Flight 1v1easurements of the lateral control characteristics of an airplane equipped with a combination aileron -spoiler control system. *NACA Wartime report.*
- MALÁSEK, I. T. (2011). Typový návrh letounu skyleader 100 advanced. technická zpráva. *ČESKÉ VÝSOKÉ UČENÍ TECHNICE V PRAZE.,* (TZP/ULT/20/11), 7.

- ROSKAM, J., KOHLMAN, D. a WENTZ, W. (1974). Spoilers for roll control of light airplanes. *AIAA Paper*, (74-861).
- SPAHR, J. R. (1947). Lateral-control characteristics of various spoiler arrangements as measured in flight. *NACA Technical Notes*, (1123).
- SPAHR, J. R. a CHRISTOPHERSEN, D. R. (1943). Measurements in flight of the stability, lateral control, and stalling characteristics of an airplane equipped with full-span zap flaps and spoiler-type ailerons. *NACA Wartime report*.
- SPALART, P. R. a RUMSEY, C. L. Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamic calculations. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*.
- VRCHOTA, I. P. (2008). Aerodynamický návrh nosných ploch rodiny letounů. dílčí zpráva. zpráva je součástí: Fi-im5/044. *ČESKÉ VÝSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE.*, (VZP/ULT/15/08), 54.
- VRCHOTA, I. P. (2009). Aerostatický výpočet letounu skyleader 100. roční zpráva. zpráva je součástí: Fi-im5/044. *ČESKÉ VÝSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE.*, (RZP/ULT/49/2009), 33.
- WEICK, W. (1975). Effectiveness of spoilers on the ga(w)-1 airfoil with a high performance fowler flap. *WICHITA STATE UNIVERSITY. NACA CONTRACTOR REPORT*, (NASA CR-2538).
- WILCOX, D. C. (2006). *Turbulence Modeling for CFD*. Third Edition. DCW Industries. ISBN 978-1-928729-08-2.

Přílohy

1. Příloha 1
2. Příloha 2
3. Příloha 3
4. Příloha 4
5. Příloha 5
6. Příloha 6
7. Příloha 7
8. Příloha 8

Příloha 1. Souřadnice profilu Clark-Ymod

X/b	Y/b	Z/b	X/b	Y/b	Z/b
1.0	0.000819	0.0	0.000502	-0.00596	0.0
0.989999	0.003689	0.0	0.002003	-0.0103	0.0
0.979999	0.006554	0.0	0.004004	-0.01406	0.0
0.969998	0.009405	0.0	0.008006	-0.01941	0.0
0.959997	0.012236	0.0	0.012007	-0.02334	0.0
0.939996	0.017813	0.0	0.02001	-0.02862	0.0
0.919995	0.023261	0.0	0.030012	-0.03278	0.0
0.899994	0.028585	0.0	0.040014	-0.03616	0.0
0.879993	0.03379	0.0	0.050015	-0.03891	0.0
0.859992	0.038876	0.0	0.060016	-0.04101	0.0
0.839991	0.043836	0.0	0.080018	-0.04399	0.0
0.81999	0.048668	0.0	0.10002	-0.04628	0.0
0.799989	0.053368	0.0	0.120021	-0.048	0.0
0.779988	0.057932	0.0	0.140022	-0.04921	0.0
0.759987	0.062359	0.0	0.160023	-0.04998	0.0
0.739986	0.066646	0.0	0.180024	-0.05038	0.0
0.719985	0.070794	0.0	0.200024	-0.05045	0.0
0.699984	0.0748	0.0	0.220025	-0.05024	0.0
0.679983	0.078663	0.0	0.240025	-0.04981	0.0
0.659983	0.08237	0.0	0.260025	-0.04921	0.0
0.639982	0.085909	0.0	0.280025	-0.04849	0.0
0.619981	0.089265	0.0	0.300025	-0.04772	0.0
0.59998	0.092425	0.0	0.320025	-0.04692	0.0
0.57998	0.095377	0.0	0.340025	-0.04611	0.0
0.559979	0.098117	0.0	0.360025	-0.04526	0.0
0.539979	0.100645	0.0	0.380025	-0.04438	0.0
0.519978	0.10296	0.0	0.400025	-0.04346	0.0
0.499977	0.105062	0.0	0.420024	-0.04249	0.0
0.479977	0.106948	0.0	0.440024	-0.04147	0.0
0.459976	0.108603	0.0	0.460023	-0.0404	0.0
0.439976	0.110009	0.0	0.480023	-0.03929	0.0
0.419976	0.111147	0.0	0.500023	-0.03815	0.0
0.399975	0.111997	0.0	0.520022	-0.03698	0.0
0.379975	0.112544	0.0	0.540021	-0.03577	0.0
0.359975	0.112801	0.0	0.560021	-0.03453	0.0
0.339975	0.112795	0.0	0.58002	-0.03326	0.0
0.319975	0.112549	0.0	0.60002	-0.03195	0.0
0.299975	0.112088	0.0	0.620019	-0.03062	0.0
0.279975	0.111425	0.0	0.640018	-0.02925	0.0
0.259975	0.110476	0.0	0.660017	-0.02786	0.0
0.239975	0.109122	0.0	0.680017	-0.02643	0.0
0.219975	0.10724	0.0	0.700016	-0.02499	0.0

0.199976	0.104706	0.0	0.720015	-0.02352	0.0
0.179976	0.101403	0.0	0.740014	-0.02203	0.0
0.159977	0.097303	0.0	0.760013	-0.02052	0.0
0.139978	0.092409	0.0	0.780012	-0.01899	0.0
0.119979	0.086662	0.0	0.800011	-0.01743	0.0
0.09998	0.079904	0.0	0.82001	-0.01586	0.0
0.079982	0.071967	0.0	0.840009	-0.01426	0.0
0.059984	0.062646	0.0	0.860008	-0.01264	0.0
0.049985	0.057146	0.0	0.880007	-0.01101	0.0
0.039986	0.050779	0.0	0.900006	-0.00936	0.0
0.029988	0.043204	0.0	0.920005	-0.00768	0.0
0.01999	0.03373	0.0	0.940004	-0.00599	0.0
0.011992	0.024236	0.0	0.960003	-0.00428	0.0
0.007994	0.018869	0.0	0.970002	-0.00342	0.0
0.003996	0.012486	0.0	0.980001	-0.00255	0.0
0.001997	0.008299	0.0	0.990001	-0.00169	0.0
0.000998	0.005503	0.0	1.0	-0.00082	0.0
0.000498	0.003626	0.0			
0.0	0.000427	0.0			

Příloha 2. Souřadnice profilu GA(W)-1

X/b	Y/b	Z/b	X/b	Y/b	Z/b
1.00000	-0.00074	0.0	0.00200	-0.00974	0.0
0.97500	0.00604	0.0	0.00500	-0.01444	0.0
0.95000	0.01287	0.0	0.01250	-0.02052	0.0
0.92500	0.01965	0.0	0.02500	-0.02691	0.0
0.90000	0.02639	0.0	0.03750	-0.03191	0.0
0.87500	0.03313	0.0	0.05000	-0.03569	0.0
0.85000	0.03983	0.0	0.07500	-0.04209	0.0
0.82500	0.04644	0.0	0.10000	-0.04700	0.0
0.80000	0.05291	0.0	0.12500	-0.05087	0.0
0.77500	0.05913	0.0	0.15000	-0.05426	0.0
0.75000	0.06517	0.0	0.17500	-0.05700	0.0
0.72500	0.07096	0.0	0.20000	-0.05926	0.0
0.70000	0.07639	0.0	0.25000	-0.06265	0.0
0.67500	0.08144	0.0	0.30000	-0.06448	0.0
0.65000	0.08604	0.0	0.35000	-0.06517	0.0
0.62500	0.09013	0.0	0.40000	-0.06483	0.0
0.60000	0.09374	0.0	0.45000	-0.06344	0.0
0.57500	0.09674	0.0	0.50000	-0.06091	0.0
0.55000	0.09917	0.0	0.55000	-0.05683	0.0
0.50000	0.10269	0.0	0.57500	-0.05396	0.0
0.45000	0.10456	0.0	0.60000	-0.05061	0.0
0.40000	0.10500	0.0	0.62500	-0.04678	0.0
0.35000	0.10409	0.0	0.65000	-0.04265	0.0
0.30000	0.10169	0.0	0.67500	-0.03830	0.0
0.25000	0.09778	0.0	0.70000	-0.03383	0.0
0.20000	0.09209	0.0	0.72500	-0.02930	0.0
0.17500	0.08848	0.0	0.75000	-0.02461	0.0
0.15000	0.08413	0.0	0.77500	-0.02030	0.0
0.12500	0.07909	0.0	0.80000	-0.01587	0.0
0.10000	0.07309	0.0	0.82500	-0.01191	0.0
0.07500	0.06561	0.0	0.85000	-0.00852	0.0
0.05000	0.05600	0.0	0.87500	-0.00565	0.0
0.03750	0.04974	0.0	0.90000	-0.00352	0.0
0.02500	0.04165	0.0	0.92500	-0.00248	0.0
0.01250	0.03069	0.0	0.95000	-0.00257	0.0
0.00500	0.02035	0.0	0.97500	-0.00396	0.0
0.00200	0.01300	0.0	1.00000	-0.00783	0.0
0.00000	0.00000	0.0			
0.279975	0.111425	0.0	0.640018	-0.02925	0.0
0.259975	0.110476	0.0	0.660017	-0.02786	0.0
0.239975	0.109122	0.0	0.680017	-0.02643	0.0
0.219975	0.10724	0.0	0.700016	-0.02499	0.0

0.199976	0.104706	0.0	0.720015	-0.02352	0.0
0.179976	0.101403	0.0	0.740014	-0.02203	0.0
0.159977	0.097303	0.0	0.760013	-0.02052	0.0
0.139978	0.092409	0.0	0.780012	-0.01899	0.0
0.119979	0.086662	0.0	0.800011	-0.01743	0.0
0.09998	0.079904	0.0	0.82001	-0.01586	0.0
0.079982	0.071967	0.0	0.840009	-0.01426	0.0
0.059984	0.062646	0.0	0.860008	-0.01264	0.0
0.049985	0.057146	0.0	0.880007	-0.01101	0.0
0.039986	0.050779	0.0	0.900006	-0.00936	0.0
0.029988	0.043204	0.0	0.920005	-0.00768	0.0
0.01999	0.03373	0.0	0.940004	-0.00599	0.0
0.011992	0.024236	0.0	0.960003	-0.00428	0.0
0.007994	0.018869	0.0	0.970002	-0.00342	0.0
0.003996	0.012486	0.0	0.980001	-0.00255	0.0
0.001997	0.008299	0.0	0.990001	-0.00169	0.0
0.000998	0.005503	0.0	1.0	-0.00082	0.0
0.000498	0.003626	0.0			
0.0	0.000427	0.0			

Příloha 3. Aerodynamické charakteristiky profilu. Závěsový bod 0,7b

AOA [°]	Výchylka [°]	Šterbina 0,001m			Šterbina 0,005m		
		CL	CD	CM	CL	CD	CM
0	2	0,3381	0,0075	0,1573	0,3354	0,0076	0,1561
3	2	0,6564	0,0096	0,2347	0,6196	0,0093	0,2184
6	2	0,9278	0,0134	0,2937	0,9288	0,0131	0,2937
9	2	1,2098	0,0178	0,3569	1,2164	0,0179	0,3596
12	2	1,6311	0,0868	0,5154	1,4542	0,0263	0,4095
14	2	1,8486	0,0326	0,5340	1,5861	0,0332	0,4320
16	2	1,7001	0,0412	0,4511	1,6993	0,0414	0,4512
18	2	1,7019	0,0547	0,4384	1,3814	0,0397	0,3682
20	2	1,6931	0,0770	0,4352	1,7066	0,0755	0,4373
0	5	0,2676	0,0119	0,1314			
3	5	0,5594	0,0133	0,1983	0,5396	0,0136	0,1909
6	5	0,8374	0,0173	0,2607	0,8344	0,0170	0,2596
9	5	1,1345	0,0209	0,3311	1,1363	0,0208	0,3316
12	5	1,4201	0,0263	0,3965	1,4205	0,0263	0,3967
14	5	1,5725	0,0336	0,4279	1,5701	0,0335	0,4269
16	5	1,7088	0,0408	0,4541	1,6990	0,0413	0,4512
18	5	1,7399	0,0557	0,4526	1,7410	0,0558	0,4531
20	5	1,7201	0,0753	0,4421	1,5851	0,0871	0,4118
0	10	0,0832	0,0184	0,0603	0,0737	0,0188	0,0557
3	10	0,3989	0,0189	0,1383	0,3932	0,0186	0,1350
6	10	0,7090	0,0218	0,2143	0,6994	0,0217	0,2094
9	10	1,0168	0,0249	0,2882	1,0166	0,0250	0,2876
12	10	1,3241	0,0290	0,3619	1,3247	0,0296	0,3623
14	10	1,5090	0,0366	0,4075	1,5084	0,0359	0,4068
16	10	1,6908	0,0423	0,4497	1,6883	0,0424	0,4489
18	10	1,7962	0,0510	0,4669	1,7753	0,0532	0,4624
20	10	1,6820	0,0772	0,4322	1,2350	0,1309	0,3474
0	15	-0,0501	0,0228	0,0084	-0,0548	0,0230	0,0052
3	15	0,2730	0,0227	0,0901	0,2698	0,0225	0,0873
6	15	0,5901	0,0256	0,1689	0,5844	0,0246	0,1651
9	15	0,9113	0,0283	0,2495	0,9079	0,0281	0,2471
12	15	1,2293	0,0329	0,3287	1,2298	0,0326	0,3280
14	15	1,4299	0,0380	0,3787	1,4413	0,0392	0,3838
16	15	1,6409	0,0450	0,4347	1,6330	0,0458	0,4334
18	15	1,7888	0,0532	0,4675	1,7725	0,0514	0,4595
20	15	1,7311	0,0743	0,4455	1,3856	0,0834	0,3499
0	20	-0,1607	0,0275	-0,0343	-0,1609	0,0280	-0,0357
3	20	0,1629	0,0268	0,0478	0,1591	0,0270	0,0447
6	20	0,4890	0,0291	0,1313	0,4829	0,0297	0,1274

9	20	0,8065	0,0322	0,2108	0,8067	0,0322	0,2096
12	20	1,1273	0,0361	0,2916	1,1270	0,0360	0,2905
14	20	1,3503	0,0417	0,3515	1,3399	0,0404	0,3456
16	20	1,5931	0,0494	0,4232	1,5506	0,0458	0,4007
18	20	1,7636	0,0547	0,4604	1,7325	0,0527	0,4466
20	20	1,7620	0,0790	0,4610	1,5826	0,0845	0,4080
0	25	-0,2591	0,0327	-0,0717	-0,2569	0,0336	-0,0721
3	25	0,0616	0,0315	0,0086	0,0612	0,0325	0,0081
6	25	0,3850	0,0343	0,0920	0,3825	0,0338	0,0890
9	25	0,7109	0,0376	0,1765	0,7028	0,0369	0,1707
12	25	1,0344	0,0407	0,2589	1,0304	0,0406	0,2560
14	25	1,2548	0,0446	0,3169	1,2563	0,0444	0,3168
16	25	1,4743	0,0498	0,3761	1,4741	0,0493	0,3751
18	25	1,6762	0,0550	0,4280	1,6855	0,0564	0,4328
20	25	1,6055	0,0933	0,4295	1,6507	0,0798	0,4266
0	30	-0,3501	0,0383	-0,1060	-0,3469	0,0391	-0,1061
3	30	-0,0271	0,0385	-0,0227	-0,0287	0,0389	-0,0249
6	30	0,2934	0,0395	0,0589	0,2906	0,0397	0,0561
9	30	0,6169	0,0418	0,1421	0,6168	0,0425	0,1411
12	30	0,9427	0,0457	0,2267	0,9416	0,0455	0,2247
14	30	1,1674	0,0490	0,2868	1,1619	0,0484	0,2831
16	30	1,3976	0,0538	0,3510	1,3931	0,0531	0,3479
18	30	1,6097	0,0584	0,4070	1,6097	0,0582	0,4064
20	30	1,7905	0,0704	0,4635	1,4724	0,0907	0,3815
0	35	-0,4327	0,0444	-0,1366	-0,4285	0,0454	-0,1363
3	35	-0,1166	0,0429	-0,0561	-0,1133	0,0449	-0,0559
6	35	0,2089	0,0449	0,0286	0,2083	0,0459	0,0268
9	35	0,5349	0,0479	0,1138	0,5312	0,0481	0,1107
12	35	0,8558	0,0503	0,1966	0,8559	0,0509	0,1952
14	35	1,0828	0,0538	0,2581	1,0863	0,0551	0,2584
16	35	1,3234	0,0606	0,3281	1,3259	0,0604	0,3280
18	35	1,5415	0,0621	0,3857	1,5446	0,0622	0,3863
20	35	1,6664	0,0804	0,4340	1,7658	0,0735	0,4561
0	40	-0,5075	0,0507	-0,1639	-0,5037	0,0523	-0,1640
3	40	-0,1966	0,0488	-0,0851	-0,1948	0,0503	-0,0862
6	40	0,1311	0,0509	0,0014	0,1324	0,0520	0,0001
9	40	0,4548	0,0536	0,0861	0,4547	0,0545	0,0844
12	40	0,7786	0,0562	0,1708	0,7806	0,0571	0,1700
14	40	1,0008	0,0587	0,2303	0,9971	0,0597	0,2270
16	40	1,2514	0,0646	0,3048	1,2520	0,0657	0,3043
18	40	1,5846	0,0702	0,4223	1,4743	0,0661	0,3640
20	40	1,6943	0,0789	0,4413	1,5729	0,0875	0,4130
0	45	-0,5739	0,0571	-0,1874	-0,5714	0,0587	-0,1885
3	45	-0,2631	0,0559	-0,1092	-0,2612	0,0589	-0,1095
6	45	0,0609	0,0567	-0,0229	0,0615	0,0586	-0,0245
9	45	0,3857	0,0595	0,0631	0,3806	0,0602	0,0589
12	45	0,7057	0,0619	0,1467	0,7099	0,0633	0,1471
14	45	0,9292	0,0641	0,2071	0,9362	0,0666	0,2089

16	45	1,1798	0,0691	0,2818	1,1848	0,0720	0,2833
18	45	1,4123	0,0723	0,3471	1,4123	0,0712	0,3456
20	45	1,6220	0,0807	0,4169	1,6111	0,0847	0,4216
0	50	-0,6314	0,0636	-0,2072	-0,6284	0,0652	-0,2082
3	50	-0,3231	0,0639	-0,1285	-0,3184	0,0656	-0,1287
6	50	-0,0028	0,0629	-0,0442	0,0123	0,0666	-0,0363
9	50	0,3175	0,0653	0,0403	0,3254	0,0703	0,0428
12	50	0,6394	0,0681	0,1258	0,6291	0,0661	0,1144
14	50	0,8635	0,0701	0,1867	0,8688	0,0719	0,1871
16	50	1,1158	0,0761	0,2628	1,1153	0,0767	0,2605
18	50	1,3531	0,0781	0,3307	1,3563	0,0783	0,3302
20	50	1,6157	0,0843	0,4157	1,6107	0,0827	0,4169
0	55	-0,6843	0,0694	-0,2251	-0,6770	0,0715	-0,2244
3	55	-0,3787	0,0699	-0,1471	-0,3740	0,0723	-0,1474
6	55	-0,0588	0,0702	-0,0631	-0,0551	0,0718	-0,0634
9	55	0,2590	0,0722	0,0210	0,2571	0,0725	0,0130
12	55	0,5835	0,0720	0,1062	0,5926	0,0752	0,1104
14	55	0,8016	0,0754	0,1676	0,8100	0,0772	0,1687
16	55	1,0529	0,0793	0,2427	1,0575	0,0835	0,2436
18	55	1,2910	0,0812	0,3111	1,4301	0,0834	0,3867
20	55	1,5681	0,0883	0,4131	1,4961	0,0885	0,3895

Šterbina 0,01m

Šterbina 0,015m

AOA [°]	Výchylka [°]	CL	CD	CM	CL	CD	CM
0	2	0,3318			0,3273	0,0078	0,1526
3	2	0,6385			0,6139	0,0093	0,2160
6	2	0,9311			0,9230	0,0132	0,2913
9	2	1,2194			1,2146	0,0178	0,3588
12	2	1,4766			1,4738	0,0251	0,4155
14	2	1,5750			1,5710	0,0341	0,4277
16	2	1,6939			1,6810	0,0424	0,4458
18	2	1,7634			1,7408	0,0558	0,4530
20	2	2,4643			1,7205	0,0746	0,4410
0	5	0,2342			0,3273	0,0078	0,1526
3	5	0,5356			0,5102	0,0138	0,1769
6	5	0,8316			0,8143	0,0174	0,2508
9	5	1,1306			1,1268	0,0206	0,3270
12	5	1,4208			1,4160	0,0266	0,3952
14	5	1,5547			1,5502	0,0345	0,4208
16	5	1,6846			1,6703	0,0430	0,4429
18	5	1,7566			1,7300	0,0569	0,4507
20	5	1,6959			2,3666	0,0620	0,6477
0	10	0,0588			0,0537	0,0185	0,0431
3	10	0,3731	0,0193	0,1253	0,3705	0,0186	0,1212
6	10	0,6952	0,0217	0,2055	0,6917	0,0217	0,2031
9	10	1,0115	0,0246	0,2846	1,0148	0,0245	0,2842
12	10	1,3249	0,0288	0,3613	1,3394	0,0289	0,3659
14	10	1,5004	0,0353	0,4030	1,5129	0,0366	0,4094
16	10	1,6622	0,0420	0,4391	1,6654	0,0434	0,4421

18	10	1,7558	0,0528	0,4551	1,7522	0,0542	0,4556
20	10	1,5571	0,0833	0,3984	1,6931	0,0764	0,4348
0	15	-0,0569	0,0231	0,0023	-0,0442	0,0234	0,0056
3	15	0,2642	0,0221	0,0827	0,2784	0,0233	0,0872
6	15	0,5844	0,0248	0,1635	0,5916	0,0244	0,1644
9	15	0,9079	0,0278	0,2453	0,9169	0,0275	0,2470
12	15	1,2253	0,0317	0,3242	1,2323	0,0315	0,3253
14	15	1,4290	0,0371	0,3765	1,4465	0,0378	0,3834
16	15	1,6184	0,0433	0,4240	1,6358	0,0454	0,4332
18	15	1,7537	0,0523	0,4543	1,7454	0,0547	0,4541
20	15	1,3547	0,0988	0,3522	1,6873	0,0783	0,4355
0	20	-0,1549	0,0282	-0,0355	-0,1287	0,0285	-0,0268
3	20	0,1689	0,0270	0,0464	0,1858	0,0287	0,0522
6	20	0,4858	0,0293	0,1265	0,4998	0,0291	0,1298
9	20	0,8091	0,0320	0,2087	0,8065	0,0323	0,2108
12	20	1,1284	0,0357	0,2893	1,1368	0,0355	0,2907
14	20	1,3436	0,0403	0,3458	1,3765	0,0430	0,3600
16	20	1,5517	0,0454	0,4002	1,5804	0,0482	0,4139
18	20	1,7211	0,0534	0,4441	1,7320	0,0562	0,4513
20	20	1,5743	0,0856	0,4068	1,4298	0,0923	0,3690
0	25	-0,2410	0,0339	-0,0680	-0,2584	0,0328	-0,0714
3	25	0,0742	0,0330	0,0118	0,0636	0,0321	0,0104
6	25	0,3933	0,0351	0,0928	0,4102	0,0349	0,0971
9	25	0,7116	0,0371	0,1731	0,7303	0,0374	0,1788
12	25	1,0404	0,0408	0,2587	1,0454	0,0401	0,2579
14	25	1,2642	0,0454	0,3185	1,2810	0,0464	0,3240
16	25	1,5075	0,0534	0,3961	1,5044	0,0520	0,3870
18	25	1,6953	0,0577	0,4383	1,6949	0,0580	0,4387
20	25	1,5553	0,0937	0,4131	1,5379	0,0946	0,4075
0	30	-0,3295	0,0398	-0,1016	-0,2856	0,0402	-0,0860
3	30	-0,0155	0,0383	-0,0226	0,0208	0,0389	-0,0104
6	30	0,3029	0,0399	0,0589	0,3239	0,0405	0,0650
9	30	0,6217	0,0425	0,1406	0,6389	0,0428	0,1452
12	30	0,9416	0,0456	0,2227	0,9545	0,0458	0,2255
14	30	1,1771	0,0504	0,2882	1,1891	0,0515	0,2915
16	30	1,4418	0,0576	0,3727	1,4025	0,0528	0,3488
18	30	1,6324	0,0607	0,4175	1,6079	0,0582	0,4062
20	30	1,4646	0,0899	0,3783	1,4638	0,0913	0,3790
0	35	-0,4043	0,0465	-0,1293	-0,3569	0,0467	-0,1125
3	35	-0,0988	0,0446	-0,0535	-0,1168	0,0429	-0,0563
6	35	0,2171	0,0464	0,0279	0,2471	0,0472	0,0365
9	35	0,5371	0,0490	0,1107	0,5593	0,0495	0,1173
12	35	0,8648	0,0520	0,1968	0,8669	0,0516	0,1948
14	35	1,0836	0,0538	0,2548	1,0961	0,0558	0,2579
16	35	1,3803	0,0617	0,3559	1,3247	0,0599	0,3284
18	35	1,5621	0,0652	0,3946	1,5521	0,0618	0,3872
20	35	1,3177	0,0994	0,3444	1,5839	0,0859	0,4128
0	40	-0,4604	0,0529	-0,1469	-0,5075	0,0507	-0,1639

3	40	-0,1707	0,0530	-0,0790	-0,1209	0,0524	-0,0628
6	40	0,1397	0,0529	0,0003	0,1688	0,0545	0,0089
9	40	0,4592	0,0553	0,0836	0,4718	0,0560	0,0854
12	40	0,7827	0,0574	0,1686	0,7895	0,0588	0,1689
14	40	1,0149	0,0614	0,2332	1,0094	0,0606	0,2274
16	40	1,2623	0,0667	0,3069	1,2514	0,0644	0,3047
18	40	1,4840	0,0679	0,3671	1,5241	0,0718	0,3983
20	40	1,4582	0,0875	0,3782	1,4314	0,0969	0,3761
0	45	-0,5418	0,0600	-0,1797	-0,4849	0,0600	-0,1595
3	45	-0,2434	0,0600	-0,1053	-0,1828	0,0598	-0,0837
6	45	0,0688	0,0609	-0,0239	0,0991	0,0618	-0,0153
9	45	0,4074	0,0646	0,0752	0,3985	0,0627	0,0604
12	45	0,7101	0,0644	0,1446	0,7114	0,0647	0,1422
14	45	0,9363	0,0690	0,2064	0,9354	0,0670	0,2030
16	45	1,1946	0,0719	0,2854	1,1822	0,0684	0,2828
18	45	1,5010	0,0760	0,4006	1,4760	0,0760	0,3865
20	45	1,5627	0,0896	0,4119	1,6238	0,0994	0,4450
0	50	-0,5988	0,0665	-0,1996	-0,4856	0,0694	-0,1466
3	50	-0,2356	0,0657	-0,0917	-0,2089	0,0684	-0,0819
6	50	0,0017	0,0664	-0,0476	0,0327	0,0678	-0,0388
9	50	0,3195	0,0677	0,0362	0,3169	0,0651	0,0400
12	50	0,6447	0,0699	0,1235	0,6461	0,0711	0,1211
14	50	0,8666	0,0708	0,1835	0,8667	0,0720	0,1810
16	50	1,1284	0,0769	0,2638	1,1127	0,0722	0,2602
18	50	1,3618	0,0784	0,3310	1,4340	0,0807	0,3809
20	50	1,6283	0,0890	0,4298	1,6046	0,0845	0,4130
0	55	-0,6577	0,0727	-0,2200	-0,6830	0,0694	-0,2244
3	55	-0,3592	0,0753	-0,1451	-0,2626	0,0760	-0,0998
6	55	-0,0526	0,0726	-0,0650	-0,0071	0,0754	-0,0432
9	55	0,2603	0,0736	0,0147	0,2608	0,0726	0,0223
12	55	0,5866	0,0761	0,1051	0,5852	0,0770	0,1018
14	55	0,8141	0,0787	0,1683	0,8110	0,0785	0,1643
16	55	1,0686	0,0811	0,2448	1,0539	0,0770	0,2427
18	55	1,3047	0,0822	0,3132	1,2901	0,0810	0,3107
20	55	1,5694	0,0898	0,4098	1,5154	0,0866	0,3747

Příloha 4. Aerodynamické charakteristiky profilu. Závěsový bod 0,55b

AOA[o]	Výchylka[o]	Šterbina 0,005m			Šterbina 0,010m		
		CL	CD	CM	CL	CD	CM
0	2	0,3560	0,0087	0,1647	0,3471	0,0080	0,1610
3	2				0,6395	0,0093	0,2269
6	2	0,9495	0,0133	0,3025	0,9386	0,0138	0,2981
9	2	1,2252	0,0181	0,3631	1,2704	0,0182	0,3822
12	2	1,4541	0,0261	0,4084	1,4479	0,0262	0,4061
14	2	1,5184	0,0369	0,4118	1,4216	0,0447	0,3869
16	2	1,6169	0,0480	0,4299	1,5856	0,0498	0,4211
18	2	1,7055	0,0576	0,4433	1,6820	0,0590	0,4370
20	2	1,5809	0,0868	0,4089	1,6065	0,0858	0,4159
0	5	0,1886	0,0229	0,0999	0,2810	0,0133	0,1364
3	5	0,5751	0,0140	0,2044	0,5610	0,0151	0,1988
6	5	0,8260	0,0207	0,2610	0,7719	0,0229	0,2401
9	5	1,0704	0,0278	0,3151	1,0664	0,0284	0,3141
12	5	1,3079	0,0349	0,3654	1,3104	0,0352	0,3666
14	5	1,4106	0,0459	0,3850	1,4323	0,0429	0,3889
16	5	1,5602	0,0498	0,4127	1,5493	0,0505	0,4098
18	5	1,6943	0,0583	0,4407	1,6575	0,0615	0,4320
20	5	1,5109	0,0897	0,3904	1,5297	0,0896	0,3965
0	10	0,0544	0,0279	0,0634	0,0243	0,0285	0,0508
3	10	0,3198	0,0291	0,1239	0,3006	0,0296	0,1151
6	10	0,5931	0,0338	0,1874	0,5789	0,0339	0,1808
9	10	0,8698	0,0385	0,2521	0,8497	0,0380	0,2431
12	10	1,1367	0,0433	0,3123	1,1314	0,0432	0,3092
14	10	1,3010	0,0486	0,3486	1,3052	0,0486	0,3499
16	10	1,4700	0,0549	0,3876	1,4696	0,0569	0,3900
18	10	1,6447	0,0631	0,4299	1,6292	0,0631	0,4249
20	10	1,5717	0,0865	0,4060	1,5512	0,0892	0,4024
0	15	-0,1333	0,0394	-0,0043	-0,1279	0,0362	-0,0024
3	15	0,1644	0,0368	0,0713	0,1588	0,0373	0,0669
6	15	0,4413	0,0405	0,1363	0,4432	0,0407	0,1349
9	15	0,7243	0,0446	0,2038	0,7237	0,0445	0,2014
12	15	1,0065	0,0496	0,2707	1,0092	0,0492	0,2696
14	15	1,1972	0,0542	0,3170	1,1970	0,0534	0,3147
16	15	1,3859	0,0606	0,3638	1,4013	0,0619	0,3701
18	15	1,5547	0,0665	0,4019	1,5612	0,0656	0,4034
20	15	1,6177	0,0831	0,4172	1,5814	0,0859	0,4090
0	20	-0,2362	0,0429	-0,0366	-0,2291	0,0431	-0,0362
3	20	0,0471	0,0435	0,0316	0,0500	0,0444	0,0301
6	20	0,3316	0,0474	0,1003	0,3272	0,0463	0,0952

9	20	0,6142	0,0518	0,1685	0,6192	0,0512	0,1675
12	20	0,9040	0,0577	0,2404	0,9009	0,0560	0,2353
14	20	1,0972	0,0615	0,2878	1,0891	0,0598	0,2812
16	20	1,2824	0,0658	0,3319	1,2827	0,0649	0,3301
18	20	1,4697	0,0713	0,3777	1,4707	0,0704	0,3766
20	20	1,6053	0,0830	0,4136	1,6296	0,0822	0,4209
0	25	-0,3362	0,0493	-0,0707	-0,3201	0,0503	-0,0675
3	25	-0,0542	0,0505	-0,0020	-0,0421	0,0514	-0,0003
6	25	0,2125	0,0544	0,0608	0,2340	0,0541	0,0655
9	25	0,5055	0,0598	0,1343	0,5206	0,0587	0,1364
12	25	0,7943	0,0633	0,2044	0,8011	0,0634	0,2045
14	25	0,9934	0,0687	0,2559	0,9890	0,0673	0,2508
16	25	1,1870	0,0724	0,3040	1,2134	0,0763	0,3155
18	25	1,3824	0,0773	0,3532	1,3798	0,0764	0,3508
20	25	1,6054	0,0882	0,4203	1,4936	0,0882	0,3844
0	30	-0,4260	0,0571	-0,1010	-0,4026	0,0563	-0,0956
3	30	-0,1494	0,0574	-0,0338	-0,1286	0,0577	-0,0297
6	30	0,1343	0,0618	0,0361	0,1492	0,0615	0,0382
9	30	0,4147	0,0674	0,1060	0,4282	0,0672	0,1074
12	30	0,6996	0,0716	0,1758	0,7045	0,0712	0,1747
14	30	0,8905	0,0750	0,2233	0,8964	0,0753	0,2233
16	30	1,0957	0,0791	0,2771	1,1014	0,0798	0,2778
18	30	1,2953	0,0835	0,3287	1,3185	0,0881	0,3389
20	30	1,4898	0,0890	0,3784	1,4939	0,0889	0,3793
0	35	-0,4885	0,0651	-0,1210	-0,4647	0,0655	-0,1150
3	35	-0,2059	0,0706	-0,0517	-0,1993	0,0680	-0,0518
6	35	0,0537	0,0700	0,0112	0,0683	0,0703	0,0128
9	35	0,3347	0,0753	0,0813	0,3447	0,0752	0,0816
12	35	0,6119	0,0796	0,1495	0,6336	0,0827	0,1566
14	35	0,8062	0,0837	0,1992	0,8103	0,0837	0,1980
16	35	1,0203	0,0888	0,2579	1,0173	0,0873	0,2539
18	35	1,2163	0,0911	0,3075	1,2205	0,0910	0,3076
20	35	1,4233	0,0978	0,3636	1,4130	0,0947	0,3571
0	40	-0,5585	0,0718	-0,1434	-0,4901	0,0734	-0,1196
3	40	-0,2684	0,0777	-0,0710	-0,2764	0,0751	-0,0774
6	40	-0,0226	0,0781	-0,0124	-0,0081	0,0784	-0,0111
9	40	0,2577	0,0829	0,0580	0,2655	0,0840	0,0574
12	40	0,5344	0,0887	0,1273			
14	40	0,7247	0,0916	0,1755	0,7262	0,0920	0,1734
16	40	0,9330	0,0936	0,2313	0,9347	0,0944	0,2301
18	40	1,1470	0,1004	0,2904	1,1545	0,1034	0,2928
20	40	1,3551	0,1073	0,3481	1,3460	0,1022	0,3406
0	45	-0,6065	0,0809	-0,1588	-0,5393	0,0838	-0,1320
3	45	-0,3305	0,0856	-0,0901	-0,3309	0,0832	-0,0938
6	45	-0,0889	0,0862	-0,0325	-0,0727	0,0859	-0,0305
9	45	0,1877	0,0919	0,0375	0,1948	0,0924	0,0364
12	45	0,4647	0,0972	0,1075	0,4638	0,0975	0,1041
14	45	0,6526	0,0999	0,1553	0,6526	0,1009	0,1530

16	45	0,8672	0,1056	0,2153	0,8585	0,1039	0,2085
18	45	1,0702	0,1058	0,2685			
20	45	1,2753	0,1092	0,3236	1,2807	0,1092	0,3243
0	50	-0,6582	0,0881	-0,1747			
3	50				-0,3859	0,0920	-0,1101
6	50				-0,1375	0,0938	-0,0498
9	50				0,1309	0,1019	0,0185
12	50						
14	50						
16	50				0,7914	0,1121	0,1904
18	50				1,0171	0,1178	0,2558
20	50				1,2193	0,1163	0,3092
0	55				-0,6685	0,0942	-0,1757
3	55				-0,3941	0,1039	-0,1022
6	55				-0,1909	0,1022	-0,0648
9	55				0,0748	0,1102	0,0029
12	55				0,3429	0,1149	0,0712
14	55				0,5306	0,1182	0,1205
16	55				0,7304	0,1199	0,1743
18	55						
20	55						

Šterbina 0,015m

AOA[o]	Výchylka[o]	CL	CD	CM	CL	CD	CM
0	2	0,3474	0,0071	0,1609			
3	2	0,6441	0,0095	0,2282			
6	2	0,9331	0,0141	0,2956			
9	2	1,2064	0,0189	0,3556			
12	2	1,2802	0,0408	0,3518			
14	2	1,5073	0,0374	0,4071			
16	2	1,5816	0,0493	0,4179			
18	2	1,6432	0,0622	0,4264			
20	2	1,5910	0,0813	0,4070			
0	5	0,2541	0,0132	0,1247			
3	5	0,5610	0,0151	0,1988			
6	5	0,7719	0,0229	0,2401			
9	5	1,0348	0,0292	0,3015			
12	5	1,2104	0,0450	0,3328			
14	5	1,4185	0,0430	0,3828			
16	5	1,5313	0,0526	0,4050			
18	5	1,6092	0,0647	0,4181			
20	5	1,6238	0,0842	0,4199			
0	10	0,0360	0,0309	0,0501			
3	10	0,3150	0,0287	0,1165			
6	10	0,5891	0,0332	0,1813			
9	10	0,8666	0,0379	0,2469			
12	10	1,1129	0,0508	0,3041			
14	10	1,3143	0,0481	0,3502			
16	10	1,4779	0,0567	0,3913			

18	10	1,5812	0,0685	0,4136
20	10	1,5613	0,0915	0,4082
0	15	-0,1081	0,0372	0,0008
3	15	0,1994	0,0366	0,0784
6	15	0,4600	0,0392	0,1378
9	15	0,7420	0,0438	0,2056
12	15	1,0079	0,0553	0,2711
14	15	1,2289	0,0549	0,3268
16	15	1,4124	0,0614	0,3721
18	15	1,5565	0,0698	0,4067
20	15	1,6118	0,0833	0,4159
0	20	-0,1644	0,0415	-0,0160
3	20	0,1131	0,0420	0,0496
6	20	0,3754	0,0455	0,1108
9	20	0,6593	0,0500	0,1796
12	20	0,9281	0,0582	0,2462
14	20	1,1229	0,0609	0,2938
16	20	1,3108	0,0644	0,3387
18	20	1,5010	0,0715	0,3876
20	20	1,6113	0,0845	0,4173
0	25	-0,2428	0,0470	-0,0422
3	25	0,0368	0,0480	0,0245
6	25	0,2896	0,0512	0,0823
9	25	0,5731	0,0560	0,1520
12	25	0,8527	0,0634	0,2233
14	25	1,0404	0,0655	0,2662
16	25	1,2332	0,0709	0,3167
18	25	1,4197	0,0761	0,3641
20	25	1,5688	0,0865	0,4050
0	30	-0,3125	0,0532	-0,0656
3	30	-0,0305	0,0544	0,0034
6	30	0,2285	0,0591	0,0638
9	30	0,4957	0,0633	0,1276
12	30	0,7838	0,0719	0,2052
14	30	0,9519	0,0720	0,2389
16	30	1,1509	0,0766	0,2923
18	30	1,3575	0,0832	0,3485
20	30	1,5261	0,0886	0,3914
0	35	-0,3761	0,0589	-0,0864
3	35	-0,1008	0,0610	-0,0200
6	35	0,1645	0,0660	0,0436
9	35	0,4262	0,0703	0,1058
12	35	0,7090	0,0786	0,1805
14	35	0,8741	0,0799	0,2164
16	35	1,0730	0,0828	0,2698
18	35	1,2799	0,0873	0,3256
20	35	1,4134	0,1066	0,3789
0	40	-0,4300	0,0659	-0,1041

3	40	-0,1636	0,0674	-0,0402
6	40	0,1006	0,0785	0,0245
9	40	0,3638	0,0783	0,0870
12	40	0,6410	0,0854	0,1603
14	40	0,7952	0,0875	0,1926
16	40	0,9934	0,0902	0,2463
18	40	1,2017	0,0933	0,3022
20	40	1,3998	0,0972	0,3545
0	45	-0,4854	0,0714	-0,1217
3	45	-0,2134	0,0761	-0,0553
6	45	0,0470	0,0797	0,0071
9	45	0,3088	0,0858	0,0721
12	45	0,5957	0,0914	0,1494
14	45	0,7229	0,0947	0,1715
16	45	0,9398	0,1341	0,2507
18	45	1,1396	0,0998	0,2858
20	45	1,3387	0,1024	0,3385
0	50	-0,5284	0,0778	-0,1352
3	50	-0,2607	0,0827	-0,0698
6	50	-0,0060	0,0865	-0,0089
9	50	0,3017	0,0994	0,0835
12	50	0,5203	0,0969	0,1265
14	50	0,6620	0,1030	0,1550
16	50	0,8691	0,1045	0,2125
18	50	1,0832	0,1057	0,2711
20	50	1,2849	0,1079	0,3250
0	55	-0,4663	0,0916	-0,0943
3	55	-0,0925	0,2714	0,0247
6	55	-0,0459	0,0944	-0,0184
9	55	0,2158	0,1019	0,0474
12	55	0,4884	0,1048	0,1190
14	55	0,6053	0,1103	0,1400
16	55	0,8113	0,1112	0,1967
18	55	1,0408	0,1152	0,2624
20	55	0,8223	0,1884	0,2749

Příloha 5. Aerodynamické charakteristiky profilu. Závěsový bod 0,6b

AOA [°]	Výchylka [°]	Šterbina 0,001m			Šterbina 0,005m		
		CL	CD	CM	CL	CD	CM
0	2	0,0077	0,3404	0,1583			
3	2	0,0102	0,6514	0,2328	0,0102	0,6530	0,2336
6	2	0,0144	0,9406	0,3022	0,0138	0,9383	0,2979
9	2	0,0296	1,0770	0,3099	0,0182	1,2203	0,3613
12	2	0,0254	1,4591	0,4100	0,0257	1,4599	0,4107
14	2	0,0443	1,6653	0,4725	0,0351	1,5409	0,4178
16	2				0,0441	1,6581	0,4397
18	2	0,0659	1,5859	0,4113	0,0548	1,7472	0,4540
20	2	0,0962	1,5441	0,4031	0,0960	1,3282	0,3420
0	5	0,0117	0,2991	0,1438	0,0122	0,2928	0,1413
3	5	0,0143	0,5974	0,2150	0,0147	0,5813	0,2088
6	5	0,0203	0,8281	0,2616	0,0207	0,8235	0,2600
9	5	0,0338	1,0020	0,2876	0,0254	1,0870	0,3185
12	5	0,0316	1,3464	0,3756	0,0314	1,3465	0,3756
14	5				0,0387	1,4757	0,3991
16	5	0,0458	1,6218	0,4295	0,0459	1,6181	0,4282
18	5	0,0549	1,7444	0,4536	0,0549	1,7287	0,4482
20	5	0,0972	1,3277	0,3430	0,0926	1,4806	0,3835
0	10	0,1326	0,1329	0,1130	0,0246	0,0595	0,0609
3	10	0,0254	0,3610	0,1350	0,0258	0,3532	0,1316
6	10	0,0295	0,6380	0,1984	0,0291	0,6297	0,1945
9	10	0,0395	0,8924	0,2533	0,0336	0,9215	0,2641
12	10	0,0383	1,2111	0,3329	0,0381	1,2059	0,3302
14	10	0,0446	1,4082	0,3816	0,0433	1,3837	0,3709
16	10	0,0489	1,5496	0,4079	0,0493	1,5513	0,4089
18	10	0,0559	1,7050	0,4421	0,0561	1,6936	0,4381
20	10	0,0965	1,4042	0,3645	0,0841	1,5948	0,4106
0	15	0,0310	-0,0869	0,0096			
3	15	0,0342	0,2322	0,0916			
6	15	0,0357	0,5075	0,1498	0,0347	0,4953	0,1475
9	15	0,0389	0,7928	0,2197	0,0385	0,7917	0,2193
12	15	0,0502	1,0756	0,2896	0,0429	1,0845	0,2895
14	15	0,0474	1,2787	0,3370	0,0474	1,2800	0,3372
16	15	0,0522	1,4601	0,3788			
18	15	0,0587	1,6391	0,4222			
20	15	0,0801	1,5701	0,3992			
0	20	0,0371	-0,2087	-0,0340	0,0374	-0,2151	-0,0384
3	20	0,0433	0,0934	0,0391	0,0387	0,0874	0,0370
6	20	0,0413	0,3872	0,1120	0,0413	0,3815	0,1081

9	20	0,0455	0,6875	0,1862	0,0455	0,6841	0,1836
12	20	0,0414	0,9229	0,2186	0,0487	0,9758	0,2536
14	20	0,0529	1,1807	0,3072	0,0522	1,1735	0,3020
16	20	0,0576	1,3706	0,3518	0,0577	1,3752	0,3538
18	20	0,0607	1,5486	0,3914	0,0628	1,5614	0,3987
20	20	0,0696	1,7377	0,4410	0,1104	1,2885	0,3430
0	25	0,0426	-0,3267	-0,0784	0,0447	-0,3114	-0,0721
3	25	0,0429	-0,0299	-0,0067	0,0447	-0,0114	0,0025
6	25	0,0468	0,2803	0,0753	0,0487	0,2845	0,0762
9	25	0,0516	0,5850	0,1523	0,0524	0,5811	0,1494
12	25	0,0556	0,8849	0,2266	0,0546	0,8708	0,2188
14	25	0,0581	1,0780	0,2731	0,0577	1,0770	0,2689
16	25	0,0631	1,2831	0,3263	0,0629	1,2833	0,3254
18	25	0,0680	1,4796	0,3748	0,0678	1,4822	0,3758
20	25	0,0753	1,6814	0,4281	0,0786	1,6522	0,4240
0	30	0,0501	-0,4006	-0,1015	0,0514	-0,4001	-0,1030
3	30				0,0506	-0,1099	-0,0316
6	30	0,0533	0,1867	0,0430	0,0544	0,1889	0,0434
9	30	0,0600	0,5097	0,1359	0,0587	0,4868	0,1181
12	30	0,0615	0,7824	0,1930	0,0621	0,7821	0,1916
14	30	0,0642	0,9791	0,2416	0,0646	0,9799	0,2407
16	30	0,0688	1,1982	0,3010	0,0688	1,1953	0,2985
18	30				0,0728	1,4006	0,3518
20	30				0,0800	1,6057	0,4064
0	35				0,0583	-0,4799	-0,1303
3	35				0,0578	-0,1889	-0,0580
6	35	0,0617	0,1041	0,0161	0,0618	0,1034	0,0145
9	35				0,0654	0,3985	0,0894
12	35	0,0692	0,6908	0,1630	0,0693	0,6921	0,1629
14	35	0,0709	0,8885	0,2124	0,0715	0,8920	0,2136
16	35	0,0749	1,1132	0,2744	0,0751	1,1121	0,2736
18	35	0,0791	1,3227	0,3308			
20	35	0,0838	1,5298	0,3853	0,0838	1,5319	0,3857
0	40	0,0645	-0,5527	-0,1526	0,0658	-0,5477	-0,1525
3	40				0,0677	-0,2640	-0,0827
6	40				0,0701	0,0296	-0,0086
9	40	0,0729	0,3201	0,0653	0,0731	0,3211	0,0650
12	40	0,0761	0,6130	0,1392	0,0764	0,6129	0,1385
14	40	0,0961	0,9089	0,2540	0,0795	0,8146	0,1906
16	40	0,1125	1,2238	0,3401	0,0818	1,0381	0,2522
18	40	0,0812	1,2334	0,2874	0,0850	1,2511	0,3095
20	40	0,0886	1,4563	0,3648			
0	45	0,0853	-0,5500	-0,1423	0,0727	-0,6104	-0,1732
3	45	0,0865	-0,2631	-0,0707	0,0768	-0,2876	-0,0884
6	45	0,0769	-0,0472	-0,0325	0,0777	-0,0365	-0,0290
9	45						
12	45				0,0842	0,5415	0,1173
14	45				0,0868	0,7431	0,1698

16	45	0,0884	0,9711	0,2337
18	45	0,0913	1,1842	0,2914
20	45	0,0951	1,3960	0,3488
0	50	0,0792	-0,6670	-0,1915
3	50	0,0838	-0,3594	-0,1119
6	50	0,0836	-0,0846	-0,0428
9	50	0,0890	0,1974	0,0289
12	50	0,0924	0,4835	0,1013
14	50	0,0938	0,6779	0,1510
16	50	0,0956	0,9056	0,2153
18	50	0,0975	1,1225	0,2749
20	50	0,1006	1,3358	0,3332
0	55			
3	55			
6	55	0,0909	-0,1547	-0,0655
9	55	0,0996	0,4193	0,0825
12	55	0,1013	0,6189	0,1348
14	55			
16	55			
18	55			
20	55			

AOA [°]	Výchylka [°]	Šterbina 0,010m			Šterbina 0,015m		
		CL	CD	CM	CL	CD	CM
0	2	0,0080	0,3362	0,1565	0,0080	0,3358	0,1563
3	2	0,0100	0,6445	0,2300	0,0104	0,6469	0,2308
6	2	0,0139	0,9342	0,2962	0,0139	0,9233	0,2915
9	2	0,0181	1,2190	0,3608	0,0184	1,2133	0,3585
12	2	0,0253	1,4618	0,4109	0,0253	1,4629	0,4113
14	2	0,0354	1,5367	0,4167	0,0358	1,5316	0,4153
16	2	0,0451	1,6401	0,4346	0,0453	1,6363	0,4335
18	2	0,0559	1,7266	0,4483	0,0561	1,7204	0,4466
20	2	0,0989	1,3936	0,3635	0,0999	1,3665	0,3561
0	5	0,0133	0,2741	0,1340	0,0151	0,2328	0,1180
3	5	0,0157	0,5600	0,2011	0,0179	0,5047	0,1804
6	5	0,0213	0,7989	0,2508	0,0227	0,7685	0,2391
9	5	0,0264	1,0790	0,3159	0,0262	1,0587	0,3077
12	5	0,0319	1,3491	0,3768			
14	5	0,0392	1,4729	0,3987	0,0392	1,4710	0,3981
16	5	0,0465	1,6039	0,4241			
18	5	0,0568	1,7058	0,4427	0,0579	1,6887	0,4382
20	5	0,0954	1,4438	0,3754			
0	10	0,0252	0,0353	0,0497	0,0250	0,0188	0,0399
3	10	0,0259	0,3321	0,1217	0,0250	0,3180	0,1125
6	10	0,0290	0,6169	0,1879	0,0285	0,6091	0,1823
9	10	0,0334	0,9129	0,2594	0,0329	0,9083	0,2550
12	10	0,0375	1,2027	0,3277	0,0372	1,1997	0,3246
14	10	0,0425	1,3786	0,3676	0,0428	1,3883	0,3704
16	10	0,0493	1,5460	0,4071	0,0496	1,5551	0,4108

18	10	0,0577	1,6950	0,4407	0,0594	1,6762	0,4363
20	10	0,0837	1,6058	0,4135	0,0856	1,5753	0,4061
0	15	0,0313	-0,1026	-0,0008	0,0316	-0,0894	0,0015
3	15	0,0315	0,1969	0,0725	0,0319	0,2075	0,0736
6	15	0,0357	0,4935	0,1451	0,0356	0,5075	0,1504
9	15	0,0383	0,7874	0,2155	0,0376	0,7966	0,2162
12	15	0,0425	1,0851	0,2874	0,0420	1,0896	0,2869
14	15	0,0468	1,2812	0,3356	0,0462	1,2859	0,3353
16	15	0,0522	1,4673	0,3809	0,0514	1,4720	0,3809
18	15	0,0596	1,6319	0,4210	0,0600	1,6282	0,4203
20	15				0,0981	1,3954	0,3635
0	20	0,0377	-0,2083	-0,0384	0,0378	-0,1776	-0,0294
3	20	0,0384	0,0952	0,0370	0,0384	0,1159	0,0420
6	20	0,0414	0,3883	0,1083	0,0411	0,4034	0,1119
9	20	0,0450	0,6850	0,1814	0,0447	0,6983	0,1837
12	20	0,0488	0,9797	0,2530	0,0486	0,9876	0,2542
14	20	0,0518	1,1760	0,3010	0,0510	1,1825	0,3010
16	20	0,0570	1,3756	0,3524	0,0566	1,3843	0,3538
18	20	0,0626	1,5657	0,3996	0,0617	1,5698	0,3994
20	20	0,0727	1,7122	0,4376	0,0901	1,6031	0,4223
0	25	0,0446	-0,2928	-0,0683	0,0443	-0,2574	-0,0568
3	25	0,0440	-0,0029	0,0028	0,0445	0,0294	0,0123
6	25	0,0470	0,2891	0,0742	0,0472	0,3142	0,0812
9	25	0,0511	0,5835	0,1466	0,0507	0,6045	0,1522
12	25	0,0546	0,8781	0,2191	0,0544	0,8911	0,2218
14	25	0,0546	1,0592	0,2484	0,0573	1,0846	0,2692
16	25	0,0629	1,2874	0,3255	0,0619	1,2886	0,3236
18	25	0,0674	1,4858	0,3760	0,0668	1,4866	0,3747
20	25	0,0844	1,5263	0,3918	0,0915	1,3183	0,3356
0	30	0,0519	-0,3751	-0,0966	0,0516	-0,3380	-0,0853
3	30	0,0512	-0,0881	-0,0264	0,0516	-0,0500	-0,0151
6	30	0,0542	0,1987	0,0440			
9	30	0,0581	0,4912	0,1167	0,0581	0,5175	0,1234
12	30	0,0620	0,7829	0,1891	0,0620	0,8035	0,1938
14	30	0,0647	0,9835	0,2399	0,0647	0,9951	0,2414
16	30	0,0683	1,1963	0,2972	0,0679	1,1997	0,2962
18	30	0,0727	1,4036	0,3517	0,0723	1,4049	0,3505
20	30	0,0891	1,5075	0,3917	0,0832	1,5866	0,4078
0	35	0,0587	-0,4480	-0,1217	0,0585	-0,4057	-0,1084
3	35	0,0585	-0,1674	-0,0533	0,0595	-0,1171	-0,0369
6	35	0,0629	0,1247	0,0209	0,0627	0,1777	0,0443
9	35	0,0656	0,4041	0,0885	0,0664	0,4361	0,0971
12	35	0,0692	0,6953	0,1614	0,0696	0,7125	0,1642
14	35	0,0719	0,8938	0,2118	0,0723	0,9023	0,2118
16	35	0,0748	1,1179	0,2742	0,0746	1,1153	0,2704
18	35	0,0786	1,3275	0,3298	0,0777	1,3256	0,3270
20	35	0,0939	1,4277	0,3711	0,0874	1,5476	0,3936
0	40	0,0665	-0,5126	-0,1431			

3	40	0,0683	-0,2370	-0,0763	0,0667	-0,1857	-0,0602
6	40	0,0723	0,0638	0,0143	0,0701	0,0869	0,0052
9	40	0,0743	0,3280	0,0649	0,0747	0,3617	0,0708
12	40	0,0770	0,6134	0,1358	0,0779	0,6310	0,1388
14	40	0,0797	0,8128	0,1874	0,0801	0,8206	0,1869
16	40	0,0815	1,0407	0,2512	0,0816	1,0407	0,2491
18	40	0,0878	1,2668	0,3152	0,0862	1,2616	0,3105
20	40	0,0923	1,4769	0,3725	0,0899	1,4731	0,3687
0	45	0,0771	-0,5212	-0,1358	0,0730	-0,5274	-0,1492
3	45	0,0760	-0,3026	-0,0976	0,0754	-0,2451	-0,0795
6	45	0,0775	-0,0347	-0,0360	0,0774	0,0229	-0,0151
9	45	0,0822	0,2581	0,0438	0,0824	0,2904	0,0507
12	45	0,0853	0,5422	0,1147	0,0867	0,5581	0,1169
14	45				0,0888	0,7456	0,1648
16	45				0,0888	0,9720	0,2293
18	45				0,0908	1,1871	0,2883
20	45				0,0938	1,4004	0,3477
0	50				0,0852	-0,5019	-0,1233
3	50	0,0838	-0,3633	-0,1169	0,0884	-0,2414	-0,0618
6	50	0,0851	-0,0959	-0,0509	0,0854	-0,0374	-0,0339
9	50	0,0900	0,1919	0,0231	0,0937	0,2493	0,0491
12	50	0,0925	0,4779	0,0959	0,0947	0,4876	0,0962
14	50	0,0951	0,6766	0,1482	0,0958	0,6748	0,1441
16	50	0,0979	0,9027	0,2117	0,0972	0,8908	0,2040
18	50	0,0974	1,1250	0,2737	0,0972	1,1261	0,2719
20	50	0,1046	1,3508	0,3393	0,0999	1,3415	0,3323
0	55	0,0901	-0,6396	-0,1735	0,0916	-0,5558	-0,1398
3	55	0,0929	-0,3903	-0,1158	0,0958	-0,2947	-0,0778
6	55	0,0925	-0,1503	-0,0672	0,0994	-0,0492	-0,0202
9	55	0,0974	0,1319	0,0053	0,1021	0,1867	0,0309
12	55	0,1009	0,4214	0,0806	0,1042	0,4460	0,0936
14	55	0,1028	0,6187	0,1321	0,1042	0,6171	0,1287
16	55	0,1037	0,8380	0,1933	0,1445	0,8101	0,1867
18	55	0,1040	1,0682	0,2589	0,1035	1,0669	0,2559
20	55	0,1091	1,2916	0,3229	0,1355	1,2976	0,3329

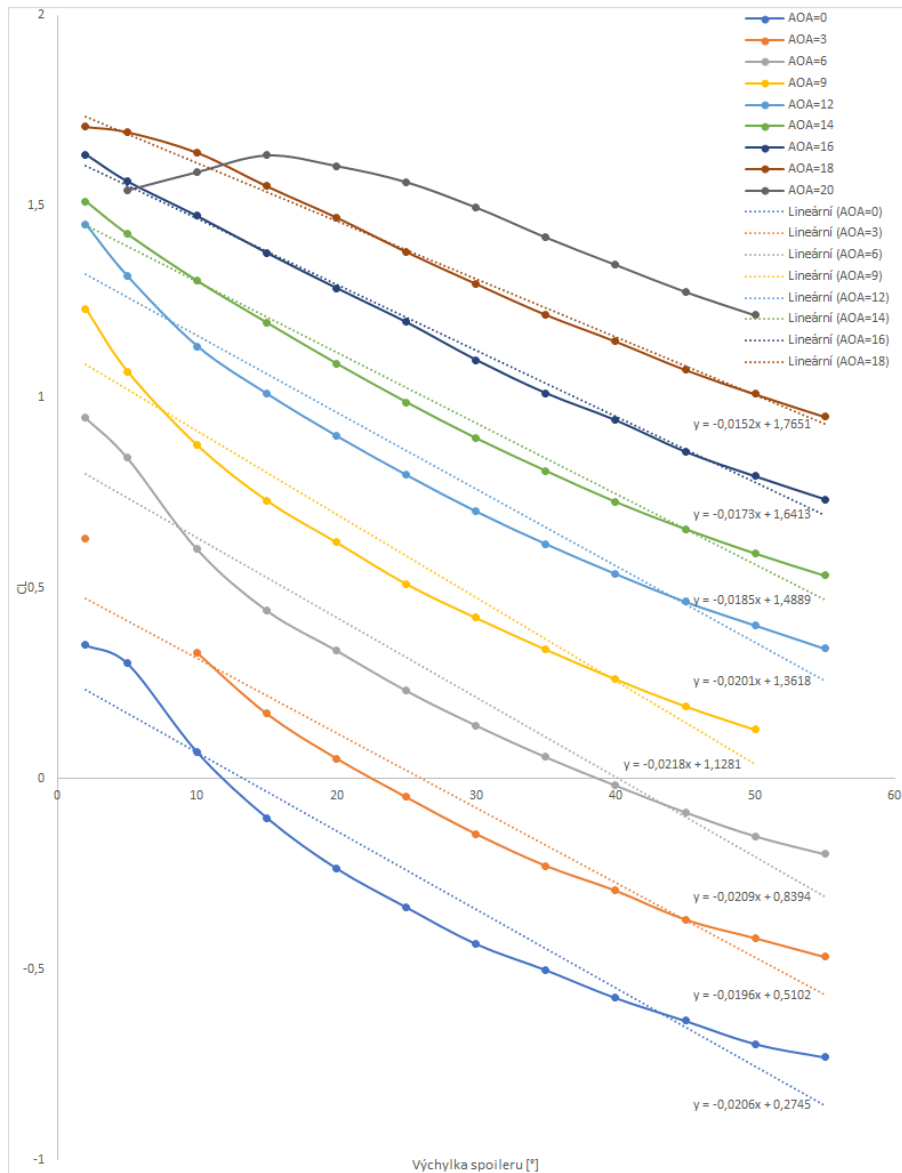
Příloha 6. Aerodynamické charakteristiky profilu. Závěsový bod 0,65b

		Šterbina 0,015m					
AOA [°]	Výchylka [°]	CL	CD	CM	CL	CD	CM
0	2						
3	2	0,635936	0,009405	0,22591			
6	2	0,929148	0,013725	0,294003			
9	2	1,224313	0,017976	0,363015			
12	2	1,474021	0,02478	0,41517			
14	2	1,561566	0,034477	0,424814			
16	2	1,664263	0,043377	0,441175			
18	2	1,746246	0,054363	0,453348			
20	2	1,632865	0,035981	0,347819			
0	5						
3	5						
6	5	0,782708	0,018876	0,240434			
9	5	1,095376	0,022903	0,317947			
12	5	1,386708	0,027918	0,386356			
14	5	1,510879	0,036991	0,409732			
16	5	1,637289	0,044388	0,433199			
18	5	1,725324	0,055462	0,447708			
20	5	1,370692	0,097182	0,355145			
0	10	0,034686	0,021482	0,040862			
3	10	0,340432	0,022454	0,114562			
6	10	0,629519	0,031232	0,184945			
9	10	0,955505	0,028064	0,26711			
12	10	1,267128	0,032212	0,343628			
14	10	1,447733	0,038297	0,387048			
16	10	1,615254	0,045287	0,426972			
18	10	1,709345	0,055345	0,442618			
20	10	1,669106	0,080569	0,431038			
0	15						
3	15	0,240359	0,026544	0,078676			
6	15						
9	15	0,858089	0,032298	0,230745			
12	15	1,173268	0,037723	0,310775			
14	15	1,358254	0,040536	0,353546			
16	15	1,571663	0,047524	0,410649			
18	15	1,700845	0,055357	0,439488			
20	15	1,670719	0,079245	0,430691			
0	20	-0,15733	0,032744	-0,02996			
3	20	0,126842	0,033352	0,02674			
6	20	0,464585	0,036322	0,128382			

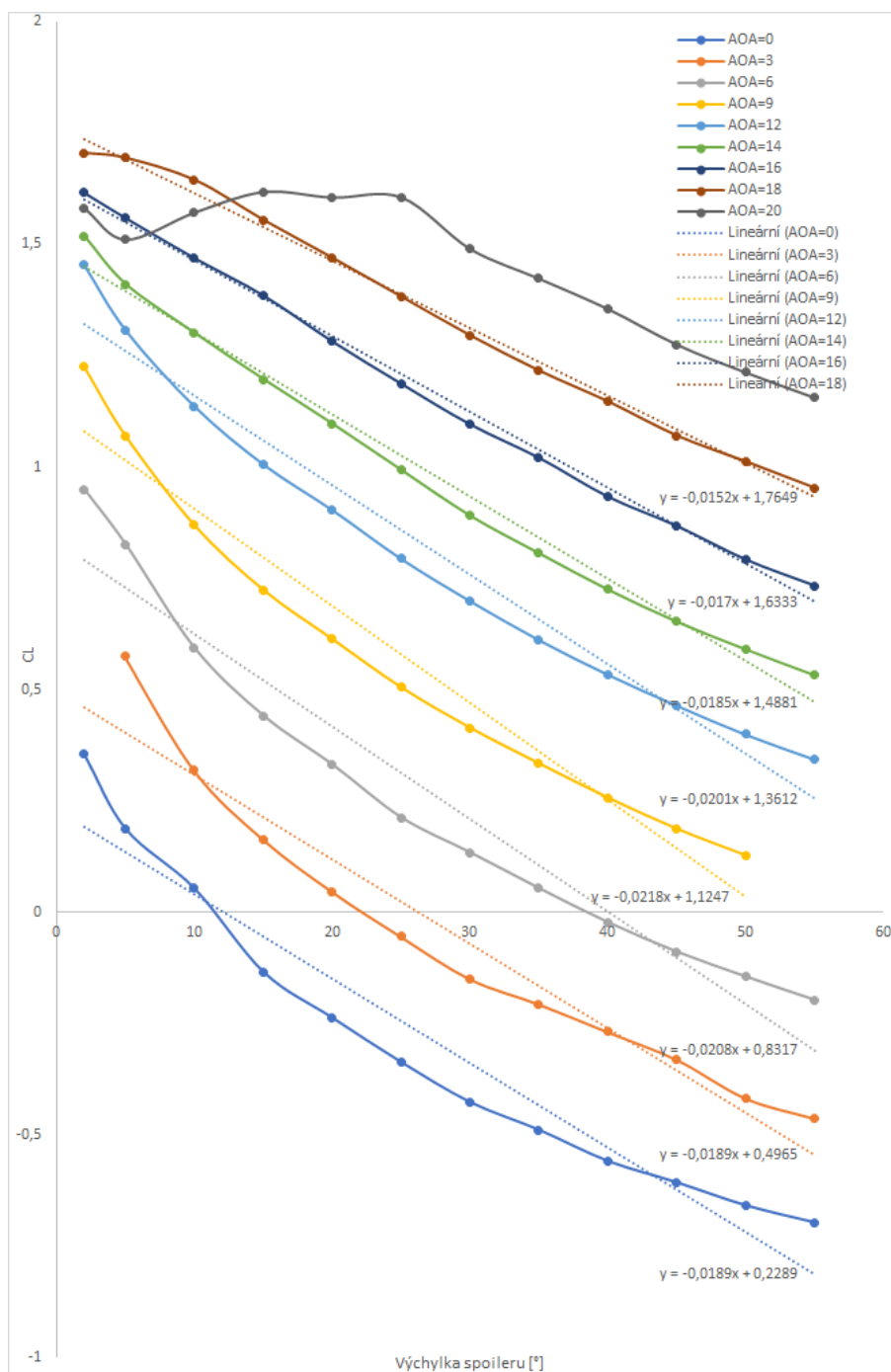
9	20			
12	20	1,078716	0,045416	0,283306
14	20	1,250296	0,048623	0,313757
16	20	1,468241	0,049569	0,374782
18	20	1,596692	0,064878	0,395981
20	20	1,590494	0,082592	0,408625
0	25	-0,23335	0,03941	-0,05707
3	25	0,069343	0,040117	0,016861
6	25	0,354623	0,041827	0,084469
9	25	0,661767	0,043364	0,161543
12	25	0,965991	0,047495	0,238138
14	25	1,168694	0,049495	0,288939
16	25	1,381207	0,053975	0,344969
18	25	1,757756	0,088517	0,479282
20	25	1,741014	0,071586	0,44669
0	30	-0,30047	0,048136	-0,08077
3	30	0,046215	0,055654	0,016109
6	30	0,302863	0,054592	0,068514
9	30	0,578833	0,051678	0,134604
12	30	0,869456	0,05317	0,204178
14	30	1,079739	0,056081	0,259634
16	30	1,46277	0,079233	0,397315
18	30	1,553016	0,070677	0,400082
20	30	1,682767	0,072758	0,426005
0	35	-0,38908	0,052118	-0,11288
3	35			
6	35	0,188727	0,054722	0,02881
9	35	0,737893	0,087152	0,219517
12	35	0,786605	0,05967	0,177604
14	35	1,000732	0,064549	0,235181
16	35	1,231903	0,067942	0,300854
18	35			
20	35	1,399477	0,099596	0,368897
0	40			
3	40			
6	40	0,131179	0,062299	0,009412
9	40			
12	40	0,778994	0,066196	0,188387
14	40	0,904846	0,06945	0,202425
16	40	1,144601	0,071643	0,272188
18	40	1,272651	0,103056	0,291278
20	40	1,649709	0,095633	0,441596
0	45	-0,50466	0,065702	-0,15327
3	45			
6	45			
9	45	0,345168	0,073293	0,056676
12	45	0,670043	0,115556	0,146157
14	45	0,834977	0,076737	0,181056

16	45	1,045207	0,104947	0,244425
18	45	1,25254	0,102291	0,353467
20	45			
0	50	-0,50249	0,076869	-0,13752
3	50	-0,22431	0,079324	-0,07093
6	50			
9	50	0,267236	0,080207	0,03
12	50	0,568588	0,093564	0,105339
14	50	0,768351	0,083671	0,161035
16	50	0,823791	0,12507	0,174059
18	50	1,251079	0,089251	0,302856
20	50	1,367524	0,103355	0,317071
0	55	-0,55149	0,083438	-0,1536
3	55	-0,28217	0,085675	-0,08987
6	55			
9	55	0,230219	0,08982	0,033232
12	55	0,503268	0,089869	0,089075
14	55	0,703684	0,090029	0,140473
16	55	0,954676	0,089631	0,21616
18	55	1,18551	0,091099	0,282126
20	55	1,410881	0,09321	0,347101

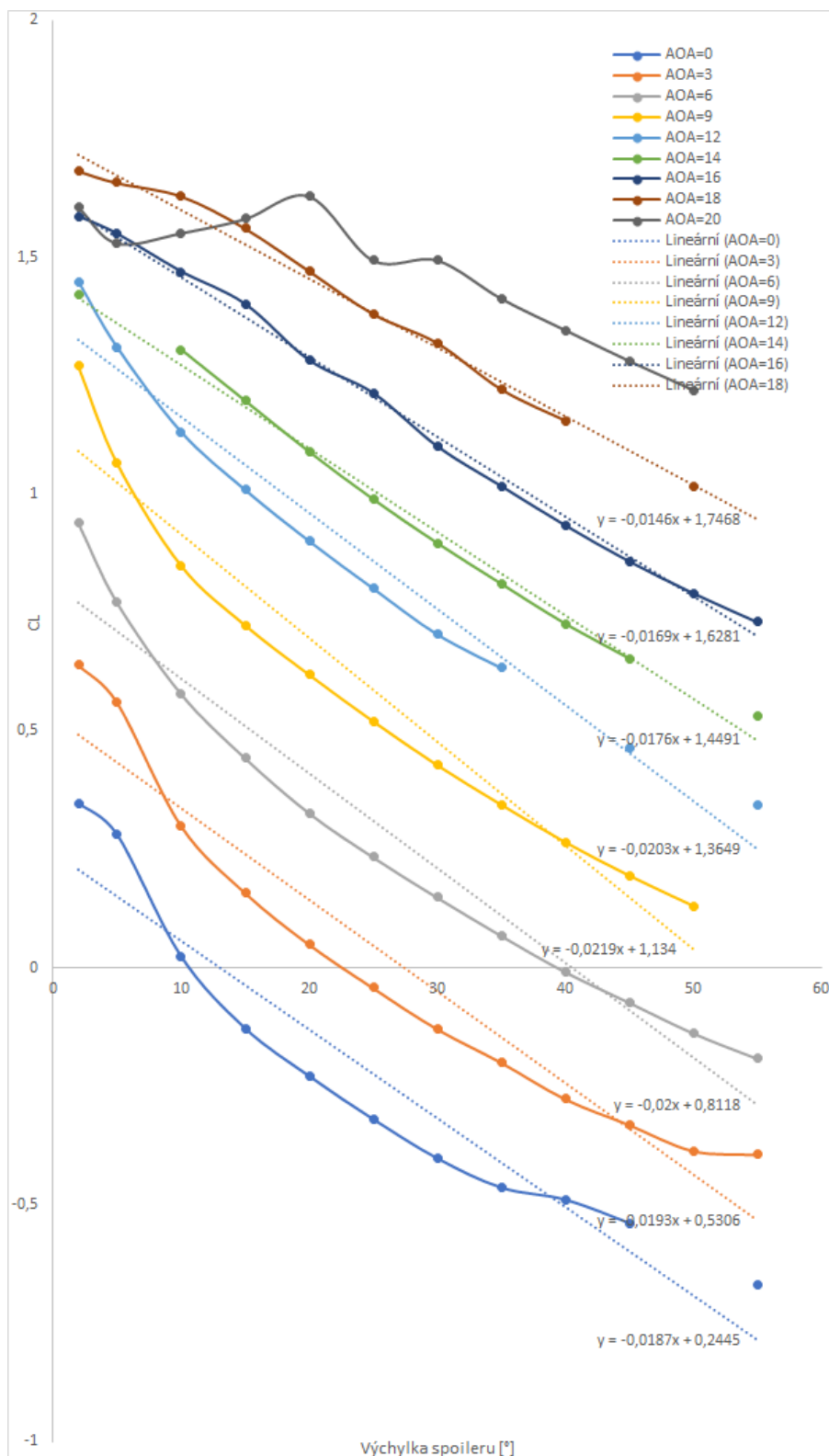
Příloha 7. Grafy průběhu poklesu součinitele vztlaku s výchylkou spoileru



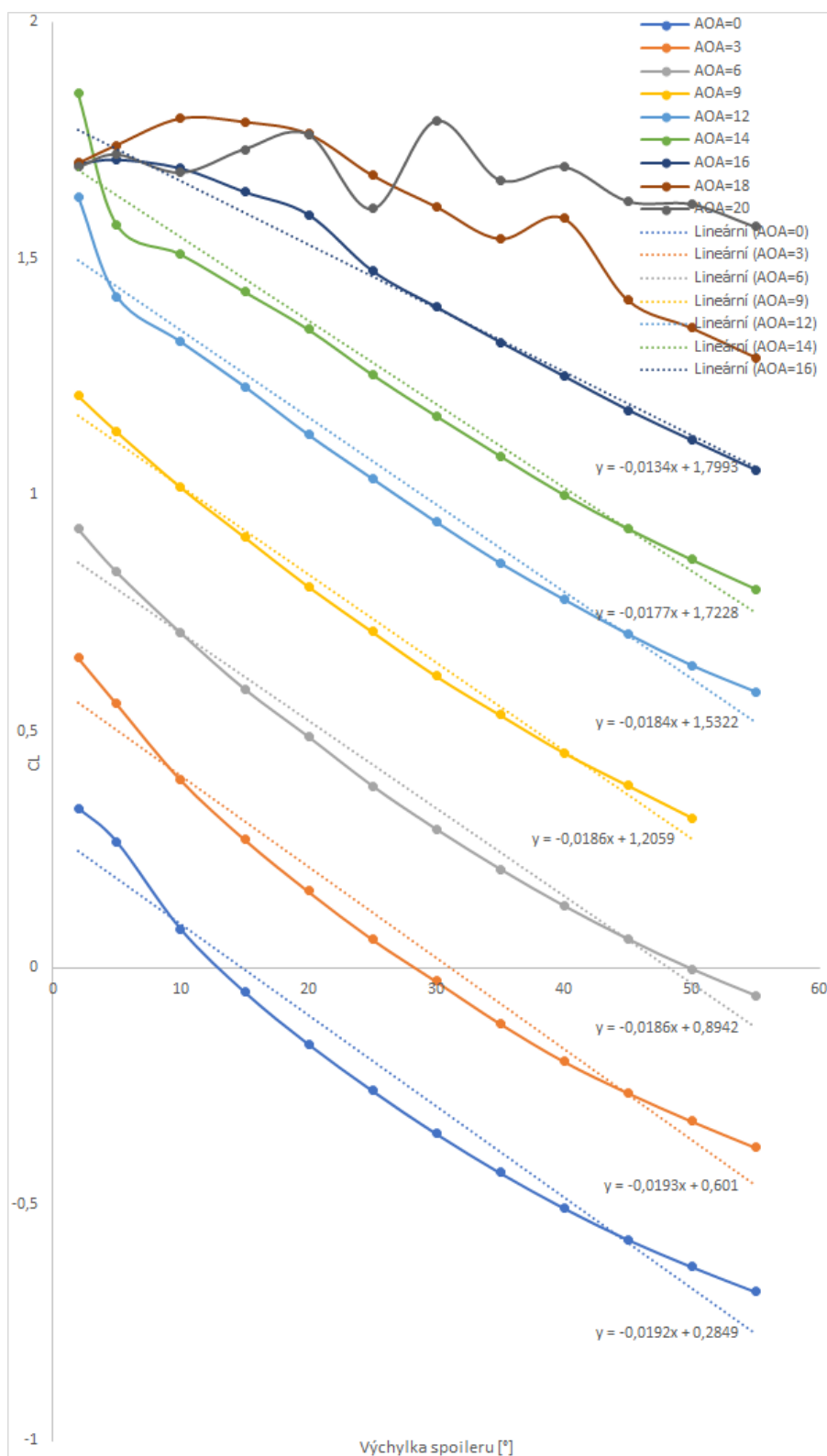
Obrázek 7.3: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,55b; štěrbiná 0,001m



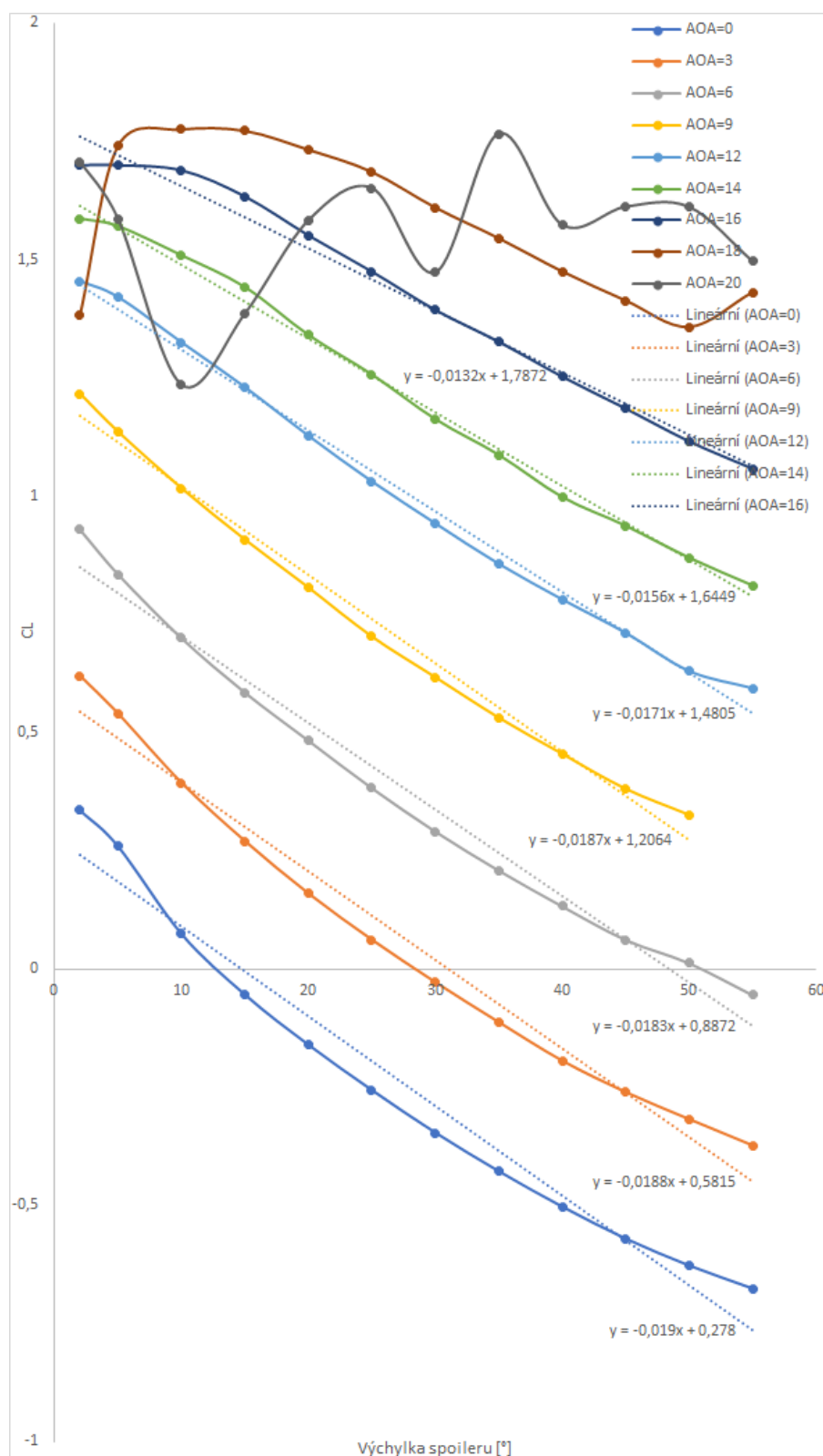
Obrázek 7.4: Závislost součinitele vzlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,55b; štěrbina 0,005m



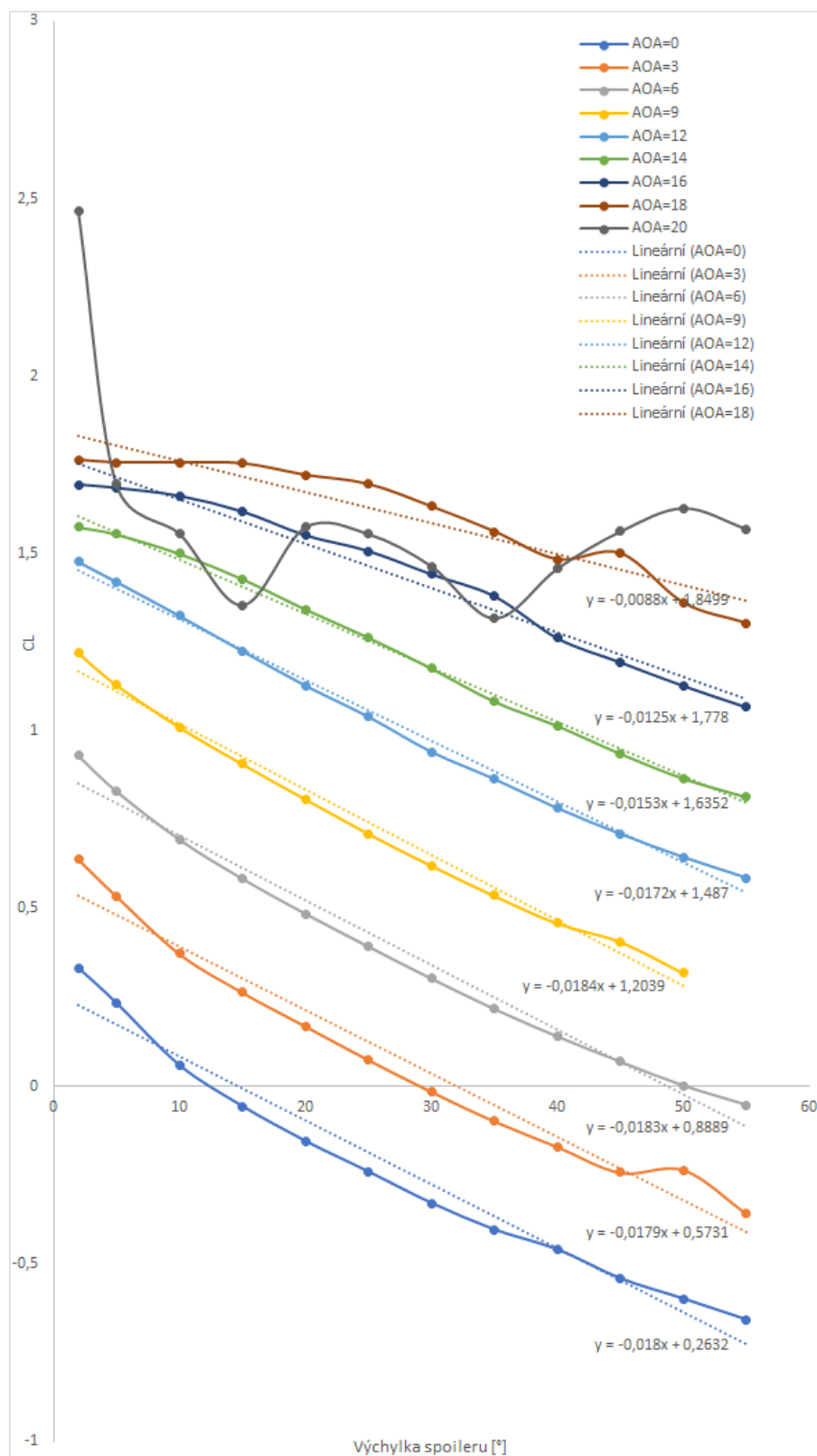
Obrázek 7.5: Závislost součinitele vzlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,55b; štěrbiná 0,010m



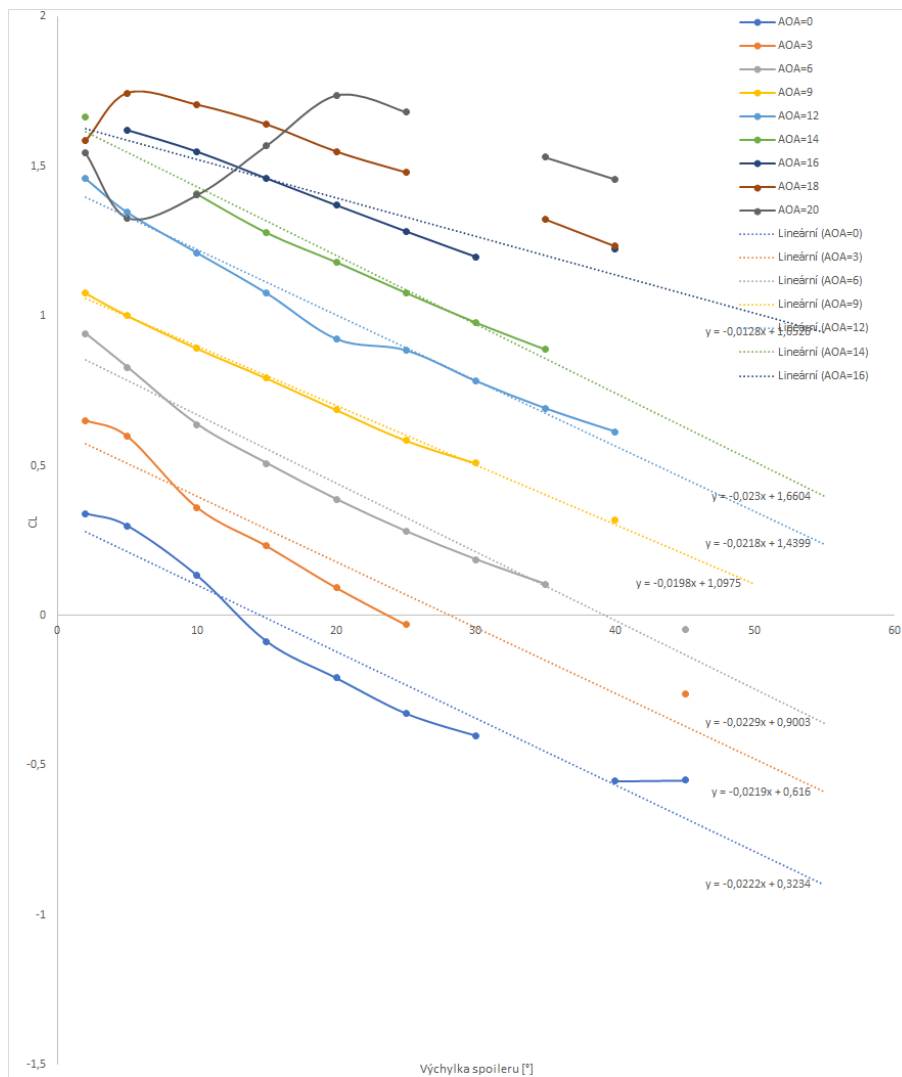
Obrázek 7.6: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,7b; štěrba 0,001m



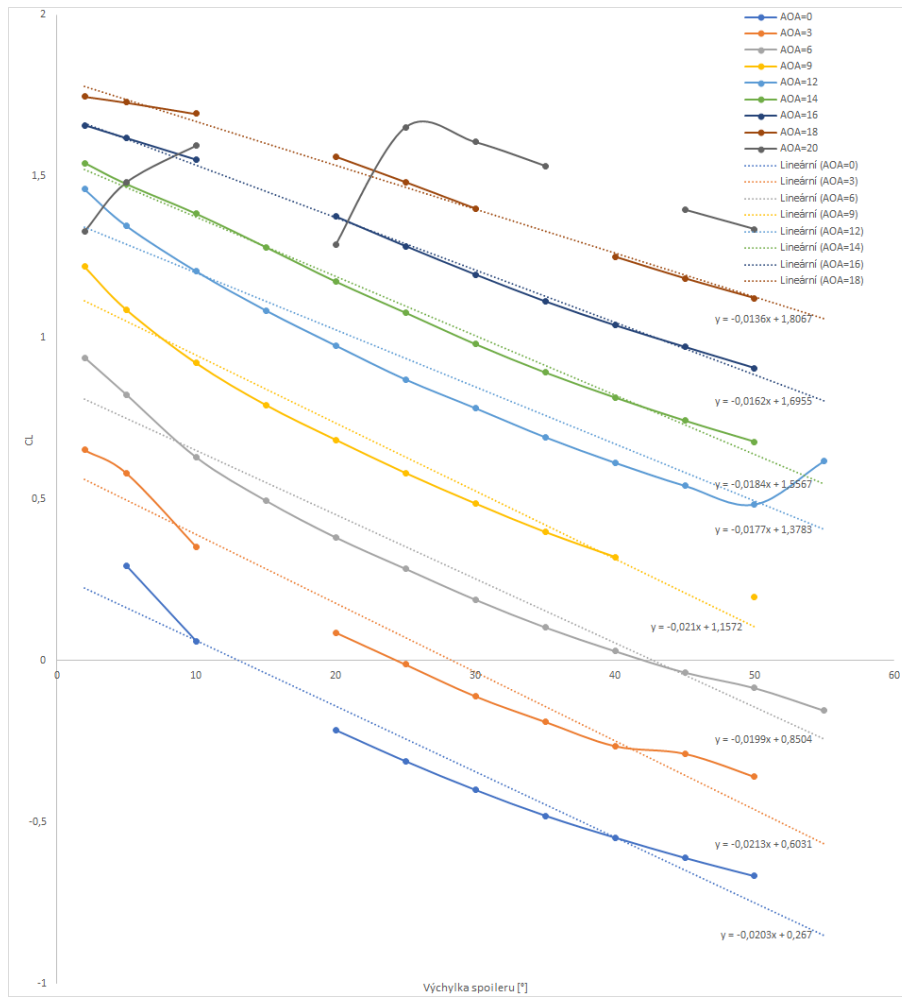
Obrázek 7.7: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,7b; štěrba 0,005m



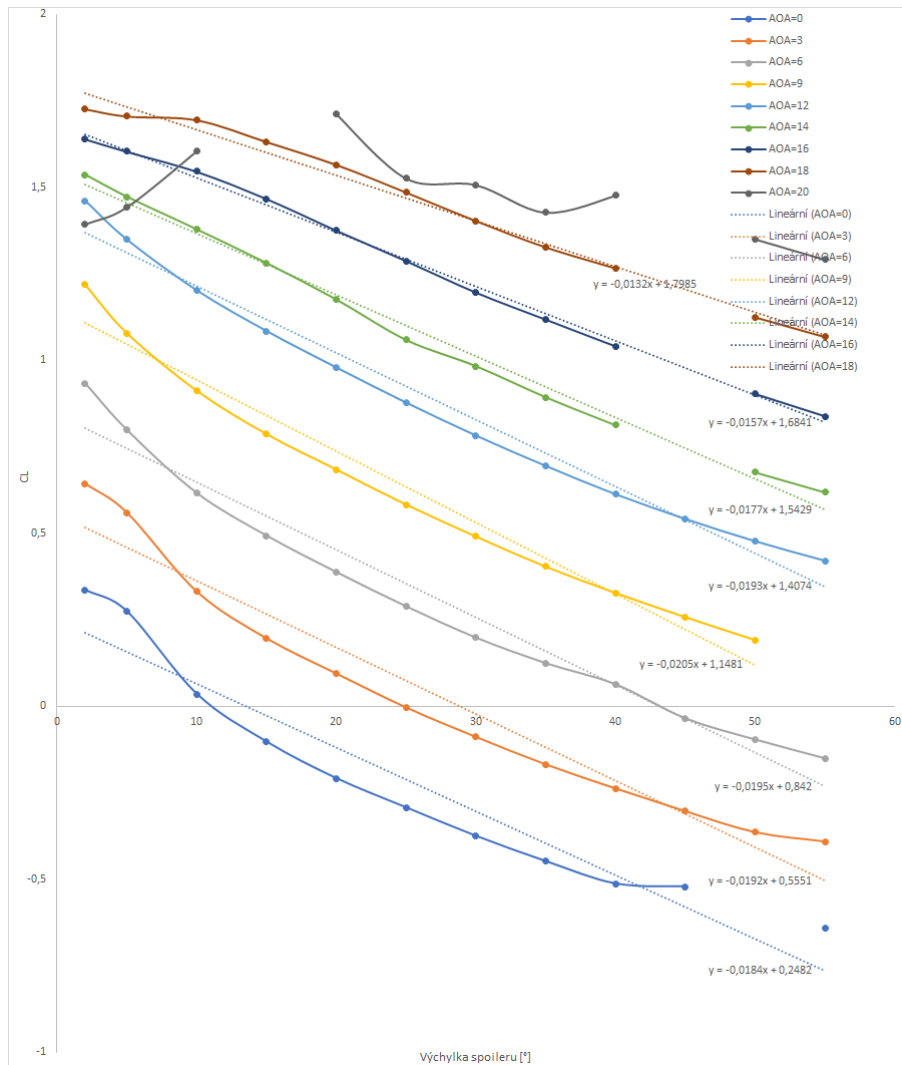
Obrázek 7.8: Závislost součinitele vzlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,7b; štěrbina 0,010m



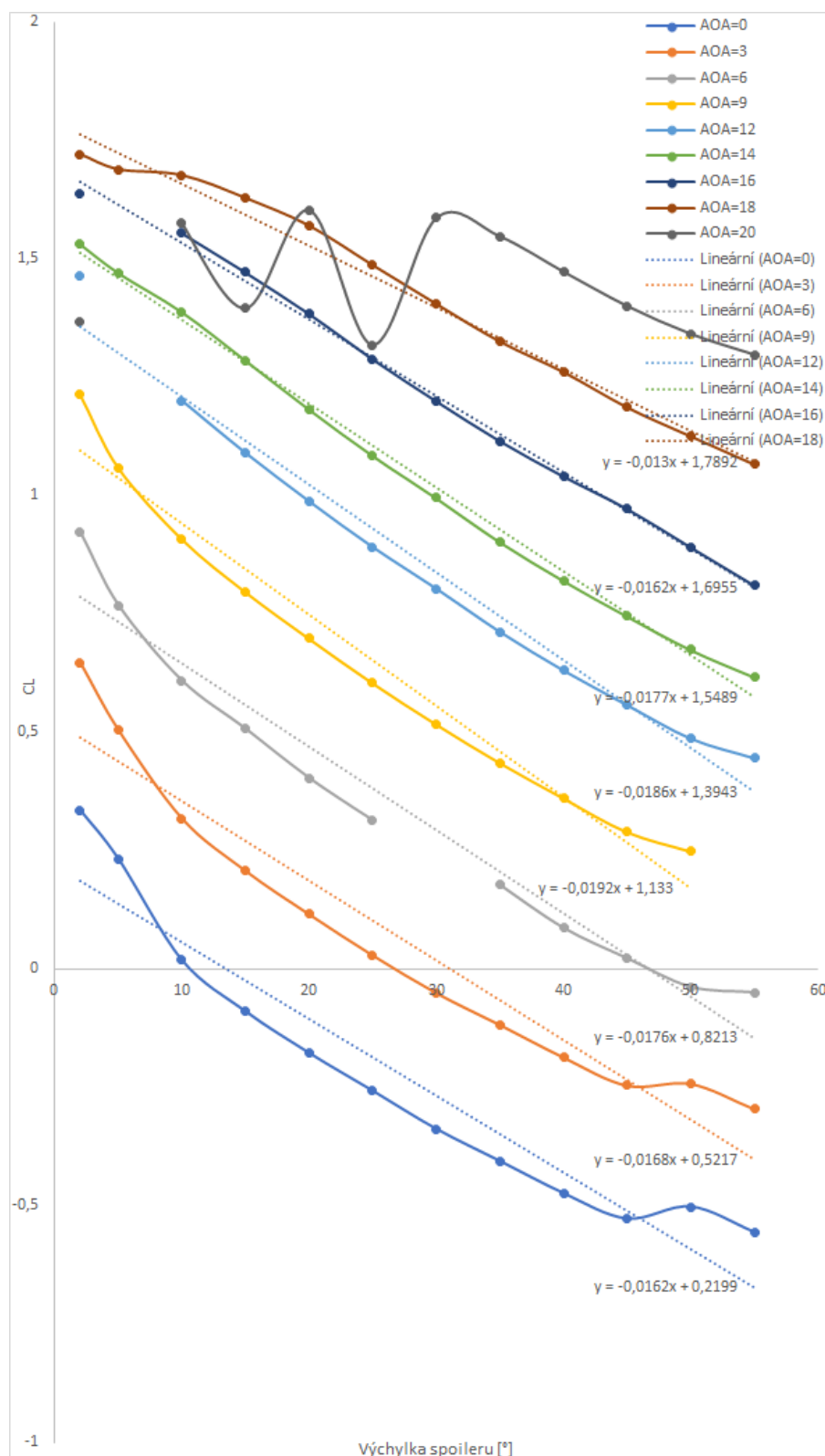
Obrázek 7.9: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrbina 0,001m



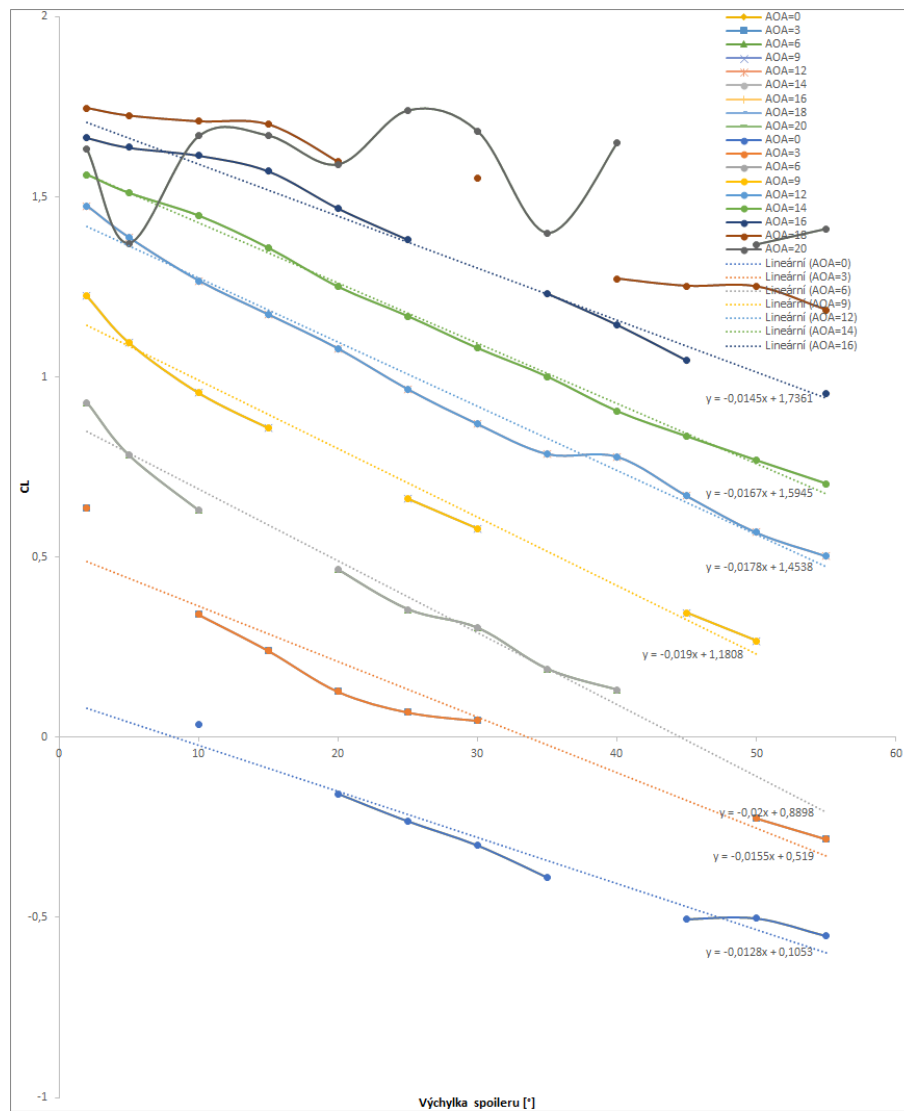
Obrázek 7.10: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrba 0,005m



Obrázek 7.11: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrbina 0,010m



Obrázek 7.12: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,6b; štěrbina 0,015m



Obrázek 7.13: Závislost součinitele vztlaku na výchylce kormidla. Závěsová osa 0,65b; štěrba 0,015m

Příloha 8. Anotace diplomové práce

BOZTAYEV, I.: Příčné řízení letounu pomocí spoilerů: diplomová práce. Praha: ČVUT – České vysoké učení technické, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, 2017, s. Vedoucí práce: Ing. Tomáš Čenský Ph.D.

Tato diplomová práce řeší problematiku příčného řízení letounu pomocí netradičního druhu ovládacích ploch: spoilerů. Ověřuje se schopnost provedení předběžného návrhu použitím výpočtového softwaru na základě CFD: Ansys Fluent. Na základě předchozích zkušeností z tunelových měření a letových zkoušek testuje se vliv uspořádání spoileru vůči profilu/křídlu na aerodynamické součinitele. Testuje se možnost použití hodnot získaných 2D výpočtem v následném návrhu spoileru pomocí Glauertového řešení Prandtlové rovnice a simulování obtékání křídla v 3D pomocí softwaru ANSYS.

BOZTAYEV, I.: Lateral control by spoilers: Master Thesis. Prague: CTU – Czech Technical University, Faculty of Mechanical Engineering, Department of Aerospace Engineering, 2017, p. Thesis head: Ing. Tomáš Čenský Ph.D.

This diploma work deals with lateral flight control problems of an aircraft by non-traditional control surfaces – spoilers. In this work is verified the capability of numerical software CFD: Ansys Fluent to perform a preliminary design of a lateral control. Based on a past tunnel aerodynamic experiments and flight tests, in this work is tested the influence of spoiler configurations on aerodynamic coefficients against airfoil/wing configuration. The possibility of usage of values from 2D solutions for design of a spoiler by Glauert method of Prandtl equation is tested. In addition in this work is performed a simulation of a wing streamline in 3D by Ansys software.